

**TİCARİ UÇAKLARIN EKSERJETİK
SÜRDÜRÜLEBİLİRLİK
İNDİKATÖRLERİNİN GELİŞTİRİLMESİ**

Hakan AYDIN
Doktora Tezi

Sivil Havacılık Anabilim Dalı
Nisan 2012

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Hakan Aydın'ın “**Ticari Uçakların Ekserjetik Sürdürülebilirlik İndikatörlerinin geliştirilmesi**” başlıklı **Sivil Havacılık** Anabilim Dalındaki Doktora Tezi, 18.01.2012 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

Adı Soyadı		İmza
Üye (Tez Danışmanı)	: Yard. Doç.Dr. ÖNDER TURAN	
Üye	: Prof. Dr. T. HİKMET KARAKOÇ	
Üye	: Prof. Dr. ADNAN MİDİLLİ	
Üye	: Prof. Dr. OLCAY KINCAY	
Üye	: Yard. Doç. Dr. SITKI USLU	

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

Enstitü Müdürü

Doktora Tezi

TİCARİ UÇAKLARIN EKSERJETİK SÜRDÜRÜLEBİLİRLİK İNDİKATÖRLERİNİN GELİŞTİRİLMESİ

Hakan AYDIN

**Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Anabilim Dalı**

**Danışman: Yard.Doç. Dr. Önder TURAN
2012, 217 sayfa**

Bu tezde ticari uçak ve uçak motorları için ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörlerinin araştırılmıştır. Bu amaçla havacılıkta orta ve uzun menzilli yolcu uçaklarında kullanılan yüksek bypass oranına sahip bir turbofan motoru, bölgesel uçaklarda kullanılan bir turboprop motor ve dünyada yaygın olarak kullanılan bir yolcu uçağı ele alınmıştır. Her iki motor için öncelikle detaylı ekserji analizleri gerçekleştirilmiş ve elde edilen ekserji parametreleri kullanılarak bu motorların ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri hesaplanmıştır. İlave olarak, bir ticari yolcu uçağının ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri elde edilmiştir.

Yapılan analizlere göre 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. Benzer şekilde turboprop motor içinde dinamik ekserji analizleri yapılmış, ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri elde edilmiştir. Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi en düşük güç çalıştırması (240 N.m tork) için 0.26 ve en yüksek güçteki çalıştırması için (630 N.m tork) 0.41 olarak elde edilmiştir. Ticari yolcu uçağının ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi uçağın kalkış ağırlığına bağlı olarak kalkışta 0.422 - 0.440 arasında düz uçuşta ise 0.42 – 0.441 arasında hesaplanmıştır.

Ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörlerinin uçak ve itki sistemlerinin değerlendirilmesinde havayolu işletmeleri ve havacılık otoriteleri tarafından önemli bir parametre olarak kullanılabileceği düşünülmektedir. Uçak ve uçak motorlarının ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörlerinin belirlenerek etiketlenilmesi ve sınıflandırılmasının bir kriter olarak ele alınmasının yararlı olacağı düşünülmektedir.

Anahtar Kelimeler: Uçak, Turbofan, Turboprop, Ekserji, İtki, Ekserjetik Sürdürülebilirlik İndikatörleri.

ABSTRACT

PhD Dissertation

DEVELOPMENT OF EXERGETIC SUSTAINABILITY INDICATORS ON COMMERCIAL AIRCRAFTS

Hakan AYDIN

**Anadolu University
Graduate School of Sciences
Civil Aviation Program**

**Supervisor: Yard.Doç.Dr. Önder TURAN
2012, 217 pages**

In this thesis the exergetic sustainability indicators of commercial aircraft and aircraft engines have been derived. As application two engines and an commercial aircraft are investigated. First engine is a widely used high bypass turbofan engine powering a medium range transport aircraft and the second one is a turboprop engine powering regional turboprop aircraft. At first step the detailed exergy analysis of the selected engines have been done and then the exergetic sustainability indicators for those engines have been calculated. Additionally, the exergetic sustainability indicators of a widely used commercial aircraft have been obtained.

Turbofan engine exergy efficiency, waste exergy ratio, recoverable exergy ratio, exergy destruction factor, environmental effect factor and exergetic sustainability index are obtained as %31.5, 0.685, 0, 0.408, 2.174 and 0.46. Turboprop engine's dynamic exergetic sustainability indicators have been investigated for six various torque runs. The lowest exergetic sustainability index has been calculated as 0.26 at 240 N.m torque operation and the highest one has been obtained as 0.41 at 630 N.m torque operation. It is noted that the exergetic sustainability indicators of turboprop engine improves with higher torque operations. Moreover, the exergetic sustainability indicators of commercial aircraft has been obtained as around 0.422 - 0.440 at climb and as around 0.42 – 0.441 at cruise phases in respect to aircraft take-off weight.

It's suggested that the commercial aircrafts and aircraft engines can be classified and labeled based on their exergetic sustainability indicator levels. And it's believed that exergetic sustainability indicators may play important role in evaluation of commercial aircrafts and aircraft engines by airlines and aviation authorities.

Keywords: Aircraft, Turbofan, Turboprop, Exergy, Thrust, Exergetic Sustainability Indicators.

TEŞEKKÜR

Doktora çalışması ve makale hazırlama süreçlerinde bana her türlü destek ve katkıyı sağlayan ve beni cesaretlendiren değerli arkadaşım ve danışmanım Sayın Yard. Doç.Dr. Önder Turan'a,

Tez süresince sağladıkları destek, yönlendirme ve önerileriyle tezin oluşumunda büyük emek ve katkıları bulunan değerli hocalarım Sayın Prof. Dr. Hikmet Karakoç, Sayın Prof. Dr. Adnan Midilli ve Sayın Prof. Dr. Olcay Kıncay'a,

Tez izleme jüri üyesi Sayın Yard. Doç.Dr. Sıtkı Uslu' ya,

Değerli hocalarım Sayın Prof. Dr. Mustafa Cavcar ve Sayın Prof. Dr. Hidayet Buğdaycı'ya,

Bana destek sağlayan arkadaşım Sayın Özgür Ballı ve Nevzat Kaya'ya,

TEI montaj ve revizyon müdürü Sayın Talip Mat'a, Tusaş Motor Sanayii ve IHHBM K.lığı yetkililerine,

Doktora çalışmam sırasında her türlü fedakarlığı esirgemeyen eşim Meryem Aydın'a ve kendileriyle geçireceğim zamandan fedakarlık yapmak zorunda kaldığım çocuklarım Ahmet Ozan, Kerem ve Defne'ye, Babama, Anneme ve Kardeşlerime,

Teşekkürlerimi sunarım.

Hakan AYDIN

Nisan 2012

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	i
ABSTRACT.....	ii
TEŞEKKÜR.....	iii
İÇİNDEKİLER.....	iv
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	ix
ÇİZELGELER DİZİNİ.....	xiv
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xviii

1. GENEL BİLGİLER	1
1. Giriş	1
1.2. Tezin amacı ve önemi	5
1.3. Tezin endüstriyel ve ekonomik yararları	10
1.4. Tezin sosyal ve çevresel yararları	11
1.5. Tez çalışma planı	11
1.6. Literatür taraması	12
2. TERMODİNAMİK ANALİZ ve UÇAK GAZ TÜRBİNLİ MOTORLARI	21
2.1. Termodinamik Analiz	21
2.1.1. Enerji terimleri	23
2.1.2. Ekserji terimleri	25
2.2. Kontrol hacimleri için denge denklemleri	30
2.2.1. Kütle denge denklemi	30
2.2.2. Enerji denge denklemi	31
2.2.3. Entropi denge denklemi ve tersinmezlik ifadesi	32
2.2.4. Ekserji denge denklemi	33
2.2.5. Referans çevre tanımlaması	34
2.3. Ekserji analiz parametreleri	35
2.3.1. Ekserji verimi	36

2.3.2. Tersinmezlik oranı	37
2.3.3. Yakıt ekserjisi tüketim oranı	37
2.3.4. Ürün ekserji faktörü	38
2.3.5. Yakıt ekserji faktörü	38
2.3.6. Verimlilik kaybı	38
2.3.7. Ekserji iyileştirme potansiyeli	39
2.3.8. Termodinamik kalite	39
2.4. Uçak gaz türbinli motorları	39
2.4.1. Brayton çevrimi.	39
2.4.2. Turbojet motoru	43
2.4.3. Turbofan motoru	44

3. TURBOFAN ve TURBOPROP MOTORLARI EKSERJİ

ANALİZLERİ	47
3.1. Turbofan Motoru Ekserji Analizi	47
3.1.1. CFM56-7B Turbofan motorunun yapısı	47
3.1.2. Fan	52
3.1.3. Düşük basınç kompresörü	53
3.1.4. Yüksek basınç kompresörü	54
3.1.5. Yanma odası	56
3.1.6. Yüksek basınç türbini	57
3.1.7. Düşük basınç türbini	58
3.1.8. Egzoz	59
3.1.9. Turbofan motoru test parametreleri	60
3.1.10. Turbofan motoru ekserji analizi	61
3.1.11. Turbofan motorunda kütle ve enerji dengesi	63
3.1.12. Turbofan motoru fiziksel ekserji hesaplamaları	64
3.1.13. Turbofan motor istasyonları fiziksel ekserji akışları	65
3.1.14. Motor elemanlarına giren ve çıkan toplam ekserjiler.	67
3.1.15. Yakıt kimyasal ekserji hesabı	68
3.1.16. Sonuçların karşılaştırılması	71
3.1.17. Turbofan motor enerji verimleri	78

3.2. Turboprop Motor Ekserji Analizi	80
3.2.1. CT7-9C turboprop motoru	80
3.2.2. Turboprop motor dinamik ekserji analizi	81
3.2.3. Kompresör.	83
3.2.4. Yanma odası.	85
3.2.5. Gaz türbini (GG)	86
3.2.6. Güç türbini (GT)	87
3.2.7. Turboprop motor test ve veri ölçümleri	88
3.2.8. Turboprop motor test çalıştırmaları	92
3.2.9. Turboprop motor testlerine ait kimyasal yanma denklemleri	92
3.2.10. Sonuçların değerlendirilmesi	94

4. TİCARİ YOLCU UÇAĞININ KISA, ORTA VE UZUN MENZİL UÇUŞ ANALİZLERİ	114
4.1. B737-400 Teknik Bilgileri	114
4.2. Uçuş için gerekli yakıt miktar hesabı	116
4.3. Yolcu uçağının Eskişehir-İstanbul uçuş analizi	118
4.3.1. 2265 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş	119
4.3.2. 4530 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş	122
4.3.3. 6795 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş	123
4.3.4. 9060 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş	124
4.3.5. 13590 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş	125
4.3.6. Maksimum paralı ağırlık taşıyarak uçuş	126
4.4. Yolcu uçağının Trabzon-İstanbul uçuş analizi	127
4.4.1. 2265 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş	128
4.4.2. 6795 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş	129
4.4.3. 11325 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş	130
4.4.4. 15855 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş	131
4.4.5. Maksimum paralı ağırlık taşıyarak uçuş	132
4.5. Yolcu uçağının Ankara-Londra uçuş analizi	134
4.5.1. 2265 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş	134

4.5.2. 6795 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş	135
4.5.3. 11325 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş	136
4.5.4. 15855 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş	137
4.5.5. Maksimum paralı ağırlık taşıyarak uçuş	138
4.6. Uçuş analiz sonuçlarının karşılaştırılması ve değerlendirilmesi	140
4.7. Yolcu uçağının paralı ağırlık-menzil değişiminin incelenmesi	152
4.8. Yolcu uçağından çevreye atılan emisyonlar	157
4.8.1. İniş ve kalkış (LTO) safhası	160
4.8.3. Trabzon- İstanbul uçuşu	161
4.8.4. Ankara- Londra uçuşu	163
4.8.5. Tüm uçuşta çevreye atılan emisyonları	164

5. TİCARİ UÇAK VE UÇAK MOTORLARI EKSERJETİK SÜRDÜRÜLEBİLİRLİK İNDİKATÖRLERİ 169

5.1. Turbofan Motoru Ekserjetik Sürdürülebilirlik İndikatörleri	169
5.1.1. Turbofan motoru ekserji verimi	173
5.1.2. Turbofan motoru atık ekserji oranı	174
5.1.3. Turbofan motoru ekserji geri kazanabilirlik oranı.....	175
5.1.4. Turbofan motoru ekserji yıkım oranı	175
5.1.5. Turbofan motoru çevresel etki faktörü	175
5.1.6. Turbofan motoru sürdürülebilir indeksi	176
5.2. Turboprop motoru dinamik ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörlerinin incelenmesi	177
5.2.1. Turboprop motor dinamik ekserji verimleri	180
5.2.2. Turboprop motor dinamik atık ekserji oranları	182
5.2.3. Turboprop motor ekserji geri kazanabilirlik oranı	183
5.2.4. Turboprop motor dinamik ekserji yıkım oranları	183
5.2.5. Turboprop motor dinamik çevresel etki faktörleri	185
5.2.6. Turboprop motor dinamik ekserjetik sürdürülebilirlik İndeksleri	186
5.3. Yolcu Uçağı Ekserjetik Sürdürülebilirlik İndikatörleri	188
5.3.1. Yolcu uçağı kısa mesafe uçuşu ekserjetik	

sürdürülebilirlik indikatörleri	189
5.3.2. Yolcu uçağı orta mesafe uçuşu ekserjetik	
sürdürülebilirlik indikatörleri	193
5.3.3. Yolcu uçağı uzun mesafe uçuşu ekserjetik	
sürdürülebilirlik indikatörleri	195
6. SONUÇ VE ÖNERİLER	199

KAYNAKLAR	204
------------------	------------

Ek 1. Farklı Uçakların Emisyon Değerleri	210
Ek 2. B737-400 uçağı yükselme performans verileri	212
Ek 3. B737-400 uçağı seyrüsefer verileri	213
Ek 4. B737-400 uçağı iniş verileri	214
Ek 5. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuş analizi	215
Ek 6. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuş analizi	216
Ek 7. Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuş analizi	217

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

1.1.	Sürdürülebilirliğin iyileştirilmesinde yeşil enerji teknolojilerinin rolü	3
1.2.	Sürdürülebilir gelişimi etkileyen faktörler	15
1.3.	Bir prosesteki ekserji veriminin düzen yıkımı, kaynak bozulması ve atık ekserji emisyonlarıyla değişimi	16
1.4.	Bir proseste sürdürülebilirlik ve çevresel etkinin ekserji verimiyle değişimi	16
1.5.	Bir uçağın tüm uçuş boyunca toplam kayıpları ve iş kayıpları	19
2.1.	Enerji, çevre ve sürdürülebilirliğin ekserji ile ilişkisi	22
2.2.	Brayton çevrimi	40
2.3.	Adyabatik kompresörlerde gerçek ve izentropik hal değişimleri T-s diyagramı	41
2.4.	Adyabatik bir türbinde gerçek ve ideal değişimleri entalpi-entropi (h-s) diyagramı	42
2.5.	Turbojet şematik gösterimi	43
2.6.	Yüksek bypasslı ve ayrık akışlı turbofan motorunun istasyon numaraları ve soğutma sistemi	46
3.1.	Turbofan motoru şematik çizimi	51
3.2.	Fan kontrol hacmi	52
3.3.	Düşük basınç kompresörü kontrol hacmi	53
3.4.	Yüksek basınç kompresörü kontrol hacmi	55
3.5.	Yanma odası kontrol hacmi	56
3.6.	Yüksek basınç türbini kontrol hacmi	57
3.7.	Düşük basınç türbini kontrol hacmi	58
3.8.	Egzoz kontrol hacmi	59
3.9.	Turbofan motor elemanlarının ekserji verimleri	73
3.10.	Turbofan motor elemanlarının ekserji yıkımları	74
3.11.	Turbofan motor elemanlarının ekserji yıkım oranları	74
3.12.	Turbofan motor elemanlarının yakıt tüketim oranları	75

3.13.	Turbofan motor elemanlarının verimlilik kayıp oranları	75
3.14.	Turbofan motor elemanlarının yakıt ekserji faktörleri	76
3.15.	Turbofan motor elemanlarının ürün ekserji faktörleri	77
3.16.	Turbofan motor elemanlarının iyileştirme potansiyeli	77
3.17.	Turboprop motor şematik çizimi	81
3.18.	Turboprop motor kompresörü kontrol hacmi	84
3.19.	Turboprop motor yanma odası kontrol hacmi	85
3.20.	Turboprop motor gaz türbini kontrol hacmi	86
3.21.	Turboprop motor güç türbini kontrol hacmi	87
3.22.	Turboprop motor test odası yerleşim şeması	88
3.23.	Turboprop motor testi akış ölçüm şeması	90
3.24.	Turboprop motor ve ana elemanlarının ekserji verimleri (240 N.m)	95
3.25.	Turboprop motor ve ana elemanlarının ekserji verimleri (350 N.m)	97
3.26.	Turboprop motor ve ana elemanlarının ekserji verimleri (485 N.m)	99
3.27.	Turboprop motor ve ana elemanlarının ekserji verimleri (552 N.m)	100
3.28.	Turboprop motor ve ana elemanlarının ekserji verimleri (580 N.m)	102
3.29.	Turboprop motor ve ana elemanlarının ekserji verimleri (630 N.m)	104
3.30.	Turboprop motor kompresörü dinamik ekserji verimleri	104
3.31.	Turboprop motor yanma odası dinamik ekserji verimleri	105
3.32.	Turboprop motor gaz türbini dinamik ekserji verimleri	105
3.33.	Turboprop motor güç türbini dinamik ekserji verimleri	106
3.34.	Turboprop motor ana elemanlarının dinamik ekserji verimleri	106
3.35.	Turboprop motor ana elemanlarının dinamik ekserji yıkımları	107
3.36.	Turboprop motor ana elemanlarının dinamik ekserji yıkım oranları	107
3.37.	Turboprop motor ana elemanlarının dinamik ekserji iyileştirme potansiyelleri	108
3.38.	Turboprop motor ana elemanlarının çalıştırma torklarındaki ekserji yıkımları	108
3.39.	Turboprop motor ana elemanlarının her bir çalıştırma torku için ekserji yıkım oranları	109
3.40.	Turboprop motor ana elemanlarının çalıştırma torklarındaki ekserji verimleri	109

3.41.	Turboprop motor ana elemanlarının alıştırma torklarındaki ekserji iyileşme potansiyelleri	110
3.42.	Turboprop motorun alıştırma torklarındaki ekserji verimleri	110
3.43.	Turboprop motor elemanlarının 240 Nm tork çalıştırmasındaki ekserji giriş ve ıkışları	111
3.44.	Turboprop motor elemanlarının 350 Nm tork çalıştırmasındaki ekserji giriş ve ıkışları	111
3.45.	Turboprop motor elemanlarının 630 Nm tork çalıştırmasındaki ekserji giriş ve ıkışları	112
4.1.	B737 ticari yolcu uçağı	114
4.2.	Uçuş için gerekli yakıt miktarı	117
4.3.	Yolcu uçağı kısa, orta ve uzun menzil uçuşu paralı ağırlık-birim yük mesafe yakıt tüketimi değişimi	141
4.4.	Yolcu uçağı kısa, orta ve uzun menzil uçuşu paralı ağırlık-yakıt tüketimi değişimi	142
4.5.	Yolcu uçağı kısa, orta ve uzun menzil uçuşu paralı ağırlık-mesafe yakıt tüketimi değişimi	142
4.6.	Yolcu uçağı kısa, orta ve uzun menzil uçuşu paralı ağırlık-uçak ağırlık katsayısı değişimi	143
4.7.	Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuşu paralı ağırlık-yükselme, seyrüsefer ve iniş mesafesi değişimi	144
4.8.	Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuşu paralı ağırlık-yükselme, seyrüsefer ve iniş mesafe değişimleri	145
4.9.	Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuşu paralı ağırlık-yükselme, seyrüsefer ve iniş mesafe değişimleri	146
4.10.	Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuşu paralı ağırlık-yükselme, seyrüsefer iniş mesafe yakıt tüketimi değişimleri	147
4.11.	Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuşu paralı ağırlık-yükselme, seyrüsefer iniş mesafe yakıt tüketimi değişimleri	148
4.12.	Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuşu paralı ağırlık-yükselme, seyrüsefer iniş mesafe yakıt tüketimi değişimleri	148

4.13. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul, Trabzon-İstanbul ve Ankara-Londra uçuşları paralı ağırlık-U.İ.A./K.A. değişimleri	149
4.14. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul, Trabzon-İstanbul ve Ankara-Londra uçuşları paralı ağırlık-yakıt tüketimi değişimleri	150
4.15. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuşu paralı ağırlık-mesafe yakıt tüketimi değişimi	150
4.16. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuşu paralı ağırlık-mesafe yakıt tüketimi değişimi	151
4.17. Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuşu paralı ağırlık-mesafe yakıt tüketimi değişimi	151
4.18. Uçak karakteristik ağırlıkları, paralı ağırlık ve yakıtın uçuş menziliyle değişimi	154
4.19. Yolcu uçağı paralı ağırlık-menzil değişimi	157
4.20. ICAO tarafından tanımlanan standart iniş kalkış çevrimi (LTO)	159
4.21. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuşu iniş kalkış safhasında çevreye atılan bazı egzoz emisyonları	160
4.22. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuşu iniş kalkış safhasında yakıt tüketimi ve CO ₂ emisyonu	161
4.23. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuşu iniş kalkış safhasında çevreye atılan bazı egzoz emisyonları	162
4.24. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuşu iniş kalkış safhasında yakıt tüketimi ve CO ₂ emisyonu	162
4.25. Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuşu iniş kalkış safhasında çevreye atılan bazı egzoz emisyonları	163
4.26. Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuşu iniş kalkış safhasında yakıt tüketimi ve CO ₂ emisyonu	164
4.27. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuşunda çevreye atılan egzoz emisyonları	165
4.28. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuşunda yakıt tüketimi ve CO ₂ emisyonu	165
4.29. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuşunda çevreye atılan egzoz emisyonları	166

4.30.	Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuşunda yakıt tüketimi ve CO ₂ emisyonu	167
4.31.	Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuşunda çevreye atılan egzoz emisyonları	168
4.32.	Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuşunda yakıt tüketimi ve CO ₂ emisyonu	168
5.1.	Turbofan motoru kütle ve enerji akışları	170
5.2.	Turbofan motoru şematik ekserji denge diyagramı	171
5.3.	Turbofan motoru ekserji akışları ve ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatörleri	177
5.4.	Turboprop motoru kütle ve enerji akışları	178
5.5.	Turboprop motoru ekserji denge diyagramı	179
5.6.	Turboprop motor dinamik ekserji verimleri	181
5.7.	Turboprop motor atık ekserji oranı-dinamik tork değişimi	183
5.8.	Turboprop motor ekserji yıkım oranı-dinamik tork değişimi	184
5.9.	Turboprop motor çevresel etki oranı -dinamik tork değişimi	185
5.10.	Turboprop motor sürdürülebilirlik indeksi-dinamik tork değişimi	186
5.11.	Turboprop motor sürdürülebilirlik indeksi-dinamik tork değişimi	187
5.12.	Yükselme hareketinde uçak üzerinde etkiyen kuvvet ve ağırlıklar dengesi	188

ÇİZELGELER DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
1.1. Yakıt özellikleri	13
2.1. Sıcaklığın fonksiyonuyla bazı maddelerin sabit basınçtaki özgül ısıları ...	24
2.2. Standart molar kimyasal ekserji değerleri	27
2.3. Bazı mükemmel gazların kimyasal ekserji değerleri	28
2.4. Hidrokarbon ($C_C H_H O_O S_S N_N$) bazlı yakıtların kimyasal ekserji formülleri	29
2.5. Referans çevre modeli	35
2.6. Termodinamik noktaların açıklamaları	46
3.1. CFM56-7B turbofan motor özellikleri	48
3.2. Turbofan motor test parametreleri	60
3.3. CFM56-7B motor emisyonları	63
3.4. Turbofan motor kütle ve enerji denge denklemleri	64
3.5. Turbofan motor termodinamik değerleri	69
3.6. Turbofan motor ekserji parametreleri	70
3.7. CT7-9C motorunun performans özellikleri	80
3.8. Dinamik ekserji analizi ve sürdürülebilirlik indikatörleri hesabı akış şeması	83
3.9. Dinamik çalışma koşullarında elde edilen turboprop motor parametreleri	91
3.10. Turboprop motor termodinamik parametreleri (240 N.m)	94
3.11. Turboprop motor ekserji parametreleri (240 N.m)	95
3.12. Turboprop motor termodinamik parametreleri (350 N.m)	96
3.13. Turboprop motor ekserji parametreleri (350 N.m)	96
3.14. Turboprop motor termodinamik parametreleri (485 N.m)	98
3.15. Turboprop motor ekserji parametreleri (485 N.m)	98
3.16. Turboprop motor termodinamik parametreleri (552 N.m)	99
3.17. Turboprop motor ekserji parametreleri (552 N.m)	100
3.18. Turboprop motor termodinamik parametreleri (580 N.m)	101
3.19. Turboprop motor ekserji parametreleri (580 N.m)	101
3.20. Turboprop motor termodinamik parametreleri (630 N.m)	103

3.21.	Turboprop motor ekserji parametreleri (630 N.m)	103
4.1.	Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul seçilen uçuş verileri	118
4.2.	B737-400 uçağı egzoz emisyonları (kg/LTO)	121
4.3.	Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuş (2265 kg paralı ağırlık) emisyonları	121
4.4.	Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul (4530 kg paralı ağırlık) uçuş verileri ...	122
4.5.	Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuş (4530 kg paralı ağırlık) emisyonları	122
4.6.	Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul (6795 kg paralı ağırlık) uçuş verileri ...	123
4.7.	Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuş (6795 kg paralı ağırlık) emisyonları	123
4.8.	Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul (9060 kg paralı ağırlık) uçuş verileri ...	124
4.9.	Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuş (9060 kg paralı ağırlık) emisyonları	124
4.10.	Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul (13590 kg paralı ağırlık) uçuş verileri ..	125
4.11.	Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuş (13590 kg paralı ağırlık) emisyonları	125
4.12.	Eskişehir-İstanbul uçuşu maksimum kalkış ağırlık hesabı	126
4.13.	Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul (18660 kg paralı ağırlık) uçuş verileri	127
4.14.	Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuş (18660 kg paralı ağırlık) emisyonları	127
4.15.	Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul seçilen uçuş verileri	128
4.16.	Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul (2265 kg paralı ağırlık) uçuş verileri	129
4.17.	Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuş (2265 kg paralı ağırlık) emisyonları	129
4.18.	Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul (6795 kg paralı ağırlık) uçuş verileri	130
4.19.	Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuş (6795 kg paralı ağırlık) emisyonları	130
4.20.	Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul (11325 kg paralı ağırlık) uçuş verileri ...	131
4.21.	Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuş (11325 kg paralı ağırlık) emisyonları	131

4.22.	Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul (15855 kg paralı ağırlık) uçuş verileri ...	132
4.23.	Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuş (15855 kg paralı ağırlık) emisyonları	132
4.24.	Trabzon-İstanbul uçuşu maksimum kalkış ağırlık hesabı	132
4.25.	Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul (18527 kg paralı ağırlık) uçuş verileri ...	133
4.26.	Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuş (18527 kg paralı ağırlık) emisyonları	133
4.27.	Yolcu uçağı Ankara-Londra seçilen uçuş verileri	134
4.28.	Yolcu uçağı Ankara-Londra (2265 kg paralı ağırlık) uçuş verileri	135
4.29.	Yolcu uçağı Ankara-Londra (2265 kg paralı ağırlık) uçuş emisyonları	135
4.30.	Yolcu uçağı Ankara-Londra (6795 kg paralı ağırlık) uçuş verileri	136
4.31.	Yolcu uçağı Ankara-Londra (6795 kg paralı ağırlık) uçuş emisyonları	136
4.32.	Yolcu uçağı Ankara-Londra (11325 kg paralı ağırlık) uçuş verileri	137
4.33.	Yolcu uçağı Ankara-Londra (11325 kg paralı ağırlık) uçuş emisyonları	137
4.34.	Yolcu uçağı Ankara-Londra (15855 kg paralı ağırlık) uçuş verileri	138
4.35.	Yolcu uçağı Ankara-Londra (15855 kg paralı ağırlık) uçuş emisyonları	138
4.36.	Ankara-Londra uçuşu maksimum kalkış ağırlık hesabı	139
4.37.	Yolcu uçağı Ankara-Londra (17420 kg paralı ağırlık) uçuş verileri	140
4.38.	Yolcu uçağı Ankara-Londra (17420 kg paralı ağırlık) uçuş emisyonları	140
4.39.	Yolcu uçağı paralı ağırlık-menzil değişim kabulleri	153
4.40.	B737-400 yolcu uçağı egzoz emisyonları (kg)	158
4.41.	CFM56-7B motor emisyon oranları	158
4.42.	Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuşu iniş-kalkış safhası egzoz emisyonları	160
4.43.	Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuşu iniş-kalkış safhası egzoz emisyonları	161
4.44.	Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuşu iniş-kalkış safhası egzoz	

emisyonları	163
4.45. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuşunda çevreye atılan emisyonlar	164
4.46. Yolcu uçağı Trabzon -İstanbul uçuşunda çevreye atılan emisyonlar	166
4.47. Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuşunda çevreye atılan emisyonlar	167
5.1. Turboprop motor dinamik tork çalıştırma kayıp ve yıkım ekserjileri.....	180
5.2. Turboprop motor dinamik ekserji verimleri	181
5.3. Turboprop motor dinamik atık ekserji oranları	182
5.4. Turboprop motor dinamik ekserji yıkım oranları	184
5.5. Turboprop motor dinamik çevresel etki faktörleri	185
5.6. Turboprop motor dinamik ekserjetik sürdürülebilirlik indeksleri	186
5.7. Turboprop motor dinamik ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri	187
5.8. Yolcu uçağının kısa, orta ve uzun mesafe uçuşları yükselme ve seyrüsefer hareketlerini ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri	198

SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

BR	Bekleme rezervi (kg)
DBK	Düşük basınç kompresörü
DBT	Düşük basınç türbin
DOW	Boş işletme ağırlığı (Dry operating weight) (kg)
GG	Gaz türbin,
GT	Güç türbini
İA	İniş ağırlığı (kg)
İM	İniş mesafesi (km)
İYT	İniş yakıt tüketimi (kg)
KA	Kalkış ağırlığı (kg)
LTO	İniş- kalkış safhası (1000 m'nin altında) (Landing and take off)
MTOW	Maksimum kalkış ağırlığı (Maximum take-off weight) (kg)
MLW	Maksimum iniş ağırlığı (Maximum landing weight) (kg)
MZFW	Maksimum yakıtsız ağırlık (Maximum zero-fuel weight) (kg)
N1	Düksek basınç türbin devri (rpm)
N2	Yüksek basınç türbin devri (rpm)
PA	Paralı ağırlık (kg)
rpm	Dakikadaki devir sayısı (Revolution per minute)
sfc	Özgül yakıt tüketimi (Specific fuel consumption)(g/kWh)
SM	Seyrüsefer mesafesi (km)
SYT	Seyrüsefer yakıt tüketimi (kg)
Q	Toplam yakıt, ısı (kJ)
YBK	Yüksek basınç kompresörü
YBT	Yüksek basınç türbini
YO	Yanma odası
YM	Yükselme mesafesi (km)
YMR	Yedek meydan rezervi (kg)
YR	Yol rezervi (kg)
YT	Yakıt tüketimi (kg)
YYT	Yükselme yakıt tüketimi (kg)

UHC Yanmamış hidrokarbon (Unburned hydrocarbon)

Semboller

a	Ses hızı (m/s)
c_p	Özgül ısı değeri ($\text{kJ kg}^{-1} \text{K}^{-1}$)
E	Enerji akımı (MW)
$\dot{E}_X$	Ekserji akımı (MW)
f	Hava-yakıt oranı, fines (C_L / C_D ;uçak taşıma katsayısı/sürükleme katsayısı)
F	Uçak motor itkisi (kN)
h	Saat
h	Entalpi (kJ/kg)
H_{ymt}	Birim yük birim mesafe yakıt tüketimi ((YT/PA/Menzil), (kg/kg/km)),
H_{iko}	Uçak iniş ağırlığının kalkış ağırlığına oranı ((UIA/UKA))
H_{uyto}	Uçuş yakıt tüketimi oranı ((1-UIA/UKA)),
H_{ymt}	Yükselme birim mesafe yakıt tüketimi ((YYT/YM, (kg/km)),
H_{smt}	Seyrüsefer birim mesafe yakıt tüketimi ((SYT/SM), (kg/km)),
H_{imyt}	İniş birim mesafe yakıt tüketimi ((İYT/İM), (kg/km)),
H_{yyto}	Yükselme yakıt tüketim oranı ((YYT/YT)),
H_{syto}	Seyrüsefer yakıt tüketim oranı ((SYT/YT))
H_{iyto}	İniş yakıt tüketim oranı ((İYT/YT))
IP	Ekserji iyileştirme potansiyeli (MW)
$\bar{\varepsilon}$	Molar ekserji (kJ/kmol)
ε	Özgül ekserji (kJ/kg)
$\bar{\varepsilon}^{ch}$	Molar standart kimyasal ekserji (kJ/kmol)
$\dot{m}$	Kütleli debi (kg/s)
LHV	Alt ısıtma değeri (kJ/kg)
γ	Özgül ısı oranı
M	Mach sayısı
P	Basınç(kPa), ürün ekserji akımı (kW),

ppm	Milyondaki oran (Part per million)
ppb	Milyardaki oran (Part per billion)
R	İdeal gaz sabiti (kJ/kgK)
$\bar{R}$	Evrensel gaz sabiti (kJ/kmolK);
s	Entropi (kJ/kgK)
T	Sıcaklık (K)
V	Uçak hızı (m/sn)
x	Mol oranı
X	Ekserji yıkım oranı (%)
y	Yıl
ξ	Verimlilik kaybı (%)
$\dot{W}$	İş (MW)
δ	Yakıt tüketim oranı
η_{ex}	Ekserji verimi

Alt ve üst indisler

0	Çevre koşulları
h	Hava
y	Yıkım
k	Kayıp
g	Giriş
ç	Çıkış
eg	Egzoz
cfm	CFM56-7B motoru
ct7	CT7-9C motoru
yu	Yolcu uçağı
ch	Kimyasal
kn	Kinetik
ph	Fiziksel
pt	Potansiyel
0,1, .8	Motor elemanları istas yon numaraları

BÖLÜM 1

GENEL BİLGİLER

1.1. Giriş

Enerji, ülkelerin ekonomik ve sosyal gelişiminde hayati rol oynamaktadır. Enerjinin verimli kullanımı ve kullanımı esnasında doğayı en az oranda kirletmesi hem ekonomik anlamda hem de gelecek nesillere daha yaşanabilir bir dünya bırakılması açısından son derece önemlidir. Sürdürülebilir gelişim sadece sürdürülebilir enerji kaynaklarının kullanımını değil aynı zamanda kaynakların verimli kullanılmasını da gerektirir (Rosen ve ark. 2008). Günümüzde özellikle ulaşım sektöründe çok büyük bir oranda fosil yakıtlar kullanılmaktadır ve bu durum yakın ve orta gelecekte devam edecektir. Buna ilave olarak artan dünya nüfusu ve özellikle Çin ve Hindistan gibi ülkelerin hızla gelişmesi ve zenginleşmesi sonucunda artan kara taşıtları ve hava trafiğiyle fosil yakıt kullanım miktarları da sürekli artmaktadır. Dolayısıyla çevre üzerindeki olumsuz etkileri azaltmak açısından enerji kullanımında verimliliğin artırılması kritik bir öneme sahiptir. Eş zamanlı olarak enerji üretimde mümkün olduğunca sürdürülebilir enerji kaynakları (güneş, hidrolik enerjisi, rüzgar, dalga enerjisi vs) kullanılmalı ve bu durum yetkili otoriteler tarafından teşvik edilmelidir.

Ekonomik açıdan ele alındığında yakıt fiyatlarındaki aşırı yükselme sonrasında havayolu şirketlerinin 2000 yılında bilet fiyatının yaklaşık %15'lik kısmına karşı gelen yakıt bedeli artan yakıt fiyatları ile 2008 yılında bu oran %40 değerine ulaşmıştır. Dolayısıyla havayolu işletmecileri açısından daha verimli ve ekonomik uçak ve motorlara sahip olmak önemli bir kriter haline gelmiştir. Teknolojideki ilerlemelerin yardımıyla uçak ve motor üreticileri müşteri beklentilerini ve uçabilirlik kriterlerini karşılayabilmek için daha verimli ve ekonomik uçaklar ve uçak motorlarını geliştirmektedirler. Böylece birim yolcuyu belirli bir mesafeye taşımak için gerekli yakıt tüketimi sürekli olarak azalmaktadır.

Enerji ve çevre problemlerinde sürdürülebilir çözümlerin sağlanması uzun süreçli planlama ve eylemleri gerektirir. Bilimsel bulgulara göre şu anda insanlık,

sürdürülebilir olmayan bir ortamda yaşamaktadır. Doğal kaynakların insan tarafından sürdürülebilir seviyede kullanımı büyük bir ortak işbirliği ve çabayı gerektirmektedir. Daha sürdürülebilir yaşam yöntemleri, yaşam koşullarının tekrar organizasyonu (eko köyler, sürdürülebilir şehirler), ekonomik sektörlerin tekrar değerlendirilmesi (yeşil bina, sürdürülebilir tarım) veya iş olanakları (sürdürülebilir mimari), bilimin kullanımıyla yeni teknolojilerin gelişimi (yeşil teknolojiler, yenilenebilir enerji) ve doğal kaynakların muhafazasını sağlayacak bireysel yaşam stillerinin ayarlanmasıyla sağlanabilir (Wikipedia 2010).

Enerji sürdürülebilir gelişmenin ekonomik, sosyal ve çevresel boyutlarda ana elemanıdır (Dincer 1999). Sürdürülebilir gelişmenin termodinamik yanlarının anlaşılması enerji açısından sürdürülebilir eylemlerin gerçekleştirilmesinde yardımcı olur (Dinçer ve Rosen 2005). Sürdürülebilir gelişim tanımı ‘ bugünün ihtiyaçlarını karşılarken gelecek nesillerin kendi ihtiyaçlarını tehlikeye atmayan gelişim’ şeklinde ifade edilebilir.

Ekserji metotları ekserji verimini iyileştirmek için önemli bir araçtır ve olumsuz çevresel etkileri en aza indirerek kaynakların en yüksek yararlılıkta kullanımına yardımcı olur. Verimin iyileşmesi kaynakların uzun bir süreçte kullanımını sağlar. Enerji kaynakları büyük miktarlarda ve ucuz olsa dahi kullanım veriminin yüksek olması istenilir. Bunun temel nedeni yüksek verim sayesinde çevre üzerindeki olumsuz etkiler düşer ve kaynak (enerji, malzeme) gereksinimlerinin azalması sistemi daha kazançlı hale getirir. İdeal olarak sürdürülebilir gelişimi isteyen toplumlar çevre üzerinde olumsuz etki oluşturmayan enerji kaynaklarına yönelmelidirler. Bu durum enerji kaynaklarının çevreye en az olumsuz etki verecek şekilde çok az veya hiç atık bırakmadan kullanılması suretiyle sağlanabilir. Bu ancak emisyonların ortama bırakıldığı çevreyle tepkimeye girmemesi veya atık emisyonların çevreyle dengeli (termik, mekanik, kimyasal) olması durumunda gerçekleşir. Gerçekte kullanılan tüm kaynaklar çevre üzerinde belirli derecede etki yaratır, verim artışı sayesinde sürdürülebilir gelişim için bu etkiler azaltılır

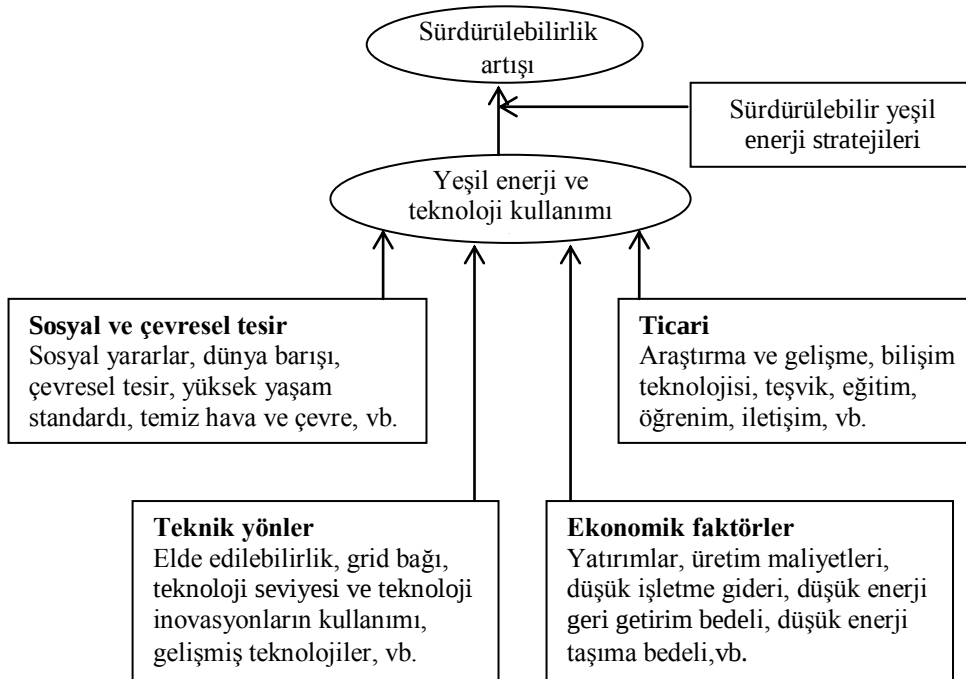
Ekserji metotları, sürdürülebilirlik seviyesini iyileştirmek için kullanılabilir ve ekserji analizinin kullanımı sürdürülebilir gelişmeyi sağlayan önemli bir elemandır (Cornelissen 1997). Termodinamiğin I. kanununa göre enerji

kaybolmazken ekserji iç tersinmezliklerden ötürü kaybolabilir. Ekserji kayıpları özellikle yenilenemez enerji formlarının kullanılmasından ötürüdür, bundan ötürü sürdürülebilir gelişmeyi sağlamak için bu kayıplar en aza indirilmelidir.

Yeşil enerji kaynakları ve teknolojileri sürdürülebilir gelişimde kritik bir öneme sahip olmasının üç temel nedeni, (Dincer ve Rosen 2005; Midilli ve ark. 2006).

- Diğer enerji kaynaklarına göre genellikle çevre üzerinde daha az oranda olumsuz etki oluştururlar.
- Tükenmez enerji kaynaklarıdır. Uygun kullanıldıklarında yeşil enerji kaynakları güvenilirler ve sürdürülebilir enerjiyi sürekli sağlayabilirler.
- Bağımsız olarak yerel uygulamalar yapılabilmesi sayesinde küçük yerleşim birimleri için ekonomik kaynak sağlarlar.

Bu nedenlerden ötürü yeşil enerji kaynakları ve teknolojilerinin geliştirilmesi ve uygulamaya alınması sürdürülebilir gelişimin temini için gereklidir ve aynı zamanda çevre üzerindeki olumsuz etkileşimlerin en az seviyede olmasını sağlar. Şekil 1.1.'de sürdürülebilir gelişim için yeşil enerji teknolojilerinin geliştirilmesinin rolleri açıklanmaktadır.



Şekil 1.1. Sürdürülebilirliğin iyileştirilmesinde yeşil enerji teknolojilerinin rolü (Midilli ve ark. 2005)

Fosil yakıtlar insan sağlığı üzerinde bir takım problemlere yol açmaktadır. Sürdürülebilir gelişme makul bir bedelde ve minimum veya hiçbir olumsuz sosyal etkileşime yol amayan elverişli sürdürülebilir enerji kaynakları ile temin edilebilir. Fosil yakıtlar gibi enerji kaynakları sonludur ve sürdürülebilir değildir, öte yandan yeşil enerji kaynakları uzun bir süreçte sürdürülebilirdir (Dincer ve Rosen 2004). Özellikle düşük maliyetli yeşil enerji kaynakları insanların yaşam standardının iyileştirilmesi, sürdürülebilir teknoloji gelişimi ve sanayi üretiminin artırılması için çok yararlıdır. Bu yüzden yeşil enerji kaynakları ve teknolojilerinin kullanımını arttırmak için kalıcı ve etkin sürdürülebilir yeşil enerji stratejileri uygulamaya konulmalıdır (Midilli ve ark. 2004).

Dünya enerji tüketiminin %2-5'i havacılık sektöründen kaynaklanmaktadır (Koroneous ve ark. 2005). Günümüzde taşımacılık anlamında yaklaşık 20000 civarında jet uçağı bulunduğu tahmin edilmektedir. Ayrıca yolcu trafiği de her yıl yaklaşık olarak % 4.8 oranında artmaktadır (www.boeing.com 2011) bundan ötürü uçak sayısının artan yolcu sayısı ile sürekli olarak artacağı açıktır. Tüm bu faaliyetler, özellikle atmosferin üst troposfer ve alt stratosfer tabakalarında ve ayrıca daha çok kuzey yarımkürede olmak üzere çok büyük miktarlarda yanmış gaz emisyonlarına ve *contrail* oluşumlarına neden olmaktadır. Fosil yakıtların yanması sonucu açığa çıkan emisyonlar çevre ve insan sağlığı açısından önemli yan etkilere sahiptir. Uçaklardan atmosfere atılan çevreyi kirleten gazlar karbondioksit (CO₂), azot oksitler (NO_x), su buharı, karbon monoksit (CO), kükürt oksitler (SO_x), metan (CH₄), azot (N₂), azotdioksit (N₂O) ve kurum gibi atıklardır. Bu kirletici emisyonların çevresel etkileri bunların bırakıldığı yüksekliğe oldukça bağlıdır (Romano ve ark.1999).

CO₂ gazları atmosferin ısınmasına sebep olmaktadır. IPCC (Uluslararası iklim değişim paneli) özel havacılık raporlarına göre 2050 yılında havacılık sektöründen kaynaklanan CO₂ emisyonları 1468 milyon ton civarından olacaktır. Bu değer, doğada insanlardan kaynaklardan toplam CO₂ emisyonunun %3'üne karşı gelmektedir. Yeni motor geliştirmelerinde CO₂ emisyonlarının azaltılması hedeflenmektedir. Havacılık sektöründen kaynaklanan kirletici emisyonlar, tüm insan kaynaklı etkileşimler sonucunda oluşan iklim değişikliklerinin %3-5'lik kısmını içermektedir (Yetilmezsoy 2010). Bu oranın 50 yıl içerisinde %15'lere

çıkacağı tahmin edilmektedir. 1 kg yakıt yanması sonrasında yaklaşık 3.5 kg CO₂ gazı çevreye atılmaktadır.

Su buharı da kaçınılmaz bir yanma sonrası ürünüdür ve küresel ısınmanın artışına sebep olur, aynı zamanda oluşturduğu ikincil ekenlerle ozon tabakası üzerinde olumsuz etkiler yaratır (Turgut 2007, Schumann 2002). Yakıtın yüksek basınç ve sıcaklıkta yakılmasından kaynaklanan zincirleme reaksiyonlar sonucunda bir yan ürün olarak NO_x emisyonları açığa çıkmaktadır. Yakılan 1 kg yakıttan yaklaşık olarak 11-18 gr NO_x meydana gelmektedir. NO_x emisyonları özellikle yüksek itki üreten motorlarda daha fazla oluşmaktadır. Bu emisyonlar da ozon tabakasına zarar vermektedir (Yetilmezsoy 2010).

Alçak irtifalarda ise CO çevreyi etkilemektedir. Uçakların yerde motor çalıştırması (rölanti ve taksit), kalkış ve iniş safhalarında oluşturdukları CO doğrudan atmosfere karışmaktadır. Ortalama bir değer olarak uçaklardan yılda 1.3 milyon ton CO emisyonu atmosfere atılmaktadır. Havacılık raporlarına göre 2015 yılında bu değer %50 artarak 2 milyon tona ulaşacağı tahmin edilmektedir. Diğer emisyonlara göre daha az oluşan hidrokarbon (HC) emisyonu ise yılda 0.26 ton civarındadır. Kükürt dioksit (SO₂) emisyonları ise doğrudan motor ile ilgili olmayıp yakıt içindeki kükürt bileşenlerine bağlıdır.

Jet uçakları, LTO (1000 metrenin altındaki iniş-kalkış safhası) çevrimi esnasında yüksek miktarda azot oksit emisyonu oluşturmaktadır.

1.2. Tezin amacı ve önemi

Bu tez çalışması, ticari uçak ve uçak motorlarının ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörlerinin geliştirilmesine yöneliktir. Bu amaca ulaşmak için öncelikle ticari uçaklarda yaygın olarak kullanılan ve gelecekte de sıkça kullanılacağı öngörülen iki adet motor tipi ele alınmıştır. Bunlardan ilki orta ve uzun menzilli sivil yolcu uçaklarda kullanılan yüksek bypass oranına sahip bir turbofan motoru, diğeri de hem bölgesel uçaklarda hem de helikopterlerde kullanılan bir turboprop motorudur. Turboprop motorunun, turboşaft modeli helikopterlerde kullanılıyor olup, ana eleman yapısı itibarıyla turboprop motorla aynı özellikleri taşımaktadır. Bu çalışmanın amacı, bu iki motorun ekserjetik

sürdürülebilirlik indikatörleri yardımıyla ait oldukları uçakları sürdürülebilirlik açısından etiketlendirmek ve bu yöntemi havacılık literatüre kazandırmaktır.

Uçaklara ait ekserjetik indikatörlerin geliştirilmesi için;

- Öncelikle turbofan ve turboprop motorların ekserji analizleri yapılmıştır.
- Her iki motor tipinin de ekserjetik performansları hesaplanmış, ekserjetik sürdürülebilirlik tanımlarını uçak motorlarına uyarlayarak ekserjetik indikatörler elde edilmiştir.
- Havacılıkta ekserjetik sürdürülebilirlikle ilgili bir çalışma daha önce yapılmamıştır. Bu yöntemi, kullanımını sıkça görülen ticari uçağa ait bir turbofan motoruna uygulayarak havacılık alanında literatüre yeni bir yöntem uygulanmış olmaktadır.
- Bu çalışmada bir turboprop motorunda ilk defa ekserji analizi gerçekleştirilmiştir. Böylelikle burada yapılan hesaplamalar ve ele alınan yöntemler, gerek bölgesel uçaklara ait gerekse helikopterle ilgili ileride yapılacak olan enerji ve ekserji çalışmalarına bir kaynak teşkil edebileceği düşünülmektedir.
- Uçak motoruna yönelik literatürdeki turbojet ve turbofan motorlarıyla ilgili çalışmalar, hep sürekli düzgün akış modeli ele alınarak hesaplanmıştır. Oysa bu çalışma ekserji analizinin bir turboprop motoruna ilk defa uygulanmasının yanında dinamik ekserji analizinin de turboprop motoruna uygulanması, çalışmaya ayrıca özgünlük kazandırmaktadır.
- Ele alınan turbofan motor modeli için verilerin yeterli olmaması ve dinamik olarak bir model kurulmasının zorluğu sebebiyle, sadece yer çalıştırmasında maksimum güç seviyesinde sürekli akışlı durum için ekserjetik sürdürülebilirlik analizleri yapılabilmektedir. Bu indikatörlerin yaygın olarak kullanılan bir uçak için yapılması, literatürde ilktir ve bu bakımdan çalışmanın bu bölümü de özgün bir çalışmadır.
- Turboprop motorunun dinamik ekserji analizleri altı farklı çalışma güç seviyesinde yapılmıştır. Bu güç seviyeleri, turboprop motorlar için “tork” seviyeleri olarak isimlendirilmektedir. Turboprop motor olarak SAAB 340

ve CN235 gibi orta sınıf bölgesel turboprop yolcu uçaklarında kullanılan CT7-9C turboprop uçak motoru seçilmiştir. Motor yerel olarak bremzede altı farklı güçte çalıştırılmış, ölçülen ve bremze yazılımı tarafından hesaplanan motor parametreleri kullanılarak motor ve ana ünitelerinin ekserji analizleri yapılarak ekserji parametreleri hesaplanmıştır. Bu şekilde motor ve motorun ana elemanlarının ekserji parametrelerinin farklı çalıştırma güç seviyelerindeki değişimleri elde edilmiştir.

- Turboprop motoru için dinamik çalışma koşullarında ekserjetik sürdürülebilirlik indikatör hesapları değişimleri de bu çalışmada hesaplanmıştır. Çalışma belirtilen yönüyle de özgündür.
- Çalışmanın bir bölümünde çok yaygın kullanılan bir ticari yolcu uçağının (B737-400, CFM56-3B turbofan motoru) kısa, orta ve uzun menzilli uçuşları taşıyan paralı yükün fonksiyonuyla performans tabloları kullanılarak detaylı olarak incelenmiş ve uçuş verileri ve çevreye atılan egzoz emisyonları elde edilmiştir. Böyle bir çalışmaya da literatürde rastlanmamıştır.

Seçilen turbofan motoru dünyada en yaygın kullanılan B737-800 ve A320 gibi ticari yolcu uçaklarında kullanılan CFM56-7B turbofan motorudur. Hesaplamalar motorun bremzede (motor test laboratuvarı) deniz seviyesinde maksimum güçte çalıştırılmasında ölçülen motor parametreleri ve teorik parametrik çevrim analiziyle elde edilen motor parametreleri kullanılarak yapılmıştır. Teorik olarak elde edilmek istenen motor değerleri için Excel ve MATLAB ortamında geliştirilen özgün programlar kullanılmıştır.

Turbofan motorunun kendisi ve ana elemanları için ekserji parametreleri hesaplanmış sonuçlar tablo ve grafikler halinde sunularak yorumlanmıştır. Araştırılan ekserji parametreleri;

- ekserji verimi
- ekserji yıkımı
- izafi ekserji tüketim oranı
- yakıt ekserjisi tüketim oranı

- giren ekserji tüketim oranı
- üretim ekserjisi kayıp oranı
- ekserji iyileştirme potansiyelidir.

Tezin ana amacı olan ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatörleri hesaplamaları ekserji analizleri çıktıları kullanılarak her iki motor için gerçekleştirilmiştir. Turboprop motorun ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatör hesapları altı farklı güç çalıştırması için yapılmış sonuçlar tablo ve grafiklerle sunulmuştur. Bu çalışma ile sürdürülebilirlik indikatörlerinin çalıştırma güçleriyle değişimleri irdelenmiştir.

Turbofan ve turboprop uçak motorunun farklı güçlerde çalıştırılmasıyla gerçekleştirilen ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatörleri hesaplamaları ilk kez yapılmıştır. Araştırılan ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri (Midilli ve Dinçer 2009, Midilli ve ark. 2011). şunlardır:

1. Ekserji verimi (η_{ex})
2. Atık ekserji oranı (r_{ae})
3. Ekserji geri kazanabilirlik oranı (r_{gk})
4. Ekserji yıkım oranı (f_{ey})
5. Çevresel etki faktörü (r_{cef})
6. Ekserjetik sürdürülebilir indeksi (Θ_{esi})

Ticari yolcu uçağının kısa (Eskişehir-İstanbul), orta (Trabzon-İstanbul) ve uzun menzilli (Ankara-Londra) uçuş rotalarında farklı kalkış ağırlıklarıyla işletilmesinde uçuş analizleri yapılmış ve atmosfere atılan emisyonlar hesaplanmıştır. Bir ticari yolcu uçağının farklı yükler taşıyarak üç farklı uçuş hattı için gerçekleştirilen bu analizler özgün bir çalışmadır, böyle bir çalışma daha önce gerçekleştirilmemiştir. Bunun dışında B737-400 uçağının menzil-paralı ağırlık değişim grafiği çizilmiştir. İlk adımın son aşamasında LTO ve tüm uçuş fazında

tüketilen yakıt miktarlarından yola çıkılarak atmosfere atılan zararlı emisyon gazlarının kütleleri hesaplanmış ve grafikler halinde sunulmuştur.

Bu çalışmayla ticari turbofan ve turboprop uçak motorları sürdürülebilirlik seviyelerinin hesaplanma algoritması geliştirilerek örnek iki uygulama yapılmıştır. Fosil yakıt kullanımıyla sürdürülen havayolu taşımacılığı oldukça düşük bir sürdürülebilirlik oranına sahiptir, öte yandan yakın bir gelecekte hava, kara ve deniz taşımacılığında fosil yakıtların yerine alternatif sürdürülebilir bir yakıt kullanımına geçilmesi söz konusu değildir. Uluslararası protokollerle (Kyoto) yeryüzündeki çevresel bozulmaların önlemek veya azaltmak için bir takım önleyici tedbirler alınmaktadır. Fakat dünyadaki refah seviyesi ve nüfus artışının sonucunda fosil yakıt kullanan her türlü motorlu araçların sayısı da hızla artmakta ve dolayısıyla çevrede bundan olumsuz anlamda etkilenmektedir. Kuşkusuz yeni tasarımlar, malzeme bilimindeki ilerlemeler ve teknolojik ilerlemeler sonucunda artan motor ve ana elemanlarının verimleriyle ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatörlerinin bu çalışmalarla literatüre kazandırılarak gün geçtikçe daha iyi seviyelere çıkarılması umulmaktadır.

Tüm uçak motorlarının (turbofan, turboprop, turboşaft, turbojet, pistonlu motor vb.) bu yöntemle ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatörleri hesaplanarak etiketlendirilmesi tavsiye edilmektedir. Bu şekilde hava aracı ve uçak motorlarının çevre üzerinde oluşturdıkları olumsuz etkileşimler standart bir birimde ifade edilebilecek ve havayolu işletmeleri uçak ve motor alımlarında ve mevcut uçak kullanımlarında sürdürülebilirlik indikatörlerinin de göz önüne alarak karar verebileceklerdir. Ulusal ve uluslararası havacılık otoriteleri uçak ve motorların sağlaması gerekli kriterler içinde minimum bir seviyede ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatör değerlerini de şart koşmasının çok yararlı olacağı değerlendirilmektedir. Ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatörleri gerek havayolu işletmecisi açısından gerekse havacılık otoriteleri açısından çok önemli bir parametre olarak kullanılabilir.

1.3. Tezin endüstriyel ve ekonomik yararları

Ticari uçak motor verimleri ve ekserji tabamı sürdürülebilirlik parametrelerinin iyileştirilmesiyle uçak kullanım giderlerinin azaltılması ve zararlı gazların atmosfere daha az miktarda atılması sağlanacaktır. Sürdürülebilirlik seviyesindeki iyileşmenin sonucu olarak çevre üzerindeki olumsuz etkiler azalacaktır. Bu tezde B737-400 uçağının farklı uçuş menzillerinde ve farklı yükler taşınması durumları için uçuş analizleri gerçekleştirilmiştir. Bu veriler çizelge ve grafiklerle sunulmuştur. Bu veriler havayolu işletmecilerinin tarafından referans olarak kullanabilecekleri yararlı bilgilerdir. Belirli bir uçak için en verimli çalıştırma menzili ve işletmeci açısından yararlı olabilecek diğer parametreler havacılık endüstrisi için önem arz etmektedir. Uçuş süresince yakıt tüketimini en aza indirmek, yükselme, seyrüsefer ve iniş safhalarında optimum hız, irtifa ve motor rejimlerinde uçmakla mümkündür. Seyrüsefer sabit uçuş hızı, uzun menzil uçuşu (long range) ve en büyük menzil uçuşu (maksimum range) gibi farklı işletme metotlarında gerçekleştirilebilir (Aydın 1995). Yakıt tüketimini en aza indiren seyrüsefer uçuş metodu maksimum menzil (maksimum range) ile uçuştur, bunu sağlamak için uçak en avantajlı uçuş modu olan maksimum finesi (f) sağlayan hücum açısı ve uçuş hızında uçuşulmalıdır. Bu metodun dezavantajı uçuş sırasında azalan uçak ağırlığı nedeniyle uçuş hızının kademeli olarak azaltılması gereklidir. Yüksek trafik yoğunluğuna sahip uçuş hatlarında uçağın irtifa ve hız değerleri hava trafik kontrol birimlerinin iznine bağlı olduğu için optimum uçuş şartlarının pratik uygulaması çoğunlukla mümkün olamamaktadır. Bununla birlikte mümkün olduğunca optimum uçuş ve motor parametrelerinin seçimiyle uçak ve motorun işletilmesinde yakıt tüketiminin azaltılarak havayolu işletmecisi açısından ekonomik kazanç sağlanması ve dolayısıyla çevrenin daha az oranda kirletilmesi mümkün olacaktır. Bu bakımdan pilot eğitimleri son derece önemlidir.

1.4. Tezin sosyal ve çevresel yararları

Bir yolcu uçağının farklı uçuş hat ve paralı yükler taşıması durumlarında iniş-kalkış ve uçuş boyunca atmosfere attığı emisyonlar ve bir turbofan motorunun maksimum rejimde çalışması ve bir turboprop motorunun farklı güçlerde çalıştırılması durumları için ekserji parametreleri, atmosfere atılan emisyon gaz kütleleri ve ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri hesaplanmıştır. Sürdürülebilirlik indikatörleri düşük değerlerde hesaplanmıştır, bu da uçak motorlarının sürdürülebilirlik açısından düşük bir profilde olduğunu göstermiştir. Bu açıdan teknolojik gelişmelerinde yardımıyla uçak motor verimlerinin artırılmasının önemi ön plana çıkmaktadır. Bu tezde ayrıca havayolu taşımacılığı ile çevreye atılan atık gazlar hesaplanarak bunların çevreye üzerindeki etkileri açısından farkındalık yaratılmıştır.

1.5. Tez çalışma planı

Bu tez kapsamında öncelikle I. bölümde geniş kapsamlı bir literatür taraması ile ekserji, emisyon gazları, sürdürülebilir gelişim, yenilenebilir enerji kaynakları ve ekserjetik sürdürülebilir indikatörleri üzerinde yapılan çalışmalar incelenmiştir. II. Bölümde termodinamiğin I. kanunu olan enerji analizi ve termodinamiğin II. kanunu olan kullanılabilirlik (ekserji) analizine yönelik denklemler, ekserji verimi, yıkımı ve diğer ekserji parametrelerini tanımlayan denklemler açıklanmıştır. Bunun ardından turbofan ve turbojet uçak motorlarına yönelik genel bilgiler verilmiştir.

Tezin III. bölümünde ticari bir turbofan uçak motorunun ve ana ünitelerinin ekserji analizleri ve ekserji parametreleri yer çalıştırma testlerinde ölçülen ve teorik parametrik çevrim analizi hesaplanan parametreler kullanılarak hesaplanmıştır. Sonuçlar çizelge ve grafiklerle sunularak değerlendirilmiştir. Bu bölümde ikinci bir uygulama olarak ticari bir turboprop uçak motorunun altı farklı güç seviyesindeki yer çalıştırma testlerinde ölçülen ve bremze yazılımlarıyla hesaplanan parametreler kullanılarak detaylı ekserji analizleri gerçekleştirilerek

ekserji parametreleri hesaplanmıştır. Ekserji analizleri sayesinde ekserji verimi, parametreleri ve sistemden olan kayıpların ve sistem içerisinde tersinmezliklerden kaynaklanan ekserji yıkımlarının yeri ve miktarı tam olarak hesaplanmıştır.

Tezin IV. bölümünde dünyada en yaygın olarak kullanılan ticari yolcu uçağının performans eğrilerini kullanılarak kısa, orta ve uzun uçuşlar için analizleri gerçekleştirilmiştir. Bu analizlerde yükselme, seyrüsefer, iniş ve tüm uçuşa ait yakıt tüketimleri, uçuş süreleri, mesafe yakıt tüketimleri, birim mesafedeki özgül yakıt tüketimleri hesaplanmıştır. Sonuçlar çizelge ve grafiklerle gösterilerek her üç uçuş verileri karşılaştırılmıştır. Bu analizler sonucunda uçuş parametreleri, LTO ve tüm uçuş boyunca atmosfere atılan emisyon gazlarının kütleleri hesaplanmıştır. Ayrıca B737-400 uçağının performans tabloları kullanılarak karakteristik paralı ağırlık – uçuş menzili değişim grafiği çizilmiştir.

V. bölümde ekserji analizleri 3ncü bölümde yapılmış olan ticari turbofan ve turboprop uçak motorlarının ekserji tabanlı sürdürülebilir indikatörleri hesaplanmıştır. Sonuçlar çizelge ve grafikler halinde sunulmuş ve değerlendirilmiştir. Her iki motorun kütle-enerji akışı ve ekserji akış kontrol hacimleri çizilmiştir. Bu bölümde ticari yolcu uçağının ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleride hesaplanarak açıklanmıştır.

1.6. Literatür taraması

Nojoumi ve arkadaşları (2009) hidrojen ve kerozen yakıtlı uçak itkilerinin gaz emisyonları üzerine bir çalışma gerçekleştirdiler. Bu çalışmada hidrojen ve kerozen yakıt kullanılmaları durumları irdelenerek sonuçlar karşılaştırılmıştır. Hidrojenin gelecekte potansiyel bir uçak yakıtı olarak çevreye daha az olumsuz etki yaptığı, yüksek sürdürülebilirlik, yüksek enerji değerlerine ve avantajlı yanma kinetiklerine sahip olduğu vurgulanmıştır. Klasik uçak yakıtı olan kerozenin ise sürdürülebilir olmadığı belirtilmiştir. Toronto-Montreal ve Calgary-Londra hatları için örnek uygulamalar incelenmiş kerozen ve hidrojen yanması sonrasında çevreye atılan emisyonla karşılaştırılmıştır. Hidrojenin yanması sonrasında yalnızca su buharı ile az bir miktarda NO_x gazı ortaya çıkmakta, kerozenin

yanması sonrasında ise tipik olarak CO₂, H₂O, O₂ ve N₂ gazları çevreye atılmaktadır.

Çizelge 1.1. Yakıt özellikleri (Speight 2001; Koroneos ve ark. 2005)

Yakıt	Özgül enerji (MJ/kg)	Yoğunluk 15 °C	Enerji yoğunluğu (MJ/L)
Jet A	43.2	0.808	34.9
Sıvı hidrojen	120	0.071	8.4
Sıvı metan	50	0.424	21.2
Metanol	19.9	0.796	15.9
Bio dizel	38.9	0.87	33.9

Elbir (2008) 2004 yılında Adnan Menderes havaalanı etrafındaki ticari uçak motor emisyonlarını incelemiştir. Bu çalışmada AMH’da ticari uçaklardan kaynaklanan toplam LTO emisyon miktarları HC için 21 t/yıl, CO için 138 t/yıl ve NO_x ise 197 t/yıl olarak hesaplanmıştır. B737-800 uçak emisyonlarının bu miktarlar içindeki payları % 12 HC, % 18 CO, % 35 NO_x ile en büyük oranları tutmaktadır. Uçağın pist üzerinde gerçekleştirdiği taksi süresinin 1 dk uzamasının HC, CO ve NO_x emisyonlarının sırasıyla % 4.2, % 4.6 ve % 0.4 oranlarında artışına yol açtığı belirlenmiştir. ICAO verileri kullanılarak AMH’de iniş-kalkış aşamasında yılda yaklaşık 11380 ton yakıt tüketildiği hesaplanmıştır.

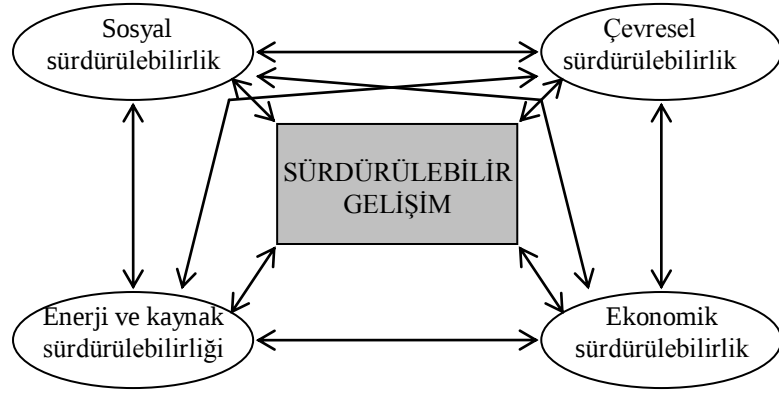
Midilli ve Dincer (2009) PEM yakıt pillerinin çevresel etki ve sürdürülebilirliğini belirlemek amacıyla ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatörlerini araştırdılar. Bu çalışmada PEM yakıt pili için bazı yeni ekserji tabanlı sürdürülebilirlik parametreleri geliştirilerek, çevresel etki seviyesi ve sürdürülebilir gelişim ölçümlerinde nasıl yardımcı olacakları parametrik olarak araştırılmıştır. Geliştirilen ekserji tabanlı sürdürülebilirlik parametreleri ekserjetik verim, atık ekserji oranı, tekrar kullanılabilir atık ekserji oranı, kullanılamaz atık ekserji oranı, ekserji yıkım faktörü, çevresel yıkım katsayısı, çevresel yıkım indeksi, çevresel yarar indeksi, ekserjetik kararlılık faktörü, ekserjetik sürdürülebilir indeksi değerleridir. Verim artışının ekserjetik sürdürülebilirliği iyileştirdiği belirtilmiş ve atık ekserji oranı, ekserji yıkım faktörü, çevresel yıkım

katsayısı ve çevresel yıkım indeksinin PEM yakıt pillerinin çevresel etkisinde artışa ve dolayısıyla sürdürülebilirliğin düşmesine yol açtığı vurgulanmıştır.

Ekserji tabanlı sürdürülebilirlik açısından hidrojenle yakıtlı PEM yakıt pillerinin gelecekte temiz enerji üretimi açısından önemli rol oynayacağı belirtilmiştir.

Midilli ve ark. (2006) sürdürülebilir gelişim için yeşil enerji stratejilerini araştırarak bazı önemli parametreleri geliştirmişlerdir. Bu çalışmada sektörsel, teknolojik ve uygulama etki oranlarını belirlemek için yedi yeşil enerji stratejisi belirlenmiştir. Bu oranlara göre, yeni bir parametre olan yeşil enerji etki oranı türetilmiştir. İlave olarak, yeşil enerji etki oranı ve literatürden alınan gerçek enerji verileri kullanılarak hesaplanan yeşil enerji kullanım oranına bağlı olarak yeşil enerji tabanlı sürdürülebilirlik oranı elde edilmiştir. Yeşil enerji politikaları uygulamasında sektörsel etki oranının önemli bir parametre olduğu vurgulanmıştır. Aynı zamanda yeşil enerji tabanlı sürdürülebilirlik oranının teknoloji, sektörsel ve uygulama etki oranlarıyla artışı belirtilmiştir. Sürdürülebilir enerji stratejileri tercih edilip uygulandığı sürece endüstri, teknolojik, sektörsel ve sosyal gelişmelerde tüm olumsuz etkilerin kısmen ve/veya tamamıyla azalacağı ifade edilmiştir. Böylece, yeşil enerjinin yüksek miktarda kullanıldığı ülkelerde (rüzgar, güneş, gelgit, biokütle) sürdürülebilir enerji stratejileri ülkelerin ekonomilerinde önemli katkı sağlamaktadır. Bu yüzden, yeşil enerji kaynakları yatırımları ve yaygınlaşması idari ve diğer otoriteler tarafından çevresel yararlar ve sürdürülebilir gelecek açısından fosil yakıtların yerini alması noktasında desteklenmesi gerektiği vurgulanmıştır.

Dincer ve Rosen (2005) sürdürülebilir gelişimi etkileyen ana faktörleri araştırmışlardır. Şekil 1.2.'de bu faktörler ve birbirleri arasındaki etkileşimleri gösterilmektedir. Dincer ve Rosen (2005)'in bu çalışmalarında fosil yakıtların daha fazla kullanımının dünya dengesini bozarak yerel ve global problemlere yol açacağını belirtmiş ve. bundan ötürü fosil yakıt kullanımının azaltılması ve fosil kaynaklı teknolojilerin yeşil enerji kaynaklı teknolojilere dönüştürülmesi gerekliliği vurgulanmıştır. Ayrıca ülkelerin gelecekleri için yeşil enerji kaynaklarına yatırım yapılmasının yetkili yönetim ve otoriteler tarafından teşvik edilmesi gerekliliği tavsiye edilmiştir..



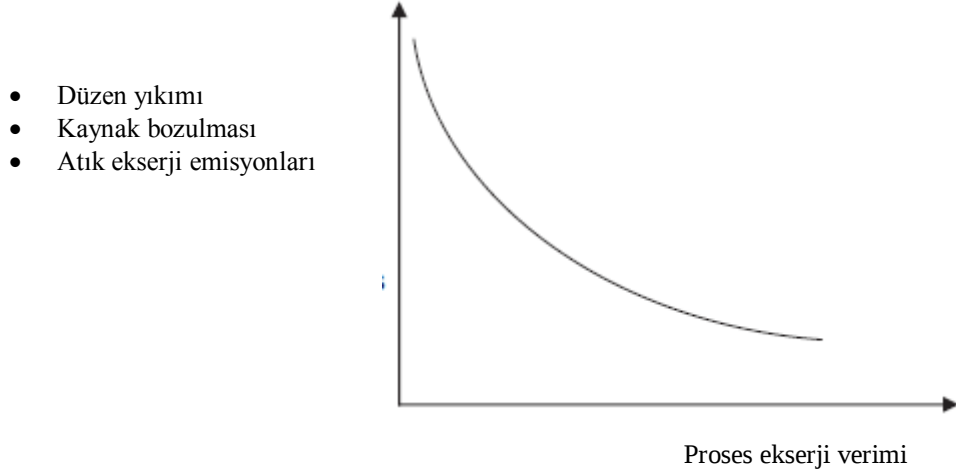
Şekil 1.2. Sürdürülebilir gelişimi etkileyen faktörler (Dinçer ve Rosen (2005)’ten alıntı)

Rosen ve ark. (2008) verimlilik ve sürdürülebilirliğin artırılması ve çevresel etkinin azaltılmasında ekserjinin rolünü araştırmışlardır. Ekserjinin enerji sistemlerini geliştirmek ve değerlendirmek için kullanılabileceği, enerjinin sağladığından daha kullanışlı ve anlamlı bilgiler sağlayarak yeşil enerjinin kullanımının yararlarının daha iyi kavranmasına yardımcı olacağı belirtilmiştir. Bu çalışmada ekserji veriminin sürdürülebilir gelişmeyi nasıl etkilediğini göstermek için yeni bir sürdürülebilirlik indeksi geliştirilmiştir.

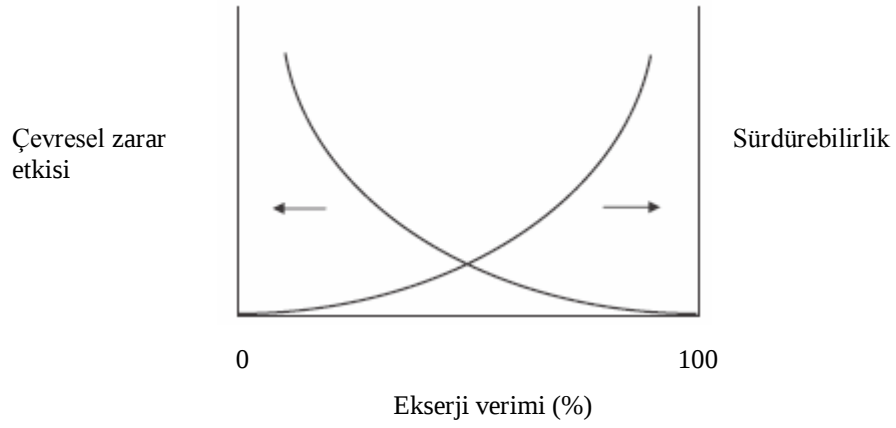
Rosen ve Dincer (1997) ekserji ve çevresel etki arasında düzen yıkımı, kaynak bozulması ve atık ekserji emisyonları olmak üzere üç ilişkiyi incelemişlerdir. Bu çalışma ışığında bir prodesteki ekserji verimi ve çevresel etki arasındaki ilişki Şekil 1.3.’de gösterilmektedir. Çevre üzerindeki olumsuz etkileşimlerin azaltılmasının verimin artırılması ve yenilenebilir ekserji kaynaklarının kullanımıyla (güneş enerjisi, rüzgar enerjisi vb.) sağlanabileceği vurgulanmıştır. Bu çalışmada örnek uygulama olarak bir enerji santrali ve bir klima sistemi incelenmiş ve bunların çevre üzerinde oluşturdukları etkileri araştırılmıştır.

Sürdürülebilirlik ve çevresel etki’nin ekserji verimiyle değişimi Rosen ve ark. (2007) tarafından incelenmiştir. Şekil 1.4’de ekserji verimiyle çevre üzerindeki olumsuz etkiler ve sürdürülebilirlik indeksinin değişimi gösterilmiştir. Ekserji verimi %100’e yaklaşırken çevresel zarar etkisi sıfıra yaklaşmaktadır bu

ekserjinin kayıp olmaksızın bir formdan diğer forma dönüşmesinin sonucudur, bu şekilde proses tersinire yaklaştığından sürdürülebilirlik sonsuza doğru ilerleyecektir



Şekil 1.3. Bir prodesteki ekserji veriminin düzen yıkımı, kaynak bozulması ve atık ekserji emisyonlarıyla değişimi (Rosen ve ark. 2007).



Şekil 1.4. Bir prodeste sürdürülebilirlik ve çevresel etkinin ekserji verimiyle değişimi (Rosen ve ark. 2007).

Dincer ve Rosen (2005). sürdürülebilirliğin mevcut ekolojik, ekonomik ve gelişme problemlerinin çözümünde ana anahtar role sahip olduğunu vurgulamıştır. Bu çalışmada sürdürülebilir gelişim için yeşil enerji sanayi ve yerel uygulamalar ile enerji gereksiniminin sağlanmasının temel rol oynadığı belirtilmiş ve yeşil enerji stratejilerinin geliştirilip uygulanmasına özen gösterilmesi gerektiği ifade edilmiştir.

Ballı (2008) gaz türbin motorlu kojenerasyon (CHP) ve gaz-dizel motorlu trijenerasyon (TRIGEN) sistemlerinin enerji, ekserji ve ekserji ekonomik analiz yöntemleri kullanılarak performans değerlendirmesini yapmıştır. Bu çalışmada CHP sistemindeki en yüksek enerji kaybı 26452.4 kW (yakıt enerjisinin % 20.77'si) ile kondenser'de, en yüksek ekserji yıkımı ise 53812.15 kW (yakıt ekserjisinin % 40.64'ü) ile yanma odasında meydana geldiği bulunmuştur.. TRIGEN sistemine ait enerji performans parametrelerinden enerji verimi % 58.97, yakıt enerjisi tasarruf oranı % 24.90, güç-ısı oranı 1.22; ekserji performans parametrelerinden ekserji verimi % 36.13, yakıt ekserjisi tasarruf oranı % 24.64, ekserji terimleri ile güç-ısı oranı 6.22 olarak hesaplanmıştır.

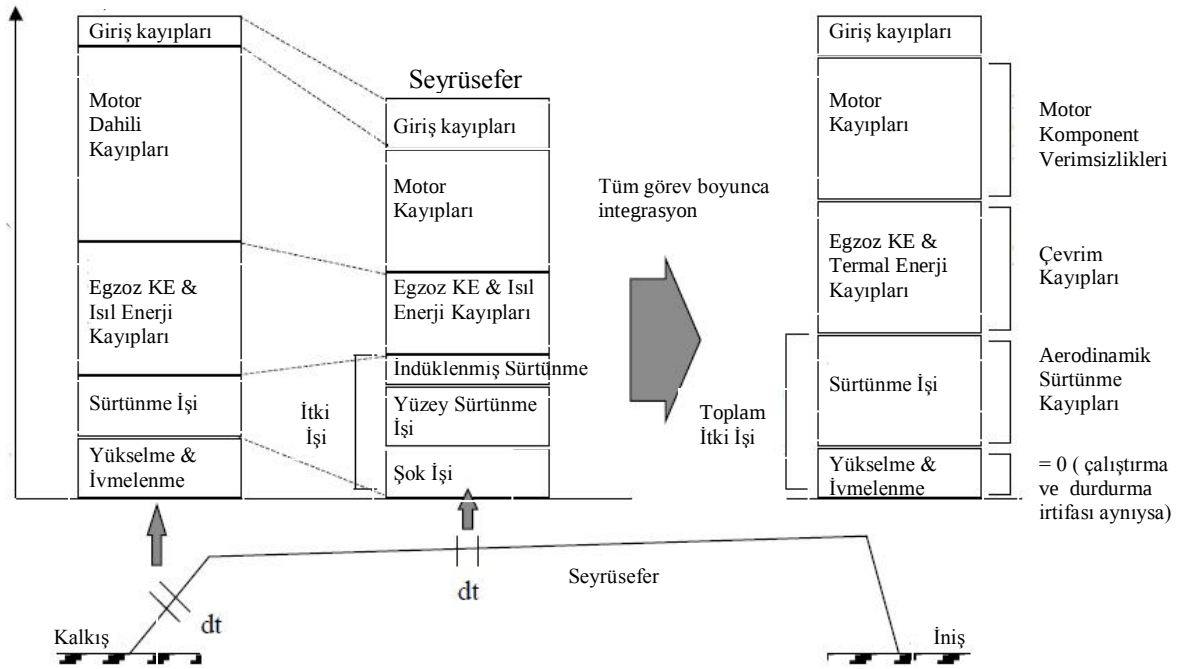
Enis (2007) yüksek bypass oranlı bir turbofan motoru olan CF6-80 tipi uçak motorunun ekserji ve ekserji ekonomik analizlerini gerçekleştirmiştir. Ekserji verimleri, fan itkisi (36.03 kN) için % 40.19 ve egzoz itkisi (12.01 kN) için % 15.68 şeklinde hesaplanmıştır. Ekserji yıkımının en yüksek olduğu iki eleman 14.75 MW ile yanma odası ve 2.77 MW ile fan olmuştur. En düşük ekserji verimine sahip ünite % 76.42 ile yanma odası olmuştur. Yanma odasında meydana gelen yüksek entropi artışından dolayı en büyük ekserji yıkımının yanma odasında olduğu belirtilmiştir. En büyük ekserji yıkım maliyeti 4550 \$/h değeriyle yanma odasında hesaplanmıştır.

Jason ve Marc (2002) uçak motorları ekserji verimliliklerinin referans çevre şartlarıyla değişimini araştırdılar. Bu çalışmada turbojet bir motorun deniz seviyesi ile 15,000 m irtifa arasında farklı iki referans seçim yöntemine göre (sabit ve değişken çevre), ekserji verimindeki değişimler hesaplanmıştır. İrtifa arttıkça turbojet gerçek rasyonel veriminin deniz seviyesinde %16.9 olarak hesaplanan değerinden 15 000 m'de % 15.3 değerine düştüğü görülmüştür. Bu çalışmada egzozdan atılan yüksek termodinamik potansiyele sahip gazın ekserji analizindeki

önemi ve çevre koşullarındaki farklılığın uçak motor ekserji analizlerinde göz önüne alınması gerekliliği vurgulanmıştır.

Enis ve ark. (2007) kerozen (Jet A-1) yakıt kullanan F110 motorunun ardyanma ile deniz seviyesinde ve 11 000 m irtifada çalıştırmalarında ekserji analizlerini gerçekleştirilmiştir. Motor ana elemanları olan fan, kompresör, yanma odası, türbin, ardyakıcı ve egzoz'un ekserji parametreleri her iki irtifa için hesaplanmıştır. Ardyakıcı'nın % 48.1 ile en yüksek ekserji yıkımına sahip olduğu ve bunu egzoz, yanma odası ve türbinin sırasıyla %29.7, %17.2 ve % 2.5 değerleriyle takip ettiği hesaplanmıştır. Bu ünitelerin ekserji verimleri ise sırasıyla deniz seviyesinde % 59.9, % 65.6, % 66.7 , % 88.5 ve 11 000 m irtifada % 64.2, % 65.6, % 70.4 , % 93.9 olarak hesaplanmıştır.

Roth (2000) modern itki sistem tasarımlarında farklı uçak motor ve gövdeleri için ekserji analizleri gerçekleştirmiştir. İtki sistemlerinde dahili kayıplar hesaplanarak örnek olarak J79 ve F5E motor uygulamaları yapılmıştır. Ayrıca aerodinamik kayıplar, termodinamik kayıplar, yakıt ağırlığının performans üzerindeki etkileri incelenmiştir. F5E/J85 performans modeli ve doğrulaması gerçekleştirilmiştir. Şekil 1.5'de bir uçağın uçuş etapları boyunca motorda meydana gelen kayıplar gösterilmektedir. Her bir zaman aralığında elde edilebilir enerji akımı uçak kinetik/potansiyel enerjisine veya atmosferik ısıya dönüşür. Sonuç olarak yararlı itki işi atmosferde sürtünme işi olarak kullanılır veya diğer bir forma (uçak kinetik ve potansiyel enerjisi) dönüşür.



Şekil 1.5. Bir uçağın tüm uçuş boyunca toplam kayıpları & iş kayıpları (Roth, 2000)

Roth ve ark. (2002) uçak motorlarında termodinamik iş potansiyel analizlerini araştırdıkları makalelerinde uçak ve motor analizleri için termodinamik iş potansiyel metodlarının uygulanmasını kolaylaştıran bir yöntem sunmuşlardır. Ekserji, gaz beygir gücü ve itki iş potansiyeli tanımlanmış ve bunlar Jet A ve hava karışımları için 300-36000 R sıcaklık, 0.01-100 atm basınç ve 0-1 aralığında stokiometrik oran aralıklarında değişimleri grafiklerde gösterilmiştir.

Ekserji verilen kimyasal bileşim, sıcaklık, basınç, mekanik ve çevreyle denge içinde bir maddeden elde edilen maksimum teorik işi (Carnot) ifade eden termodinamik özelliktir. Gaz beygir gücü (Gas horse power) belirli bir sıcaklık ve basınçtan referans basınca izentropik genişlemeden elde edilir. İtki iş potansiyeli (thrust work potential) gazın belli bir sıcaklık ve basınçtan belirli bir basınca genişlemesi sonrasında ortaya çıkan itkidir. Örneklerde ekserji iş potansiyelinin en yüksek olduğu, onu %10 kayıpla gaz beygir gücünün takip ettiği ve itki iş potansiyelinin ekserji iş potansiyelinin ancak 10'da 1'i civarında olduğu hesaplanmıştır.

Roth ve Mavris (2000) bir diğer çalışmalarında gaz türbin itkilerine yönelik termodinamik kayıp modellerinin karşılaştırmasını (teori ve taksonomi) incelemiştir. Bu makalede ekserji, gaz beygir gücü (iş potansiyeli), akış gücü ve itki iş potansiyelleri tanımlanmış ve entalpi/entropi ve T-s değişim grafikleri verilmiştir. Bu metotların karşılaştırılması, avantaj, dezavantajları ve önemli iş potansiyel sınıflandırmaları açıklanmıştır. Gaz beygir gücü hesabının gaz türbin enerji üretim ve turboşaft motorlarının analizlerinde en kullanışlı yöntem olduğu ve gaz beygir gücü kayıplarının ekserji kayıplarından büyük olduğu vurgulanmıştır. Akış itkisi ve itki iş potansiyelinin jet itki motorlarında kullanılışının elverişli olduğu belirtilmiştir.

Ballı ve ark. (2008) bir çalışmada J69 turbojet motorunun ekserji ve ekserji ekonomi analizini incelemiştir. Bu çalışmada J69'un ekserji verimi % 34.84 ve itki için egzoz gazlarının çıktısı 2421.86 kW olarak hesaplanmıştır. En büyük ekserji yıkımı olağan olarak 3691 kW değeriyle yanma odasında meydana gelmiştir. Egzoz gazlarının ekserji ve birim ekserji maliyetleri 618.6 US\$/h ve 70.9 US\$/GW değerlerinde elde edilmiştir.

Pellegini (2007) uçak sistemleri tasarımında ekserji analizlerinin karar verici araç olarak kullanılabileceğini belirtmiştir. Bu çalışmada ticari bir uçak havalandırma sisteminin iki alternatif uygulaması olan havalı sistem ve uçak motoru tarafından jeneratörle beslenen elektrikli sistem için ekserji analizleri gerçekleştirilmiş ve ekserji parametreleri elde edilerek karşılaştırılmıştır. Klasik havalı sisteminin olumsuz yönü uçak motorundan hava çekilmesinden ötürü motorun daha yüksek sıcaklıkta çalışması ve bunun sonucunda kullanım ömrünün azalmasıdır. Bu çalışmada elektrik uygulamasının klasik havalı modele göre daha verimli olduğu ve daha düşük ekserjiye ihtiyaç duyduğunu vurgulanmıştır.

BÖLÜM 2

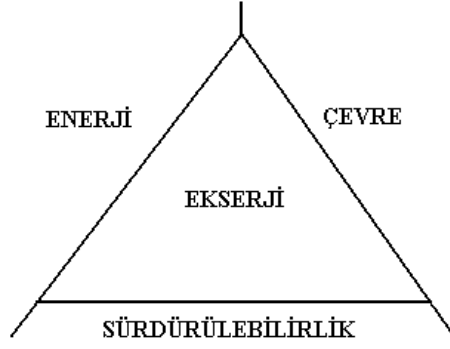
TERMODİNAMİK ANALİZ VE GAZ TÜRBİNLİ MOTORLARI

2.1. Termodinamik Analiz

Isıl sistemlerin performansları, termodinamiğin birinci yasası (enerjinin korunumu-enerji analizi) ve ikinci yasası (kullanılabilirlik-ekserji analizi) ile değerlendirilmektedir. Isıl sistemlerin enerji ve ekserji verimleri; sistemlerin tasarımında, seçilmesinde ve çalışma şartlarının belirlenmesinde önemli birer karar parametreleridir.

Termodinamiğin birinci yasası enerji korunumunu savunur. Enerji analizi sistemin geneli hakkında bilgi verir, sistem içerisindeki tersinmezliklerden (entropi üretimi) meydana gelen kayıpları hesaplamalara katmaz. Termodinamiğin ikinci yasası, bir hal değişimi sırasında enerjinin niteliğinin azalması, entropi üretimi ve iş yapabilme olanağını inceler. Tersinir sistemlerin dışında ekserji enerji gibi korunmaz. Ekserjinin bir bölümü sistem içerisindeki tersinmezliklerden dolayı yok olur (ekserji yıkımı), bir bölümü ise sistem sınırlarından çevreye atılır (ekserji kaybı).

Ekserji analizi; ekserji yıkım ve kayıplarının yeri, tipi ve miktarını doğru bir şekilde belirleyebildiği için sistemlerin tasarlanmasında ve geliştirilmesinde son zamanlarda yoğun bir şekilde kullanılmaya başlanmıştır. Ekserji verimi, bir sistemin veya prosesin ideal şartlara ne kadar yaklaştığının bir göstergesidir. Ayrıca ekserji analiz yöntemi; bir sistemdeki termodinamik verimsizliklerin düşülerek daha verimli bir sistem tasarımının nasıl yapılabileceğini ve mevcut şartların doğru tanımlanmasını sağlamaktadır (Dincer ve Rosen 2005) (Ballı 2008). Ülkelerin ekonomik kalkınmayı ve sosyal gelişmeyi sağlayabilmesi için enerjiye, yaşanabilir bir çevreye ve sürdürülebilir bir gelişmeye ihtiyaçları vardır. Dincer (2002) tarafından yapılan çalışmada bunun ekserji analizi yöntemiyle gerçekleştirilebileceği vurgulanmıştır.



Şekil 2.1. Enerji, çevre ve sürdürülebilirliğin ekserji ile ilişkisi (Dincer, 2002)

Amaç, sisteme giren belirli bir ekserji miktarından en fazla çıktıyı elde etmek veya belirli bir çıktı için en az miktarda yakıt harcanmasını sağlamaktır. Bu adımlardan birincisi sistemde geliştirilmeye açık olan sistem bileşenlerinin belirlenmesi, yeni tasarım modellerinin uygulanabilir olup olmadığının saptanmasıdır. Ekserji analizleri, ısı sistemlerinin termodinamik açıdan değerlendirilmesini sağlar. Sistemde mükemmelle yakın ve mükemmelden uzak çalışan sistem bileşenlerinin belirlenmesini, kayıpların ekserji birimi cinsinden ortaya çıkarılmasını ve diğer benzer sistemlerle karşılaştırma yapılmasını sağlar (Ballı, 2008).

Termodinamik analiz, mevcut enerji kaynaklarını yüksek bir verimde kullanmak amacıyla mühendisler tarafından yaygın olarak kullanılmaktadır. Termodinamik bilimi; temel olarak birinci ve ikinci yasa olarak bilinen iki doğal yasadır ve bir sistemin termodinamiğinin birinci ve ikinci yasasına göre analizini içerir.

Termodinamiğin birinci yasası enerjinin niceliğiyle ilgilidir. Enerjinin var veya yok edilemeyeceğini vurgular. Enerji termodinamik bir özelliktir ve bir etkileşim esnasında enerji bir şekilden diğer şekle dönüşebilir, ancak toplam enerji miktarı değişmez. Birinci yasa, bir hal değişimi esnasında enerjinin hesabı açısından bir yöntem ortaya koyar. Enerji sistem sınırlarından ısı veya iş olarak geçebilir. Enerji geçişi, sistemle çevresi arasında bir sıcaklık farkından dolayı oluyorsa ısı geçişi olarak, eğer sıcaklık farkı olmuyorsa ise iş olarak tanımlanır.

Termodinamiğin ikinci yasası, hal değişimlerinin hangi yönde gerçekleşebileceklerini belirler ve enerjinin niceliğinin yanında niteliğinin de olduğunu vurgular ve gerçek proseslerde enerjinin kalitesinin azalma yönünde olacağını söyler. Bir sisteme giren toplam enerjinin bir bölümü; sistemdeki sürtünme, yanma reaksiyonu, entropi oluşumu vb. tersinmezliklerden dolayı yok olur ve giren enerjinin niteliği, yani iş yapabilme yeteneğinde azalma olur. Bundan dolayı, bir çok kaynakça da termodinamiğin ikinci yasasına kullanılabilir enerji, kullanılabilirlik, yararlı enerji veya ekserji analizi ismi verilmiştir (Çengel ve Boles 1996).

Bir sistemin ekserjisi referans çevreyle dengeye gelinceye kadar yapabileceği maksimum iş olarak tanımlanabilir (Ballı 2008). Ekserji analizi; enerji atıklarının ve kayıpların yerini, tipini ve büyüklüğünü doğru bir şekilde tespit ettiğinden dolayı enerji kaynaklarının daha verimli kullanılması için yararlı bir analiz yöntemidir.

2.1.1. Enerji terimleri

Toplam enerji miktarı elektrik, manyetik alan, yüzey gerilimi ve nükleer reaksiyonun bulunmadığı ısı sistemlerinde; kinetik, potansiyel, fiziksel (iç enerji+akış enerjisi) ve kimyasal enerjinin toplamından oluşur (Ballı 2008) (Dincer ve Rosen 2005).

$$e = e_{kn} + e_{pt} + e_{ph} + e_{ch} \quad (2.1)$$

Yukarıdaki denklemde e_{kn} , e_{pt} , e_{ph} ve e_{ch} terimleri, sırasıyla birim kütle için kinetik, potansiyel, fiziksel ve kimyasal enerjiyi göstermektedir. Birim kütle için;

- Kinetik enerji maddenin hızından dolayı sahip olduğu enerjidir,

$$e_{kn} = \frac{V^2}{2} \quad (2.2)$$

- Potansiyel enerji sahip olunan yükseklik ve yerçekiminden kaynaklanmaktadır,

$$e_{pt} = gz \quad (2.3)$$

- Fiziksel enerji, iç enerji ile sistem sınırından yapılan işin toplamı olup, başka bir anlatımla akımın entalpisinden kaynaklanır ve;

$$e_{ph} = u + Pv = c_{P(T)}T = h_{(T)} \quad (2.4)$$

İdeal gaz kabulüne göre;

Değişken özgül ısılar ile entalpi ve iç enerji;

$$h_{(T_2)} - h_{(T_1)} = \int_{T_1}^{T_2} c_p(T) dT \quad (2.5)$$

$$u_{(T_2)} - u_{(T_1)} = \int_{T_1}^{T_2} c_v(T) dT \quad (2.6)$$

Sabit özgül ısılar ile entalpi ve iç enerji;

$$h_{(T_2)} - h_{(T_1)} = c_p(T_2 - T_1) \quad (2.7)$$

$$u_{(T_2)} - u_{(T_1)} = c_v(T_2 - T_1) \quad (2.8)$$

denklemleri yardımıyla hesaplanabilir (Çengel ve Boles 2008).

Çizelge 2.1.'de bazı gazların sabit basınçtaki özgül ısıları sıcaklığın fonksiyonuyla verilmektedir. Yanma denklemi çıktılarına göre egzoz gazlarının kütleleri hesaplanabilir. Daha sonra gazların kütleli oranları elde edilerek, Çizelge 2.1.'deki değerler kullanılarak sıcak egzoz gazının özgül ısısı hesaplanacaktır.

Çizelge 2.1. Sıcaklığın fonksiyonuyla bazı maddelerin sabit basınçtaki özgül ısıları

$$(\bar{c}_p = a + bT + cT^2 + dT^3) \text{ (Çengel ve Boles 2008)}$$

Madde	Formülü	a	b (10^{-2})	c (10^{-5})	D (10^{-9})
Hava		28.11	0.1967	0.4802	-1.966
Hidrojen	H ₂ (g)	29.11	-0.1916	0.4003	-0.8704
Nitrojen	N ₂ (g)	28.90	-0.1571	0.8081	-2.873
Oksijen	O ₂ (g)	25.48	1.520	-0.7155	1.312
Karbondioksit	CO ₂ (g)	22.2	5.981	-3.501	7.469
Su	H ₂ O(g)	32.24	0.1923	1.055	-3.595
Metan	CH ₄ (g)	19.89	5.024	1.269	-11.01

- Kimyasal enerji;

Yakıtlar için, yakıtın alt veya üst ısı değeri (H_a, H_u) ile fiziksel enerjisinin toplamına eşittir ve;

$$e_{ch} = H_a + h_{(T)} = H_a + c_{P,F,i} T_i - c_{P,F,o} T_o \quad (2.9)$$

$$e_{ch} = H_u + h_{(T)} = H_u + c_{P,F,i} T_i - c_{P,F,o} T_o \quad (2.10)$$

Yanmış gazlar için; gazın oluşum entalpisi ile fiziksel enerjisinin toplamına eşittir ve şu şekilde gösterilir (Moran 1999).

$$e_{ch} = h_F^o + h_{(T,P)} - h_{(T_0,P_0)} = h_F^o + \Delta h \quad (2.11)$$

Molar yanmış gazlar kimyasal enerjisi şu şekildedir;

$$\bar{e}_{ch} = \bar{h}_F^o + \bar{h}_{(T,P)} - \bar{h}_{(T_0,P_0)} = \bar{h}_F^o + \Delta \bar{h} \quad (2.12)$$

2.1.2. Ekserji terimleri

Toplam ekserji miktarı elektrik, manyetik alan, yüzey gerilimi ve nükleer reaksiyonun bulunmadığı ısı sistemlerde; kinetik, potansiyel, fiziksel ve kimyasal ekserjinin toplamından oluşur (Ballı 2008) (Dincer ve Rosen 2005).

$$\mathcal{E} = \mathcal{E}_{kn} + \mathcal{E}_{pt} + \mathcal{E}_{ph} + \mathcal{E}_{ch} \quad (2.13)$$

Yukarıdaki denklemdeki $\mathcal{E}_{kn}$, $\mathcal{E}_{pt}$, $\mathcal{E}_{ph}$ ve $\mathcal{E}_{ch}$ terimleri, sırasıyla birim kütle için kinetik, potansiyel, fiziksel ve kimyasal ekserjiyi göstermektedir. Birim kütle için;

- Kinetik ekserji kinetik enerjiye eşittir. Kinetik ekserji;

$$\mathcal{E}_{kn} = \frac{V^2}{2} \quad (2.14)$$

Kinetik ekserji genellikle hesaplamalarda ihmal edilmektedir. Türbin gibi sürekli açık sistemlerde hız farkından kaynaklanan enerji, entalpi farkından kaynaklanan enerji ile karşılaştırıldığında çok küçük miktardadır.

- Potansiyel ekserji 'g' ve 'z' sırasıyla yerçekimi ivmesi ve yükseklik olmak üzere (2.15) ile hesaplanabilir.

$$\varepsilon_{pt} = gz \quad (2.15)$$

Fiziksel ekserji, bir ekserji akımının maddenin belli bir anda sıcaklık ve basınç anlamında çevresiyle olan farklılığının bir ölçüsüdür. 'h' ve 's' terimleri entalpi ve entropi olmak üzere birim kütle için fiziksel ekserji; (Turgut 2007; Bejan ve ark. 1996).

$$\varepsilon_{ph} = [(h - h_o) - T_o(s - s_o)] \quad (2.16)$$

Değişken özgül ısılar yardımıyla;

$$s_{(T,P)} - s_{(T_o,P_o)} = \int_{T_o}^T \frac{c_p(T)}{T} dT - R \ln \frac{P}{P_o} \quad (2.17)$$

$$s_{(T,P)} - s_{(T_o,P_o)} = \int_{T_o}^T \frac{c_v(T)}{T} dT + R \ln \frac{v}{v_o} \quad (2.18)$$

Sabit özgül ısılar yardımıyla;

$$s - s_o = c_p \ln \frac{T}{T_o} - R \ln \frac{P}{P_o} \quad (2.19)$$

$$s - s_o = c_v \ln \frac{T}{T_o} + R \ln \frac{v}{v_o} \quad (2.20)$$

bağıntılarından bulunabilir (Çengel ve Boles 2008).

Sabit basınçta özgül ısıya sahip hava ve yanmış gazların ideal gaz prensiplerine uyduğu kabul edilerek birim kütle için fiziksel ekserji;

$$\varepsilon_{ph} = c_{p(T)} \left[T - T_o - T_o \ln \left(\frac{T}{T_o} \right) \right] + RT_o \ln \left(\frac{P}{P_o} \right) \quad (2.21)$$

eşitliğin'den hesaplanabilir (Kotas 1995). Bu denklemdeki c_p , R , T ve P ; sırasıyla sabit basınçta özgül ısı, ideal gaz sabiti, sıcaklık ve basınçtır.

Kimyasal ekserji, kimyasal reaksiyonlar sonucunda bir kontrol hacminin giriş ve çıkışındaki gazların mol oranları aynı olmayabilir. Bu durumda çevre ile reaksiyon sonucu bir kimyasal farklılık meydana gelecektir. Bir gazın, sistem sıcaklığı ve basıncındaki kimyasal yapısıyla aynı gazın çevre sıcaklık ve basıncındaki kimyasal yapısı arasındaki fark kimyasal ekserji olarak tanımlanır ve ideal gaz karışımlarında birim mol başına kimyasal ekserji;

$$\bar{\varepsilon}_{ch} = -\bar{R}T_o \sum x_k \ln \frac{x_{o,k}}{x_k} \quad (2.22)$$

veya;

$$\bar{\varepsilon}_{ch} = \sum x_k \bar{\varepsilon}_{ch,k} + \bar{R}T_o \sum x_k \ln x_k \quad (2.23)$$

denklemlerinden hesaplanır (Bejan ve ark.1996; Moran 1999). Bu denklemlerdeki $\bar{R}$, evrensel gaz sabiti (kJ/kmol/K); x_k , toplam gaz içerisindeki k'nıncı gazın mol oranını; $\bar{\varepsilon}_{ch,k}$, k'nıncı gazın mol cinsinden standart kimyasal ekserjini ifade eder. Literatürde standart kimyasal ekserjiler için mevcut iki yaklaşım vardır (Moran ve Shapiro 2000). Bunlardan birincisi Ahrendts (1980) tarafından ortaya atılmıştır. Bu modelde çevre basıncı 1.019 atm olarak kabul edilmiştir. İkinci model ise Szargut ve ark. (1988) tarafından geliştirilmiş olup çevre basıncı 1 atm olarak alınmıştır. Çeşitli maddelerin her iki modele göre standart kimyasal ekserjileri bir çok termodinamik kitabında bulunmakla birlikte, hesaplamalarda sıklıkla kullanılan bazı maddelerin standart ekserji değerleri Çizelge 2.2.'de verilmiştir.

Çizelge 2.2. Standart molar kimyasal ekserji değerleri $\bar{\varepsilon}_{ch}$ (kJ / kmol) (Russel ve Adebıy 1993; Moran 1999)

Madde	Formülü	Model I (Ahrendts 1980)	Model II (Szargut ve ark. 1988)
Hidrojen	H ₂ (g)	235250	236100
Nitrojen	N ₂ (g)	640	720
Oksijen	O ₂ (g)	3950	3970
Karbondioksit	CO ₂ (g)	14175	19870
Su	H ₂ O(g)	8635	9500
	H ₂ O(s)	45	900
Metan	CH ₄ (g)	824350	831650
Etan	C ₂ H ₆ (g)	1482035	1495840

Yakıtların kimyasal ekserjilerinin hesaplanması, reaktif olmayan maddelerin kimyasal ekserjilerinin hesaplanmasından biraz farklıdır. Giren ve çıkan maddelerin ekserjileri;

$$\bar{\varepsilon}_{ch,g} = \bar{g}_{g,o} - \bar{g}_o \quad (2.24)$$

$$\bar{\varepsilon}_{ch,\zeta} = \bar{g}_{\zeta,o} - \bar{g}_o \quad (2.25)$$

bağıntılarından hesaplanabilir (Russel ve Adebıy 1993). Bu denklemlerde $\bar{g}_{g,o}$ ve $\bar{g}_{\zeta,o}$; giren ve çıkan akımların Gibbs fonksiyonlarını gösterirken, $\bar{g}_o$ ise akımın çevre haline indirgenmesi durumunda değişen Gibbs fonksiyonunu belirtmektedir.

Kimyasal reaksiyon sonucunda elde edilebilecek maksimum iş kJ/kmol cinsinden;

$$\bar{w}_{\max} = \bar{g}_{g,o} - \bar{g}_{\zeta,o} \quad (2.26)$$

$$\bar{w}_{\max} = \bar{\varepsilon}_{ch,g} - \bar{\varepsilon}_{ch,\zeta} \quad (2.27)$$

$$\bar{w}_{\max} = (\bar{h}_{g,o} - \bar{h}_{\zeta,o}) - T_o (\bar{s}_{g,o} - \bar{s}_{\zeta,o}) \quad (2.28)$$

denklemlerinden bulunabilir. Verilen sıcaklık için reaksiyondaki yakıt ve diğer maddelerin entalpi ve entropileri termodinamik tablolardan elde edilir ve Denklem (2.28)'de yerine konularak reaksiyon (yanma) sonucunda ortaya çıkan enerjiden alınabilecek maksimum iş bulunur. Bazı maddelerin ve yakıtların kimyasal ekserjilerinin bulunmasında Çizelge 2.3'de verilen bağıntılar kullanılabilir. Çizelge 2.3'deki 'x' terimi maddenin karışımdaki mol oranını vermektedir.

Çizelge 2.3. Bazı mükemmel gazların kimyasal ekserji değerleri (Russel ve Adebıy 1993)

Maddeler	$\bar{\varepsilon}_{ch} (kJ / kmol)$
Karbondioksit	$2478.907 \ln x \text{CO}_2 + 20108$
Karbonmonoksit	$2478.907 \ln x \text{CO} + 275224$
Etan	$2478.907 \ln x \text{C}_2\text{H}_6 + 1484952$
Hidrojen	$2478.907 \ln x \text{CO}_2 + 235153$
Metan	$2478.907 \ln x \text{CH}_4 + 830212$
Nitrojen	$2478.907 \ln x \text{N}_2 + 693$
Oksijen	$2478.907 \ln x \text{O}_2 + 3948$
Su buharı	$2478.907 \ln x \text{H}_2\text{O} + 8595$

C_aH_b şeklindeki kimyasal formüle sahip hidrokarbon yakıtların kimyasal ekserjisi aşağıda verilen bağıntıdan daha doğru olarak hesaplanabilir (Moran ve Shapiro 2000).

$$\begin{aligned} \bar{\varepsilon}_{ch,f} = & \left[\bar{h}_F + \left(a + \frac{b}{4} \right) \bar{h}_{O_2} - a \bar{h}_{CO_2} - \frac{b}{2} \bar{h}_{H_2O(g)} \right] (T_o, P_o) - \\ & T_o \left[\bar{s}_F + \left(a + \frac{b}{4} \right) \bar{s}_{O_2} - a \bar{s}_{CO_2} + \frac{b}{2} \bar{s}_{H_2O(g)} \right] (T_o, P_o) + \bar{R} T_o \ln \left[\frac{(x_{o,O_2})^{a+b/4}}{(x_{o,CO_2})^a + (x_{o,H_2O})^{b/2}} \right] \end{aligned} \quad (2.29)$$

Çizelge 2.4. Hidrokarbon ($C_C H_H O_O S_S N_N$) bazlı yakıtların kimyasal ekserji formülleri (Ballı 2008; Moran 1982; Russel ve Adebisi 1993; Kotas 1995; Stepanow 1995)

Madde	Bazı mükemmel gazların kimyasal ekserji değerleri $\bar{\varepsilon}_{ch} (kJ/kmol)$
Katı	$\frac{O}{C} \leq 0.5$ için; $\frac{\varepsilon_{ch,F}}{H_a} = \gamma_F \cong 1.0438 + 0.0158 \frac{H}{C} + 0.0813 \frac{O}{C} + 0.0471 \frac{N}{C}$ (2.30)
	$\frac{O}{C} > 0.5$ için; $\frac{\varepsilon_{ch,F}}{H_a} = \gamma_F \cong \frac{1.0438 + 0.0158 \frac{H}{C} - 0.3343 \frac{O}{C} \left(1 + 0.0609 \frac{H}{C} \right) + 0.0447 \frac{N}{C}}{1 - 0.4043 \frac{O}{C}}$ (2.31)
Sıvı	$\frac{\varepsilon_{ch,F}}{H_a} = \gamma_F \cong 1.0374 + 0.0159 \frac{H}{C} + 0.0567 \frac{O}{C} + 0.05985 \frac{S}{C} \left(1 - 0.1737 \frac{H}{C} \right)$ (2.32)
	$\frac{\varepsilon_{ch,F}}{H_a} = \gamma_F \cong 1.04224 + 0.011925 \frac{H}{C} - 0.042 \frac{1}{C}$ (2.33)
	$\frac{\varepsilon_{ch,F}}{H_a} = \gamma_F \cong 1.0401 + 0.01728 \frac{H}{C} + 0.0432 \frac{O}{C} + 0.2196 \frac{S}{C} \left(1 - 2.0628 \frac{H}{C} \right)$ (2.34)
Gaz	$\frac{\varepsilon_{ch,F}}{H_a} = \gamma_F \cong 1.0334 + 0.0183 \frac{H}{C} - 0.0694 \frac{1}{C}$ (2.35)
	$\frac{\varepsilon_{ch,F}}{H_a} = \gamma_F \cong 1.033 + 0.0169 \frac{H}{C} - 0.0698 \frac{1}{C}$ (2.36)

Bununla birlikte standart kimyasal ekserji değerleri sıcaklık ve basınca bağlı değildir. Çizelge 2.4.'de verilen bağıntılar ise $C_C H_H O_O S_S N_N$ şeklinde kimyasal formüle sahip hidrokarbon bazlı yakıtlar içindir. Bu bağıntılardaki H/C , O/C , N/C ve S/C terimleri atomik oranları tanımlamaktadır (Ballı 2008). Yanma odasında yakılan yakıtın kimyasal ekserji hesaplamaları yakıtın sıvı fazı olan (2.34) denklemi ile H/C , S/C oranlarına göre gerçekleştirilmiştir.

2.2. Kontrol hacimleri için denge denklemleri

Termodinamik çözümlemeye konu olan açık sistemler genellikle iki gruba ayrılır. Bunlar sürekli akışlı açık sistemler ve zamanla değişen açık sistemlerdir. Sürekli akışlı sürekli sistemlerde (SASA) akım kontrol hacminde sürekli bir akışa sahiptir. Kontrol hacminin herhangi bir noktasında akımın özellikleri zamana göre değişmez. Bu çalışmada sürekli akışlı açık sistemler prensibine uyan (gaz türbinleri) sistemler incelenecektir.

2.2.1. Kütle denge denklemi

Kontrol hacmindeki kütle birikiminin zamanla değişimi, kontrol hacmine giren ve kontrol hacminden çıkan kütle akımları arasındaki farka eşittir ve

$$\frac{dm_{cv}}{dt} = \sum_g \dot{m} - \sum_{\zeta} \dot{m} \quad (2.37)$$

bağıntısıyla hesaplanır. Diğer yandan birçok mühendislik sistemi sürekli akımlı sistemler olarak kabul edilmektedir. (Çengel ve Boles 2008; Moran ve Shapiro 2000). Sürekli akımlı sürekli açık sistemlerde (SASA) kütle birikimi olmayacağından $dm/dt=0$ olur. Denklem (2.37)'de verilen kütle denge denklemi SASA sistemler için;

$$\sum_g \dot{m} = \sum_{\zeta} \dot{m} \quad (2.38)$$

şeklinde yazılabilir. Deniz seviyesinde ya da belirli bir irtifada çalışan bir gaz türbinli motorda kütleli debinin zamanla değişmediği, hesaplama kolaylığı açısından girişteki kütleli debiyle çıkıştaki kütleli debinin aynı olduğu kabul

edilir. Bununla birlikte özellikle kompresör boyunca akan havanın bir kısmı çeşitli görevlerde kullanılmak üzere çekilir. Uçak gövdesinde havalandırma ve basınçlandırma amaçlı çekilen hava, yanma odası ve türbin bölgelerinin soğutulması, özellikle yüksek basınç türbini olmak üzere türbin ve kompresörün pale uç açıklık kontrolü ve yataklarda sızdırmazlık sağlama gibi görevler sayılabilir. Bu durumda motor girişindeki hava ile egzozdan çıkan hava miktarı aynı olmayabilir.

2.2.2. Enerji denge denklemi

Kontrol hacmindeki enerji birikiminin zamanla değişimi, kontrol hacmine enerji transferiyle giren ve kontrol hacminden enerji transferiyle çıkan enerji akımları arasındaki farka eşittir. Kontrol hacmine enerji iş veya ısı transferiyle girebilir veya çıkabilir. Bu durumda en genel enerji denge denklemi (Ballı 2008 ; Moran 1999) ;

$$\frac{dE_T}{dt} = \dot{Q}_{KH} - \dot{W} + \sum_g \dot{m}_g \left(u_g + \frac{V_g^2}{2} + gz_g \right) - \sum_{\varsigma} \dot{m}_{\varsigma} \left(u_{\varsigma} + \frac{V_{\varsigma}^2}{2} + gz_{\varsigma} \right) \quad (2.39)$$

şeklinde yazılır. Bu denklemdeki iş ifadesi, kontrol hacminde yapılan iş ile akım işinin toplamı olduğundan $\dot{W}$;

$$\dot{W} = \dot{W}_{KH} + \dot{m}_{\varsigma} (P_{\varsigma} v_{\varsigma}) - \dot{m}_g (P_g v_g) \quad (2.40)$$

eşittir. Bu durumda denklem,

$$\frac{dE_T}{dt} = \dot{Q}_{KH} - \dot{W}_{KH} + \sum_g \dot{m}_g \left(h_g + \frac{V_g^2}{2} + gz_g \right) - \sum_{\varsigma} \dot{m}_{\varsigma} \left(h_{\varsigma} + \frac{V_{\varsigma}^2}{2} + gz_{\varsigma} \right) \quad (2.41)$$

şeklinde tekrar yazılabilir.

Sürekli akımlı sürekli açık sistemlerde (SASA) enerji birikimi olmayacağından $dE_T/dt=0$ olur. Denklem (2.41)'de verilen enerji denge denklemi SASA sistemler için;

$$0 = \dot{Q}_{KH} - \dot{W}_{KH} + \sum_g \dot{m}_g \left(h_g + \frac{V_g^2}{2} + gz_g \right) - \sum_{\varsigma} \dot{m}_{\varsigma} \left(h_{\varsigma} + \frac{V_{\varsigma}^2}{2} + gz_{\varsigma} \right) \quad (2.42)$$

haline gelir (Moran 1999).

2.2.3. Entropi denge denklemi ve tersinmezlik ifadesi

Kontrol hacminin birim zamandaki entropi değişimi; kontrol hacmi yüzeylerinden ısı geçişi sonucu birim zamanda geçen entropi, kütleyle birim zamanda kontrol hacmine taşınan net entropi ve kontrol içinde tersinmezlikler sonucu birim zamanda üretilen entropinin toplamına eşittir.

Buna göre entropi dengesi,

$$\frac{dS_{KH}}{dt} = \sum_k \frac{\dot{Q}_k}{T_k} + \sum_g \dot{m}_g s_g - \sum_{\zeta} \dot{m}_{\zeta} s_{\zeta} + \dot{S}_{\text{üretilen},KH} \quad (2.43)$$

şeklinde yazılabilir (Çengel ve Boles 2008; Moran 1999). Entropinin korunmadığı görülmektedir. Gerçek sistemler için çıkanların entropisi girenlerin entropisinden daima daha büyük olmakta, bu fark da sistem içerisindeki tersinmezliklerden veya sistem ve çevresi arasındaki ısı transferlerinden kaynaklanmaktadır.

Sistem sınırları içerisinde ısı transferinin olduğu sürekli akımlı sürekli açık sistemlerde $dS_{KH}/dt=0$ olduğundan entropi dengesi;

$$\dot{S}_{\text{üretilen},KH} = \sum_{\zeta} \dot{m}_{\zeta} s_{\zeta} - \sum_g \dot{m}_g s_g + \sum_k \frac{\dot{Q}_k}{T_k} \geq 0 \quad (2.44)$$

olarak yazılabilir.

$$\dot{S}_{\text{üretilen},KH} = \dot{m}(s_{\zeta} - s_g) + \sum_k \frac{\dot{Q}_k}{T_k} \geq 0 \quad (2.45)$$

haline indirgenir.

Akımın birim kütlesi için entropi değişimleri (kJ/kgK);

- Katı ve sıkıştırılamaz sıvılar;

$$s_{\zeta} - s_g = c_{ort} \ln \frac{T_{\zeta}}{T_g} \quad (2.46)$$

Mükemmel gazlar için:

- (2.19 ve 2.20) denklemleriyle sabit özgül ısılar kullanılarak;
- Değişken özgül ısılar kullanılarak;

$$s_{\zeta} - s_g = (s_{\zeta}^o - s_g^o) - R \ln \frac{P_{\zeta}}{P_g} \quad (2.47)$$

İzentropik hal değişimi için;

$$s_{\zeta}^o = s_g^o - R \ln \frac{P_{\zeta}}{P_g} \quad (2.48)$$

bağıntılarından hesaplanabilir (Ballı 2008; Çengel ve Boles 1996). Bağıntılardaki s^o fonksiyonu sadece sıcaklığa bağlıdır.

SASA için tersinmezlik ifadesi Gouy Stadda teoremine göre;

$$\dot{I}_{\text{üretilen},KH} = T_o \dot{S}_{\text{üretilen},KH} = T_o \left(\sum_{\zeta} \dot{m}_{\zeta} s_{\zeta} - \sum_g \dot{m}_g s_g + \sum_k \frac{\dot{Q}_k}{T_k} \right) \quad (2.49)$$

denkleminde hesaplanır.

2.2.4. Ekserji denge denklemi

Belirli bir kontrol hacmi için entropide olduğu gibi ekserji korunumunun dan söz edilmez. Tersinmez süreçlerde ekserjide daima azalma meydana gelmektedir. Buna göre söz konusu kontrol hacmi için en genel anlamda ekserji denge denklemi (Moran ve Shipora 2000);

$$\frac{dEx_{KH}}{dt} = \sum_k \left(1 - \frac{T_o}{T_k} \right) \dot{Q}_k - \left(\dot{W}_{KH} - P_o \frac{dV_{KH}}{dt} \right) + \sum_g \dot{m}_g \varepsilon_g - \sum_{\zeta} \dot{m}_{\zeta} \varepsilon_{\zeta} - \dot{Ex}_D \quad (2.50)$$

şeklinde yazılabilir. Bu denklemdeki dEx_{KH}/dt ve dV_{KH}/dt terimleri sırasıyla kontrol hacminin ekserji ve hacim değişimi şeklinde tanımlanır. Ex_D terimi ise kontrol hacmi içerisindeki ekserji yıkımını (exergy destruction) göstermektedir. Sistemin sürekli akımlı sürekli açık bir sistem olduğu kabul edildiğinde $dEx_{KH}/dt=0$ ve $dV_{KH}/dt=0$ olacağından;

$$0 = \sum_k \left(1 - \frac{T_o}{T_k} \right) \dot{Q}_k - \dot{W}_{KH} + \sum_g \dot{m}_g \varepsilon_g - \sum_{\zeta} \dot{m}_{\zeta} \varepsilon_{\zeta} - \dot{Ex}_D \quad (2.51)$$

şekline dönüşür. Bu denklemdeki ilk terim ısı geçişinden kaynaklanan ekserji girişini veya çıkışını, ikincisi ise kontrol hacminde yapılan işi ifade etmektedir. İş, ısı, kütle ve akım ile transfer edilen ekserjiler bir bütün olarak düşünüldüğünde, bir sistem için birim zamandaki ekserji dengesi şu şekildedir,

$$\dot{E}x_g = \dot{E}x_\zeta + \dot{E}x_y + \dot{E}x_k \quad (2.52)$$

Bu denklemdeki $\dot{E}x_y$, sistem içerisindeki tersinmezliklerden ve entropi üretiminden dolayı meydana gelen ekserji yıkımını; $\dot{E}x_k$ ise, bir daha kullanılamayacak şekilde sistem sınırlarından veya kontrol hacminden çevreye atılan ekserji kaybını ifade eder.

Bir sistemdeki ekserji yıkımı ve ekserji kayıplarının toplamına ekserji tüketimi denir ve $\dot{E}x_t$ ile gösterilir.

$$\dot{E}x_t = \dot{E}x_y + \dot{E}x_k \quad (2.53)$$

İdeal ve tersinir olmayan tüm hal değişimlerinde sisteme veya kontrol hacmine giren toplam ekserji miktarı, sistemden veya kontrol hacminden çıkan ekserji miktarından her zaman büyüktür.

2.2.5. Referans çevre tanımlaması

Ekserji; bir sistem, bir madde akımı veya enerji akımının referans bir çevreyle dengeye gelinceye kadar üretilebileceği maksimum iş olarak tanımlanabilir. Bu açıdan ekserji değeri hesaplanması ve analizinde öncelikle referans çevrenin belirlenmesi gerekmektedir (Ballı 2008). Burada iki referans çevre modeli açıklanacaktır (Dincer ve Çengel 2001).

Doğal çevre alt sistem modelleri

Referans çevrenin sıcaklık ve basınç değerleri 25 °C ve 1 atm alınmış olup, referans çevrenin kimyasal kompozisyonunda havanın su buharıyla doyurulduğu hesaba katılmıştır. 25 C ve 1 atm'de devam eden doymuş fazlarda ise su (H₂O), alçı taşı (CaSO₃.2H₂O) ve kireçtir (CaCO₃). Karbon, oksijen ve nitrojenin, T_o referans çevre sıcaklığında ve P_o basıncında sıvı haldeki suyla doyurulmuş havada

mevcut konfigürasyonları CO₂, O₂ ve N₂'den oluşmaktadır. Hidrojenin sıvı fazda olduğu kabul edilmiştir.

Referans madde modelleri

Bu modelde referans maddeler doğal çevrede bol miktarda bulunan maddelerden seçilir. Referans madde olarak seçilme kriteri doğal çevreyi taklit edebilen tasarımdan oluşmasıdır.

Bu çevre N₂, O₂, CO₂, H₂O içeren nemli hava kompozisyonu ile sülfür için alçı taşı (gypsum) ve kalsiyum için kireç taşından oluşur. Bu model doğal çevre ile benzer değildir. Sonuç olarak, bu model ile doğrulanmış mutlak ekserji değerleri doğal çevreyle bağlantılı değildir ve verimliliği veya çevresel etkiyi doğrulamada gerçekçi olarak kullanılamaz.

1 atm basınca ve 298.15 K sıcaklığa sahip atmosferik şartlar için referans çevre modeli Çizelge 2.5'de verilmiştir.

Çizelge 2.5. Referans çevre modeli (Dincer ve Cengel 2001)

Atmosferik şartlar: $T_o = 25\text{ }^{\circ}\text{C} = 298.15\text{ K}$, $P_o = 1\text{ atm}$		
Kompozisyon	(i) T_o ve P_o 'da sıvıyla doyurulmuş atmosferik hava	
	Maddeler	Mol oranları
	Nitrojen (N ₂)	0.7567
	Oksijen (O ₂)	0.2035
	Su (H ₂ O)	0.0303
	Argon (Ar)	0.0091
	Karbondioksit (CO ₂)	0.0003
	Helyum (H ₂)	0.0001
	(ii) T_o ve P_o 'da aşağıdaki doymuş fazlar	
	Su (H ₂ O)	
	Kireç taşı (CaCO ₃)	
	Alçıtaşı (Gypsum) (CaSO ₄ 2H ₂ O)	

2.3. Ekserji analiz parametreleri

Ekserji analizinin yaygınlaşmasıyla bu analiz sonuçlarının değerlendirilmesinde çok faydalı olacak bazı termodinamik parametreler

geliştirilmiştir. Bunlar arasında en önemli iki parametre ekserji verimi ve ekserji yıkımıdır.

Aynı sistem elemanı içinde giren ve çıkan ekserjiler arasındaki fark kaybolan ekserjiyi göstermektedir. Bununla birlikte kaybedilen ekserjinin tamamının yeniden kazanımı çoğunlukla mümkün olmamaktadır. Bu yüzden kayıp ekserji ‘kaçınılabılır’ ve ‘kaçınılamaz’ olmak üzere iki grup altında incelenebilir. (Çengel ve Boles 2008). Sistem içinde tersinmezliğin en fazla olduğu ünite olan yanma odasında meydana gelen ekserji kaybının büyük bir kısmı kaçınılamaz ekserjidir.

2.3.1. Ekserji verimi

Ekserji analizi sonuçlarının değerlendirilmesinde en önemli parametreler ekserji verimi ve yıkımıdır.

Bir sistem için ekserji dengesi;

$$\begin{aligned} & \text{Sisteme girenlerin ekserjisi} - \text{Sistemden çıkanların ekserjisi} - \text{ekserji yıkımı} \\ & = \text{Sistemde depolanan ekserji} \end{aligned}$$

olarak ifade edilebilir. Sistemden çıkanların ekserjisi ise;

$$\text{Sistemden çıkanların ekserjisi} = \text{Ürünlerin ekserjisi} + \text{Ekserji kaybı}$$

şeklinde ifade edilebilir (Ballı 2008 ; Rosen ve Dincer 2003).

Bu ifadelerin ışığında her bir sistem bileşenin çıkışındaki ekserji akımının girişindeki ekserji akımına oranına “ekserji verimi” denir ve k ’nıncı sistem bileşeni için ekserji verimi $(\eta_{ex,k})$ (2.54) eşitliğinden hesaplanabilir (Kotas 1995).

$$\eta_{ex,k} = \frac{\dot{E}x_{\zeta,k}}{\dot{E}x_{g,k}} = \frac{\dot{E}x_{g,k} - \dot{E}x_{yk,k}}{\dot{E}x_{g,k}} \quad (2.54)$$

Sistemin tamamı için ekserji verimi; sistemin ürettiği ürünlerin ekserji akımının sisteme giren toplam yakıt ekserji akımına oranı olarak ifade edilir. Buna göre yakıt kullanan sistemler için ekserji verimi (η_{ex}) ;

Fan veya kompresör gibi sistem bileşenlerinin ekserji verimi;

$$\eta_{ex, fan, kompresör} = \frac{\dot{E}x_{\zeta} - \dot{E}x_g}{\dot{W}_{fan, kompresör}} \quad (2.55)$$

Türbin veya genişletirici gibi sistem bileşenlerinin ekserji verimi (2.56) eşitliğinden hesaplanabilir (Bejan ve ark. 1996; Balli ve Aras 2007a)

$$\eta_{ex, türbin} = \frac{\dot{W}_{türbin}}{\dot{E}x_g - \dot{E}x_{\zeta}} \quad (2.56)$$

2.3.2. Tersinmezlik oranı

Her bir sistem elemanında meydana gelen tersinmezliğin ya da diğer bir deyişle ekserji yıkımının toplam ekserji yıkımına oranıdır (X_k),

$$X_k = \frac{\dot{E}x_{y,k}}{\dot{E}x_{y,top}} \quad (2.57)$$

denklemleri ifade edilir. Denklem (2.57)'de kullanılan $\dot{E}x_{y,k}$ ve $\dot{E}x_{y,top}$ terimleri k'nıncı elemanın ekserji yıkımı ile sistemin toplam ekserji yıkımını tanımlamaktadır. Tersinmezlik oranı, ekserji kayıplarının hangi elemanlarda hangi derecede olduğunu göstermesi açısından faydalıdır (Turgut 2007).

2.3.3. Yakıt ekserjisi tüketim oranı

Her bir sistem bileşeninde meydana gelen ekserji yıkımının sisteme giren toplam yakıt ekserjisi akımına oranıdır ve k'nıncı sistem bileşeni için yakıt ekserjisi tüketim oranı (δ);

$$\delta_k = \frac{\dot{E}x_{y,k}}{F_{top}} \quad (2.58)$$

Denklem (2.58)'deki δ ve F_{top} terimleri yakıt tüketim oranı ile toplam yakıt ekserjisini ifade etmektedir.

2.3.4. Ürün ekserji faktörü

Ürün ekserji faktörü (p), bir ünitenin ürün ekserjisinin sistemin toplam ürün ekserji değerine oranıdır ve

$$p_k = \frac{\dot{P}_k}{\dot{P}_{tot}} \quad (2.59)$$

bağıntısıyla gösterilir (Turgut 2007). Bu parametre her bir ünitenin ürün ekserjisinin toplam ürün ekserjisi içindeki payını belirler. Denklem (2.59)'da kullanılan $\dot{P}$ terimi ürün ekserjisini ifade etmektedir.

2.3.5. Yakıt ekserji faktörü

Yakıt ekserji faktörü (f), bir ünitenin yakıt ekserjisinin sistemin toplam yakıt ekserji değerine oranından elde edilir (Turgut 2007) ve,

$$f_k = \frac{\dot{F}_k}{\dot{F}_{tot}} \quad (2.60)$$

şeklinde gösterilir. Bu parametre her bir ünite girişindeki yakıt ekserjisinin toplam yakıt ekserjisi içindeki payını belirler.

2.3.6. Verimlilik kaybı

Her bir elemanda meydana gelen ekserji yıkımlarının toplam ürün ekserjisi içerisindeki oranıdır ve,

$$\xi_k = \frac{\dot{E}X_{d,k}}{\dot{P}_{tot}} \quad (2.61)$$

ile hesaplanır. Bu denklemde ξ ve $\dot{P}_{tot}$ verimlilik kaybı ve toplam ürün ekserjisini göstermektedir.

2.3.7. Ekserji iyileştirme potansiyeli

Bir prosesin veya ısıl sistemin ekserji verimliliğindeki maksimum iyileştirme, ekserji kayıplarının veya yıkımlarının minimuma indirilmesiyle başarılabilir. Bu durumda her bir sistem bileşeninde meydana gelen ekserji tüketiminin belli bir miktarı yapılan iyileştirmelerle kazanılabilmektedir.

Kazanılan bu ekserji tüketim akımı miktarına “ekserji iyileştirme potansiyeli akımı” denir ve k 'nıncı sistem bileşeni için ekserji iyileştirme potansiyeli akımı (IP);

$$IP_k = (1 - \eta_k) \times (\dot{E}X_{g,k} - \dot{E}X_{\phi,k}) \quad (2.62)$$

denklemlerinden hesaplanabilir (Van Gool 1997). Bu parametre, hangi sistem bileşeni üzerinde yapılacak iyileştirme çalışmasının daha çok verimli olacağını göstermesi açısından faydalıdır.

2.3.8. Termodinamik kalite

Van Gool (1997) tarafından geliştirilen boyutsuz termodinamik kalite (Θ) parametresi;

$$\Theta = \frac{Ex}{H} \quad (2.63)$$

denklemiyle elde edilmektedir. Denklem (2.63)'te payda yer alan Ex terimi incelenen noktadaki toplam ekserjiyi, payda daki H terimi ise aynı noktadaki entalpiyi göstermektedir.

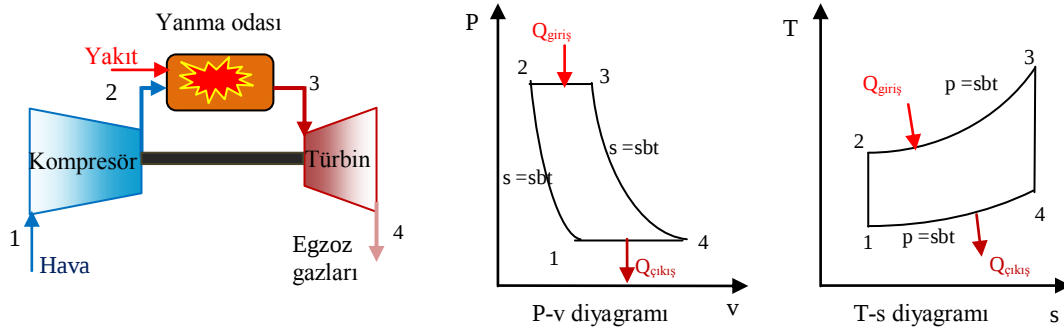
2.4. Uçak Gaz Türbinli Motorları

2.4.1. Brayton çevrimi

Gaz türbinli motorların temel çevrimi olarak bilinen Brayton çevrimi, şekil 2.2’de görüldüğü üzere kısaca sıkıştırma, sabit basınçta yanma ve genleşme süreçlerinden meydana gelmektedir. Girişte hava hızı artırılırken basıncı artırılır. Kompresör boyunca hava hızı sabit kalırken sıcaklık ve basıncı artırılır. Kompresör ve türbin gibi turbo makine elemanlarının ideal ve gerçek durumlarda ürettikleri ve kullandıkları işler arasındaki ilişki izentropik verimle ölçülür. İzentropik sıkıştırma için kompresör çıkışındaki hava sıcaklık ve basınç oranı arasındaki ilişki (2.64) bağıntısı ile ifade edilir (Çengel ve Boles 2008);

$$\frac{T_{2s}}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (2.64)$$

Denklem (2.64)’deki k , özgül ısı oranıdır ve hava için 1.4’tür.. Şekil 2.3’de adyabatik bir kompresörün kullandığı iş izentropik ve gerçek durumlar dikkate alınarak gösterilmiştir. Burada kompresörün kullandığı gerçek işin izentropik işten daha büyük olduğu görülmektedir. Bu durumda kompresör çıkış sıcaklığı gerçek durumlar için ideal durumlara göre daha yüksek çıkmaktadır.

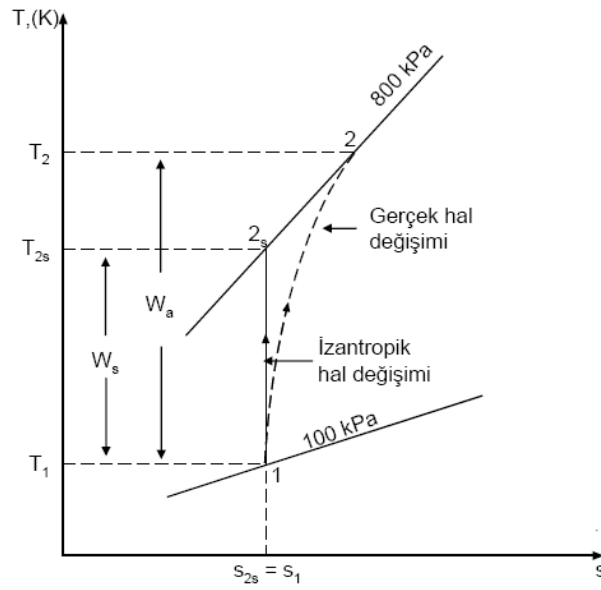


Şekil 2.2. Brayton çevrimi

Denklem (2.64)'den elde edilen T_{2s} (ideal şartlardaki kompresör çıkış sıcaklığı) ile gerçek T_2 değerleri kullanılarak kompresörün izentropik verimi (2.65) ile elde edilir,

$$\eta_c = \text{Kompresör izentropik işi} / \text{Kompresör gerçek işi} \quad (2.65)$$

$$\eta_c = \frac{T_{2s} - T_1}{T_2 - T_1} \quad (2.66)$$



Şekil 2.3. Adyabatik kompresörlerde gerçek ve izentropik hal değişimleri T-s diyagramı (Çengel ve Boles 1996)

Kompresörde basınç ve sıcaklığı artan hava daha sonra yanma odasına yönlendirilir. Burada yakıt sistemi tarafından ölçülüp ince taneler halinde püskürtülen yakıtla karıştırılarak yakılır. Yanma odalarının, yüksek yanma verimi, kararlı çalışma, düşük basınç kaybı ve düşük emisyon üretimi gibi özelliklerinin yüksek olması istenir (Karakoç 1997). Yanma odasından yüksek sıcaklık ve basınçta çıkan yanmış gazlar daha sonra türbin kademelerine yönlendirilir. Yakıtın kimyasal enerjisinin mekanik enerjiye dönüştürüldüğü bölüm türbindir. Yanmış gazlar türbin kanatçıkları arasından geçerken kaybettikleri sıcaklık ve basınç, şaft gücü elde edilmesini sağlar. Elde edilen mekanik gücün büyük bir

kısmı kompresörü çalıştırmak için kullanılırken, geri kalan kısmı ise pompa, jeneratör gibi aksamaların hareketi için kullanılır.

Türbin verimi de, kompresör ve diğer turbo makine türüne ait sistemler gibi izentropik verimle ölçülür. T_3 , T_{4s} ve T_4 , sırasıyla türbin giriş sıcaklığı, izentropik türbin çıkış sıcaklığı ve gerçek türbin çıkış sıcaklığı olmak üzere;

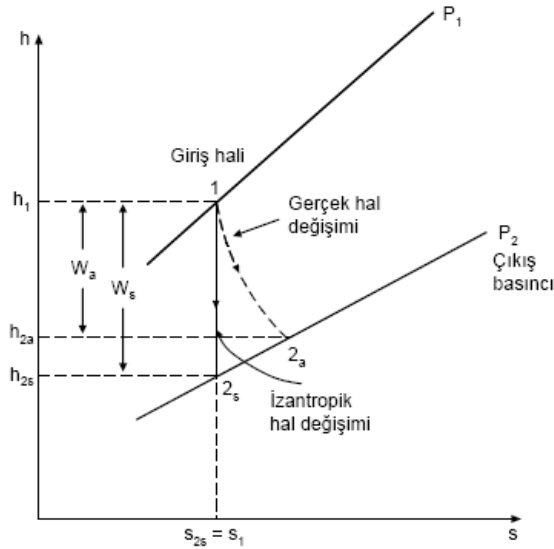
$$\frac{T_3}{T_{4s}} = \left(\frac{P_3}{P_4} \right)^{\frac{k-1}{k}} = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (2.67)$$

denklemleri ile izentropik çıkış sıcaklığı hesaplanabilmektedir. Elde edilen bu değere göre, gerçek çıkış sıcaklığı biliniyorsa izentropik verim, izentropik verim biliniyorsa da gerçek çıkış sıcaklığı,

$$\eta_{th,Brayton} = \text{Türbin gerçek işi} / \text{Türbin izentropik işi} \quad (2.68)$$

$$\eta_{th,Brayton} = \frac{T_3 - T_4}{T_3 - T_{4s}} \quad (2.69)$$

ifadesiyle bulunabilir. Türbinden çıkan gazlar daha sonra egzoz bölümünü girmekte ve buradan yüksek hızlarda atmosfere atılmaktadır. Turbojet motorlarda itki göreceli olarak düşük debide ve yüksek hızda gaz akışından, turbofan motorlarda ise yüksek debili ve izafi olarak düşük hızlı gaz akışından elde edilir.



Şekil 2.4. Adyabatik bir türbinde gerçek ve ideal değişimlerinin entalpi-entropi (h-s) diyagramı (Çengel ve Boles 1996.)

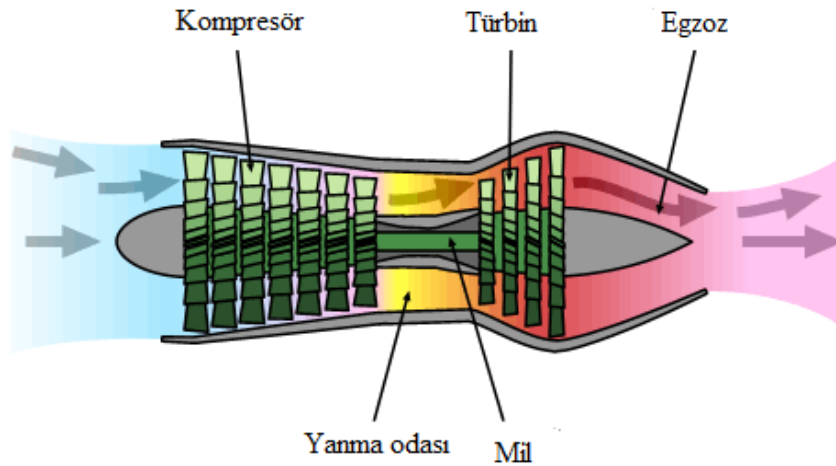
2.4.2. Turbojet motoru

Turbojet motorların ortaya çıkışı özellikle ikinci dünya savaşının başladığı tarihlere rastlar. Temel prensibi Newton'un üçüncü kanununa dayanan bu yeni teknoloji, İngiltere'de Frank Whittle, Almanya'da ise Hans Von Ohain tarafından birbirinden bağımsız olarak geliştirilmiştir. Termodinamik açıdan Brayton prensibine göre çalışan bu motorlar; temel olarak hava girişi, kompresör, yanma odası, türbin ve egzoz bölümlerinden oluşmaktadırlar.

Gaz türbini, yanma ile açığa çıkan ısı enerjisini mekanik enerjiye çevirmeye yarayan bir makinedir.

Bir gaz türbini basit olarak 3 bölümden oluşur:

- Kompresör
- Yanma odası
- Türbin



Şekil 2.5. Turbojet şematik gösterimi

Türbinin bir ucundan giren hava kompresör tarafından basıncı artırıldıktan sonra yanma odasında içine yakıt püskürtülmek suretiyle yakılır. Yanma sonucu yüksek basınç ve sıcaklığa kavuşan hava türbin kanatlarına çarparak türbini döndürür.

Uçak motoru olarak kullanılan gaz türbinlerinde, türbin yalnızca kompresörü çalıştıracak kadar enerji üretir ve yüksek enerjili hava (yanma sonucu açığa çıkan diğer gazlar) türbinden büyük bir basınç ve hızla atmosfere çıkarak uçak için gereken itki gücünü oluştururlar.

Üretilen enerji diğer uygulamalarda bir shaftı çevirmek için de kullanılabilir. Bu tip gaz türbinlerinde türbin kanatçıkları çok daha fazla sayıdadır ve türbine aktarılan kinetik enerji kompresörü çalıştırmak için gereken enerjiden çok daha fazladır. Türbinin shaftı döndürmesi ile elektrik enerjisi üretilebilir, ya da tren, gemi, hatta bazı otobüs ve tanklar hareket ettirilebilir.

Turbojet motor yakıtı olarak kerozen gibi soğukta akışkanlığı'nı yitirmeyen petrol ürünü tercih edilir. Gaz türbinlerinin verimini artırmak için tekrar ısıtma (reheat), eşanjör kullanımı (heat exchanger) vb. kimi yöntemler kullanılabilir. Ayrıca havadan daha iyi termo-mekanik özellikleri bulunan kimi gazlar enerji üretim tesislerinde türbinleri çevirmek için kullanılabilirler.

2.4.3. Turbofan motoru

Turbofan motor itkisi çekirdek motor itkisi ve fan kısmından geçen havanın oluşturduğu itkilerin toplamından oluşur. Fan dönüşü düşük basınç türbin rotorundan mekanik bağlı bir mil sayesinde gerçekleştirilir. Fanların motorlarda kullanılmasıyla motor verimleri iyileştirilmiş, uçak kullanım maliyetleri azalmış ve aynı zamanda egzozdan çevreye atılan zararlı emisyonların azalmasıyla havacılığın çevreye verdiği zararlar azaltılmıştır. Fan kısmından geçen hava debisinin motor iç kısmından geçen hava debisine oranına bypass oranı denir.

1959'da Boeing 707 ve 1960'da da DC-8 üzerinde kullanılmaya başlayan ilk turbofan motor Conway'ın (Rolls-Royce) geliştirilmesiyle birlikte, maliyet ve ağırlıktaki artışa karşın, uçak motorlarının yakıt sarfiyatları, gürültü ve zararlı emisyonları ciddi anlamda düşmüş, motor itkisinde büyük artışlar sağlanmıştır. Günümüzün en gelişmiş yolcu uçaklarından Boeing 777'de kullanılan GE 90 motoru 550 kN (120 000 lb) itki sağlamaktadır.

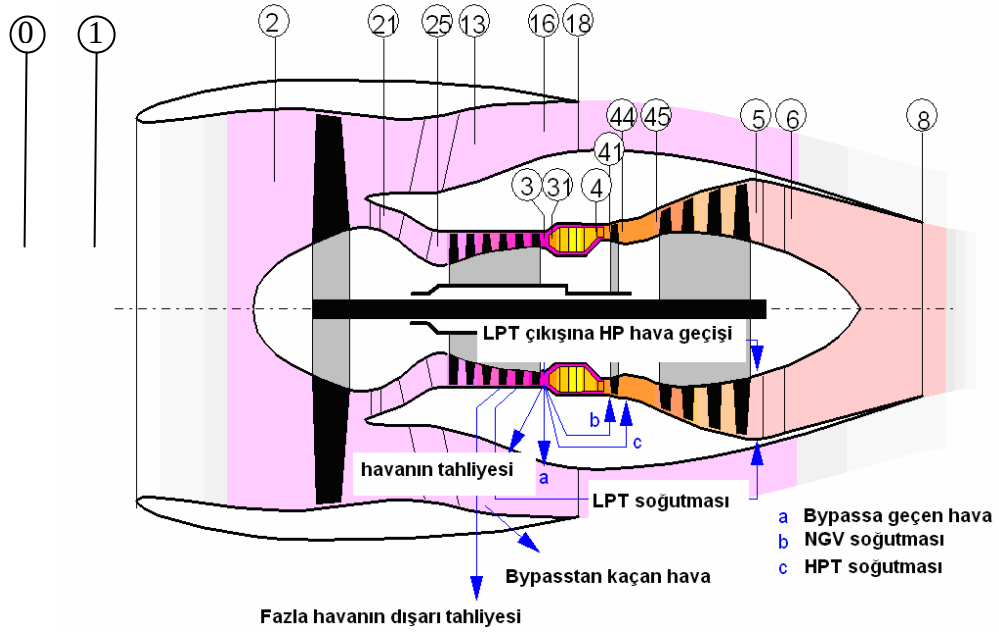
Turbofan motorlar yüksek ve düşük basınç bypass oranlı motorlar şeklinde iki kısma ayrılabilir, genellikle ticari uçak motorları yüksek bypass oranına sahiptir, askeri turbofan motorlar ise nispeten düşük bypass oranlarına sahiptir. Askeri bir turbofan motoru olan F110 motorunda bypass oranı 0.8 civarındadır.

Turbofan motorlarda fandan giren havanın bir kısmı çekirdek motor kompresöründe sıkıştırılarak basıncı artırılır ve yanma odasında püskürtülen yakıtla karıştırılarak yakılır. Yüksek basınç ve sıcaklıktaki yanmış gazlar genişleyerek gaz türbin ve serbest türbin kademelerinden ilerler ve çekirdek motor egzozundan atılır. Havanın büyük bir kısmı (bypass havası) ise fan kademeleri içerisinde basınçlandırılır ve hızlandırılarak fandan dışarı atılır. Çekirdek motoru terkeden gazların oluşturduğu itki kuvveti ve fanda hızlandırılarak atmosfere atılan gazları oluşturduğu tepki toplamı turbofan motorun toplam itkisini oluşturur.

Yüksek basınç türbini kompresörle birlikte döner, yüksek basınç türbini ise fanın dönüşünü sağlar. Genellikle iç içe geçmiş farklı hızlarda dönen iki mil şeklinde veya bazı uygulamalarda da üç milden oluşan düzende olabilirler. Fan kısmından alınan havanın motor çekirdeğinden geçen havaya oranına bypass oranı denir, bu değer yüksek bypass turbofan motorlarında 6 kata kadar çıkar. Yüksek bypass oranlı turbofan motorlarında uçak itkisinin % 70'e kadarı fan itkisinden elde edilebilir.

Yüksek Bypass Turbofan Motorunun Numaralandırılması

Günümüzde orta ve uzun menzilli çift koridorlu sivil yolcu taşımacılığında kullanılan uçakların itki grupları incelendiğinde yüksek bypass ve ayırık akışlı turbofan motorların tercih edildiği görülmektedir. Bu bölümde bu motorlara ait istasyon numaraları verilerek, bu itki grubu tipine ait tasarım noktası (on-design veya parametrik çevrim analizi) ve tasarım dışı (off-dizayn veya performans analiz) hesaplamaları çizilen grafikler yardımıyla ortaya konulmaktadır. Bu sebeple Şekil 2.6'da görülen yüksek bypass ve ayırık akışlı motorun istasyon numaralarını açıklamakta fayda vardır çünkü hesaplamalar bu noktalar referans alınarak yapılmaktadır.



Şekil 2.6. Yüksek bypass ve ayrıık akışlı turbofan motorunun istasyon numaraları ve soğutma sistemi (Turan 2007,Kurzke 2004)

Çizelge 2.6. Termodinamik noktaların açıklamaları

İstasyon no	Açıklama
0	atmosfer
1	uçak motoru ara yüzü
2	fan giriş
21	fan birincil akım çıkışı
13	Fan ikincil akım çıkışı
25	YBK girişi
16	bypass çıkışı
18	bypass lülesi boğaz bölgesi
3	son kompresör kademesi çıkışı
31	yanma odası girişi
4	yanma odası çıkışı
41	ilk türbin stator çıkışı=rotor girişi
44	soğutma sonrası YBT çıkışı
45	DBT girişi
5	soğutma sonrası DBT çıkışı
6	yanmış gazların motordan çıkışı
8	egzoz lülesi boğaz bölgesi

BÖLÜM 3

TURBOFAN ve TURBOPROP MOTORLARI EKSERJİ ANALİZLERİ

Bu bölümde ticari yolcu uçaklarında güç gurubu olarak kullanılan iki farklı tipte uçak motorunun ekserji analizleri gerçekleştirilmiş ve ekserji parametreleri elde edilmiştir. İlk uygulama olarak dünyada en yaygın yolcu uçağı olan B737 serisine ait B737-800 uçaklarında kullanılan CFM56-7B turbofan motoru incelenmiş, ikinci uygulama ise SAAB 340, CASA CN-235 gibi bölgesel yolcu ve kargo uçaklarında kullanılan CT7-9C turboprop motoru incelenmiştir. Ekserji analizlerinde kullanılan motor akış parametreleri test odasında gerçekleştirilen çalıştırmalarda ölçülen değerler, Excel ve Matlab’da geliştirilen yazılımlarla gerçekleştirilen parametrik çevrim analizleri ve test yazılımı tarafından hesaplanan parametreler kullanılarak elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlar çizelge ve grafikler halinde sunulmuş ve yorumlanmıştır.

Turbofan ve turboprop motor ekserji analizi çıktıları yardımıyla her iki motorun belirlenen çalıştırma koşullarındaki ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatör hesaplamaları V. bölümde yapılmıştır. Turbofan ve turboprop motor ekserji ve sürdürülebilirlik indikatörleri analizi ilk kez bu tezde yapılmıştır.

3.1. Turbofan Motoru Ekserji Analizi

3.1.1. CFM 56-7B turbofan motorunun yapısı

Bu bölümde ticari yolcu uçağı motoru CFM56-7B turbofan motor ve ana elemanlarının ekserji analizi gerçekleştirilmiştir. CFM56-7B, General Electric ve SNECMA ortaklığı tarafından geliştirilmiş yüksek bypass oranlı, iki milli bir turbofan motordur. Yüksek basınç türbini bir mille bağlı olduğu yüksek basınç kompresörüyle birlikte, düşük basınç türbini ikinci bir mille bağlı olduğu düşük basınç kompresörü ve fanla birlikte dönerler. Farklı versiyonları 18500-34000 lbf aralığında itki üretmektedirler. CFM56 ilk çalıştırılması 1974 tarihinde gerçekleştirilmiştir (General Electric, CFM56 ; wikipedia 2011). Ticari yolcu uçakları olan B737, A320, A340 ve yakıt tanker uçağı olan KC-135 uçaklarında

kullanılmaktadır ve bu güne kadar 20000'den fazla üretilmiştir, kendi sınıfında en yaygın ve en çok sayıda üretilen uçak motorudur. 2010 Ocak tarihi itibarıyla toplam 470 milyon uçuş saatine ulaşmıştır. CFM56 bypass oranları 5.1 ile 6.1 arasında değişmektedir.

Yüksek basınç kompresörü 9 kademedan oluşmaktadır. Yanma odası dairesel tiptedir. NO_x emisyonları hava ve yakıtın yanma odasında yüksek sıcaklıkta etkileşimiyle üretilir. Hava ve yakıt karışımları ne kadar uzun sürerse NO_x o kadar yüksek emilir. NO_x 'ü azaltmak için CFM'de gelişmiş çift dairesel ön girdap (TAP II) yanma odası geliştirilmiştir. Hava ve yakıtın yanma odasına girmeden önce ön karışımları yapılır böylece yakıt/hava karışımının kalım (residence) süresi azaltılır. Bu yeni tasarımla CFM56-7B motor testlerinde NO_x oranının tek tipli dairesel yanma odasına göre %46, ikili dairesel yanma odasına göre %22 oranında azaldığı görülmüştür.

Yüksek basınç türbini tek kademe, alçak basınç türbini versiyonlarına göre 4 veya 5 kademedan oluşmaktadır. CFM56-7 serisi tasarım ve malzemede gerçekleştirilen teknolojik gelişmeler sayesinde daha yüksek itki aralığı ve daha yüksek verime sahiptir.

Çizelge 3.1. CFM56-7B turbofan motor özellikleri

Tip	İki milli yüksek bypass turbofan
Boy	2.5 m
Genişlik	2.12 m
Yükseklik	1.83 m
Çap	1.55 m (fan)
Boş ağırlık	2386 kg
Kompresör	Tek kademe fan, 3 kademe düşük basınç kompresör , 9 kademe yüksek basınç kompresör
Türbin	Tek kademe yüksek basınç kompresör, 4 kademe düşük basınç kompresör
Maksimum itki	121 kN
Toplam Basınç oranı	32.8
Bypass oranı	5.5
İtki/ağırlık oranı	3.7

Ek 2’de CFM56-7 serisi motorların ürettikleri itki, motor ağırlıkları, by pass oranları, hava sıkıştırma oranları ve hangi uçaklarda kullanıldıkları verilmiştir. Ek 4’de ise CFM56 serisi motorlar ve kullanıldıkları uçaklar gösterilmektedir.

CFM56’da düşük basınç kompresör-fan ve düşük basınç türbin dönüşü N1 ile ifade edilir (%104 N1, 5382 rpm). Yüksek basınç kompresör ve türbin dönüşü N2 ile ifade edilir (%105 N2, 15183 rpm). Bypass kanalı, yüksek basınç kompresörünün 5 ve 9. kademelerinden bir miktar hava soğutma ve diğer amaçlar için çekilir. Bypass havası ikincil havanın %2’si, yüksek çalışma rejimlerinde (N1’in %82.5’ün üstünde olması) 5 ve 9. kademelerden çekilen hava birincil havanın %10’u oranındadır. Bu motor çalışması için gerekli olmakla beraber motor performansını düşürmekte ve motorun daha yüksek sıcaklıkta çalışmasına neden olmaktadır. Bu durum itkiyi olumsuz olarak etkilese de, yatak bölgelerinde sızdırmazlık, yanma odası duvarları ve türbin ilk kademesinin soğutulması gibi durumlar için uygun basınç ve sıcaklıkta havaya gereksinim vardır. Değişen debinin etkisini görmek için soğutma amaçlı kullanılan havanın ne kadarının türbinden geçen akışa karıştığı bilinmelidir.

Turbofan motorunun ekserji analizinde hesaplamaların yapılacağı motora ait üniteler aşağıda sıralanmıştır,

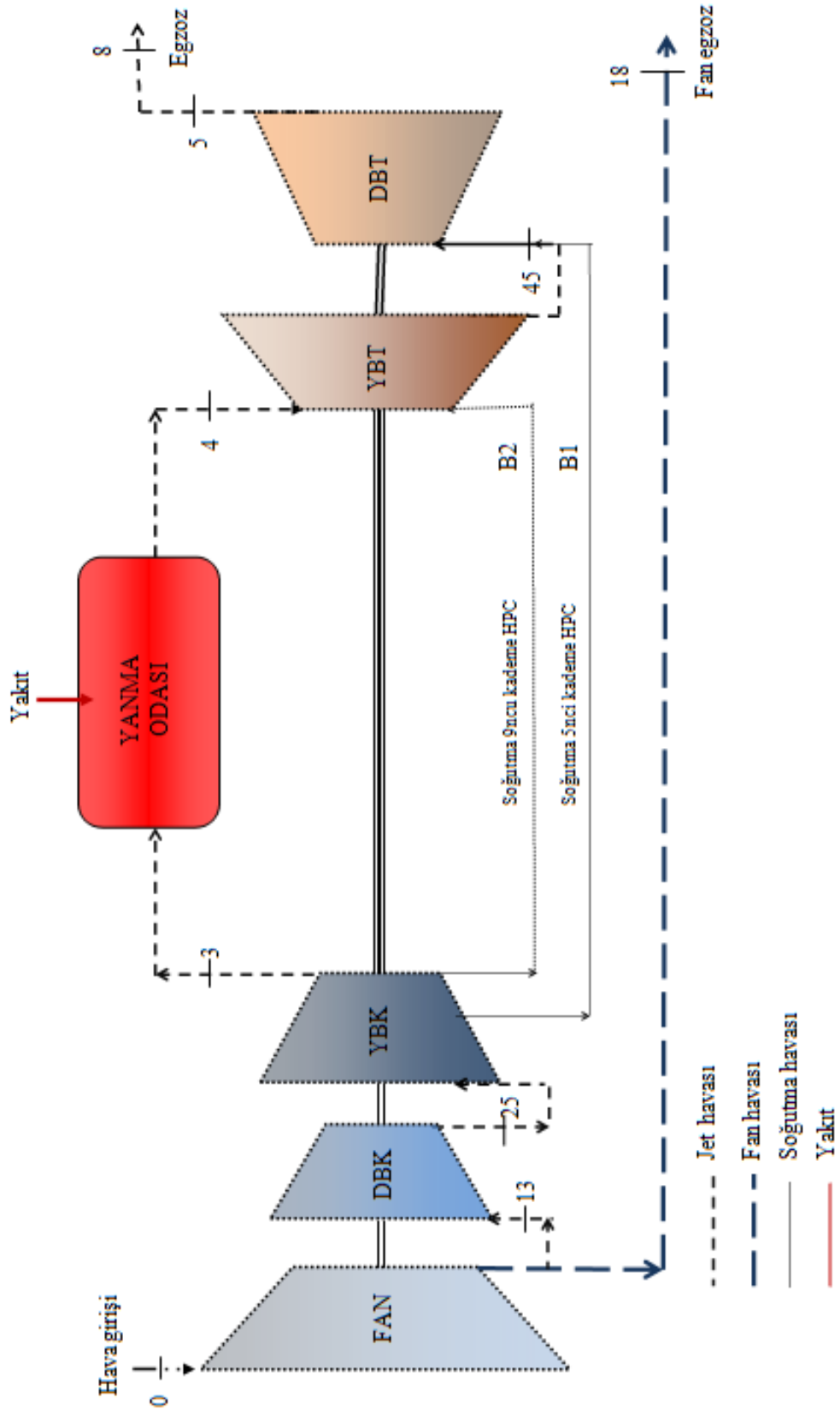
- Fan
- Fan egzoz
- Düşük basınç kompresörü
- Yüksek basınç kompresörü
- Yanma odası
- Yüksek basınç kompresörü
- Düşük basınç kompresörü
- Egzoz

Bu elemanlar kendi aralarında sıcak ve soğuk bölgeler olmak üzere iki bölüme ayrılabilirler. Soğuk bölge fan ve kompresörleri içerirken, sıcak bölge, geri kalan yanma odası, türbinler ve egzoz bölümlerini kapsamaktadır. Soğuk bölgelerde akışkan olarak hava ve onun özellikleri alınacak, sıcak bölgede ise yanma sonrasında ortaya çıkan sıcak gazların kütleli oranlarından sabit

basıncıdaki özgül ısı değeri, evrensel gaz sabiti değerleri hesaplanarak kullanılacaktır. Ekserji analizi, sistem elemanlarının giriş ve çıkışlarındaki ekserji değerlerini kullanır. Bunun için her bir elemanın giriş ve çıkış ekserjileri hesaplanacaktır.

Analizde kullanılan kabuller aşağıda açıklanmaktadır;

- Motor içindeki akışkan gerçek gaz olarak kabul edilmiştir.
- Yakıt kontrol ünitesi, yağ, yakıt pompaları gibi elemanlar hesaplamalarda ihmal edilmiştir
- Motor girişindeki sıcaklık ve basınç 288 K ve 1 bar'dır.
- Kullanılan yakıt Jet A-1'dir ve kimyasal formülü $C_{12}H_{23}$ olarak kabul edilmiştir.
- Yanma odasında tam yanmanın olduğu kabul edilmiştir.
- Kompresör çıkış havasının %4'ü soğutma ve yatak sızdırmazlık elemanlarının basınçlandırılması için kullanıldığı kabul edilmiştir.
- Motor içindeki akışkan, yanma odasına kadar hava, yanma odasından sonra egzoz gazı olarak kabul edilmiştir.
- Motor içindeki akışa ait kinetik ve potansiyel ekserjiler ihmal edilmiştir.
- Yanma odası hariç kimyasal ekserjiler hesaplara katılmamıştır.
- Sistem elemanları adyabatik kabul edilmiştir.



Şekil 3.1. Turbofan motoru şematik çizimi

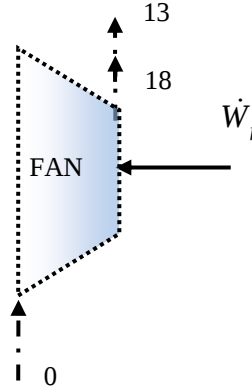
3.1.2. Fan

CFM56-7B tek kademe fana sahiptir. Motorun maksimum rejimde çalışmasında Fan çıkışında hava basıncı 1.65 oranında artırılır. Test çalıştırmasında ölçülen hava debisi 361 kg/s'dir. Bu havanın 302 kg/sn'si fan kısmından geçen hava, 59 kg/s'si motor çekirdek kısmına giren jet havasıdır. Fan, düşük basınç türbinine bir şaftla bağlıdır ve onun tarafından döndürülür. Fan elemanı kontrol hacmi Şekil 3.2'de görülmektedir. Fanın çektiği iş ($\dot{W}_{fan}$),

$$\dot{W}_{fan} = \frac{\dot{m}(\bar{h}_{13} + \bar{h}_{18} - \bar{h}_0)}{M_h} \quad (3.1)$$

Burada $\dot{m}$ hava debisi, $\bar{h}$ havanın molar entalpisi, M_h havanın mol kütleini ifade etmektedir. Mekanik kayıplar nedeniyle gaz türbinin ürettiği gücün yaklaşık %1'i kaybolur. Fana giren ekserjilerin toplamı, fandan çıkan ve kaybolan ekserjilerin toplamına eşittir.

$$\dot{E}X_g = \dot{E}X_\zeta + \dot{E}X_{ky} \quad (3.2)$$



Şekil 3.2. Fan kontrol hacmi

Fana giren toplam ekserji akışı ,

$$\dot{E}X_g = \dot{W}_f + \dot{E}X_0 \quad (3.3)$$

Fandan çıkan toplam ekserji akışı ($\dot{E}X_\zeta$),

$$\dot{E}X_\zeta = \dot{E}X_{13} + \dot{E}X_{18} \quad (3.4)$$

Ekserji yıkımı ve kaybı, ($\dot{E}x_{ky}$)

$$\dot{E}x_{ky} = \dot{W}_f + \dot{E}x_0 - \dot{E}x_{13} - \dot{E}x_{18} \quad (3.5)$$

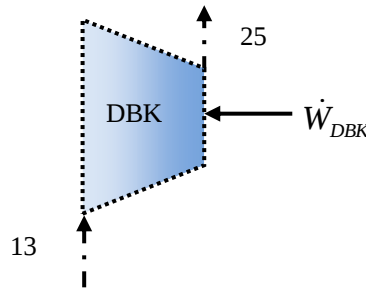
Ekserji verimi sistemden çıkan toplam ekserjinin giren ekserjiye oranından hesaplanır;

$$\eta_{ex,f} = \frac{\dot{E}x_{\xi}}{\dot{E}x_g} = \frac{\dot{E}x_{13} + \dot{E}x_{18}}{\dot{W}_f + \dot{E}x_0} = \frac{\dot{E}x_g - \dot{E}x_{ky}}{\dot{E}x_g} = 1 - \frac{\dot{E}x_{ky}}{\dot{E}x_g} \quad (3.6)$$

3.1.3. Düşük basınç kompresörü

Düşük basınç kompresörü 3 kademedir. Motora giren toplam 361 kg/s hava debisinin 59 kg/s'si düşük basınç kompresöründen motor içerisine girer. Hava düşük basınç kompresöründe sıkıştırıldıktan sonra yüksek basınç kompresörüne yönlendirilir. Bu sayede havanın çok daha yüksek oranda sıkıştırılarak yanma odasına gönderilmesi sağlanır ve sonuç olarak motorun daha yüksek itki üretmesi mümkün olur. Kompresörün son kademelerinde hava akışının bozulma riskini önlemeye yönelik olarak VSV (Değişken sabit kanatçık) kanatçıklarının pozisyonlandırılmasıyla motora giren havanın kısıtlanması ve gerektiğinde bleed valflarından hava çekilmesiyle stall marjini artırılır.

Düşük basınç kompresörü hareketini N1 şaftıyla düşük basınç türbininden alır ve fan ile birlikte döner. Düşük basınç kompresör kontrol hacmi Şekil 3.3'te verilmiştir. Kompresörün çektiği iş ($\dot{W}_{DBK}$) gaz türbin tarafından üretilir. Mekanik kayıplar nedeniyle gaz türbinin ürettiği gücün yaklaşık %1'i kaybolur.



Şekil 3.3. Düşük basınç kompresörü kontrol hacmi

Düşük basınç türbinine giren ve çıkan ekserjiler ;

$$\dot{E}x_g = \dot{W}_{DBK} + \dot{E}x_{13} \quad (3.7)$$

$$\dot{E}x_{\zeta} = \dot{E}x_{25} \quad (3.8)$$

Düşük basınç kompresörün çektiği iş,

$$\dot{W}_{DBK} = \frac{\dot{m}_{DBK}(\bar{h}_{25} - \bar{h}_{13})}{M_h} \quad (3.9)$$

ile hesaplanır. Düşük basınç kompresörünün ekserji verimi;

$$\eta_{DBK} = \frac{\dot{E}x_{25}}{\dot{W}_{DBK} + \dot{E}x_{13}} \quad (3.10)$$

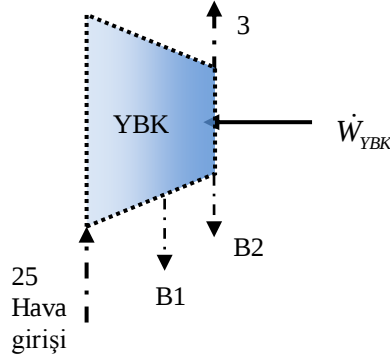
ve ekserji yıkımı ve kaybı ($\dot{E}x_{yk,DBK}$) ,

$$\dot{E}x_{ky,DBK} = \dot{W}_{DBK} + \dot{E}x_{1,3} - \dot{E}x_{2,5} \quad (3.11)$$

3.1.4. Yüksek basınç kompresörü

Yüksek basınç kompresörü 9 kademe aksenal rotordan oluşmaktadır. Motorun deniz seviyesinde maksimum güçte çalıştırılması sonucunda yüksek basınç kompresör çıkışındaki hava basıncı giriş hava basıncının yaklaşık 33 katıdır. Yüksek basınç kompresör 5 ve 9. kademelerden sıcak kısım parçalarının soğutulması ve yüksek basınç türbin kanatçıkları uç açıklıklarının kontrolü amacıyla hava çekilir. Yüksek basınç türbin kanatçıkları uç açıklıkları bir valf tarafından kontrol edilerek yüksek basınç türbin veriminin yüksek bir seviyede tutulması sağlanır. 1. kademe nozul kanatçıkları, yüksek basınç türbin paleleri gibi yüksek sıcaklığa maruz kalan parçalar soğutma deliklerinden geçen hava ile soğutularak daha yüksek çalışma sıcaklıklarında motorun çalışması mümkün olur ve aynı zamanda bu parçaların daha uzun sürelerde kullanımı sağlanır. Bunların haricinde kompresörden uçakta diğer amaçlar için kullanılmak üzere (havalandırma, buz önleme vs) hava çekilir. Kompresörden hava çekilmesi motorun daha sıcak çalışmasına ve performansının düşmesine neden olur, bu açıdan özellikle kalkışta zorunlu olmadıkça gövdede kullanılmak amacıyla hava çekilmez. Uçakta kullanılmak üzere çekilen hava motorun yüksek güçte çalışması

durumunda toplam havanın %10'u kadardır (Easa Type Certificate Data Sheet, CFM56-7B Engines 2008).



Şekil 3.4. Yüksek basınç kompresörü kontrol hacmi

Yüksek basınç kompresör kontrol hacmi Şekil 3.4'de verilmiştir. Kompresörün şaft gücü ($\dot{W}_c$) gaz türbin tarafından döndürülür. Mekanik kayıplar nedeniyle gaz türbinin ürettiği gücün yaklaşık %1'i kaybolur. Giren ve çıkan ekserjiler toplamı aşağıda verilmiştir,

$$\dot{E}_{X_g} = \dot{W}_{YBK} + \dot{E}_{X_{25}} \quad (3.12)$$

$$\dot{E}_{X_\varsigma} = \dot{E}_{X_3} + \dot{E}_{X_{B1}} + \dot{E}_{X_{B2}} \quad (3.13)$$

Yüksek basınç kompresörünün işi,

$$\dot{W}_{YBK} = \frac{(\dot{m}_3 \bar{h}_3 + \dot{m}_{b1} \bar{h}_{b1} + \dot{m}_{b2} \bar{h}_{b2} - \dot{m}_{25} \bar{h}_{25})}{M_A} \quad (3.14)$$

ile hesaplanır. Kompresörden alınıp motor sistemlerinde kullanılan hava, yanma işlemine girmediği için motor itkisini ve ısı verimi düşürür. Hesaplamalar kompresörün 5 ve 9. kademelerden toplam kompresör havasının % 4'ünün çekilerek HPT ve LPT palelerinin soğutulma için kullanılması durumuna göre yapılmıştır. Yüksek basınç kompresörü hareketini N2 mili üzerinden yüksek basınç türbininden alır. Türbindeki entalpi azalması, kompresördeki entalpi artışından daha büyüktür. Bu sürtünme kayıpları ve rotor palelerinin uçlarından kaçan hava akışı gibi kayıplar ile motor aksesuarların hareketlerini N2 milinden

almasından kaynaklanmaktadır. Aksesuar üniteleri gaz türbininden gelen şaftla hareketlendirilir. CFM56-7B motorunda aksesuarları tahrik etmek için yaklaşık olarak motordan 135 kW güç çekilir.

Kompresörünün ekserji verimi ve ekserji yıkımı;

$$\eta_{ex,YBK} = \frac{\dot{E}x_3 + \dot{E}x_{B1} + \dot{E}x_{B2}}{\dot{W}_{YBK} + \dot{E}x_{2.5}} \quad (3.15)$$

ve ekserji yıkımı ve kaybı,

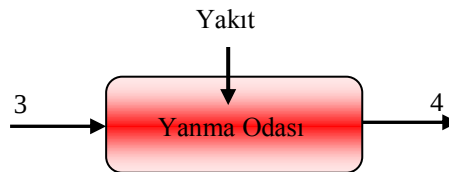
$$\dot{E}x_{ky,YBK} = \dot{W}_{YBK} + \dot{E}x_{2.5} - \dot{E}x_{B1} - \dot{E}x_{B2} - \dot{E}x_3 \quad (3.16)$$

denklemleriyle hesaplanır.

3.1.5. Yanma odası

Yanma odasına yüksek basınç ve sıcaklıkta giren hava, atomize olarak püskürtülen yakıtla karıştırılarak yakılır, ve yanma sonrasında yüksek basınç ve sıcaklıktaki sıcak gazlar genişlererek nozul kanatçıklarına doğru ilerler. Meydana gelen yüksek ısı nedeniyle yanma odaları ısıya dayanıklı malzemeden yapılır. Kararlı bir yanmanın sağlanabilmesi için yakıt hava karışımının uygun miktarda olması gerekmektedir Yanma için gerekli yakıt miktarı yakıt kontrol ünitesi ve FADEC (Full authority digital electronic control) gibi aksesuarlar tarafından motor devri, kompresör çıkış basıncı, pilot kumandası ve diğer bazı parametreler göz önüne alınarak hesaplanır. Bu sayede motorun kararlı ve limitler dahilinde çalışması sağlanır.

Şekil 3.5’de yanma odası ünitesindeki giren ve çıkan akışlar görülmektedir. Kompresörden gönderilen havanın yaklaşık % 30’u yanmada kalan % 70 ‘lik kısmı ise soğutma amaçlı kullanılmaktadır. CFM56 bremze çalıştırmasında yanma odasına giren hava kütlesinin yakıt kütlesine oranı 44’tür.



Şekil 3.5. Yanma odası kontrol hacmi

Yanma odası için ekserji değerleri;

$$\dot{E}x_g = \dot{E}x_3 + \dot{E}x_y \quad (3.17)$$

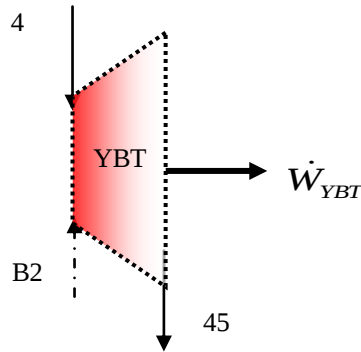
$$\dot{E}x_{\zeta} = \dot{E}x_4 \quad (3.18)$$

$$\eta_{ex,yo} = \frac{\dot{E}x_4}{\dot{E}x_4 + \dot{E}x_y} \quad (3.19)$$

$$\dot{E}x_{ky,yo} = \dot{E}x_3 + \dot{E}x_y - \dot{E}x_4 \quad (3.20)$$

3.1.6. Yüksek basınç türbini

Yüksek basınç türbini tek kademedir ve N2 mili üzerinden yüksek basınç kompresörünü döndürür. Motor ısı verimi egzoz gaz sıcaklığıyla doğru orantılıdır. Yanma odasından çıkan sıcak gazlar ilk olarak sabit kanatçıklardan geçer ve daha sonra yüksek basınç türbin paleleri arasından genişleyerek ilerler. Sabit ve türbin kanatçıklarının yüksek sıcak gazlardan korunması ve kullanım ömürlerinin arttırılması amacıyla kompresörden çekilen ve göreceli olarak daha soğuk hava ile soğutulması sağlanır, aynı zamanda pale yüzeyleri yüksek sıcaklığa dayanıklı özel kaplamalarla kaplanır. Soğutma ve sızdırmazlık elemanlarının basınçlandırılması kompresör ara ve arka (B1 ve B2) kademelerinden çekilen nispeten soğuk ve basınçlı hava ile gerçekleştirilir. Şekil 3.6'da (4) numaralı akış yanma odasından çıkıp türbine giren akışı, (B2) havası kompresörden çekilen soğutma ve YBK pale uç açıklık kontrolünü sağlayan havayı ve (45) havası yüksek basınç türbin çıkış havasını ifade etmektedir.



Şekil 3.6. Yüksek basınç türbini kontrol hacmi

Yüksek basınç türbini için ekserji değerleri aşağıdaki denklemlerden hesaplanır,

$$\dot{E}x_g = \dot{E}x_4 + \dot{E}x_{B2} \quad (3.21)$$

$$\dot{E}x_{\zeta} = \dot{W}_{YBT} + \dot{E}x_{45} \quad (3.22)$$

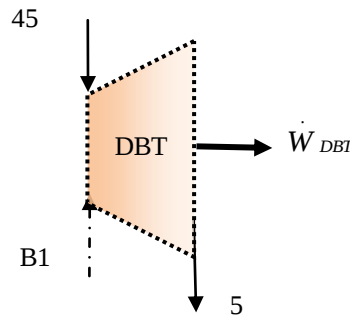
$$\eta_{ex,YBT} = \frac{\dot{W}_{YBT} + \dot{E}x_{45}}{\dot{E}x_4 + \dot{E}x_{B2}} \quad (3.23)$$

$$\dot{E}x_{ky,YBT} = \dot{E}x_4 + \dot{E}x_{B2} - \dot{E}x_{45} - \dot{W}_{YBT} \quad (3.24)$$

Yüksek basınç türbinin palelerine çarparak geçen sıcak gazlar türbinin dönmesini sağlar bu sayede sıcak gazların kinetik enerjisinin büyük bir kısmı mekanik enerjiye dönüştürülerek türbin işi elde edilir. Türbin N2 mili aracılığıyla yüksek basınç kompresörünü döndürür bu sayede yanma için gerekli yüksek basınçlı hava temin edilir aynı zamanda aksesuarların (yakıt kontrol ünitesi, yakıt ve yağ pompaları, türbin vs) hareketi N2 mili üzerinden sağlanır.

3.1.7. Düşük basınç türbini

Düşük basınç türbini N1 miliyle düşük basınç kompresörü ve fanı döndürür. Şekil 3.7’de düşük basınç türbini kontrol hacmine giren ve çıkan kütle ve enerji akışları görülmektedir. Yüksek basınç türbininden çıkan sıcak gazlar dört kademedan oluşan düşük basınç türbin rotor kademelerine yönlendirilir. Sıcak gazlar türbin kademelerinden genişleyerek ilerlerken gazların kinetik enerjisinin büyük bir kısmı mekanik enerjiye dönüştürülür.



Şekil 3.7. Düşük basınç türbini kontrol hacmi

Düşük basınç türbini ekserji parametreleri şu şekildedir,

$$\dot{E}X_g = \dot{E}X_{45} + \dot{E}X_{B1} \quad (3.25)$$

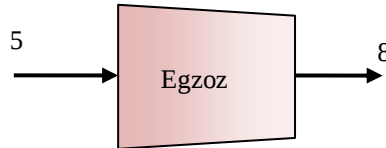
$$\dot{E}X_\zeta = \dot{W}_{DBT} + \dot{E}X_5 \quad (3.26)$$

$$\eta_{ex,DBT} = \frac{\dot{W}_{DBT} + \dot{E}X_5}{\dot{E}X_{45} + \dot{E}X_{B1}} \quad (3.27)$$

$$\dot{E}X_{ky,DBT} = \dot{E}X_{45} + \dot{E}X_{B1} - \dot{E}X_5 - \dot{W}_{DBT} \quad (3.28)$$

3.1.8. Egzoz

Yüksek ve düşük basınç türbinlerinden geçen sıcak gazların enerjisinin büyük bir kısmı mekanik enerjiye dönüştürülür ve millerle aktarılır. Egzozu büyük bir hızla terk eden sıcak gazlar uçağın hızlanması ve havada tutunması için gerekli itki'yi üretir. Benzer şekilde fan çıkışında hızlandırılarak motoru terk eden bypass havası fan itkisini oluşturur. Bir turbofan motor olan CFM56 motorunun ürettiği toplam itki sıcak egzoz gazı ve fan bypass havasının ürettiği itkilerin toplamından meydana gelir. Yüksek bypass turbofan motorlarda motor itkisinin %70-80'ine kadar kısmı fan itkisinden kaynaklanmaktadır.



Şekil 3.8. Egzoz kontrol hacmi

Egzoz ekserji değerleri aşağıdaki eşitliklerden hesaplanır,

$$\dot{E}X_g = \dot{E}X_5 \quad (3.29)$$

$$\dot{E}X_\zeta = \dot{E}X_8 \quad (3.30)$$

$$\eta_{ex,eg} = \frac{\dot{E}X_8}{\dot{E}X_5} \quad (3.31)$$

$$\dot{E}X_{ky,eg} = \dot{E}X_5 - \dot{E}X_8 \quad (3.32)$$

3.1.9. Turbofan motoru test parametreleri

Çizelge 3.2’de turbofan motorunun test odasında çalıştırılması sırasında ölçülen motor parametreleri verilmektedir. Bu parametreler deniz seviyesinde yer alan bir test odasında turbofan motorunun kalkış itkisinde çalıştırılması durumunda ölçülmüştür. Motorun ilk montajından sonra veya revizyon atölyesinde kapsamlı bakım işleminden geçtikten sonra tüm çalışma aralıklarını içeren alıştırma, performans, titreşim, sistem çalışmaları, yağ kaçak testleri gibi bir dizi testen geçirilir. Motor bu testleri başarıyla geçtiği zaman faal olarak servise verilir. Test odasında bulunan tüm ölçüm ekipmanlarının periyodik olarak kalibrasyon kontrolleri yapılarak ölçümlerin doğruluğu teyid edilir.

Çizelge 3.2. Turbofan motor test parametreleri (CFM56-7B bremze ölçüm parametreleri (THY 2007))

Parametre	Değer
Dış hava basıncı (P_0)	101.4 kPa
Dış hava sıcaklığı (T_0)	288.15 K
Nem	%68
İtke	120.4 kN
Egzoz gaz sıcaklığı ($T_{49.5}$)	1,090 K
N1 (düşük basınç mili)	5,081 rpm
N2 (yüksek basınç mili)	14,451 rpm
Yakıt akışı (W_f)	1.284 kg/s
Yakıt ısı değeri (Jet A-1)	43,180 kJ/kg

Ekserji analizini gerçekleştirmek için her bir bileşenin giriş ve çıkışlarındaki sıcaklık, basınç ve akış kütlesi değerleri bilinmelidir. Bremzede ölçülen parametreler sadece belirli konumlarda yerleştirilen sıcaklık, basınç ve akış sensörleriyle elde edilmiştir ve tüm istasyonlarda ölçümler yapılmamaktadır. Ölçülen motor parametreleri temel alınarak excel ve matlab’da oluşturulan kodlarla parametrik çevrim analizleri yapılmak suretiyle gerekli istasyonlardaki

akış parametreleri elde edilmiş ve bu değerler kullanılarak her bir motor elemanının giriş ve çıkışlarındaki ekserji akımları hesaplanmıştır.

Ek 3'te turbofan motorunun bremze çalışmasında ölçülen ve parametrik çevrim analizleriyle hesaplanan termodinamik parametreler sunulmuştur. Ek 5 ve Ek 6'da turbofan motorunun entalpi-entropi ve sıcaklık-entropi değişimleri çizilmiştir.

3.1.10. Turbofan motoru ekserji analizi

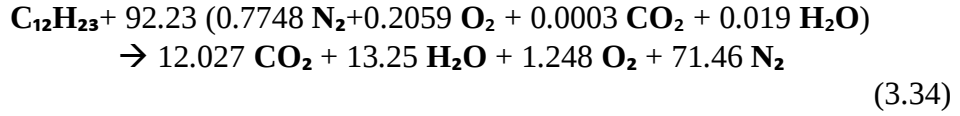
Turbofan motoru girişinden yanma odasına kadar ve fan içerisinde çalışan akışkan havadır ve havanın sabit basınçtaki özgül ısısı (c_p) sıcaklığın fonksiyonuyla (3.33) ile hesaplanacaktır (Moran ve Shapiro 1995).

$$c_{P,hava}(T) = 1.04841 - 0.000383719 \times T + \frac{9.45378 \times T^2}{10^7} - \frac{5.49031 \times T^3}{10^{10}} + \frac{7.92981 \times T^4}{10^{14}} \quad (3.33)$$

1 mol havanın % 77.48'ini nitrojen (N_2), % 20.59'unu oksijen (O_2), % 0.03'ünü karbondioksit (CO_2) ve %1.90'nını su buharı (H_2O)_{gaz} oluşturmaktadır (Bejan ve ark. 1996; Karakoc ve ark. 2006; Balli ve ark. 2007, 2008a, 2008b; Aras ve Balli 2008).

Hava içerisinde çok az miktarda bulunan Ar, CO gibi diğer gazlar bu çalışmada ihmal edilmiştir. Turbofan motoru testinde yanma odasına giren hava miktarı 56.8 kg/s, yakıt miktarı ise 1.284 kg/s'dir. Buna göre hava-yakıt oranı 44.2'dir. Hava debisinin büyük bir kısmı yanma odası ve sıcak kısımda yer alan diğer parçaların soğutulmasında kullanılır. Yanma odasına püskürtülen yakıtın tamamının yanması ve yanma sonu sıcaklığının düşürülmesi gibi nedenlerden dolayı yanma odasındaki hava yakıt oranı, stokiyometrik orandan daima daha fazla olur. Bu nedenle yanma sonu gazlar içerisinde önemli miktarda oksijen bulunmaktadır. Yanma odasında motor çekirdek havasının yaklaşık % 30'u yakıt ile karıştırılarak yakılır kalan kısmı soğutma amaçlı kullanılır. Yanmada kullanılan hava debisi yaklaşık olarak 20.6 kg/sn'dir. Hesaplamalarda yanma işleminde hava/yakıt oranının 16 değerinde olduğu kabul edilmiştir.

Tam ve mükemmel kimyasal yanma denklemi şu şekildedir,



Giriş havası mol oranları Bejan (1996)'dan alınmıştır. Yanma odası çıkışından itibaren egzoz akışı içerisindeki ana gazlar CO₂, O₂, H₂O ve N₂'dir. Bununla birlikte yanma sonrasında bu dört maddenin haricinde bazı emisyonlar da ortaya çıkmaktadır. Denklem 3.34 yardımıyla yanma sonrasında ortaya çıkan karbondioksit, oksijen, su buharı ve azot gazlarının kütleleri şu şekilde hesaplanmıştır.

$$\begin{aligned} \text{CO}_2 & : 4.11 \text{ kg/s,} \\ \text{O}_2 & : 0.306 \text{ kg/s,} \\ \text{H}_2\text{O} & : 1.86 \text{ kg/s} \\ \text{N}_2 & : 15.60 \text{ kg/s} \end{aligned}$$

Buna göre yanma sonrasında yanmış gazların kütle oranları aşağıda hesaplanmıştır;

$$\begin{aligned} \% 18.8 \text{ CO}_2 \\ \% 8.5 \text{ H}_2\text{O} \\ \% 1.4 \text{ O}_2 \\ \% 71.25 \text{ N}_2 \end{aligned}$$

Yanma işleminde kullanılmayan 36.2 kg/s hava yanma odası çıkışında yanmış gazlarla karışmaktadır. Bu durumda toplam akışkan debisi 58 kg/s olacaktır. Bu durumda karışımdaki gazların oranı tekrar hesaplanarak aşağıda sunulmuştur;

$$\begin{aligned} \% 7.07 \text{ CO}_2 \\ \% 3.2 \text{ H}_2\text{O} \\ \% 0.5 \text{ O}_2 \\ \% 26.8 \text{ N}_2 \\ \% 62 \text{ Hava} \end{aligned}$$

Turbofan motor çekirdek (jet) kısmından çıkan sıcak gazların kütleli oranları ile Çizelge 2.1’de verilen veriler kullanılarak sıcak egzoz gazlarının sabit basınçtaki özgül ısısı (c_p) sıcaklığa bağlı olarak (3.35) eşitliğiyle hesaplanmıştır.

$$c_{p,gaz}(T) = 0.975 + 0.000126 \times T + \frac{1.415 \times T^2}{10^7} - \frac{6.375 \times T^3}{10^{11}} \quad (3.35)$$

Benzer biçimde yanma sonu gazlarının her birinin evrensel gaz sabiti ile kütleli oranları çarpılarak yanma sonu gazlarının ortalama gaz sabiti $R_{gaz} = 0.288$ kJ/(kgK) olarak hesaplanmıştır.

Farklı uçaklarda kullanılan gaz türbinli motorların ürettiği emisyonlar belli Ek 1’de liste halinde verilmektedir. Bu listeden alınan CFM56-7B motoru için egzoz emisyonları Çizelge 3.3’de verilmiştir.

Çizelge 3.3. CFM56-7B motor emisyonları (kg) (IPCC 2006)

CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	NMVOC	SO ₂	LTO yakıt tüketimi
2780	0.07	0.1	12.30	7.07	0.65	0.88	880

Test çalıştırmasında yakıt debisi 1.284 kg/s ölçülmüştür. Çizelge 3.3’de CFM56-7B motoru takılmış B737-800/900 yolcu uçağının kalkış, tırmanış, yaklaşma, rölanti ve iniş-kalkış kısmında çevreye atılan emisyon gazlarının miktarları verilmektedir. İniş-kalkış safhasında bir motor başına (LTO) toplam 440 kg yakıt tüketilmektedir ve bu süreç boyunca çevreye 3.5 kg CO ve 6.15 kg NO_x gazı atılmaktadır.

3.1.11. Turbofan motorunda kütle ve enerji dengesi

Turbofan uçak motorunun kütle ve enerji dengesi denklemleri Çizelge 3.4.’de verilmektedir.

Çizelge 3.4. Turbofan motor kütle ve enerji denge denklemleri

Ünite adı	Kütle dengesi	Enerji dengesi
Fan	$\dot{m}_0 = \dot{m}_{13} + \dot{m}_{18}$	$\dot{Q} - \dot{W} = \dot{m}_{13}h_{13} + \dot{m}_{18}h_{18} - \dot{m}_0h_0$
DBK	$\dot{m}_{13} = \dot{m}_{25}$	$\dot{Q} - \dot{W} = \dot{m}_{25}h_{25} - \dot{m}_{13}h_{13}$
YBK	$\dot{m}_{25} = \dot{m}_3 + \dot{m}_{B1} + \dot{m}_{B2}$	$\dot{Q} - \dot{W} = \dot{m}_3h_3 + \dot{m}_{B1}h_{B1} + \dot{m}_{B2}h_{B2} - \dot{m}_{25}h_{25}$
Yanma odası	$\dot{m}_3 + \dot{m}_y = \dot{m}_4$	$\dot{Q} - \dot{W} = \dot{m}_4h_4 - \dot{m}_3h_3 - \dot{m}_yh_y$
YBT	$\dot{m}_4 + \dot{m}_{B2} = \dot{m}_{45}$	$\dot{Q} - \dot{W} = \dot{m}_{45}h_{45} - \dot{m}_4h_4 - \dot{m}_{B2}h_{B2}$
DBT	$\dot{m}_{45} + \dot{m}_{B1} = \dot{m}_5$	$\dot{Q} - \dot{W} = \dot{m}_5h_5 - \dot{m}_{45}h_{45} - \dot{m}_{B1}h_{B1}$
Egzoz	$\dot{m}_5 = \dot{m}_8$	$\dot{Q} - \dot{W} = \dot{m}_8h_8 - \dot{m}_5h_5$

3.1.12. Turbofan motoru fiziksel ekserji hesaplamaları

Her bir motor ana elemanının giriş ve çıkışlarındaki ekserji değerleri ölçülen ve hesaplanan termodinamik parametreler kullanılarak elde edilmiştir. Fiziksel ekserjiler (2.21) yardımıyla hesaplanmıştır. Motor elemanlarının giriş ve çıkışlarındaki istasyonlardaki sıcaklık, basınç, hava debisi Çizelge 3.5’de verilmektedir. Yanma odasına kadar havanın sabit basınçtaki özgül ısısı sıcaklığın fonksiyonuyla (c_p) (3.33) ile yanma odasından itibaren yine sıcaklığın fonksiyonuyla (3.35) ile hesaplanmıştır. Sıcak gazların evrensel gaz sabiti benzer şekilde gazların kütleli oranları kullanılarak hesaplanmıştır. Bu parametreler (3.36) denkleminde yerine konularak her bir ünite giriş ve çıkışındaki fiziksel ekserji akışları hesaplanmıştır.

$$\dot{E}x_{ph} = \dot{m}.c_{p(T)} \left[T - T_o - T_o \ln \left(\frac{T}{T_o} \right) \right] + RT_o \ln \left(\frac{P}{P_o} \right) \quad (3.36)$$

3.1.13. Turbofan motor istasyonları fiziksel ekserji akışları

İstasyonlardaki fiziksel ekserji akışları (3.36) kullanılarak hesaplanmıştır. Akışkanın sabit basınçtaki özgül ısısı yanma odasına kadar (3.33) ile ve yanma odasından sonraki kısımda ise (3.35) yardımıyla hesaplanmıştır.

Referans çevre sıcaklık ve basıncı

$$T_o = 288.15 \text{ K} , \quad P_o = 101.4 \text{ kPa}$$

Fan giriş (İstasyon 0) →

Girişteki havanın debisi, sıcaklığı, basıncı ve sabit basınçtaki özgül ısısı (3.33 denklemi) :

$$\dot{m}_h = 361 \text{ kg/sn} , \quad T = 288.15 \text{ K} , \quad P = 100.4 \text{ kPa} , \quad c_{p,h@288 \text{ K}} = 1.00374$$

$$\dot{E}x_0 = 0 \text{ MW}$$

Fan çıkışı (İstasyon 1.3) →

$$\dot{m}_h = 361 \text{ kg/sn} , \quad T = 337.2 \text{ K} , \quad P = 163.65 \text{ kPa} , \quad c_{p,h@337.2 \text{ K}} = 1.00648$$

$$\dot{E}x_{f,1.3} = 15.65 \text{ MW}$$

Fan egzoz giriş (İstasyon 1.3) →

$$\dot{m}_h = 301.8 \text{ kg/sn} , \quad T = 337.2 \text{ K} , \quad P = 163.65 \text{ kPa} , \quad c_{p,h@337.2 \text{ K}} = 1.00648$$

$$\dot{E}x_{fe,1.3} = 13.08 \text{ MW}$$

Fan egzoz çıkışı (İstasyon 1.8) →

$$\dot{m}_h = 301.8 \text{ kg/sn} , \quad T = 337.2 \text{ K} , \quad P = 159.5 \text{ kPa} , \quad c_{p,h@337.2 \text{ K}} = 1.00648$$

$$\dot{E}x_{fe,1.8} = 12.44 \text{ MW}$$

DBK giriş (İstasyon 2.1) →

$$\dot{m}_h = 59.18 \text{ kg/sn} , \quad T = 314 \text{ K} , \quad P = 130.5 \text{ kPa} , \quad c_{p,h@314 \text{ K}} = 1.0049$$

$$\dot{E}x_{2.1} = 1.3 \text{ MW}$$

DBK çıkışı (İstasyon 2.5) →

$$\dot{m}_h = 59.18 \text{ kg/sn} , \quad T = 445 \text{ K} , \quad P = 370.9 \text{ kPa} , \quad c_{p,h@445 \text{ K}} = 1.0196$$

$$\dot{E}x_{2.5} = 8.255 \text{ MW}$$

YBK giriş (İstasyon 2.5) →

$$\dot{m}_h = 59.18 \text{ kg/sn} , \quad T = 445 \text{ K} , \quad P = 370.9 \text{ kPa} , \quad c_{p,h@445 \text{ K}} = 1.0196$$

$$\dot{E}x_{2,5} = 8.255MW$$

B₁ çıkışı (İstasyon 2.8) →

$$\dot{m}_h = 1.18 \text{ kg/sn, } T = 650 \text{ K, } P=1850 \text{ kPa, } c_{p,h@650 \text{ K}} = 1.0161$$

$$\dot{E}x_{B1,2,8} = 0.44MW$$

B₂ çıkışı (İstasyon 3) →

$$\dot{m}_h = 1.18 \text{ kg/sn, } T = 872 \text{ K, } P=3338 \text{ kPa, } c_{p,h@872 \text{ K}} = 1.114$$

$$\dot{E}x_{B2,3} = 0.69MW$$

YBK çıkışı (İstasyon 3) →

$$\dot{m}_h = 56.8 \text{ kg/sn, } T = 872 \text{ K, } P=3338 \text{ kPa, } c_{p,h@445 \text{ K}} = 1.114$$

$$\dot{E}x_3 = 33.17MW$$

Yanma odası girişi (İstasyon 3.1) →

$$\dot{m}_h = 56.8 \text{ kg/sn, } T = 872 \text{ K, } P=3338 \text{ kPa, } c_{p,h@445 \text{ K}} = 1.114$$

$$\dot{E}x_3 = 33.17MW$$

Yanma odası çıkışı (İstasyon 4) →

$$\dot{m}_h = 58.1 \text{ kg/sn, } T = 1624 \text{ K, } P=3171.5 \text{ kPa, } c_{p,g@1624 \text{ K}} = 1.28 \text{ (denklem 3.35'den)}$$

$$\dot{E}x_4 = 78.85MW$$

YBT girişi (İstasyon 4.1) →

$$\dot{m}_h = 58.7 \text{ kg/sn, } T = 1617 \text{ K, } P=3171.5 \text{ kPa, } c_{p,g@1617 \text{ K}} = 1.28$$

$$\dot{E}x_{4,1} = 79.2MW$$

YBT çıkışı (İstasyon 4.3) →

$$\dot{m}_h = 58.7 \text{ kg/sn, } T = 1244.7 \text{ K, } P=890.2 \text{ kPa, } c_{p,g@1244.7 \text{ K}} = 1.228$$

$$\dot{E}x_{4,3} = 49.13MW$$

DBT girişi (İstasyon 4.5) →

$$\dot{m}_h = 59.3 \text{ kg/sn, } T = 1241 \text{ K, } P=872.5 \text{ kPa, } c_{p,g@1241 \text{ K}} = 1.228$$

$$\dot{E}x_{4,5} = 49.3MW$$

DBT çıkışı (İstasyon 4.9) →

$$\dot{m}_h = 59.3 \text{ kg/sn}, T = 897 \text{ K}, P = 200.7 \text{ kPa}, c_{p,g@897 \text{ K}} = 1.156$$

$$\dot{E}_{X_{4,9}} = 22.66 \text{ MW}$$

Egzoz çıkışı (İstasyon 8) $\rightarrow$

$$\dot{m}_h = 60.46 \text{ kg/sn}, T = 894 \text{ K}, P = 198.7 \text{ kPa}, c_{p,g@897 \text{ K}} = 1.156$$

$$\dot{E}_{X_8} = 22.9 \text{ MW}$$

3.1.14. Motor elemanlarına giren ve çıkan toplam ekserjiler

Denklem 3.1 'den 3.32'ye değin verilen denklemler kullanılarak motorun incelenecek ana ünitelerine giren ve çıkan toplam fiziksel ekserji değerleri hesaplanmıştır. Bu değerler Çizelge 3.6'da verilmiştir.

Fan giriş - çıkış $\rightarrow$

$$\dot{E}_{X_{f,g}} = 18.1 \text{ MW}$$

$$\dot{E}_{X_{f,\varsigma}} = 15.65 \text{ MW}$$

Fan egzoz giriş - çıkış $\rightarrow$

$$\dot{E}_{X_{feg,g}} = 13.08 \text{ MW}$$

$$\dot{E}_{X_{feg,\varsigma}} = 12.44 \text{ MW}$$

DBK giriş - çıkış $\rightarrow$

$$\dot{E}_{X_{DBK,g}} = 9.47 \text{ MW}$$

$$\dot{E}_{X_{DBK,\varsigma}} = 8.25 \text{ MW}$$

YBK giriş - çıkış $\rightarrow$

$$\dot{E}_{X_{YBK,g}} = 38.45 \text{ MW}$$

$$\dot{E}_{X_{YBK,\varsigma}} = 34.3 \text{ MW}$$

Yanma odası giriş - çıkış $\rightarrow$

$$\dot{E}_{X_{yo,g}} = 92.4 \text{ MW}$$

$$\dot{E}_{X_{yo,\varsigma}} = 78.8 \text{ MW}$$

YBT giriş - çıkış $\rightarrow$

$$\dot{E}_{X_{TBT,g}} = 80.5 MW$$

$$\dot{E}_{X_{YBT,\zeta}} = 79.4 MW$$

DBT giriş - çıkış $\rightarrow$

$$\dot{E}_{X_{LPT,g}} = 49.8 MW$$

$$\dot{E}_{X_{YBT,\zeta}} = 48.9 MW$$

Egzoz çıkışı $\rightarrow$

$$\dot{E}_{X_{eg,\zeta}} = 22.9 MW$$

3.1.15. Yakıt kimyasal ekserji hesabı

Yanma odasına püskürtülen yakıtın kimyasal ekserjisi yakıt kimyasal denklemi $C_{12}H_{23}$ olarak kabul edilerek (2.34) ile hesaplanmıştır.

$$\frac{\mathcal{E}_{ch,F}}{H_a} = \gamma_F \cong 1.0401 + 0.01728 \frac{H}{C} + 0.0432 \frac{O}{C} + 0.2196 \frac{S}{C} \left(1 - 2.0628 \frac{H}{C} \right)$$

Kerozen'in kalori değeri (H_a) 43180 kJ/kg olarak verilmiştir. Yakıt debisi 1.284 kg/sn'dir. γ_F değeri 1.0677 olarak hesaplanmıştır. Buradan yakıtın kimyasal ekserjisi ($\dot{E}_{X_{ye}}$);

$$\dot{E}_{X_{ye}} = 1.284 \times 1.0677 \times 43180 = 59200 MW$$

olarak hesaplanmıştır. Havanın kimyasal ekserjisi ihmal edilmiştir.

Çizelge 3.5'de motor ana elemanlarının giriş ve çıkışlarında istasyon bazında toplam sıcaklık, toplam basınç ve akış kütlelerinin fonksiyonuyla hesaplanan enerji ve ekserji akımları sunulmaktadır, ekserji akımları (2.54)-(2.63) eşitlikleri kullanılarak gerçekleştirilmiştir.. Fiziksel ekserji hesaplamaları (2.21) kullanılarak gerçekleştirildi.

Çizelge 3.6'da turbofan motor ana elemanlarının hesaplanan ekserji verimleri, yıkımları ve diğer ekserjetik parametreleri sunulmuştur. Hesaplamalar her bir motor elemanı için yapılmıştır.

Çizelge 3.5. Turbofan motor termodinamik değerleri

Akım No	Akışkan tipi	$\dot{m}_k$ (kg/sn)	T(K)	P(kPa)	Enerji akımı (kW)	Ekserji akımı (kW)
Çevre	Hava	361	288.15	101.4	0	0
0	Fan giriş	361	288.15	100.4	0	0
13	Fan çıkış	361	337.2	163.65	18106	15654
13	Fan egzoz giriş	301.8	337.2	163.65	15137	13087
18	Fan egzoz çıkış	301.8	337.2	159.5	15137	12446
21	DBK giriş	59.18	314	130.5	1557	1300
25	DBK çıkış	59.18	445	370.9	9734	8255
25	YBK giriş	59.18	445	370.9	9734	8255
B1	LPT soğutma	1.18	650	1850	470	440
B2	NGV+HPT soğutma	1.18	872	3338	800	690
3	YBK çıkış	56.8	872	3338	38770	33170
31	Yanma odası giriş	56.8	872	3338	38770	33170
35	Yakıt	1.284	288.15	3500	55450	59200
4	Yanma odası çıkış	58.1	1624	3171.5	104000	78850
41	YBT giriş	58.7	1617	3171.5	105000	79700
43	YBT çıkış	58.7	1244.7	890.2	72800	49130
45	DBT giriş	59.3	1241	872.5	73245	49315
49	DBT çıkış	59.3	897	200.7	44360	22660
5	DBT çıkış	60.46	894.5	200.7	45025	22975
5	Egzoz giriş	60.46	894.5	200.7	45025	22975
8	Egzoz çıkış	60.46	894	198.7	44980	22900

Çizelge 3.6. Turbofan motor ekserji parametreleri

Turbofan motor elemanları	Giren ekserji akımı (MW)	Çıkan ekserji akımı (MW)	Yakıt ekserji akımı (MW)	Ürün ekserji akımı (MW)	Ekserji yıkım akımı (MW)	Ekserji verimi (%)	Ekserji yıkım oranı (%)	Yakıt tüketim oranı (%)	Verimlilik kaybı (%)	Yakıt ekserji faktörü (%)	Ürün ekserji faktörü (%)	İyileştirme potansiyeli (MW)
	Ex_i	Ex_c	F	P	Ex_D	η_{ex}	X	δ	ζ	f	p	IP
Fan	18.1	15.65	18.1	15.65	2.45	86.4	10.4	1.2	1.33	8.7	8.5	0.33
DBK	9.47	8.25	8.17	6.95	1.22	87	5.2	0.6	0.66	3.9	3.8	0.15
YBK	38.45	34.3	30.3	26.15	4.15	89	17.2	2	2.25	14.5	14.2	0.45
Yanma odası	92.4	78.8	92.4	78.8	13.6	85	58	6.6	7.4	44.5	42.8	2
YBT	80.5	79.4	31.4	30.3	1.1	98.6	4.7	0.53	0.6	15.1	16.4	0.015
DBT	49.8	48.9	27.2	26.3	0.9	98.2	3.8	0.43	0.49	13.1	14.3	0.016
Motor	59.2	18.81	59.2	18.81	40.39	31.7						

3.1.16. Sonuçların karşılaştırılması

Turbofan motor ekserji analizi sonucunda hesaplanan ekserjetik parametreler (Turgut 2007),

- ekserji verimi,
- ekserji yıkımı,
- izafi ekserji yıkım oranı,
- yakıt tüketim oranı,
- verimlilik kaybı,
- yakıt ekserji faktörü,
- ürün ekserji faktörü,
- ekserjetik iyileştirme potansiyeli,

Şekil 3.9'da CFM56-7B motorunun ana elemanlarının ekserji verimleri gösterilmektedir. Ekserji verimleri fan, DBK, YBK, yanma odası, YBT ve DBT için sırasıyla %86, %87, %89, %85, %98.6 ve %98.2 olarak hesaplanmıştır.

Tüm motorun ekserji verimi iki farklı yöntemle hesaplanmıştır. Birinci yöntemde fan ve jet egzozlarından çıkan gazların sahip olduğu toplam fiziksel ekserji değeri 35.34 MW baz alınarak çıkan toplam ekserjinin yakıt kimyasal ekserjisine (59.2 MW) oranıyla % 59.7 olarak hesaplanmıştır. Gerçekte bu ekserjinin tümü faydalı ekserji olan itkiyi üretmemektedir ve bir kısmı atmosfere atılan kayıp ekserjidir.

İkinci ve daha doğru yöntem ise motordan elde edilen faydalı çıktı olan itkiden kaynaklanan faydalı ekserji değerinin hesaplanarak bunu elde etmek için harcanan bedel olan yakıtın kimyasal ekserjisine oranından ekserji verimi hesaplanacaktır. Turbofan motordan istenen ürün veya çıktı itkidir. Motorun ürettiği itki sayesinde uçak pistte hızlanarak ilerler, havalanır ve uçuşunu gerçekleştirir. Bremzede motor itkisi 120.4 kN değerinde ölçülmüştür. Gaye ekserjisi olan faydalı ekserjiyi elde etmek için itki değeri hız ile çarpılmalıdır. Uçuş durumunda uçak hızı referans olarak alınacaktır. Fakat motor bremzede sabit bir ortamda çalıştırıldığı için motorun girişindeki hava hızının hesaplanması

gerekmektedir. İtki ve hava debisi bilinmektedir. CFM56 motoru fan çapı 155 cm'dir. Buradan,

$$\dot{W} = 120.4 \text{ kN}$$

$$\text{Giriş hava debisi} = 362 \text{ kg/s}$$

$$\dot{m} = \rho \cdot V \cdot A$$

$$\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$$

$$A = 1.88 \text{ m}^2$$

$$V = \frac{\dot{m}}{\rho A} = 156 \text{ m/s}$$

$$\text{İtki gücü (faydalı ekserji)} = 156 \times 120.4 = 18\,810 \text{ kW} \quad \text{değerindedir.}$$

$$\text{Yakıtın kimyasal ekserjisi} = 59\,200 \text{ kW}$$

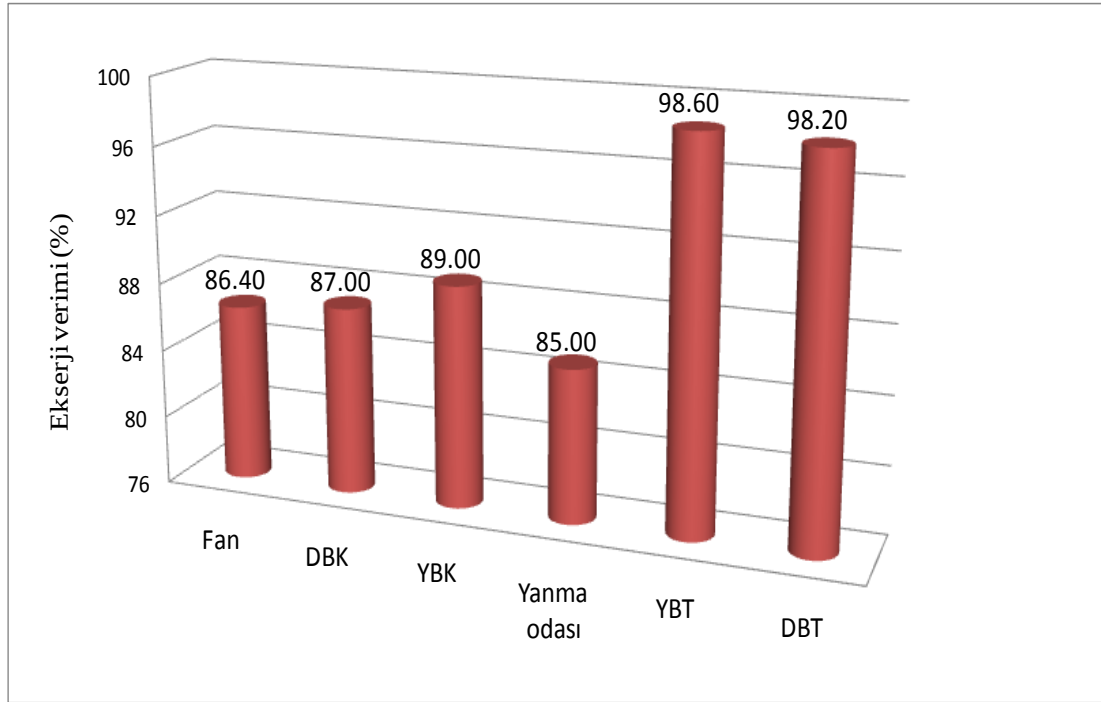
Buradan ekserji verimi gaye ekserjisinin yakıtın kimyasal ekserjisine oranıyla aşağıda hesaplanmıştır.

$$\eta_{ex,cfm} = \frac{\dot{E}x_{\zeta}}{\dot{E}x_g} = \frac{\dot{E}x_g - \dot{E}x_{y,k}}{\dot{E}x_g}$$

$$\eta_{ex,cfm} = 18\,810 / 59\,200 = 0.317$$

Ekserji verimleri :

Motor elemanlarının ekserji verimleri Şekil 3.9'da gösterilmektedir. En düşük ekserji verimi % 85 değeriyle en yüksek ekserji yıkımına sahip olan yanma odasına aittir. Yüksek ve düşük basınç türbinleri % 98'in üzerinde değerlerle en yüksek ekserji verimlerine sahip motor elemanlarıdır.



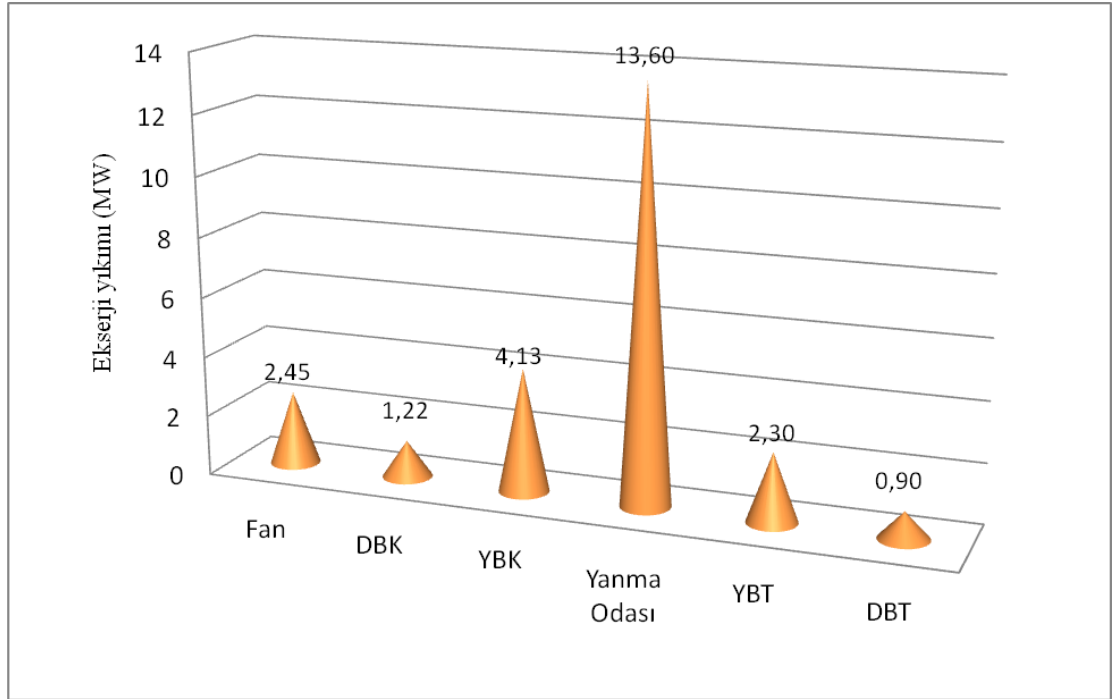
Şekil 3.9. Turbofan motor elemanlarının ekserji verimleri

Ekserji yıkımları :

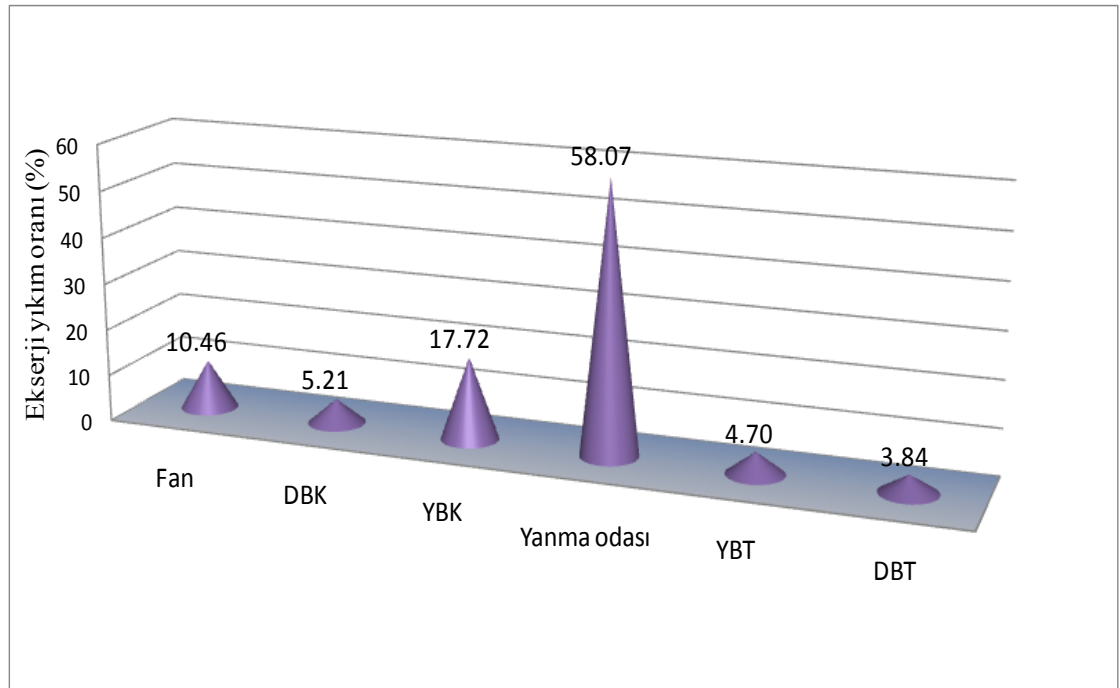
Şekil 3.10’da görüldüğü üzere en büyük ekserji yıkımı 13.6 MW ile yanma odasında meydana gelmiştir. Bunu 4.15 ve 2.45 MW değerleriyle YBK ve fan izlemektedir.

Ekserji yıkım oranları:

Ekserji yıkım oranları Şekil 3.11’de verilmektedir. Motorda meydana gelen toplam ekserji yıkımının, diğer bir deyişle kullanılamayan ekserjinin %58’i yanma odasında meydana gelmiştir. Bu yıkımın en önemli nedeni yanma odasında meydana gelen yüksek entropi artışıdır. Düşük basınç türbini % 3.8 değeri ile ekserji yıkımının en az olduğu motor elemanı olarak göze çarpmaktadır.



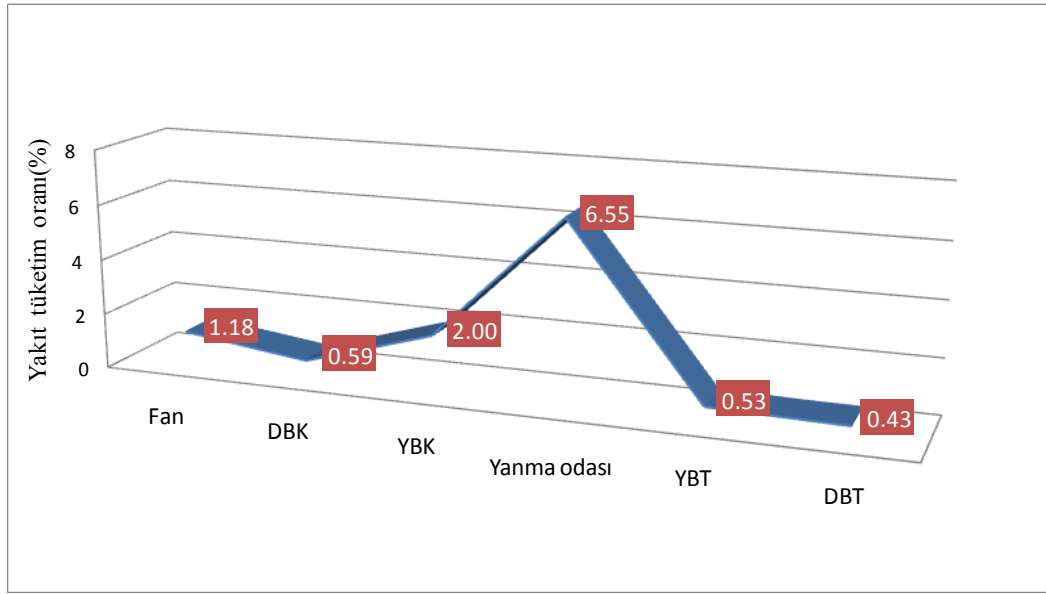
Şekil 3.10. Turbofan motor elemanlarının ekserji yıkımları



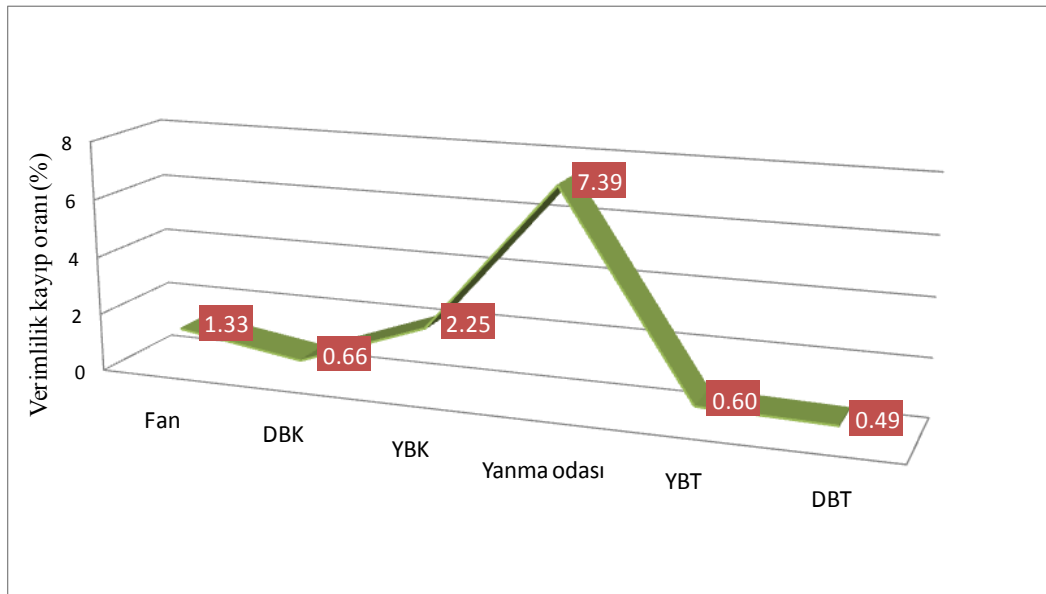
Şekil 3.11. Turbofan motor elemanlarının ekserji yıkım oranları

Yakıt tüketim oranları:

En yüksek yakıt tüketim oranı Şekil 3.12’de görüldüğü gibi % 6.55 ile yanma odasında olmuştur. Bunu % 2 oranıyla yüksek basınç kompresörü takip etmektedir. Diğer motor elemanlarında bu oran göreceli olarak daha düşük seviyelerdedir.



Şekil 3.12. Turbofan motor elemanlarının yakıt tüketim oranları



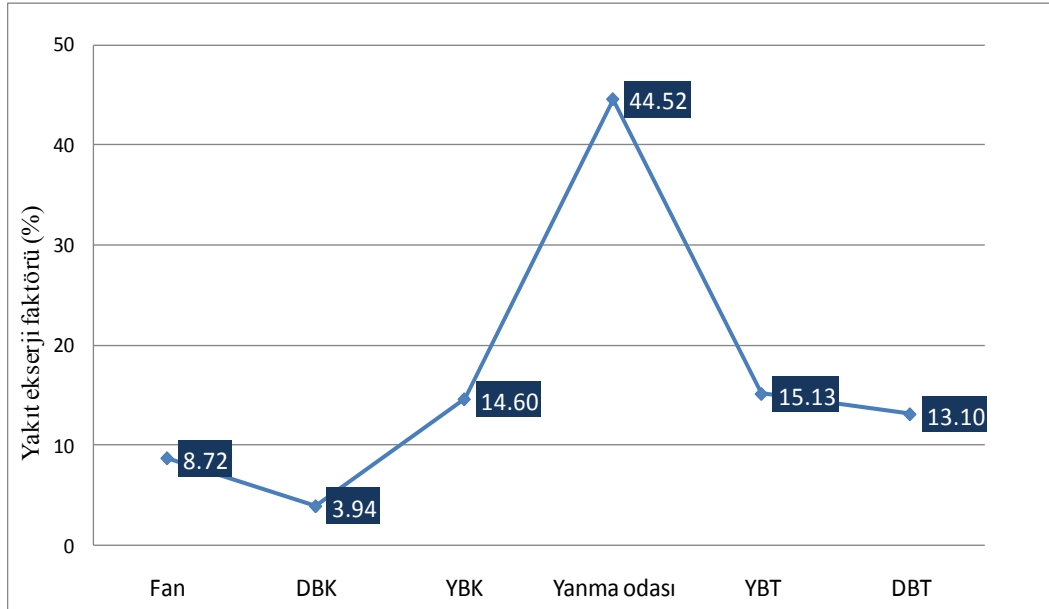
Şekil 3.13. Turbofan motor elemanlarının verimlilik kayıp oranları

Verimlilik kayıp oranları:

Şekil 3.13’de görüldüğü gibi en yüksek verimlilik kaybı % 7.4 değeri ile yanma odasında meydana gelmiştir. En düşük verimlilik kaybının % 0.5 değeriyle düşük basınç türbininde olmuştur.

Yakıt ekserji faktörleri:

Şekil 3.14’de yakıt ekserji faktör oranının en yüksek olduğu ünitenin % 44.5 ile yanma odası olduğu görülmektedir. Yanma odasını sırasıyla % 15 ve % 14.6 ile YBT ve YBK izlemektedir. Bu parametrenin en düşük çıktığı motor elemanı % 4 ile DBK’dır.



Şekil 3.14. Turbofan motor elemanlarının yakıt ekserji faktörleri

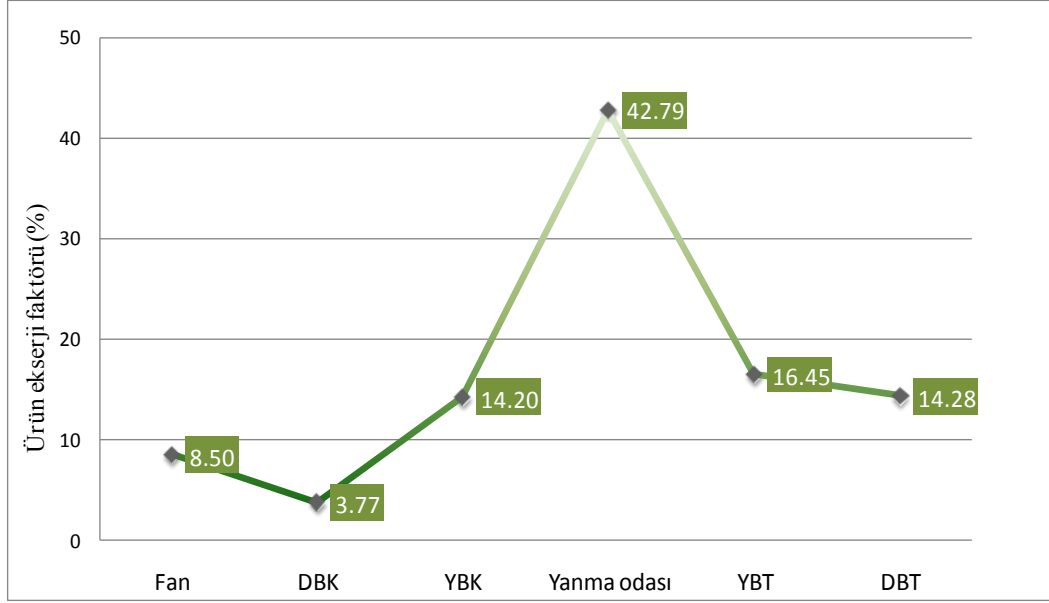
Ürün ekserji faktörleri:

Motor ana elemanlarının ürün ekserji faktörleri Şekil 3.15’de verilmektedir. En yüksek ürün ekserji faktör oranı % 42.8 ile yanma odasına aittir.

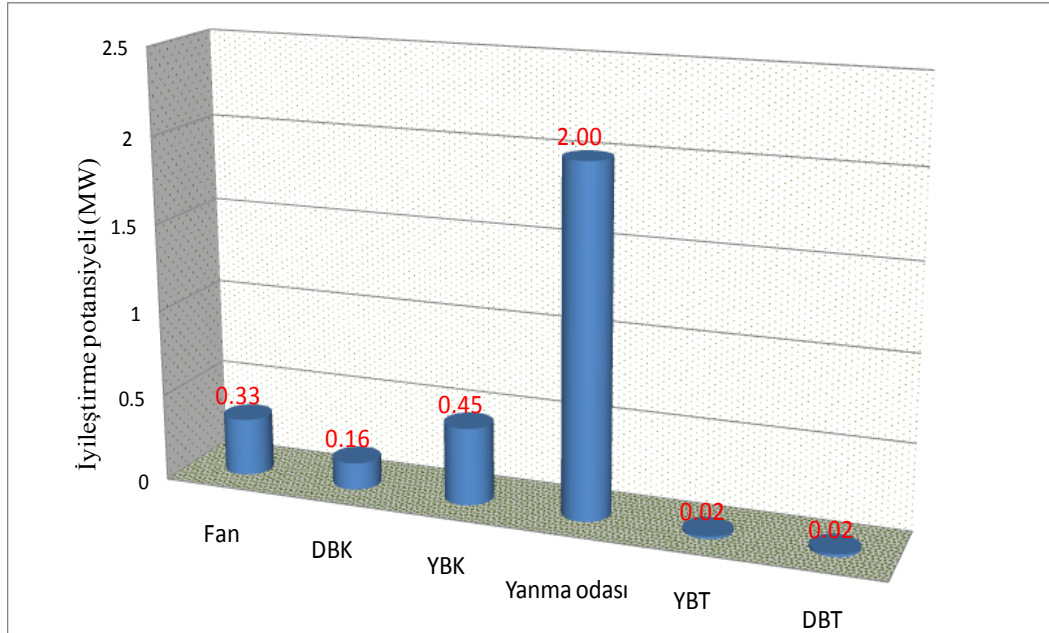
İyileştirme potansiyeli:

Şekil 3.16’da görüldüğü gibi yanma odası 2 MW değeriyle en yüksek iyileştirme potansiyeline sahiptir. En düşük iyileştirme potansiyeline sahip üniteler 20 kW’ın altında bir değer ile DBT ve YBT’ü olarak hesaplanmıştır.

Yanma odasında meydana gelen ekserji yıkımının büyük bir oranı yanma işlemindeki tersinmezliklerden kaynaklanmaktadır.



Şekil 3.15. Turbofan motor elemanlarının ürün ekserji faktörleri



Şekil 3.16. Turbofan motor elemanlarının iyileştirme potansiyeli

3.1.17. Turbofan motor enerji verimleri

Turbofan motorunun referans çalıştırma koşullarında ısı verim, itki verimi ve toplam verim değerleri hesaplanacaktır. Hesaplamaları yapabilmek için fan ve egzoz çıkışındaki gazların hızlarının hesaplanması gereklidir. Motorun itkisi 120.4 kN olarak ölçülmüştür. Fan girişindeki hava hızı 156 m/s olarak hesaplanmıştır. Motor toplam itkisinin yaklaşık % 75'i fan bypass havasından sağlandığı kabul edilerek fan ve egzoz'dan motoru terk eden akışkan hızları itki denkleminde hesaplanmıştır. Motor itkisi fan ve jet itkilerinin toplamından oluşur buna göre,

$$F = \dot{m}_{fan}(V_{18} - V_0) + \dot{m}_{jet}(V_8 - V_0) \quad (3.37)$$

$$\dot{m}_{fan}(V_{18} - V_0) = 3\dot{m}_{jet}(V_8 - V_0) \quad (3.38)$$

$$302(V_{18} - 156) = 3 \times 60(V_8 - 156) \quad (3.39)$$

$$120400 = 302(V_{18} - 156) + 60(V_8 - 156) \quad (3.40)$$

Bu formüllerden fan ve egzozdan çıkan gazların hızları V_{18} ve V_8 hesaplanmıştır.

$$V_{18} = 456 \text{ m/s}$$

$$V_8 = 656 \text{ m/s}$$

Isıl verim (η_{TH}),

$$\eta_t = \frac{\frac{1}{2}\dot{m}_{fan}V_{18}^2 + \frac{1}{2}\dot{m}_{jet}V_8^2 - \frac{1}{2}\dot{m}_hV_0^2}{\dot{m}_y Q_y} \quad (3.41)$$

$$\eta_{TH} = \frac{\frac{1}{2}302 \times 456^2 + \frac{1}{2}60 \times 656^2 - \frac{1}{2}361 \times 156^2}{1.284 \times 43180} = 0.72$$

İtke verimi (η_i),

$$\eta_i = \frac{F \times V_0}{\frac{1}{2} \dot{m}_{fan} V_{18}^2 + \frac{1}{2} \dot{m}_{jet} V_8^2 - \frac{1}{2} \dot{m}_h V_0^2} \quad (3.42)$$

$$\eta_i = \frac{120400 \times 156}{\frac{1}{2} 302 \times 456^2 + \frac{1}{2} 60 \times 656^2 - \frac{1}{2} 361 \times 156^2} = 0.470$$

Toplam verim (η_g),

$$\eta_g = \eta_{TH} \times \eta_i = \frac{F \times V_0}{\dot{m}_y \times Q_y} \quad (3.43)$$

$$\eta_g = \frac{120400 \times 156}{1.284 \times 43180} = 0.338$$

Turbofan motorun toplam enerji verimi % 33.8 olarak elde edilmiştir. Ekserji verimi ikinci metoda göre % 31.7 olarak hesaplanmıştır.

3.2. Turboprop Motor Ekserji Analizi

3.2.1. CT7-9C turboprop motoru

CT7 turboprop motoru General Electric tarafından geliştirilmiştir ve SAAB 340, LET 610G, Sukhoi S-80 ve CN235 gibi bölgesel yolcu ve nakliye uçaklarında kullanılmaktadır. CT7 turboprop motoru, helikopterlerde kullanılan askeri T700 turboşaft motorundan türetilmiştir. CT7/T700 motor ailesinin uçak ve helikopterlerde kullanılan pek çok versiyonu vardır. Türk silahlı kuvvetleri

envanterinde yer alan C235 askeri nakliye uçağında 1750 SHP güç üreten CT7-9C modeli bulunmaktadır, aynı zamanda T700 turboşaft modelinin değişik versiyonları askeri nakliye ve hücum helikopterlerinde kullanılmaktadır .

CT7 turboprop motoru ilk kez 1980 yılında Saab firması tarafından Saab 340 bölgesel turboprop yolcu uçaklarında kullanılmak üzere seçilmiş ve 1984 yılından itibaren kullanılmaya başlamıştır. Bugüne değin 10000'in üzerinde CT7 ve T700 motorları üretilmiştir. CT7 motorları toplamda 600 civarında uçakta kullanılmaktadır ve toplam uçuş saati 14 milyon saati aşmış bulunmaktadır (www.geaviation.com 2011). Tasarım ve malzeme değişiklikleriyle geliştirilen CT7-9C3 turboprop motor versiyonu 1900 SHP beygir gücü üretmektedir.

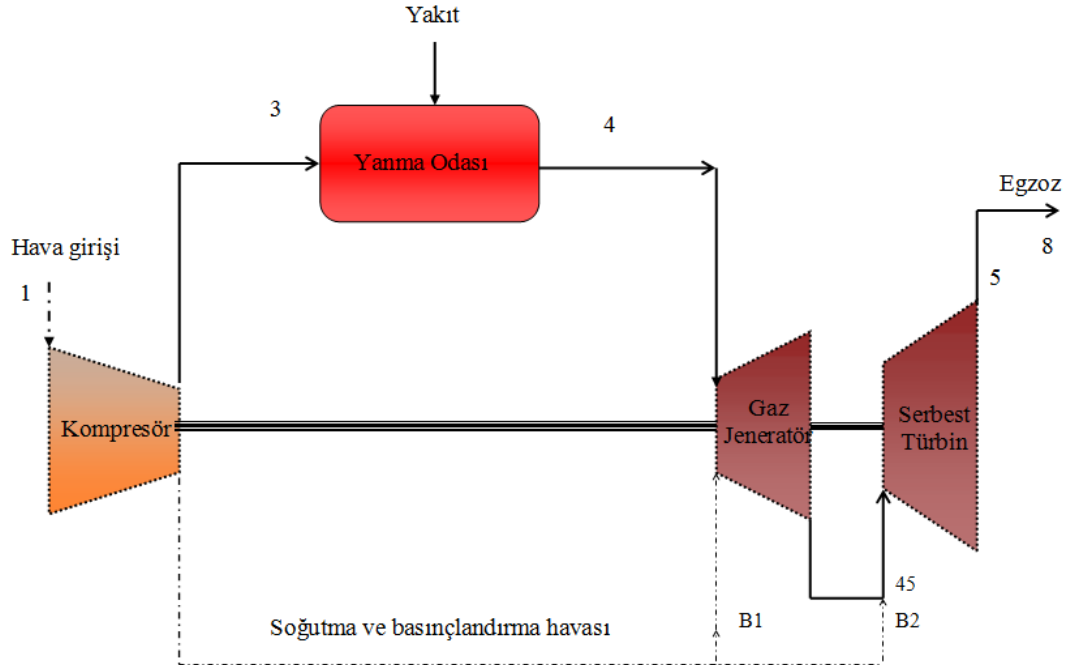
Çizelge 3.7. CT7-9C motorunun performans özellikleri (CT7-9C training guide)

Gaz türbin devri (RPM) %100	44700
Güç türbin devri (RPM) %100	22000 RPM
Pervane/PGB hızı (RPM) %100	1384 RPM
Maksimum çalışma sıcaklığı	950°C
Maksimum güç (574 Nm, 41°C)	1305 kW
PGB yağ kapasitesi (lt)	6.6
Motor yağ kapasitesi (lt)	6.9
Maksimum yağ tüketimi (lt/saat)	0.13

3.2.2. Turboprop motor dinamik ekserji analizi

Bu bölümde farklı güç seviyelerinde çalıştırılan CT7-9C motorunun ekserji analizleri ve ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatörlerinin hesaplamaları gerçekleştirilmiştir. Motor bremzede oldukça düşük bir güç seviyesi olan 240 Nm değerinden itibaren , 350, 485, 552, 580 ve maksimum tork seviyesinin üzerinde

olan 630 Nm tork değerlerinde çalıştırılmış ve ölçülen motor parametreleri ekserji denklemlerinde kullanılarak motorun ana elemanları olan kompresör, yanma odası, gaz türbini ve güç türbini ile motorun kendisinin dinamik ekserji parametreleri hesaplanmıştır. Hesaplanan ekserji parametrelerinden yola çıkılarak 5. bölümde ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatörleri hesaplanmıştır. Bu çalışmayla ekserji parametreleri ve ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatörlerinin farklı çalışma koşullarındaki değişimi net bir şekilde elde edilerek karşılaştırmalar yapılmıştır.



Şekil 3.17. Turboprop motor şematik çizimi

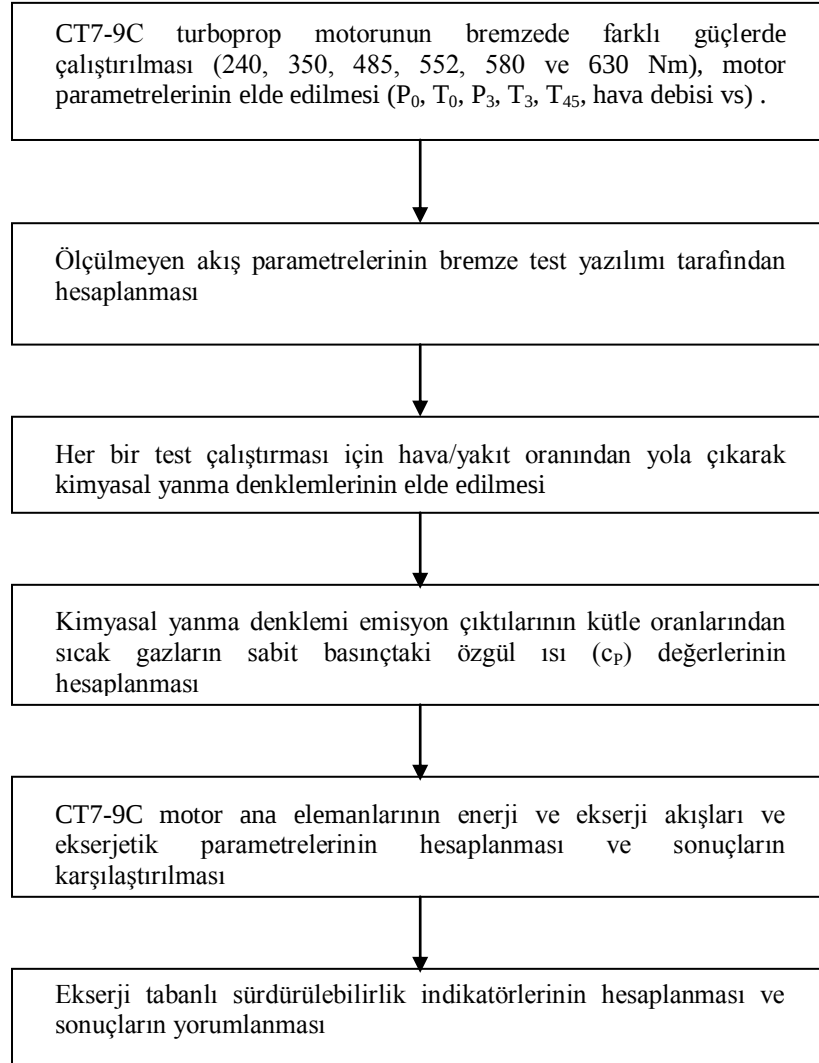
Ekserji analizlerinde akışkan olarak giriş ve kompresör kısmında hava, yanma odası, gaz türbini, güç türbini ve egzoz'da yanmış gazlar göz önüne alınarak hesaplamalar yapılmıştır. Bu analizlerde incelenecek sistem elemanları şu şekildedir:

- Kompresör
- Yanma odası
- Gaz türbin
- Serbest Türbin
- Egzoz

Bu elemanlar da kendi aralarında sıcak ve soğuk bölgeler olmak üzere iki kısma ayrılabilirler. Soğuk bölge fan ve kompresörleri içerirken, sıcak bölge, geri kalan yanma odası, türbinler ve egzoz bölümlerini kapsamaktadır. Sıcak ve soğuk bölgeler, akışkanın mol oranlarının değişmesi anlamında önem taşımaktadır. Ekserji analizi, sistem elemanlarının giriş ve çıkışlarındaki ekserji değerlerini kullanır. Buradan incelenecek ana elemanların giriş ve çıkışlarındaki akış debi, sıcaklık ve basınç değerlerinden bu istasyonlardaki ekserji akışları hesaplanacaktır. Aşağıda bu analizde kullanılan kabuller listelenmiştir.

- Motor içindeki akışkan gerçek gaz olarak kabul edilmiştir.
- Motor girişindeki sıcaklık ve basınç 281 K ve 92.4 kPa'dır.
- Kullanılan yakıt Jet A-1'dir ve kimyasal formülü $C_{12}H_{23}$ olarak kabul edilmiştir.
- Yanma odasında tam yanmanın olduğu kabul edilmiştir.
- Kompresör çıkış havasının %5'inin soğutma ve yatak sızdırmazlık elemanlarının basınçlandırılması için kullanılmaktadır.
- Motor içindeki akışkan, yanma odasına kadar hava, yanma odasından sonra egzoz gazı olarak kabul edilmiştir.
- Motor içindeki akışa ait kinetik ve potansiyel ekserjiler ihmal edilmiştir.
- Yanma odası hariç kimyasal ekserjiler hesaplara katılmamıştır.
- Sistem elemanları adyabatiktir.

Çizelge 3.8. Dinamik ekserji analizi ve sürdürülebilirlik indikatörleri hesabı akış şeması

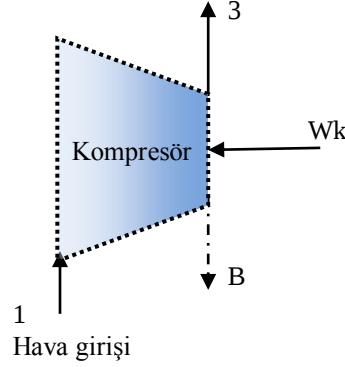


3.2.3. Kompresör

CT9-9C motor kompresörü 5 kademe eksenel ve 1 kademe santrifüj olmak üzere 6 kademedan oluşmaktadır. Sıcak kısım elemanlarının soğutulması ve seallerin basınçlandırılması amacıyla kompresör çıkışından havanın bir kısmı hava borularıyla çekilerek ilgili bölgelere yönlendirilir. Kompresör kontrol hacmi Şekil 3.18’de verilmiştir. Kompresör, gaz türbini tarafından döndürülür. Gaz türbinin ürettiği gücün yaklaşık %1’inin mekanik kayıplar nedeniyle kaybolduğu kabul edilmiştir.

Sisteme giren ekserji, çıkan ve kayıp-yıkım ekserjilerin toplamına eşittir.

$$\dot{E}X_g = \dot{E}X_\zeta + \dot{E}X_{ky} \quad (3.44)$$



Şekil 3.18. Turboprop motor kompresörü kontrol hacmi

Kompresörün çektiği iş,

$$\dot{W}_k = \frac{(\dot{m}_3 \bar{h}_3 + \dot{m}_B \bar{h}_B - \dot{m}_1 \bar{h}_1)}{M_A} \quad (3.45)$$

Kompresöre ait ekserji denklemleri,

$$\dot{E}X_g = \dot{W}_k + \dot{E}X_1 \quad (3.46)$$

$$\dot{E}X_\zeta = \dot{E}X_3 + \dot{E}X_B \quad (3.47)$$

Kompresörün ekserji verimi,

$$\eta_{ex,k} = \frac{\dot{E}X_3 + \dot{E}X_B}{\dot{W}_k + \dot{E}X_1} \quad (3.48)$$

ve ekserji yıkımı ve kaybı,

$$\dot{E}X_{ky} = \dot{W}_k + \dot{E}X_1 - \dot{E}X_B - \dot{E}X_3 \quad (3.49)$$

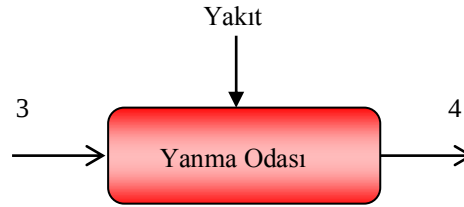
ile hesaplanır. Kompresörden çekilip motor sistemlerinde kullanılan hava, yanma işlemine girmediği için motor itkisini ve ısı verimi düşürür. Hesaplamalarda kompresör havasının yaklaşık %5'i soğutma ve diğer görevler amacıyla kullanıldığı kabul edilmiştir. Kompresör bir mille gaz türbinine mekanik olarak

bağlıdır bu sayede hareketini doğrudan gaz türbininden alır. Bununla birlikte türbindeki entalpi azalması, kompresördeki entalpi artışına eşit değildir. Bunun nedenlerinden bir tanesi sürtünme ve rotor kanatçık uçlarından kaçan hava akışı gibi kayıplardır, diğer bir etkende motor üzerindeki diğer aksesuarların da hareketlerini bu milden alıyor olmasıdır. Aksesuar üniteleri gaz türbini tarafından döndürülür, aksesuarları hareketlendirmek için yaklaşık 22.5 kW güç harcanır.

3.2.4. Yanma odası

Şekil 3.19'da yanma odasına giren ve çıkan akışlar görülmektedir. Kompresörden gönderilen havanın yaklaşık %30'u yanma işleminde kalan kısmı ise soğutma amaçlı kullanılmaktadır.

Kompresörden çıkan yüksek basınçlı hava yanma odasında yakıtla karıştırılarak yakılır. Kararlı bir yanmanın sağlanabilmesi için yakıt hava karışımının uygun miktarda olması gerekmektedir.



Şekil 3.19. Turboprop motor yanma odası kontrol hacmi

Yanma odası için ekserji denklemleri şu şekildedir:

$$\dot{E}X_g = \dot{E}X_3 + \dot{E}X_y \quad (3.50)$$

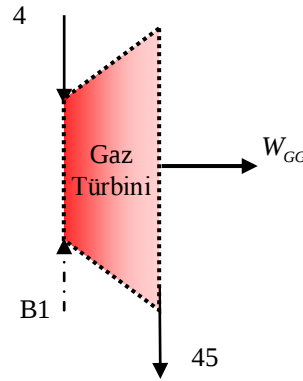
$$\dot{E}X_\zeta = \dot{E}X_4 \quad (3.51)$$

$$\eta_{ex,yo} = \frac{\dot{E}X_4}{\dot{E}X_4 + \dot{E}X_y} \quad (3.52)$$

$$\dot{E}X_{ky,yo} = \dot{E}X_3 + \dot{E}X_y - \dot{E}X_4 \quad (3.53)$$

3.2.5. Gaz Türbini (GG)

CT7-9C turboprop motor gaz türbini iki kademededen oluşur ve bir mil aracılığıyla kompresör ve aksesuarları döndürür. Motor devrinin %100 hızında Ng devri 44700 rpm'dir. Yanma odasından çıkan sıcak gazlar ilk olarak sabit nozul kanatçıklarında doğrultularak gaz türbin kanatçıkları arasından genişleyerek ilerler. Nozul ve türbin kanatçıklarının sıcaklığa dayanıklılığının artırılması için hava ile soğutma yapılır ve pale yüzeyleri özel kaplamalarla kaplanır. Soğutma ve yatak sızdırmazlık elemanlarının basınçlandırılması işlemi kompresör ara ve arka (B) kademelerinden çekilen basınçlı hava ile sağlanır.



Şekil 3.20. Turboprop motor gaz türbini kontrol hacmi

Gaz türbini için ekserji denklemleri,

$$\dot{E}X_g = \dot{E}X_4 + \dot{E}X_{B1} \quad (3.54)$$

$$\dot{E}X_\zeta = \dot{W}_{GG} + \dot{E}X_{45} \quad (3.55)$$

$$\eta_{ex,GG} = \frac{\dot{W}_{GG} + \dot{E}X_{45}}{\dot{E}X_4 + \dot{E}X_{B1}} \quad (3.56)$$

$$\dot{E}X_{ky,GG} = \dot{E}X_4 + \dot{E}X_{B1} - \dot{E}X_{45} - \dot{W}_{GG} \quad (3.57)$$

Yanma odasından çıkan sıcak gazlar gaz türbin rotor kademelerinden geçerken sıcak gazların kinetik enerjisinin büyük bir kısmı mekanik enerjiye dönüştürülür bu sayede GG rotorları ve kompresörün dönüşü sağlanır. Aynı

zamanda motor dişli kutusu üzerinde yerleştirilmiş motorun düzgün çalışması için gerekli olan yakıt kontrol ünitesi, yakıt ve yağ pompaları, jeneratör gibi aksesuarlarında dönüşü temin edilir. Gaz türbini akış girdisi yanma odasından gelen sıcak gazlar ve kompresörden soğutma amaçlı çekilen hava'nın toplamıdır. GG'den çıkan hava miktarı bu akışların toplamına eşittir.

3.2.6. Güç türbini (GT)

Gaz türbininden çıkan sıcak gazlar iki kademeden oluşan güç türbin rotor kademelerine yönlendirilir. Sıcak gazlar güç türbininden genişleyerek yayılır bu esnada sıcaklığı düşer, gazların enerjisinin büyük kısmı mekanik enerjiye dönüştürülür ve bu enerji güç türbin mili üzerinden pervane dişli kutusuna iletilir, dişli kutusunda devir 15.9 oranında düşürülerek pervane dönüşü sağlanır. Güç türbin hızı %100 hızda 22400 rpm'dir. Bu hızda motor pervanesi 1384 rpm ile döner.

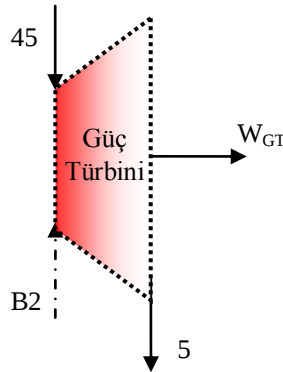
Güç türbini ekserji denklemleri şu şekildedir,

$$\dot{E}X_g = \dot{E}X_{45} + \dot{E}X_{B2} \quad (3.58)$$

$$\dot{E}X_\zeta = \dot{W}_{GT} + \dot{E}X_5 \quad (3.59)$$

$$\eta_{ex,GT} = \frac{\dot{W}_{GT} + \dot{E}X_5}{\dot{E}X_{45} + \dot{E}X_{B2}} \quad (3.60)$$

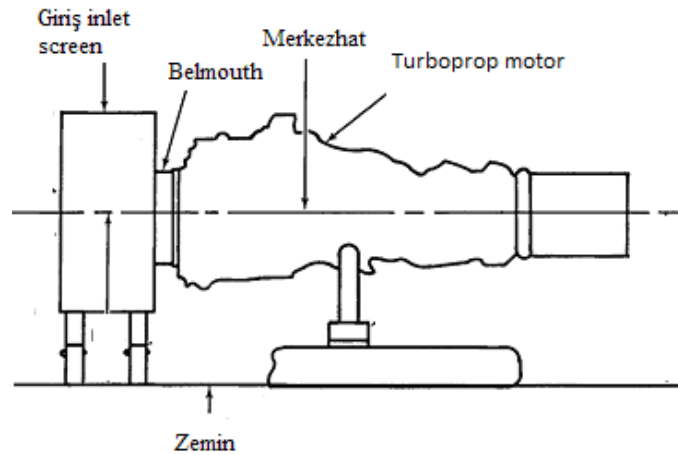
$$\dot{E}X_{ky,GT} = \dot{E}X_{45} + \dot{E}X_{B2} - \dot{E}X_5 - \dot{W}_{GT} \quad (3.61)$$



Şekil 3.21. Turboprop motor güç türbini kontrol hacmi

3.2.7. Turboprop motor test ve veri ölçümleri

Şekil 3.22’de motorun bremzede (test odasında) yerleştirilme şeması gösterilmektedir. Turboprop motoru pervane dişli kutusu ile birlikte veya sadece jet motoru dinamometre ile test edilebilir. Bakım sonrasındaki yaygın yöntem dinamometreli test odasında jet motorun test edilmesidir. Pervane dişli kutusu (PGB) motordan bağımsız olarak gerektiğinde ayrı bir test düzeneğinde test edilir. Motor kabul ve performans testleri yeni motor montajından veya motorun bir bakım merkezinde revizyon işleminden geçmesinden sonra onaylı bir bremzede gerçekleştirilmelidir. Turboprop motor kabul testleri sırasında motor alıştırma testleri, yakıt ve yağ kaçak testleri, titreşim testleri, kontrol sistem testleri ve performans testlerini içeren bir dizi test gerçekleştirilir ve motorun uçuşa elverişliliği doğrulanır. Herhangi bir hata görüldüğünde veya motor belirlenen test kısıtlamalarını sağlamadığında arızayı gidermek için gerekli bakım işlemleri yapılır ve motor ancak tüm test kriterlerini sağladıktan sonra faal olarak uçuşa verilir. Testler sonrasında uçuşa elverişli olan motor test odasında yakıt hattı özel bir yağla doldurularak stokajı yapılır ve kullanıcıya gönderilmek üzere özel taşıma kutusuna yerleştirilir.



Şekil 3.22. Turboprop motor test odası yerleşim şeması

Motor test odasına yerleştirildikten sonra motor üzerinde belirli konumlara sensör ve test takımları takılır, bu sayede çalışma sırasında motorun bu istasyonlarındaki hava sıcaklık ve basınçları, yağ basınç ve sıcaklıkları,

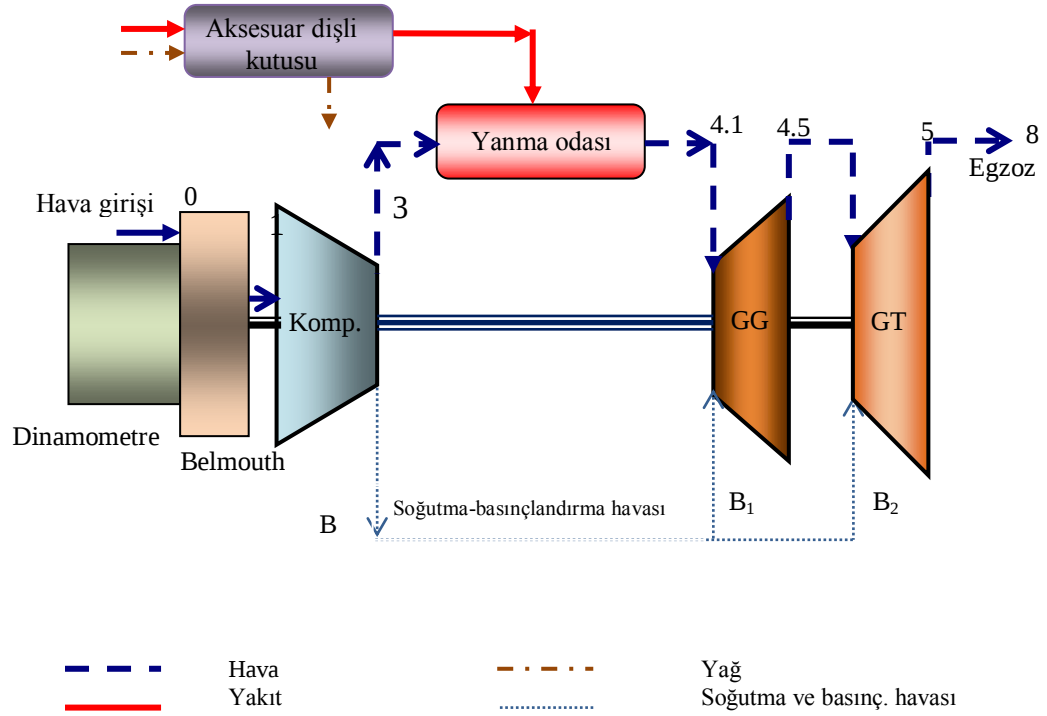
titreşimler, yakıt akışı, motor ve dinamometre torkları, gaz türbin ve güç türbin hızları, hava debisi gibi motor akış parametreleri ölçülerek bremze yazılımı tarafından değerlendirilir. Bu şekilde motorun uçak üzerinde çalışırken ölçülmeyen pek çok parametresi bremze testleri sırasında ölçülerek değerlendirilir. Motor test odasında kurulu veri değerlendirme yazılımı ile ölçülen test parametreleri kullanımıyla diğer istasyonlardaki sıcaklık, basınç değerleri hesaplanır ve performans değerlendirmesiyle ITT marjin (Referans çalışma sıcaklığı ile en büyük çalışma sıcaklığı arasındaki fark) ve T45 trimmer ayar bilgileri elde edilir.

Şekil 3.23’de motor ve kontrol hacmi gösterilmektedir. Giriş havası ve yakıt sistemin girişleri, motorun ürettiği şaft beygir gücü ve egzoz gazları sistemin çıktılarıdır. Hava ilk olarak test odası takımı olan belmouth elemanından içeri alınır, belmouth’ta çevresel yerleştirilmiş sensörler yardımıyla basınç ve sıcaklık değerleri ölçülür. Bu sayede motora giren hava debisi ve hızı hesaplanır. Daha sonra hava kompresöre yönlendirilir ve kompresör içerisinde sıkıştırılarak basıncı arttırılır. Kompresör çıkışında hava sıcaklık (T_3) ve basınç (P_3) değerleri ölçülür.

Motorun maksimum güçte çalıştırılması durumunda kompresör boyunca hava basıncı 17 kat arttırılır. Kompresör çıkışındaki havanın bir kısmı yatakların bulunduğu yağ karterlerindeki sızdırmazlık elemanlarından yağ kaçağını önlemek amacıyla dış kısımlardan hava ile basınçlandırılması ve sıcak kısım parçalarının soğutulması amaçlarıyla çekilir. Kompresör çıkışındaki basınçlı hava yanma odasına yönlendirilerek yakıt nozullarından atomize olarak püskürtülen yakıtla karıştırılarak yakılır. Kompresör havasının yaklaşık %30’u yanmada kalan kısmı ise yanma odası cidarları, gaz türbin paleleri ve diğer sıcak kısım parçalarının soğutulmasında kullanılır.

Yanma sonrasında yüksek sıcaklık ve basınçtaki yanmış gazlar genişleyerek öncelikle 1nci kademe nozula ulaşır burada nozul sabit kanatçıkları tarafından doğrultularak 1nci kademe gaz türbin rotor kademesine yönlendirilir. Her bir rotor kademesi arasında sabit nozul kanatçıkları vardır bunların görevi bir önceki rotor palelerinden gelen havayı doğrultup uygun pozisyona ayarlayarak bir sonraki rotor kademelerine yönlendirmektir. Sıcak gazların kinetik enerjisinin bir kısmı mekanik olarak gaz türbini kademelerini ve dolayısıyla onunla birlikte

dönen kompresörü döndürür. Bu şekilde yanma için gerekli basınçlı hava kompresör tarafından sürekli sağlanır.



Şekil 3.23. Turboprop motor testi akış ölçüm şeması

Gaz türbininde sıcaklık ve basıncı bir miktar azalan sıcak gazlar güç türbinine yönlendirilir. Güç türbin girişindeki hava sıcaklığı ölçülür (T_{45}). İki kademedan oluşan güç türbininde sıcak gazlar genişler ve ilerler bu esnada enerjilerinin büyük bölümünü rotor kademelerinin döndürülmesinde harcarlar. Güç türbini iç göbeğinde mekanik bağlı güç türbin mili güç türbin devrini pervane dişli kutusuna veya motorun bremzedeki durumda dinamometreye iletir.

Motor tork ve devir bilgileri güç türbini içerisine yerleştirilen bir sensörle ölçülür. Dinamometre torku ise ayrıca ölçülmektedir. Motor ve dinamometre torkları sürekli olarak karşılaştırılır. Test sırasında test operatörü güç türbin devir hızını veya tork değerini seçerek motorun istenilen değerlerde çalışmasını sağlar.

Test odasında ölçülen akış parametreleri hava giriş basıncı (P_0) (kPa), yağ fark basıncı (kPa), kompresör çıkış basıncı (P_3) (kPa), motor torku (Q_m) (Nm),

dinamometre torku (Q_d) (Nm), hava giriş sıcaklığı (T_o) (K), yağ dönüş sıcaklıkları (K), yakıt sıcaklığı (K), kompresör çıkış sıcaklığı (T_3) (K), güç türbin giriş sıcaklığı ($T_{4.5}$) (K), gaz türbin devri (N_G) (rpm), güç türbin devri (N_p) (rpm), yakıt debisi (kg/sn), hava debisi (kg/sn), IGV ve kanatçık açıları (deg), nem (%) ve titreşim (m/sn²) değerleridir.

3.2.8. Turboprop motor test çalıştırmaları

CT7-9C turboprop motoru 240, 350, 485, 552, 580 ve 630 Nm değerlerinde olmak üzere toplam altı farklı tork değerinde çalıştırılarak motor parametreleri ölçülmüş ve veriler Çizelge 3.9.'de sunulmuştur. Ölçüm alınmayan istasyonlardaki sıcaklık ve basınç değerleri test yazılımı tarafından hesaplanmıştır. Motor ana elemanlarının ekserji akış hesaplamaları (3.44) ve (3.61) arasındaki eşitliklerle hesaplanmıştır. Hesaplama algoritması Çizelge 3.8'de açıklanmıştır.

Çizelge 3.9. Dinamik çalışma koşullarında elde edilen turboprop motor parametreleri (CT7-9C motor test raporları (1HIBM 2005))

Parametre	#1	#2	#3	#4	#5	#6
Motor torku (Nm)	240	350	485	552	580	630
SHP	745	1081	1500	1709	1835	1948
Giriş hava basıncı (kPa)	92.4	92.4	92.4	92.4	92.4	92.4
Giriş hava sıcaklığı (K)	281	281	281	281	281	281
Kompresör çıkış sıcaklığı (K)	644	673	705	721	730	740
Kompresör çıkış basıncı (kPa)	1067	1254	1465	1563	1619	1668
Nem (%)	38.98	38.43	38.32	38.03	38.41	38.38
Güç türbini giriş sıcaklığı (K)	958	1018	1093	1130	1152	1175
Güç türbini hızı (rpm)	22001	22002	22001	22002	22001	22001
Gaz türbin hızı (rpm)	39335	40448	41538	42196	42541	42772
Hava debisi (kg/sn)	3.38	3.86	4.33	4.54	4.61	4.71
Yakıt ısı değeri (kJ kg ⁻¹)	43360	43360	43360	43360	43360	43360
Yakıt akış debisi (kg/sn)	0.059	0.0721	0.0893	0.0984	0.1038	0.1091
Hava-yakıt oranı	54.4	50.9	46.2	43.9	42.3	41.1

3.2.9. Turboprop motor testlerine ait kimyasal yanma denklemleri

Kompresör girişinden itibaren yanma odasına değin çalışan akışkan havadır ve havanın sabit basınçtaki özgül ısısı (c_p) (3.62) denklemi kullanılarak sıcaklığın fonksiyonuyla hesaplanacaktır (Moran ve Shapiro 1995).

$$c_{p,hava}(T) = 1.04841 - 0.000383719T + \frac{9.45378T^2}{10^7} - \frac{5.49031T^3}{10^{10}} + \frac{7.92981T^4}{10^{14}} \quad (3.62)$$

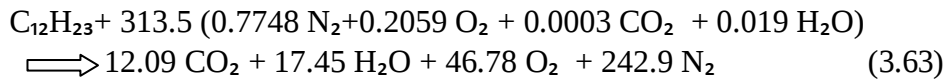
Giriş havası mol oranları Bejan (1996)'dan alınmıştır. Yanma odası çıkışından itibaren sıcak gazların karbondioksit, oksijen, su buharı ve azot olmak üzere dört ana maddeyi içerdiği kabul edilmiştir. Bununla birlikte yanma sonrasında bu dört maddenin haricinde bazı emisyonlar da ortaya çıkmaktadır.

Her bir tork çalıştırması için hava/yakıt oranlarından türetilerek oluşturulan kimyasal yanma denklemi ve kimyasal yanma denklemlerindeki emisyonların kütle oranları kullanılarak elde edilen sıcak gazların özgül ısıları (c_p) aşağıda verilmektedir. Hesaplamalar excel'de ortamında oluşturulan kodlar kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

Test 1

240 Nm, hava/yakıt oranı 54.4 için,

Kimyasal yanma denklemi ve sabit basınçtaki özgül ısı değeri,

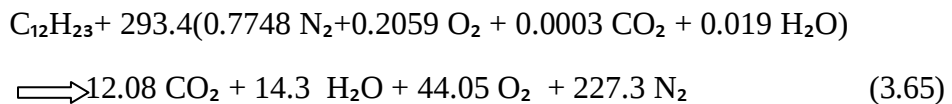


$$c_{p,gaz}(T) = 0.9889 + 0.000033xT + \frac{1.52xT^2}{10^7} - \frac{6.7xT^3}{10^{11}} \quad (3.64)$$

Test 2

350 Nm, hava/yakıt oranı 50.9 için,

Kimyasal yanma denklemi ve sabit basınçtaki özgül ısı değeri,

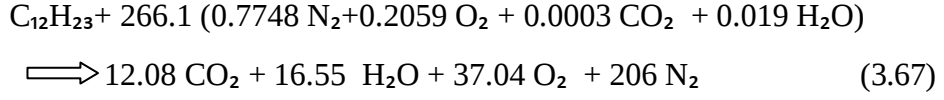


$$c_{p,gaz}(T) = 0.9835 + 0.0000378xT + \frac{1.46xT^2}{10^7} - \frac{6.5xT^3}{10^{11}} \quad (3.66)$$

Test 3

485 Nm, hava/yakıt oranı 46.2 için,

Kimyasal yanma denklemi ve sabit basınçtaki özgül ısı değeri,

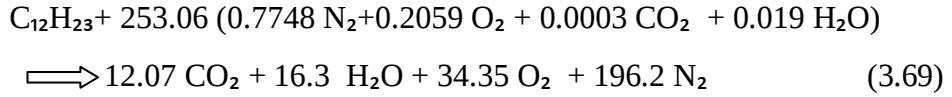


$$c_{p,gaz}(T) = 0.9893 + 0.000048xT + \frac{1.48xT^2}{10^7} - \frac{6.6xT^3}{10^{11}} \quad (3.68)$$

Test 4

552 Nm, hava/yakıt oranı 43.9 için,

Kimyasal yanma denklemi ve sabit basınçtaki özgül ısı değeri,

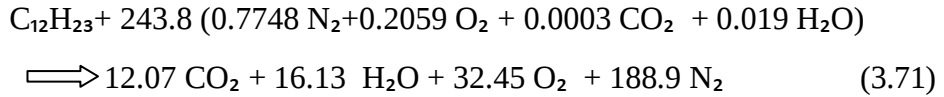


$$c_{p,gaz}(T) = 0.9895 + 0.0000528xT + \frac{1.47xT^2}{10^7} - \frac{6.6xT^3}{10^{11}} \quad (3.70)$$

Test 5

580 Nm, hava/yakıt oranı 42.3 için,

Kimyasal yanma denklemi ve sabit basınçtaki özgül ısı değeri,

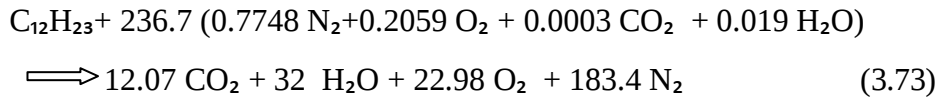


$$c_{p,gaz}(T) = 0.9896 + 0.0000567xT + \frac{1.46xT^2}{10^7} - \frac{6.5xT^3}{10^{11}} \quad (3.72)$$

Test 6

630 Nm, hava/yakıt oranı 41.1 için,

Kimyasal yanma denklemi ve sabit basınçtaki özgül ısı değeri,



$$c_{p,gaz}(T) = 0.9897 + 0.0000599xT + \frac{1.45xT^2}{10^7} - \frac{6.5xT^3}{10^{11}} \quad (3.74)$$

3.2.10. Sonuçların değerlendirilmesi

Denklem (3.44) 'den (3.74)'e kadar verilen denklemler kullanılarak motor istasyonlarındaki enerji ve ekserji akışları hesaplanmış ve sonuçlar her bir tork çalıştırması için Çizelge 3.10, 3.12, 3.14, 3.16, 3.18 ve 3.20'de sunulmuştur. Aynı zamanda her bir tork çalıştırması için hesaplanan ekserji parametreleri Çizelge 3.11, 3.13, 3.15, 3.17, 3.19 ve 3.21'de verilmektedir. Hesaplamalar Excel'de hazırlanan algoritmalarla gerçekleştirilmiştir.

Test 1

Turboprop motorun test odasında 240 Nm tork değerinde çalıştırılması durumundaki hesaplanan termodinamik ve ekserji parametreleri Çizelge 3.10 ve 3.11'de sunulmaktadır. En büyük ekserji yıkımı 940 kW değeri ile yanma odasında meydana gelmiştir, bu değer tüm ekserji yıkımının yaklaşık %64'üne karşı gelmektedir. En yüksek ekserji verimine sahip ünite ise %93.3 ile güç türbinidir. Turboprop motorun genel ekserji verimi ise yalnızca %20.6 değerindedir, ekserji veriminin bu denli düşük olmasının nedeni 240 Nm tork çalıştırmasının motorun tasarım değerlerinin altında olduğu oldukça düşük bir çalışma rejimidir ve optimum çalışma aralığının çok altındadır.

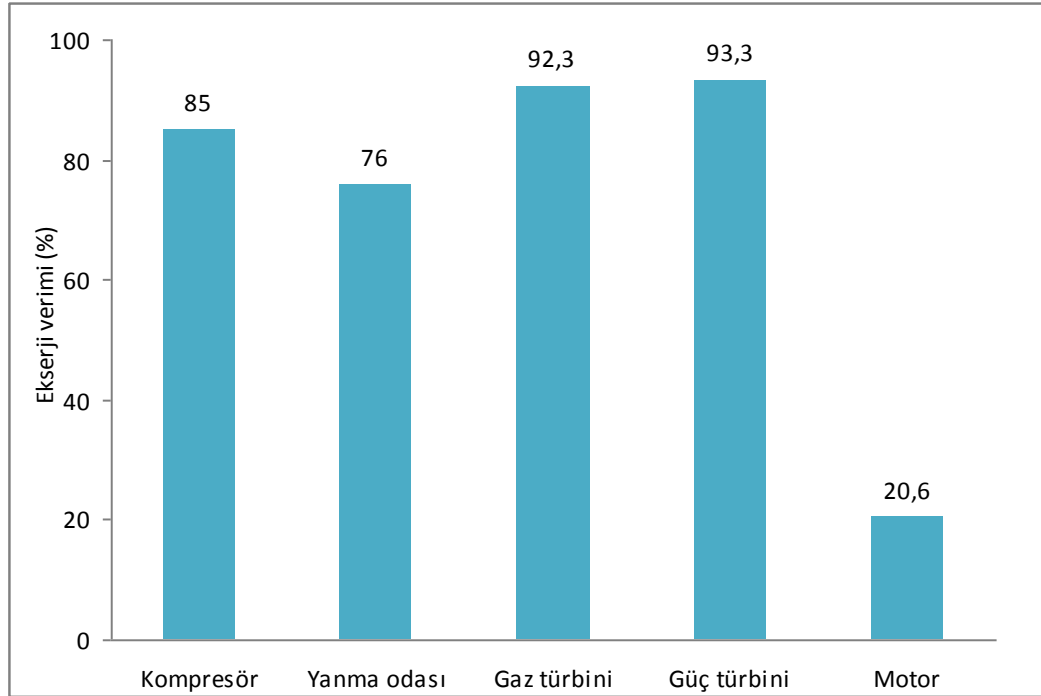
Çizelge 3.10. Turboprop motor termodinamik parametreleri (240 Nm)

İstasyon No	İstasyon adı	Hava debisi (kg/sn)	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)	Enerji (kW)	Ekserji (kW)
0	Hava	3.38	281	92.4	0	0
2	Kompresör girişi	3.38	281	92.25	0.00	0
B	Soğutma ve basınçlandırma havası	0.17	644	1067	67	57
3	Yanma odası girişi	3.21	644	1067	1263	1075
3f	Yakıt	0.059	281	2500	2558	2731
4.1	Gaz türbin girişi	3.27	1360	1028	4176	3026
4.5	Güç türbin girişi	3.41	958	239	2635	1512
8	Güç türbin çıkışı	3.41	805	95.04	2000	847

Çizelge 3.11. Turboprop motor ekserji parametreleri (240 Nm)

Motor elemanları	Giriş ekserjisi (kW)	Çıkış ekserjisi (kW)	Yakıt ekserjisi (kW)	Ürün ekserjisi (kW)	Yıkım ekserjisi (kW)	Ekserji verimi	Ekserji yıkım oranı	Ekserji iyileştirme potansiyeli (kW)
Kompresör	1330	1132	1330	1132	198	0.851	0.134	29.5
Yanma odası	3910	2970	3910	2970	940	0.760	0.639	226.0
Gaz türbini	3026	2793	1576	1343	233	0.923	0.158	17.9
Güç türbini	1512	1411	665	564	101	0.933	0.069	6.8
Motor	2731	564	2731	564	2167	0.206		

Şekil 3.24’de turboprop motor ve ana elemanlarının 240 Nm tork çalıştırmasında ekserji verimleri gösterilmektedir. Yanma odası %76 değeri ile en düşük ekserji verimine sahip ünedir, bu tersinmezlikler nedeniyle en büyük ekserji yıkımının yanma odasında meydana gelmesinden kaynaklanmaktadır.



Şekil 3.24. Turboprop motor ve ana elemanlarının ekserji verimleri (240 Nm)

Test 2

Turboprop motorun test odasında 350 Nm tork değerinde çalıştırılması durumunda elde edilen termodinamik ve ekserji parametreleri Çizelge 3.12 ve 3.13’de sunulmaktadır. En büyük ekserji yıkımı 981 kW değeri ile yanma odasında meydana gelmiştir. Yanma odasının iyileştirme potansiyeli 203.6 kW olarak hesaplanmıştır. En düşük ekserji yıkım oranı %7.6 ile güç türbininde meydana gelmiştir.

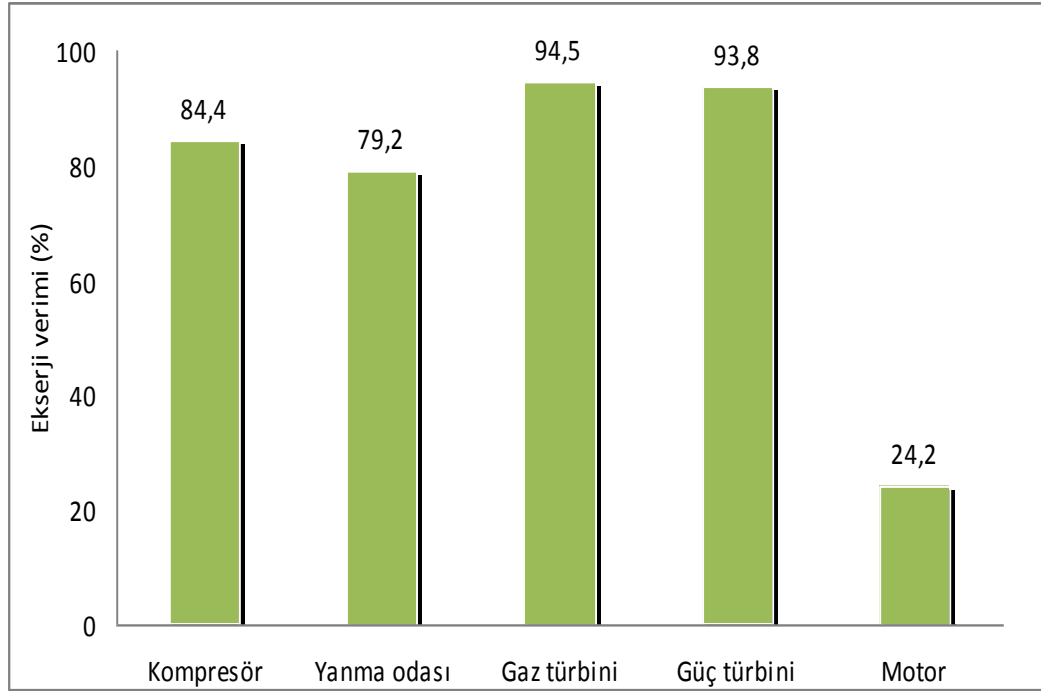
Çizelge 3.12. Turboprop motor termodinamik parametreleri (350 Nm)

İstasyon No	İstasyon adı	Hava debisi (kg/sn)	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)	Enerji (kW)	Ekserji (kW)
0	Hava	3.86	281	92.4	0	0
2	Kompresör girişi	3.86	281	92.2	0.00	0
B	Soğutma&basınçlandırma havası	0.19	673	1254	77	70
3	Yanma odası girişi	3.670	673	1254	1601	1346
3f	Yakıt	0.072	281	2500	3126	3380
4.1	Gaz türbin girişi	3.742	1429	1213	5072	3745
4.5	Güç türbin girişi	3.910	1018	244	3294	1929
8	Güç türbin çıkışı	3.910	813	95.8	2317	992

Çizelge 3.13. Turboprop motor ekserji parametreleri (350 Nm)

Motor elemanları	Giriş ekserjisi (kW)	Çıkış ekserjisi (kW)	Yakıt ekserjisi (kW)	Ürün ekserjisi (kW)	Yıkım ekserjisi (kW)	Ekserji verimi	Ekserji yıkım oranı	Ekserji iyileştirme potansiyeli (kW)
Kompresör	1678	1416	1678	1416	262	0.844	0.167	40.9
Yanma odası	4726	3745	4726	3745	981	0.792	0.626	203.6
Gaz türbin	3745	3541	1899	1695	204	0.945	0.130	11.1
Güç türbini	1929	1810	937	818	119	0.938	0.076	7.3
Motor	3380	818	2731	818	1913	0.242		

Şekil 3.25’de turboprop motor ve ana elemanlarının 350 Nm tork çalıştırmasında ekserji verimleri gösterilmektedir. En yüksek ekserji verimine sahip ünite %94.5 ile gaz türbinidir. Turboprop motor ekserji verimi %24.2 olarak hesaplanmıştır. Motor ekserji verimi 240 Nm çalıştırmasına göre %20 oranında artmıştır.



Şekil 3.25. Turboprop motor ve ana elemanlarının ekserji verimi ekserji verimleri (350 Nm)

Test 3

Turboprop motorun test odasında 485 Nm tork değerinde çalıştırılması durumunda elde edilen termodinamik ve ekserji parametreleri Çizelge 3.14 ve 3.15’de sunulmaktadır. En düşük ekserji yıkımı 120 kW ile gaz türbininde olmuştur. Ekserji iyileşme potansiyeli en yüksek ünite bütün test adımlarında olduğu gibi 206.7 kW değeri ile yanma odasıdır. Kompresör ekserji veriminin %84.2 ile aynı değerlerde kaldığı görülmüştür. Motor ekserji verimi artan tork değeri ile yükselmesini sürdürerek %27.5 değerine ulaşmıştır.

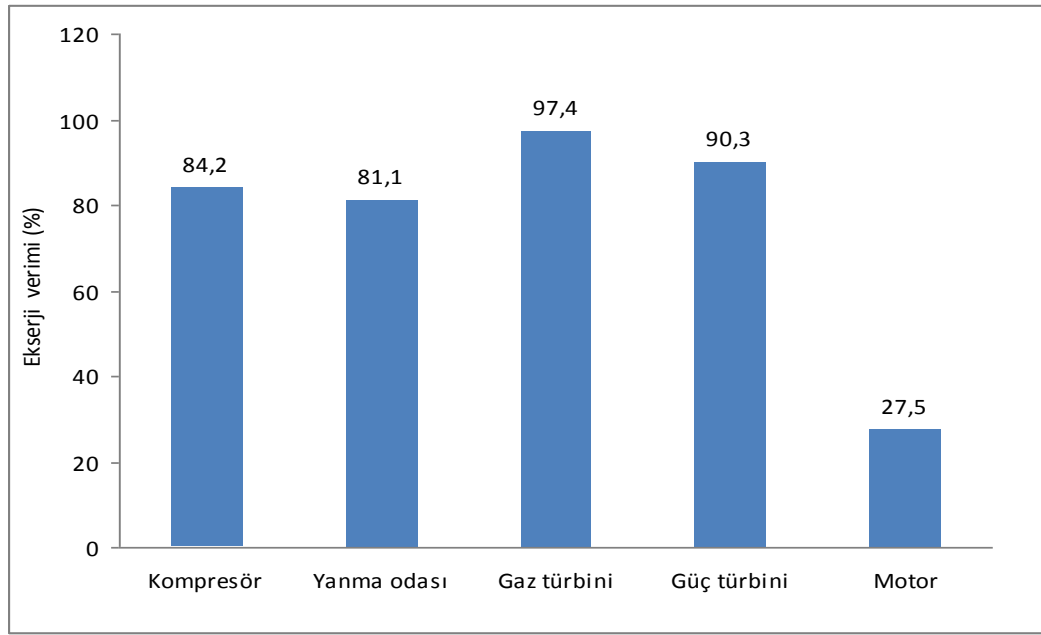
Çizelge 3.14. Turboprop motor termodinamik parametreleri (485 Nm)

İstasyon No	İstasyon adı	Hava debisi (kg/sn)	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)	Enerji (kW)	Ekserji (kW)
0	Hava	4.335	281	92.4	0	0
2	Kompresör girişi	4.335	281	92.1	0.00	0
B	Soğutma&basınçlandırma havası	0.210	705	1465	100	84
3	Yanma odası girişi	4.125	705	1465	1817	1653
3f	Yakıt	0.0893	281	2500	3873	4136
4.1	Gaz türbin girişi	4.210	1520	1420	6314	4695
4.5	Güç türbin girişi	4.400	1100	310	4244	2605
8	Güç türbin çıkışı	4.400	836	97.2	2784	1215

Çizelge 3.15. Turboprop motor ekserji parametreleri (485 Nm)

Motor elemanları	Giriş ekserjisi (kW)	Çıkış ekserjisi (kW)	Yakıt ekserjisi (kW)	Ürün ekserjisi (kW)	Yıkım ekserjisi (kW)	Ekserji verimi	Ekserji yıkım oranı	Ekserji iyileştirme potansiyeli (kW)
Kompresör	2062	1737	2062	1737	325	0.842	0.181	51.2
Yanma odası	5789	4695	5789	4711	1094	0.811	0.610	206.7
Gaz türbini	4695	4575	2202	2083	119.9	0.974	0.067	3.0
Güç türbini	2605	2351	1390	1136	253.8	0.903	0.142	24.7
Motor	4136	1136	4136	1136	3000	0.275		

Şekil 3.26’da turboprop motor ve ana elemanlarının 485 Nm tork çalıştırmasında ekserji verimleri gösterilmektedir. Gaz türbin ekserji veriminin iyileşerek %97.4 değerine yükseldiği görülmektedir. Gaz türbini ekserji verimi artarken güç türbin ekserji veriminde düşme olduğu görülmektedir.



Şekil 3.26. Turboprop motor ve ana elemanlarının ekserji verimleri (485 Nm)

Test 4

Turboprop motorun test odasında 552 Nm tork değerinde çalıştırılması durumunda elde edilen termodinamik ve ekserji parametreler Çizelge 3.16 ve 3.17’de sunulmaktadır. Hava debisi 4.54 kg/sn değerine yükselmiştir. Yanma odası ekserji yıkım oranında güç arttıkça hafifçe gerileme kaydedilmiş ve %60 olarak hesaplanmıştır.

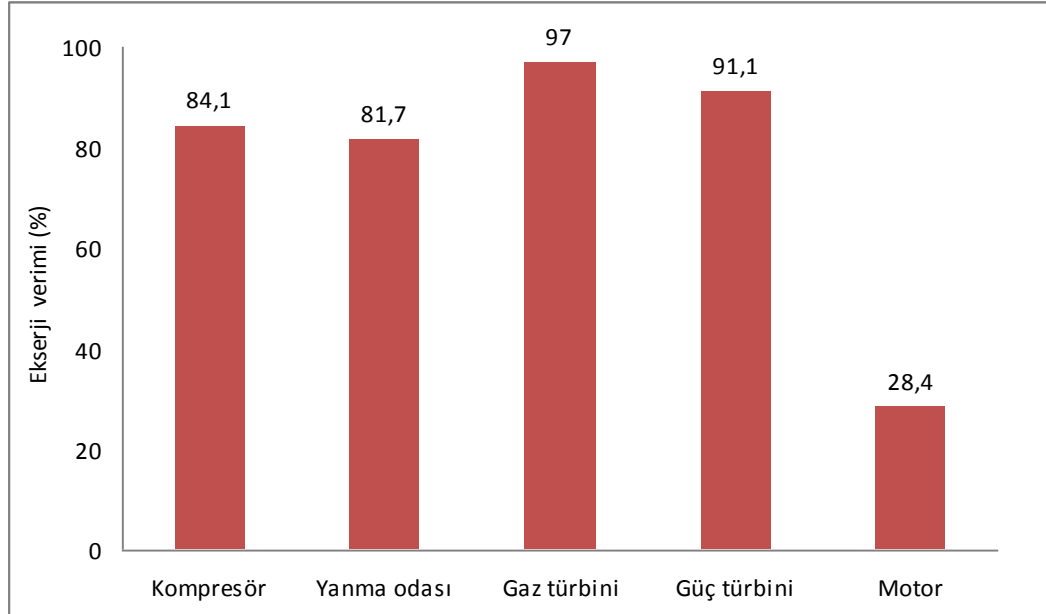
Çizelge 3.16. Turboprop motor termodinamik parametreleri (552 Nm)

İstasyon No	İstasyon adı	Hava debisi (kg s-1)	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)	Enerji (kW)	Ekserji (kW)
0	Hava	4.540	281	92.4	0	0
2	Kompresör girişi	4.540	281	92.1	0.00	0
B	Soğutma&basınçlandırma havası	0.220	721	1563	109	92
3	Yanma odası girişi	4.320	721	1563	2142	1801
3f	Yakıt	0.098	281	2500	4267	4555
4.1	Gaz jeneratör girişi	4.420	1567	1511	6921	5192
4.5	Güç türbin girişi	4.620	1130	326	5657	2890
8	Güç türbin çıkışı	4.620	852	97.4	3028	1338

Çizelge 3.17. Turboprop motor ekserji parametreleri (552 Nm)

Motor elemanları	Giriş ekserjisi (kW)	Çıkış ekserjisi (kW)	Yakıt ekserjisi (kW)	Ürün ekserjisi (kW)	Yıkım ekserjisi (kW)	Ekserji verimi	Ekserji yıkım oranı	Ekserji iyileştirme potansiyeli (kW)
Kompresör	2251	1893	2251	1,893	358	0.841	0.185	56.9
Yanma odası	6356	5192	6356	5192	1164	0.817	0.602	213.3
Gaz türbini	5192	5038	2427	2274	154	0.970	0.079	4.5
Güç türbini	2890	2633	1552	1295	257	0.911	0.133	22.9
Motor	4555	1295	4555	1295	3260	0.284		

Şekil 3.27’de turboprop motor ve elemanlarının 552 Nm tork çalıştırmasında ekserji verimleri gösterilmektedir. Kompresör veriminin %84 oranına gerilediği, gaz türbin veriminin %97 değerinde kaldığı görülmüştür. Motor ekserji verimi artan çalışma tork değeri ile yükselmesini sürdürerek %28.4 değerine ulaşmıştır.



Şekil 3.27. Turboprop motor ve ana elemanlarının ekserji verimleri (552 Nm)

Test 5

Turboprop motorun test odasında 580 Nm tork değerinde çalıştırılması durumunda elde edilen termodinamik ve ekserji parametreleri Çizelge 3.18 ve 3.19’da sunulmaktadır. Bu tork değeri motorun maksimum çalışması durumuna karşı gelmektedir. Kompresör çıkış basıncı 1619 kPa değerinde hesaplanmıştır. Yanma odası ekserji yıkımı 1204 kW değerinde ve ekserji verimi %82 olarak hesaplanmıştır.

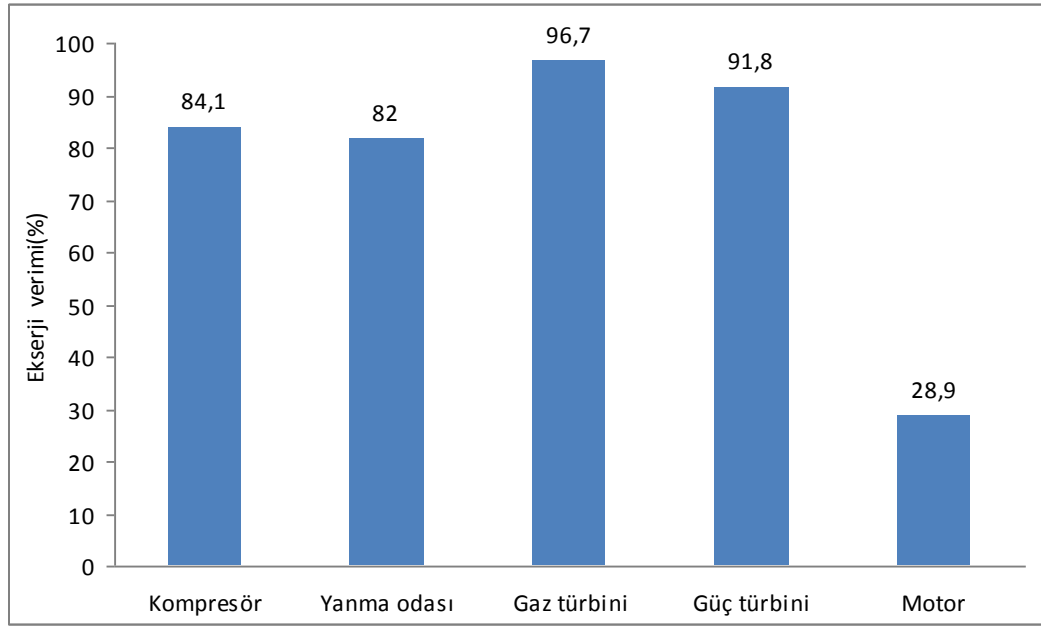
Çizelge 3.18. Turboprop motor termodinamik parametreleri (580 Nm)

İstasyon No	İstasyon adı	Hava debisi (kg/sn)	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)	Enerji (kW)	Ekserji (kW)
0	Hava	4.616	281	92.4	0	0
2	Kompresör girişi	4.616	281	92	0.00	0
B	Soğutma basınçlandırma havası	0.230	730	1619	116	98
3	Yanma odası girişi	4.390	730	1619	2226	1871
3f	Yakıt	0.104	281	2500	4501	4805
4.1	Gaz türbin girişi	4.490	1602	1565	7278	5472
4.5	Güç türbin girişi	4.690	1152	342	4886	3058
8	Güç türbin çıkışı	4.690	867	97.7	3175	1419

Çizelge 3.19. Turboprop motor ekserji parametreleri (580 Nm)

Motor elemanları	Giriş ekserjisi (kW)	Çıkış ekserjisi (kW)	Yakıt ekserjisi (kW)	Ürün ekserjisi (kW)	Yıkım ekserjisi (kW)	Ekserji verimi	Ekserji yıkım oranı	Ekserji iyileştirme potansiyeli (kW)
Kompresör	2342	1969	2342	1969	373	0.841	0.186	59.4
Yanma odası	6676	5472	6676	5472	1204	0.820	0.601	217.3
Gaz türbini	5472	5293	2544	2365	179	0.967	0.089	5.9
Güç türbini	3058	2809	1639	1390	249	0.918	0.124	20.3
Motor	4805	1390	4805	1390	3415	0.289		

Şekil 3.28’de turboprop motor ve ana elemanlarının 580 Nm tork çalıştırmasında ekserji verimleri gösterilmektedir. Yanma odası veriminin %82 değerine yükselmiştir. Motor ekserji verimi artan tork değeri ile çok düşük bir artış göstererek %28.9 değerine ulaşmıştır.



Şekil 3.28. Turboprop motor ve ana elemanlarının ekserji verimleri (580 Nm)

Test 6

Turboprop motorun test odasında 630 Nm tork değerinde çalıştırılması durumunda elde edilen termodinamik ve ekserji parametreleri Çizelge 3.20 ve 3.21’de sunulmaktadır. Bu tork değeri motorun maksimum çalışması durumunun %10 kadar üstündedir ve normal uçuş koşullarında motor bu değerde çalıştırılmaz. Kompresör çıkış basıncı 1668 kPa, yanma odası çıkış sıcaklığı 1631 K değerlerinde hesaplanmıştır. En düşük ekserji yıkımı %7.9 ile gaz türbininde olduğu görülmüştür.

Çizelge 3.20. Turboprop motor termodinamik parametreleri (630 Nm)

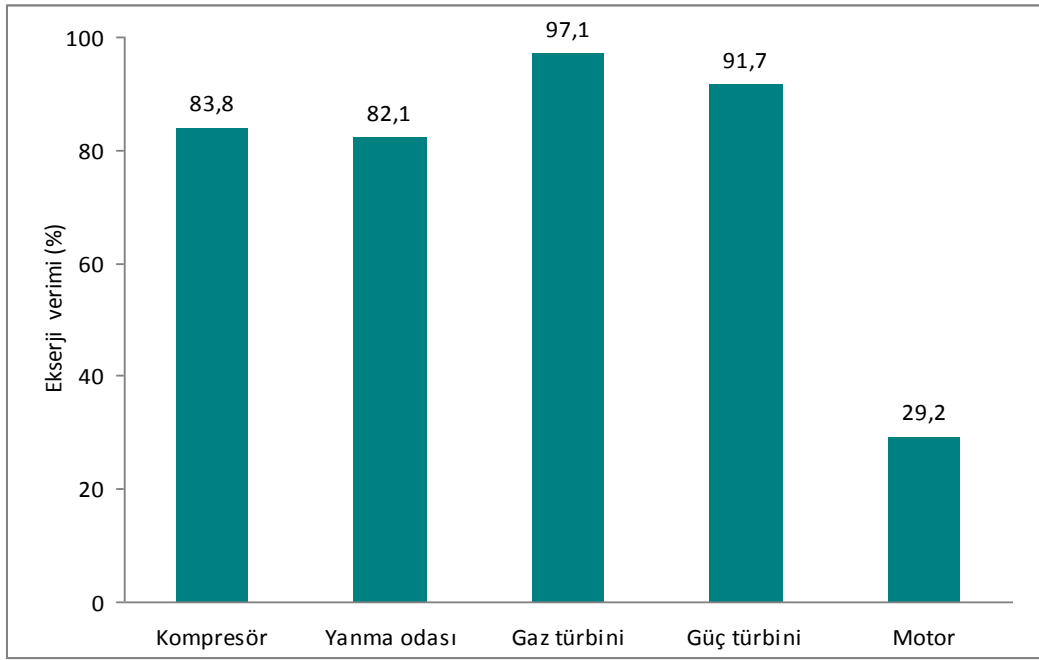
İstasyon No	İstasyon adı	Hava debisi (kg/sn)	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)	Enerji (kW)	Ekserji (kW)
0	Hava	4.713	281	92.4	0	0
2	Kompresör girişi	4.713	281	91	0.00	0
B	Soğutma basınçlandırma havası	0.235	740	1668	122	102
3	Yanma odası girişi	4.480	740	1668	2328	1952
3f	Yakıt	0.109	281	2500	4731	5051
4.1	Gaz türbin girişi	4.590	1631	1613	7622	5749
4.5	Güç türbin girişi	4.800	1175	353	5159	3251
8	Güç türbin çıkışı	4.800	880	97.9	3336	1505

Çizelge 3.21. Turboprop motor ekserji parametreleri (630 Nm)

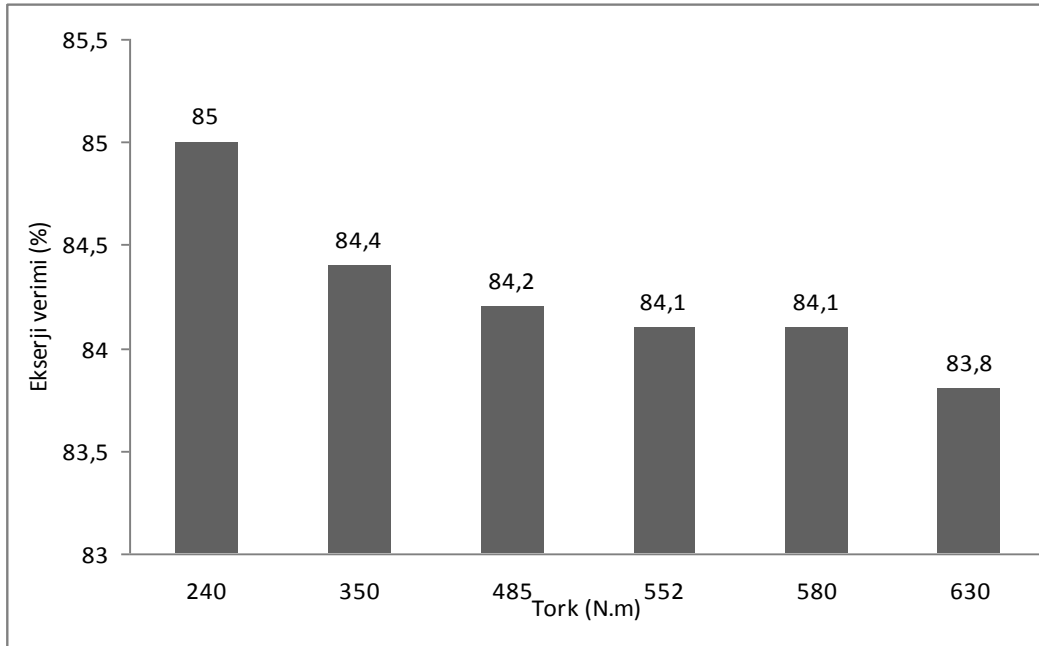
Motor elemanları	Giriş ekserjisi (kW)	Çıkış ekserjisi (kW)	Yakıt ekserjisi (kW)	Ürün ekserjisi (kW)	Yıkım ekserjisi (kW)	Ekserji verimi	Ekserji yıkım oranı	Ekserji iyileştirme potansiyeli (kW)
Kompresör	2450	2054	2450	2054	396	0.838	0.190	64.0
Yanma odası	7003	5749	7003	5749	1254	0.821	0.601	224.5
Gaz türbini	5749	5583	2640	2475	166	0.971	0.079	4.8
Güç türbini	3251	2981	1746	1476	270	0.917	0.130	22.5
Motor	5051	1476	5051	1476	3575	0.292		

Şekil 3.29’da turboprop motor ve ana elemanlarının 630 Nm tork çalıştırmasında ekserji verimleri gösterilmektedir. Motor ekserji verimi artan tork değeri ile çok düşük bir artış göstererek %29.2 değerine ulaşmıştır.

Şekil 3.30’da kompresörün bütün test çalıştırmalarında hesaplanan ekserji verimleri gösterilmektedir. Ekserji veriminin artan tork değerleriyle hafifçe gerilediği belirlenmiştir.

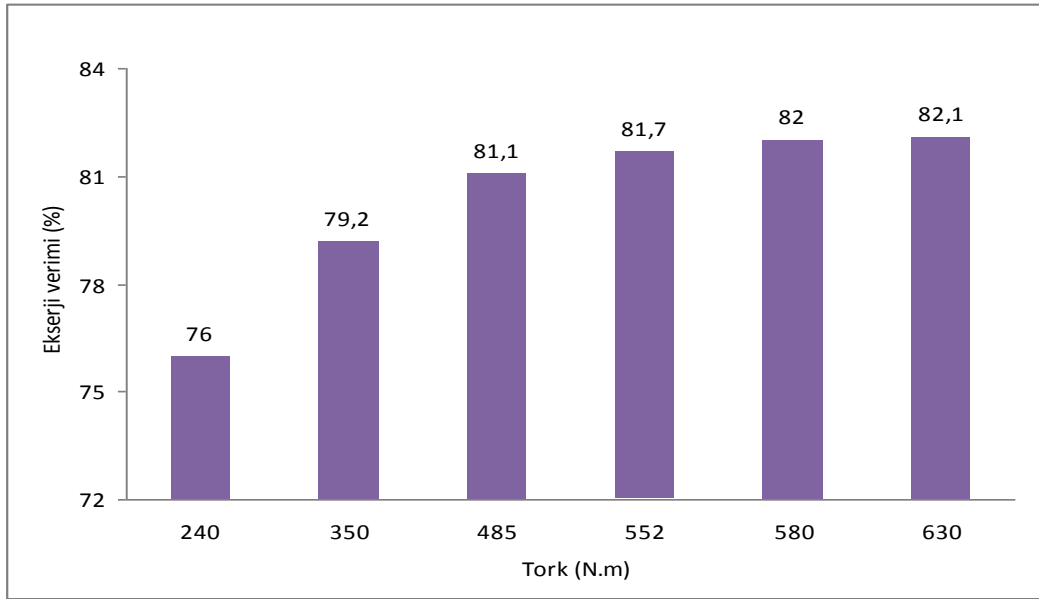


Şekil 3.29. Turboprop motor ve ana elemanlarının ekserji verimleri (630 Nm)



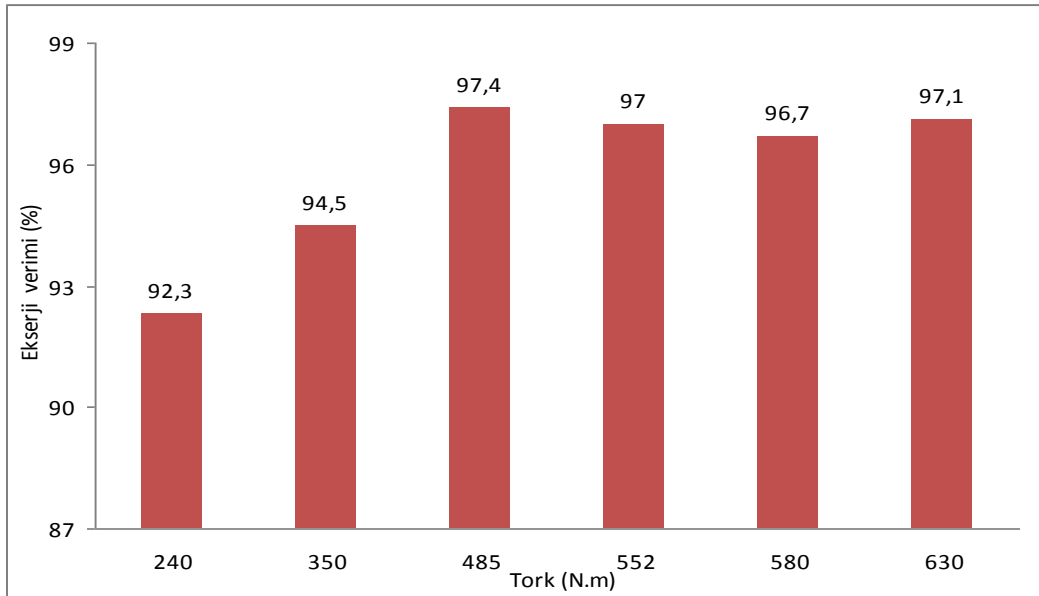
Şekil 3.30. Turboprop motor kompresörü dinamik ekserji verimleri

Şekil 3.31’de görüldüğü gibi yanma odası ekserji verimi artan çalıştırma torklarıyla yükselmektedir.



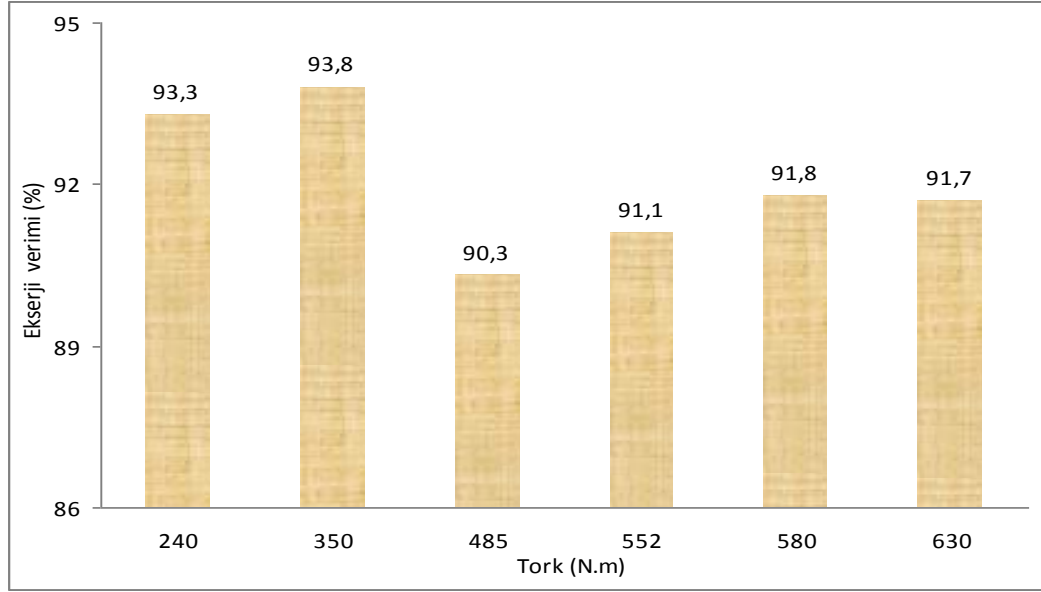
Şekil 3.31. Turboprop motor yanma odası dinamik ekserji verimleri

En yüksek ekserji verimi 485 Nm tork çalıştırmasında kaydedilmiştir. Motorun artan güç ihtiyacını (tork) karşılamak için yanma odasında daha fazla yakıt ve hava yakılır ve bunun sonucunda gaz türbini akış parametreleri yükselmektedir.

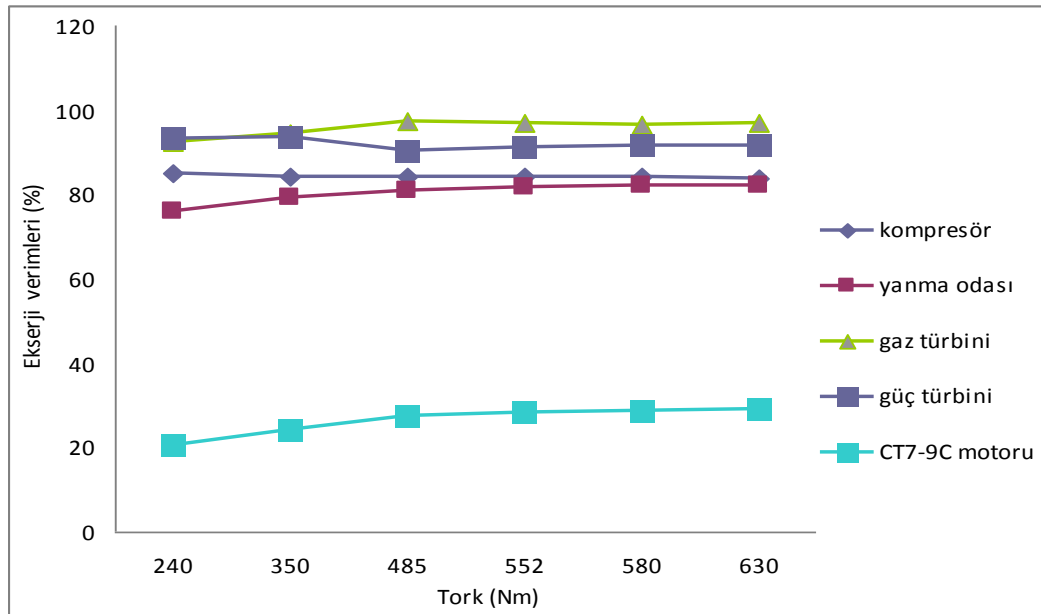


Şekil 3.32. Turboprop motor gaz türbini dinamik ekserji verimleri

Güç türbininin düşük tork çalıştırmalarında daha yüksek ekserji verimine sahip olduğu gözlenmiştir. Tüm farklı tork çalıştırmalarında güç türbin devri aynı değerdedir (2200 rpm) fakat artan tork ve güç türbin işiyle verimde bir miktar gerileme olmuştur. Şekil 3.34’de turboprop motor ve ana elemanlarının ekserji verimlerinin çalıştırma torklarıyla değişimi verilmiştir.

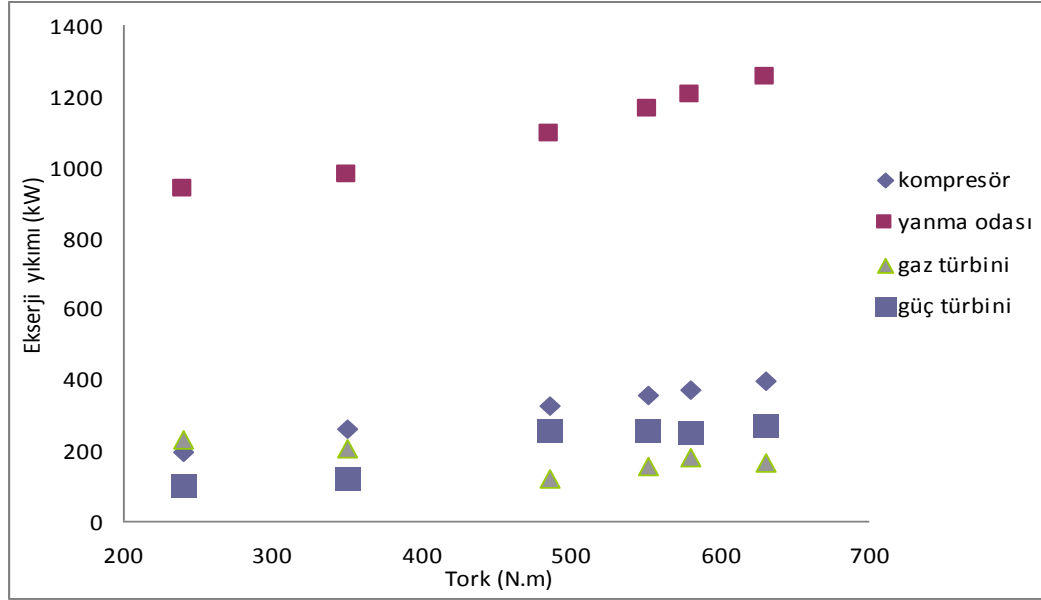


Şekil 3.33. Turboprop motor güç türbini dinamik ekserji verimleri

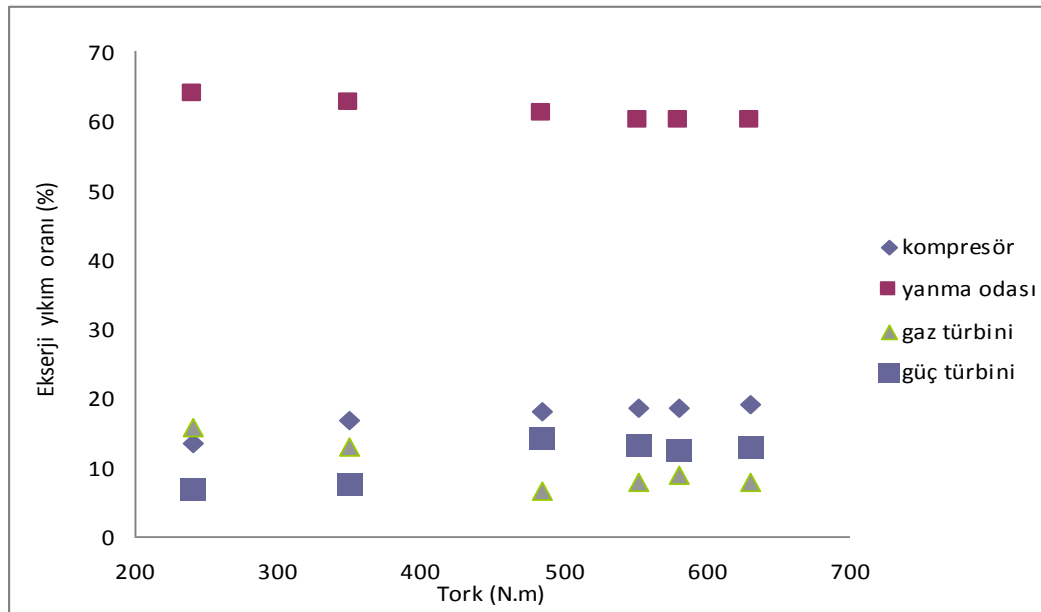


Şekil 3.34. Turboprop motor ve ana elemanlarının dinamik ekserji verimleri

Turboprop motor ve ana elemanlarının farklı tork çalıştırmalarında ekserji yıkımlarının değişimleri Şekil 3.35’de görülmektedir. Artan torkla ekserji yıkımları olağan olarak artmaktadır. Ekserji yıkım oranlarının torkla değişimleri ise Şekil 3.36’da verilmiştir.

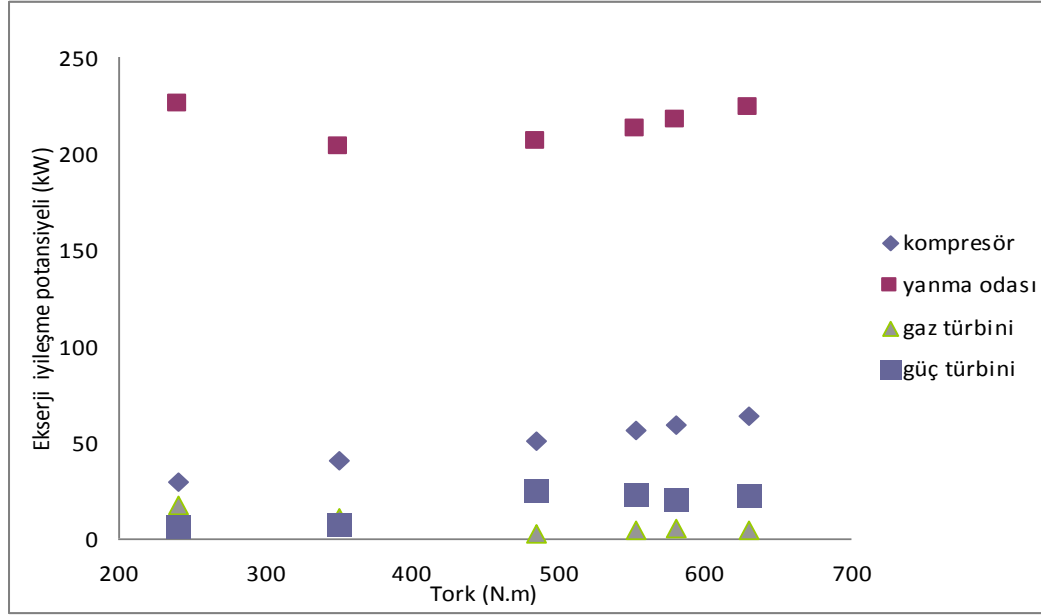


Şekil 3.35. Turboprop motor ana elemanlarının dinamik ekserji yıkımları

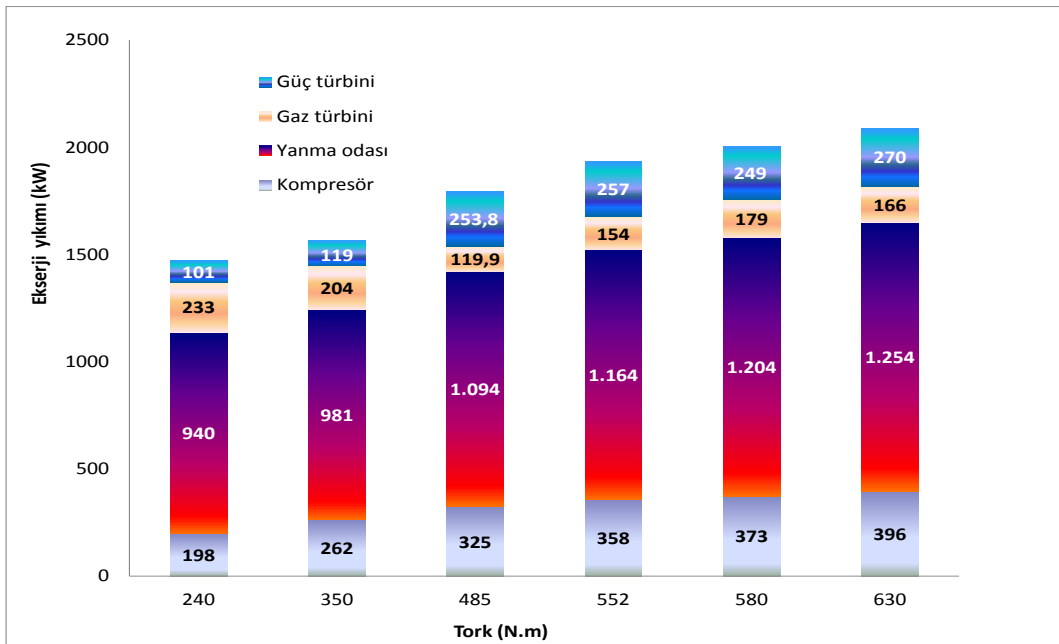


Şekil 3.36. Turboprop motor ana elemanlarının dinamik ekserji yıkım oranları

Turboprop motor ve ana elemanlarının farklı tork çalıştırmalarında hesaplanan ekserji iyileştirme potansiyelleri Şekil 3.37’de sunulmaktadır. Yanma odası ekserji iyileşme potansiyelinin başlangıçta azaldığı daha sonra arttığı görülmektedir. Gaz türbini iyileştirme potansiyeli artan tork değeriyle azalmaktadır. Şekil 3.38’de turboprop elemanları ekserji yıkımları verilmiştir.

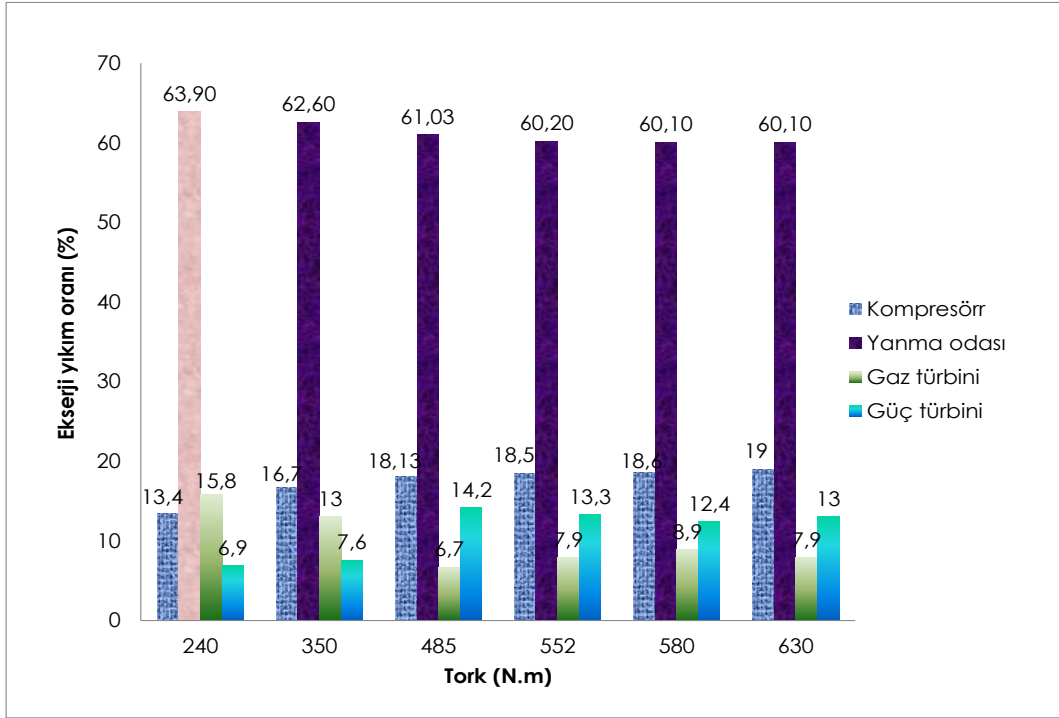


Şekil 3.37. Turboprop motor ana elemanlarının dinamik ekserji iyileştirme potansiyelleri

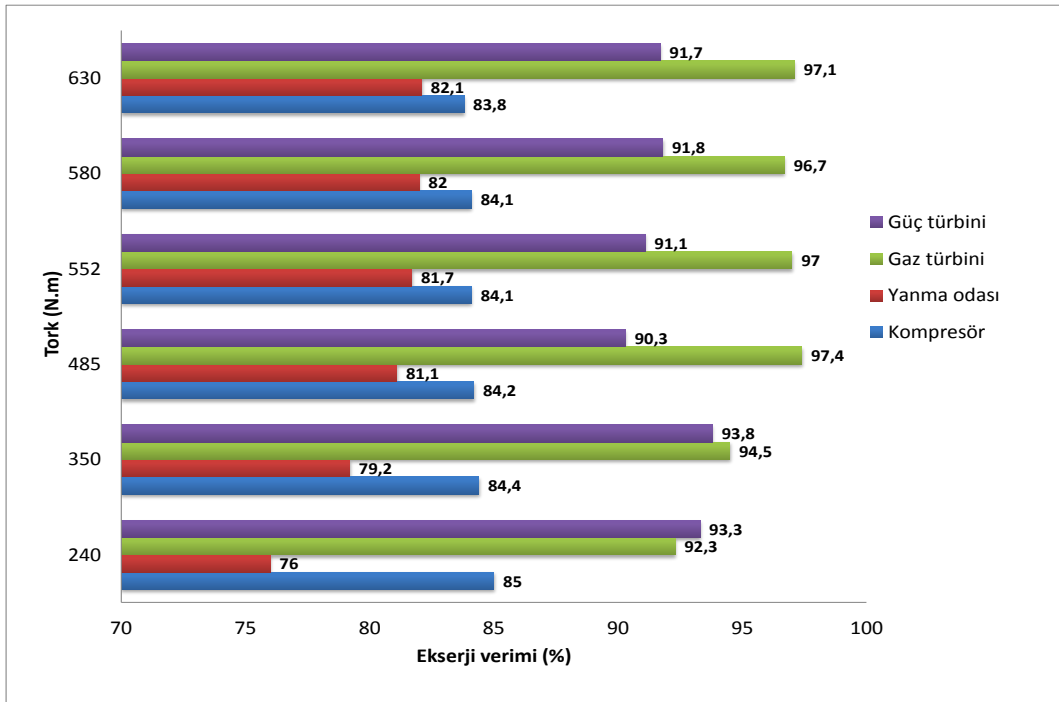


Şekil 3.38. Turboprop motor ana elemanlarının çalışma torklarındaki ekserji yıkımları

Yanma odası ve gaz türbini ekserji yıkım oranları artan torkla azalırken kompresör ekserji yıkım oranı artmaktadır.Şekil 3.40’da tüm çalıştırma torkları için turboprop motor elemanlarının ekserji verimleri tek bir grafikte sunulmuştur.

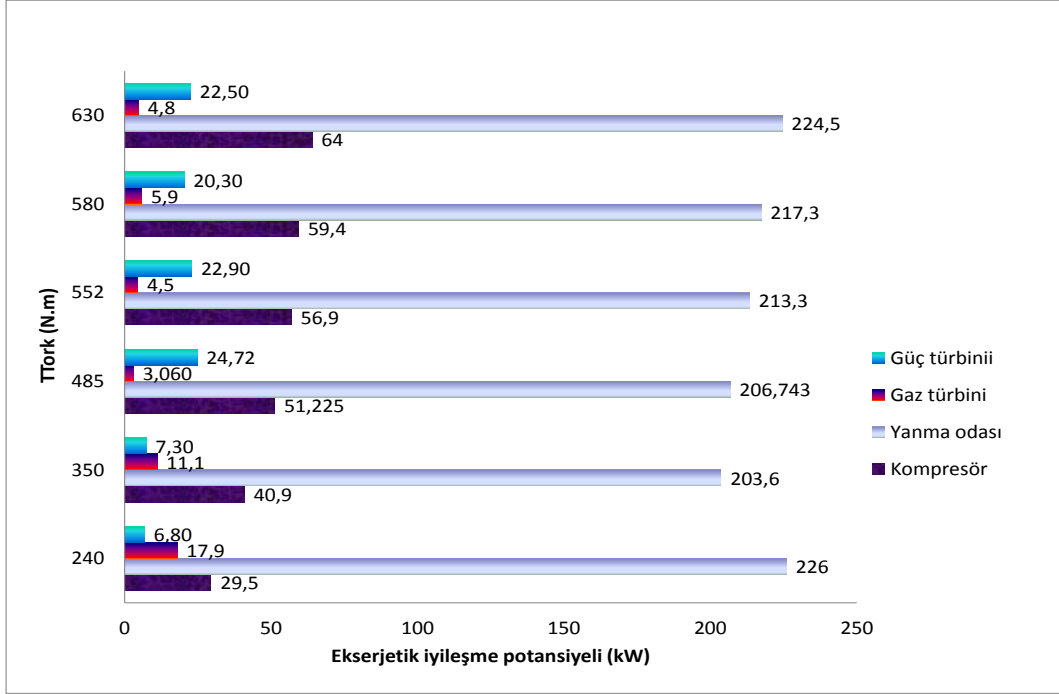


Şekil 3.39. Turboprop motor ana elemanlarının her bir çalıştırma torku için ekserji yıkım oranları

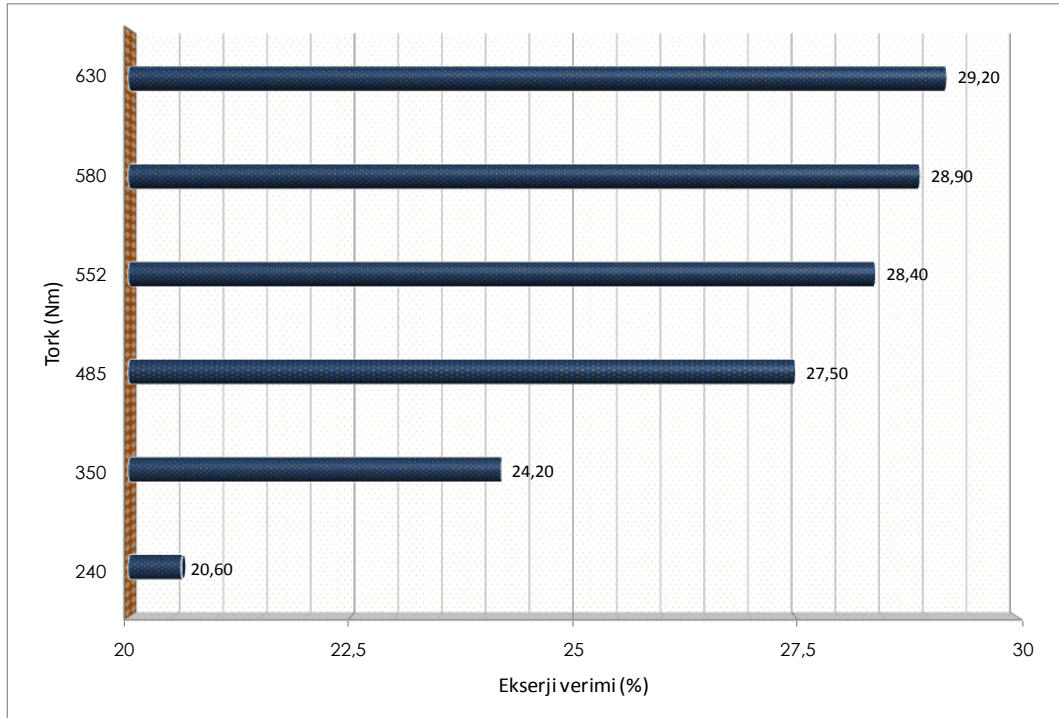


Şekil 3.40. Turboprop motor ana elemanlarının çalıştırma torklarındaki ekserji verimleri

Turboprop motor ekserji elemanlarının iyileşme potansiyeli beklenildiği gibi yüksek torklarda daha yüksek değerlerdedir.

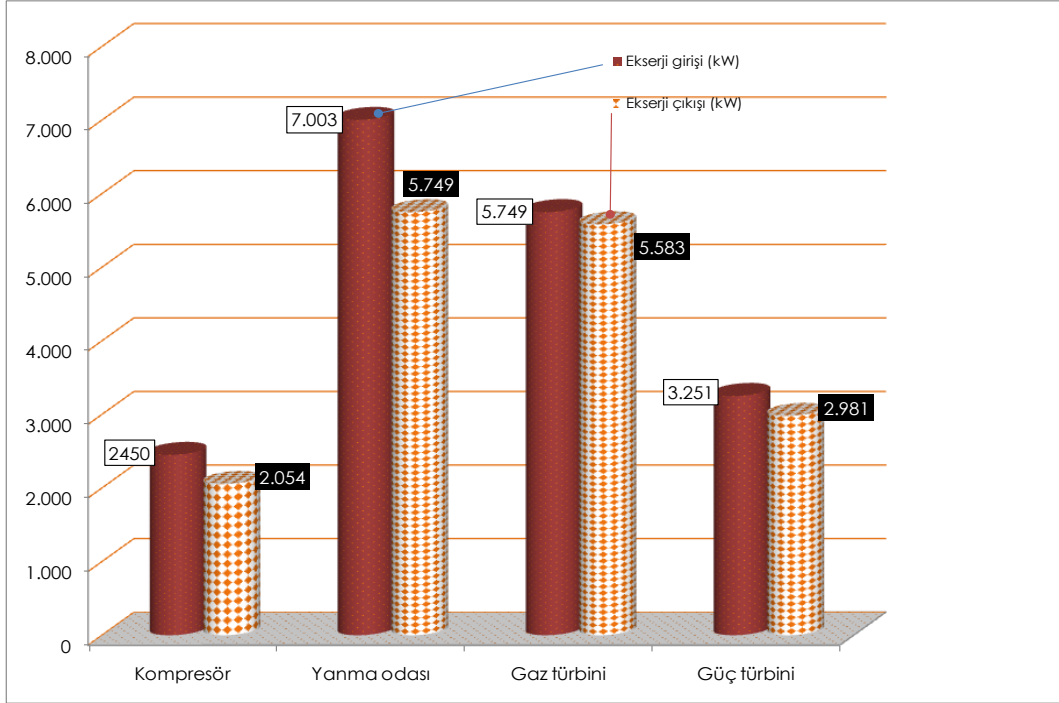


Şekil 3.41. Turboprop motor ana elemanlarının çalıştırma torklarındaki ekserji iyileşme potansiyelleri

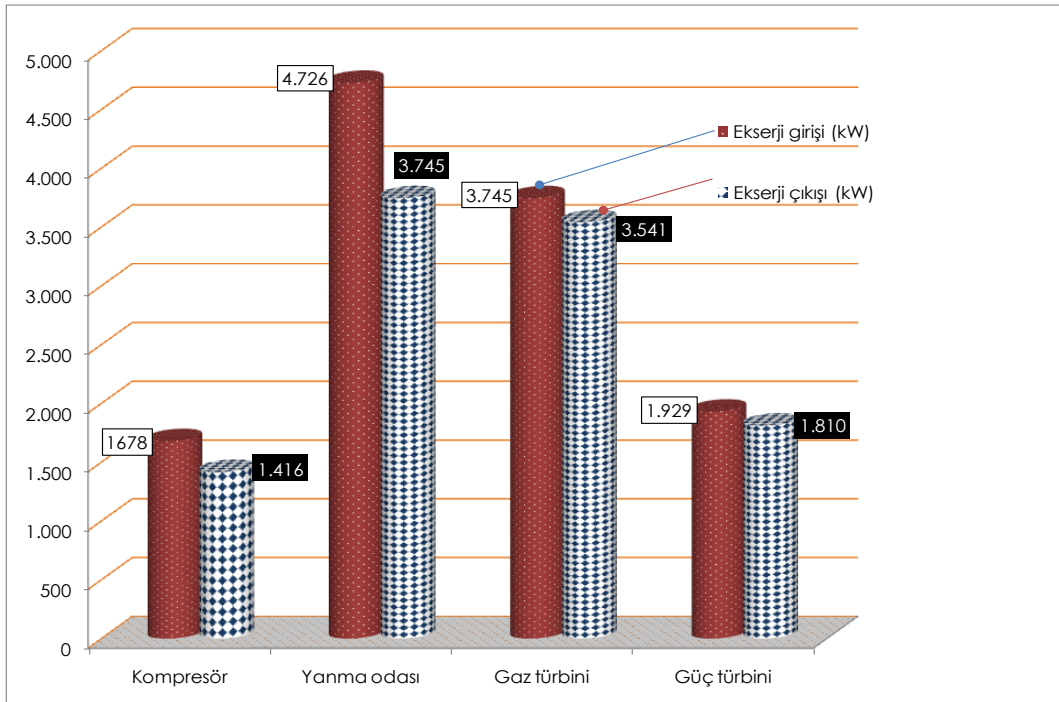


Şekil 3.42. Turboprop motorun çalıştırma torklarındaki ekserji verimleri

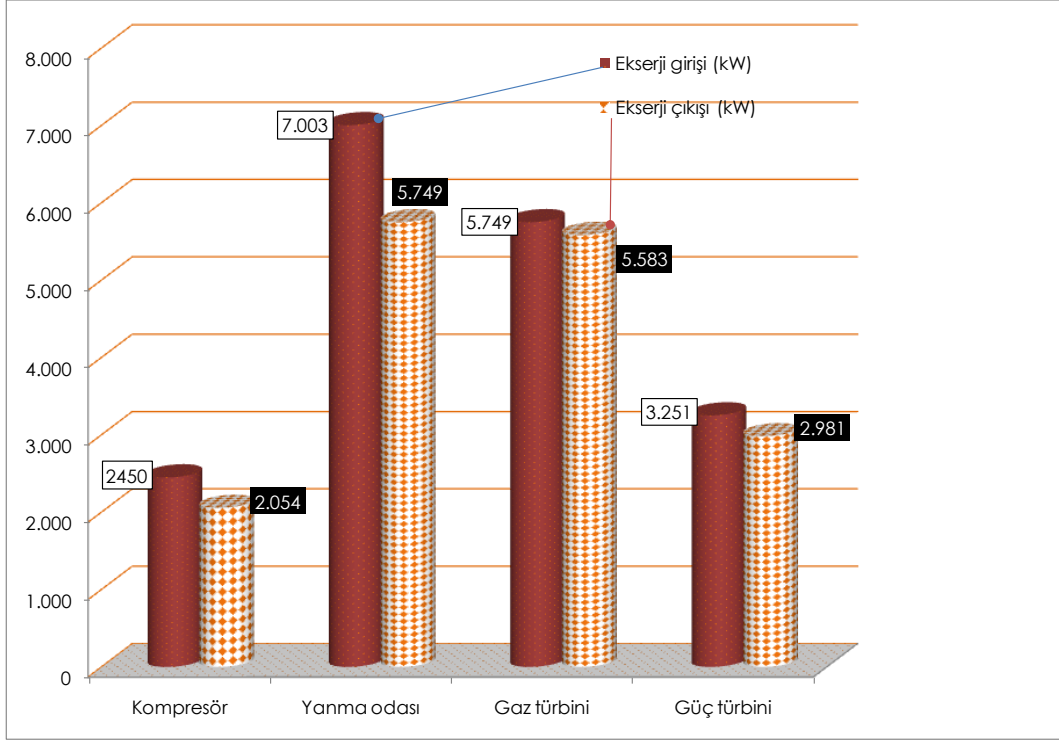
Şekil 3.43, 44 ve 45'te 340, 350 ve 630 Nm tork çalıştırmaları için motor elemanlarının giriş ve çıkış ekserjileri gösterilmiştir.



Şekil 3.43. Turboprop motor elemanlarının 240 Nm tork çalıştırmasındaki ekserji giriş ve çıkışları



Şekil 3.44. Turboprop motor elemanlarının 350 Nm tork çalıştırmasındaki ekserji giriş ve çıkışları



Şekil 3.45. Turboprop motor elemanlarının 630 Nm tork çalıştırmasındaki ekserji giriş ve çıkışları

Turboprop motor ekserji parametreleri ve karşılaştırmaları Çizelge 3.10 - 3.21 arasında ve Şekil 3.24 - 3.45 arasında verilmiştir. Turboprop motor ekserji verimlerinin artan çalıştırma torklarıyla iyileştiği görülmüştür. Turboprop motoru 240, 350, 485, 552, 580 ve 630 Nm tork çalıştırmalarında ekserji verimleri sırasıyla %20.6, %24.2, %27.5, %28.4, %28.9 ve %29.2 değerlerinde hesaplanmıştır.

En düşük ekserji verimi ve en yüksek ekserji yıkımı yanma odasında meydana gelmiştir. 240 Nm tork çalıştırmasında yanma odasının ekserji verimi %76 ve ekserji yıkımı 940 kW, 630 Nm tork çalıştırmasında ise sırasıyla %82.1 ve 1254 kW değerlerinde elde edilmiştir.

Bu sonuçlar dinamik analizi gerçekleştirilen turboprop motorunun yüksek tork çalıştırmalarında daha verimli olduğunu göstermiştir.

BÖLÜM 4

TİCARİ YOLCU UÇAĞININ KISA, ORTA VE UZUN MENZİL UÇUŞ ANALİZLERİ

Bu bölümde orta gövdeli bir ticari yolcu uçağının kısa, orta ve uzun mesafelerde taşınan paralı ağırlıkların fonksiyonuyla uçuş analizleri gerçekleştirilmiştir. Bu amaçla havayolu taşımacılığında en yaygın kullanılan uçak modellerinden biri olan B737-400 yolcu uçağı seçilmiştir. Hesaplamalarda kısa menzilli bir uçuş hattı için Eskişehir-İstanbul, orta menzilli bir uçuş hattı için Trabzon-İstanbul ve uzun menzilli bir uçuş hattı için Ankara-Londra hatları referans olarak seçilmiştir. Bu üç hat için 25 yolcuya karşı gelen paralı ağırlıktan itibaren artan paralı ağırlıklarla analizler yapılarak yakıt tüketimi, uçuş süresi, uçağa yüklenen yakıt gibi uçuş verileri hesaplanmış ve sonuçlar grafik ve tablolar halinde sunulmuştur. Uçuş analizlerinde uçağın kalkış ağırlığı, taşınan paralı ağırlık, iniş ağırlığı, uçuş süresi, mesafe yakıt tüketimi (YT/Menzil), yükselme yer mesafesi, seyrüsefer mesafesi, iniş yer mesafesi, yakıt tüketimi gibi genel parametrelerin yanı sıra aşağıda açıklanan yeni bazı parametreler ilk kez bu tezde geliştirilmiştir;

- ✓ birim yük birim mesafe yakıt tüketimi (H_{myt} (YT/PA/Menzil), (kg/kg/km)),
- ✓ uçak iniş ağırlığının kalkış ağırlığına oranı (H_{iko} (UIA/UKA))
- ✓ uçuş yakıt tüketimi oranı (H_{uyto} (1-UIA/UKA)),
- ✓ yükselme birim mesafe yakıt tüketimi (H_{myt} (YYT/YM, (kg/km)),
- ✓ seyrüsefer birim mesafe yakıt tüketimi (H_{smyt} (SYT/SM), (kg/km)),
- ✓ iniş birim mesafe yakıt tüketimi (H_{imyt} (İYT/İM), (kg/km)),
- ✓ yükselme yakıt tüketim oranı (H_{yyto} (YYT/YT)),
- ✓ seyrüsefer yakıt tüketim oranı (H_{syto} (SYT/YT))
- ✓ iniş yakıt tüketim oranı (H_{ityto} (İYT/YT))

Bunlara ilave olarak B737-400 uçağının menzil-paralı ağırlık değişim grafiği uçağın karakteristik ağırlıkları ve hesaplanan uçuş parametreleri yardımıyla çizilmiştir. Bu grafik uçak için karakteristik bir grafiktir ve uçağın

belirli bir paralı ağırlıkla ne kadar uçuş menziline ulaşabileceğini gösteren yararlı bir işletim bilgisini sunmaktadır (Aydın 1995).

4.1. B737-400 Teknik Bilgileri

Boeing 737 uçağı kısa-orta mesafe uçuşlar için tasarlanmıştır. İlk tasarım çalışmaları 1964 yılında başlamış ve ilk versiyonu olan 737-100'un ilk uçuşu Nisan 1967 tarihinde gerçekleşmiştir. 737-100 uçağından toplam 30 adet üretilmiştir. Ağustos 1967'de uçak boyu uzatılarak yolcu kapasitesi arttırılarak 737-200 modelinin ilk uçuşu gerçekleşmiştir. 1968 yılında ters tepki sistemi geliştirilerek uygulamaya konulmuştur. Flap ve slat'ların üzerindeki hava akışının iyileştirilmesi ve yeni motor gövde/kanat bağlantılarının geliştirilmesiyle sürtünmeyle ilgili sorunlar giderilmiştir. Flap sistemindeki iyileştirmeye kalkış ve iniş limitleri arttırılarak uçağın paralı ağırlık- menzil değişimi ve kısa pistlere iniş performansı iyileştirilmiştir. 1971 yılında daha güçlü motor seçimi ve arttırılan yakıt kapasitesiyle paralı ağırlık menzil kapasitesi % 15 oranında arttırılmıştır. 1988 yılında üretim durdurulana değin toplam 1114 B737-200 uçağı üretildi.



Şekil 4.1. B737 ticari yolcu uçağı

B737-300 ile kapasite ve menzili arttırılmış ve birtakım ilave iyileştirmeleri de uygulamaya konmuştur. İlk uçuş 1984 yılında gerçekleşmiştir. Yeni seri CFM56 turbofan motorlarıyla önemli yakıt ekonomisi ve gürültü seviyesinde azalma sağlanmıştır. Kanat üzerinde tasarım değişiklikleriyle aerodinamik özellikleri iyileştirilmiştir. Kanat ucu 9 in (23 cm) daha uzatılmış, firar kenarı slotları ve hücum kenarı flapları ayarlanmıştır. Kokpit avionik sistemi

EFIS (elektronik uçuş gösterge sistemi) ile geliştirilmiştir. 1999 yılında üretimden kaldırılncaya değin 1000'in üzerinde B737-300 üretilmiştir (Boeing 737, wikipedia).

B 737-400 tasarımı 1985 yılında başlatıldı. 737-300 gövdesi 10 ft (3.45 m) daha uzatılarak yolcu kapasitesi 168'e kadar arttırılmıştır. Kalkışta kuyruk sürtmelerini önlemek için kuyruk tamponu eklenmiş ve kanat ana girişleri uzatılmıştır. Standart donanım olarak elektronik gösterge cihazlarıyla donatılmıştır. İlk uçuş 19 Şubat 1988 tarihinde gerçekleştirildi.

Kullanıcı istekleri sonucunda B737-500 uçağı, B737-200'lerin yerini almak üzere geliştirildi ve ilk uçuşu 1989 yılında gerçekleştirildi. 737 klasik serinin yeniliklerini içermiş ve daha az yolcu ile daha uzun mesafelere ulaşılması sağlanmıştır. B737-500 uçağı 132 yolcu kapasitesinde ve mekanik ve elektronik kokpit düzenlemelerine sahip versiyonları bulunmaktadır. CFM56-3 motoru kullanımıyla yakıt tüketiminde eski versiyon motorlara göre %25 oranında düşme sağlanmıştır. Ek 7'de B737-300/400/500 serisi uçaklara ait teknik bilgiler verilmiştir.

B737-600 versiyonu yeni jenerasyon ürünü olarak B737-500'ün yerini almak üzere geliştirildi. -600/700/800/900 serilerinin tanıtılmasından sonra, -300/400/ 500 serileri 737 klasik serileri olarak adlandırıldı.

Son yıllarda yakıt fiyatlarındaki aşırı yükselme sonrasında havayolu şirketlerinin 2000 yılında bilet fiyatının % 15'ine karşı gelen yakıt bedeline karşın 2008 yılında bu oran %40 oranına fırlamıştır. Bunun sonucunda havayolu şirketleri yakıt tüketimi yüksek olan klasik B737 serilerini kiralayarak filolarını küçültmüş ve daha ekonomik yeni nesil uçaklarla filolarını yenileme yoluna gitmişlerdir.

Yeni nesil B737-NG uçakları geliştirilmesi 1993 yılında başlatılmıştır. Yeni nesil 737 serileri, -600, -700, - 800, -900 uçaklarını içermektedir güç gurubu olarak daha sessiz ve daha yüksek yakıt ekonomisine sahip CFM56-7B motorları kullanılmıştır. Tüm bu yenilikler sayesinde 737 menzili 900 NM daha arttırılmış ve bu sayede de kıtalararası uçuşların yapılması mümkün olmuştur.

B737-900 ilk uçuşunu 2006 yılında tamamlamıştır. B737-900 en son konfigürasyon ve 737 serisinin en büyüğüdür. Arttırılmış menzil-yolcu

kapasitesiyle havayolu işletmecilerinin isteklerini karşılamak ve sektörde rakip uçaklarla rekabet edebilmek amacıyla üretilmiştir. İki sınıf konfigürasyonda 180 yolcu ve tek sınıf düzeninde 215 yolcu kapasitesine sahiptir.

4.2. Uçuş için gerekli yakıt miktar hesabı

Bütün uçaklar meteorolojik şartlar ve uçuşta beklenen gecikmeler dikkate alınarak uçuşun emniyetle tamamlanmasını sağlayacak yeterli miktarda yakıt ve yağ ikmali yapılmadıkça uçuşa başlayamaz. Ayrıca uçuşta olabilecek önceden tahmin edilmeyen durumları karşılamak üzere uçakta yedek yakıtta bulundurulur (Aydın 1995 ; Michel 1990).

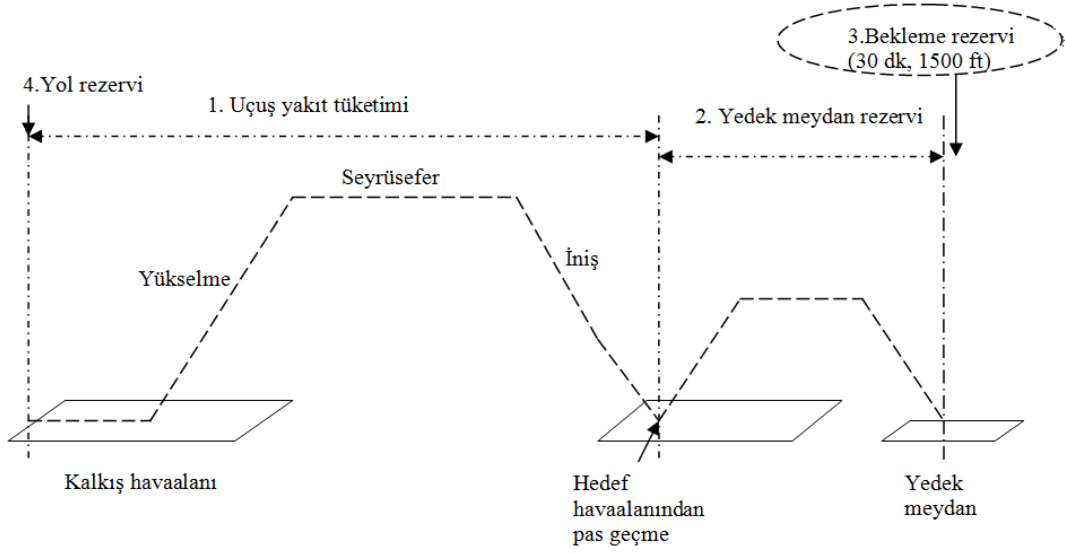
Türk Sivil Havacılık Mevzuatına göre jet motorlu uçaklar için gerekli yakıt miktarı hesabı aşağıdaki gibidir.

- (1) Yedek havaalanı gerekmediği hallerde; uçuşun planlandığı havaalanına uçmak ve inmek, buna ek olarak standart sıcaklık şartlarında iniş havaalanında 1500 ft yükseklikte 30 dk süre ile bekleme hızında uçmak için yetecek kadar yakıt.
- (2) Yedek havaalanı gerektiği hallerde; uçuşun planlandığı havaalanına uçmak, iniş için yaklaşma yapmak, pas geçmek takiben uçuş planında belirtilen yedek havaalanına uçmak ek olarak standart ısı şartlarında yedek havaalanında 1500 ft yükseklikte 30 dk süre ile bekleme hızında uçmak, yaklaşma, iniş yapmak ve bunlara ek olarak uçuş şartlarındaki olası olumsuzluklarda değerlendirilerek yeterli miktarda ilave yakıtı içerecektir.

Bu açıklamalar ışığında belli bir uçuş rotası için kalkış sırasında uçakta bulunması gereken minimum yakıt miktarı (Q_t) aşağıdaki miktarların toplamına eşit olmalıdır ;

1. Uçuş yakıt tüketimi (Y.T.)
2. Yedek havaalanı rezervi (Y.M.R.)
3. Yol rezervi (Y.R.=0.5 x Y.T.)
4. Bekleme rezervi (B.R.)

$$Q_t = Y.T. + Y.R. + Y.M.R. + B.R. \quad (4.1)$$



Şekil 4.2. Uçuş için gerekli yakıt miktarı (Aydın 1995)

Uçuş yakıt tüketimi (Y.T.) ,uçanın kalkış pistinde ilerlemeye başlamasından itibaren yükselme, seyrüsefer ve iniş sonrası varış pistinde motorlar susturuluncaya kadar harcanan yakıttır.

Yedek havaalanı rezervi, (Y.M.R) varış havaalanına iniş gerçekleştirilemediği durumlarda belirlenen alternatif bir havaalanına ulaşmak için gerekli yakıt miktarıdır.

Yol rezervi (Y.R.), uçuş koşullarındaki oluşabilecek negatif etkilerden dolayı uçağın fazla yakıt tüketebileceği göz önüne alınarak uçağa yüklenecek yakıt tüketiminin % 5 oranında ilave yakıt miktarıdır.

Bekleme rezervi (B.R.), iniş pistinde hava trafiğinin yoğun olması durumları göz önüne alınarak 1500 ft irtifada bekleme hızında 30 dk beklemeye yetecek yakıt miktarıdır.

Uçağa yüklenecek minimum yakıt ağırlığı yukarıda açıklanan yakıtlar toplamına uçağın pist başına gelene değin tüketileceği yakıtın eklenmesiyle hesaplanır.

4.3. Yolcu uçağının Eskişehir-İstanbul uçuş analizi

B737-400 yolcu uçağının kısa mesafe uçuş analizini gerçekleştirmek amacıyla Eskişehir-İstanbul (Atatürk havaalanı) hattı seçilmiş, taşınan paralı ağırlığın fonksiyonuyla uçuş işletme parametreleri performans eğrilerinden yararlanarak belirlenmiştir. Çizelge 4.1’de B737-400 uçağına ait karakteristik ağırlıklar, Eskişehir-İstanbul uçuş hattına yönelik bilgiler ve uçuş verileri listelenmiştir. Bu veriler kullanılarak uçağın apronda çalışması, yükselmesi, seyrüsefer uçuşu, iniş ve pist üzerindeki hareketleri dahil olmak üzere uçuş süreleri ve yakıt tüketimleri Ek 2, 3 ve 4’te verilen B737-400 uçağına ait performans verileri ve eğrileri kullanılarak hesaplanmıştır. Hesaplama aşamasında öncelikle uçak iniş ağırlığı bulunmuş ve bu ağırlık kullanılarak Ek 4’den iniş verileri hesaplanmıştır, daha sonra Ek 3’e göre seyrüsefer verileri ve Ek 2’ye göre yükselme verileri hesaplanmıştır. Performans eğri ve tablolarında ağırlıklar lb olarak verildiği için hesaplamalar kg ve lb cinsinden ifade edilmiştir.

Çizelge 4.1’de B737-400’ün Eskişehir-İstanbul hattına yönelik uçak ve uçuşa ait kabuller sunulmaktadır.

Çizelge 4.1. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul seçilen uçuş verileri

MTOW	68040 kg	Yol rezervi	90 kg
MLW	56172 kg	Bekleme rezervi	1180 kg
MZFW	53070 kg	Yedek meydan rezervi	1810 kg
DOW	34430 kg	IFR prosedürü	6 dk ve 170 kg
Paralı ağırlık	2265 kg- 18660 kg	Taksi yakıtı	114 kg
Uçuş seviyesi	FL 310	Mesafe	352 km
Sıcaklık	ISA	Yükselme	280 kt/0.74
Rüzgar	İniş 10 kt karşı	Seyrüsefer Mach sayısı	0.78
Uçak motoru	CFM 56-3B-2	İniş	250 kt/0.74

Paragraf 4.3.1’den itibaren taşınan paralı ağırlığın fonksiyonuyla yakıt tüketimleri ve diğer uçuş parametreleri hesaplanmaktadır.

Bu analiz için kritik olan değer uçağın iniş ağırlığının doğru olarak hesaplanmasıdır (İA). Taşınan paralı ağırlık (PA) ve uçakta iniş anında bulunan

yakıt ağırlığı bilindiğinde bu değerlere uçağın boş işletme ağırlığı (DOW) eklenerek uçağın iniş ağırlığı kolaylıkla hesaplanabilir. Bu açıdan uçağın hedef piste inişi gerçekleştirdiğinde taşıdığı yakıtın hesaplanması gereklidir. Havacılık kuralları gereği uçağın hedef piste vardığında (Q_i) gövdede bulunması gereken minimum yakıt (4.2) denkleminde hesaplanacaktır.

$$Q_i = Y.T. + Y.R.. + Y.M.R. + B.R. \quad (4.2)$$

4.3.1. 2265 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş

2265 kg paralı ağırlık taşınması yaklaşık olarak 25 yolcu ve yanlarında taşıdıkları bagaj ağırlıklarının toplamına karşı gelmektedir. Sivil hava taşımacılığında her bir yolcunun 75 kg olduğu ve 15 kg bagaj ağırlığının olduğu kabul edilir ve toplam paralı ağırlık yolcu sayısının 90 kg ile çarpılmasıyla elde edilir.

Uçağın Atatürk havaalanına inişte üzerinde bulunması gereken minimum yakıt miktarı, en az yol rezervi, bekleme rezervi ve yedek meydan rezervlerinin toplamı kadar olmalıdır (Aydın 1995). Uçağa Eskişehir’de gereğinden fazla yakıt ikmali yapılmadığı ve inişte uçakta gerekli minimum yakıt miktarı kadar yakıt bulunduğu kabul edilerek hesaplar yapılmıştır. Böylece fazla yakıt taşınması suretiyle yakıt tüketiminin artması da önlenecektir.

İniş verileri hesabı :

İstanbul Atatürk havaalanında iniş ağırlığı :

$$\begin{aligned} \text{İ.A.} &= 76000 + 5000 + 2600 + 4000 + 200 \\ &= 39770 \text{ kg (87800 lb)} \end{aligned}$$

Ek 4’de verilen iniş tablosunda .74M/250 KIAS iniş hızı için seyrüsefer irtifasının fonksiyonuyla iniş fazında yakıt tüketimi, iniş süresi ve inişte kat edilen mesafe değerleri yer almaktadır. Buna göre ;

FL 310, İ.A.: 87800 lb $\Rightarrow$

$$\text{İniş} = 20 \text{ dk} + 6 \text{ dk (prosedür)} = 26 \text{ dk}$$

$$\text{İniş yakıt tüketimi} = 1000 \text{ lb (620 lb + 380 lb)}$$

$$\text{İniş hava mesafesi} = 87 \text{ NM (161 km)}$$

İniş yer mesafesi aşağıda hesaplanmıştır,

İniş Yer Mesafesi/Yere göre hız = İniş Hava Mesafesi/Havaya göre hız

İniş Yer Mesafesi/(250 -10) = 87 /250

İniş yer mesafesi = 84 NM (156 km)

Buradan inişe başlangıç noktasından önceki mesafe (190 - 84 = 106 NM (196 km)) olarak hesaplanabilir.

Seyrüsefer verileri hesabı :

Seyrüsefer sonunda uçak ağırlığı ; 87800 + 1000 = 88 800 lb (40226 kg)

Ek 3’de Mach 0.78 uçuş hızı ve 31000 ft (9450 m) uçuş irtifasında seyrüsefer mesafesiyle uçak ağırlığının değişimi yani yakıt tüketimi değerleri verilmektedir. Performans tabloları uçak ve motorların sertifikasyonu aşamasında uçak üretildikten sonra binlerce saat süren uçuş ve yer testlerinde elde edilen verilerle hazırlanmaktadır.

Ek 4’de iniş verileri yer almaktadır. Seyrüsefer sonundaki uçak ağırlığı olan 88800 lb’ye karşı gelen değer 783 NM’dır. Seyrüsefer iniş başlangıcına değin olan 106 NM yükselme ve seyrüseferin toplamını içermektedir. Rüzgarsız durumda uçulduğundan hava ve yer mesafeleri birbirlerine eşittir.

Yükselme verileri hesabı :

Ek 2’de 280/0.74M uçuş hızı ve ISA şartlarında uçak ağırlığı ve yükselme irtifasının fonksiyonuyla yükselme süresi, yakıt tüketimi, mesafe ve uçak hız değerleri verilmektedir. Ek 2 çizelgesi kullanılarak aşağıdaki yükselme verileri bulunmuştur.

FL 310, Kalkış Ağırlığı 91000 lb (41220 kg)) ⇒

Yükselme süresi = 10 dk

Yükselme yakıt tüketimi = 860 kg (1900 lb)

Yükselme yer mesafesi = 51 NM (94 km)

Seyrüsefer yer mesafesi = 106 - 51 = 55 NM (102 km)

Seyrüsefer başlangıcında uçak ağırlığı hesabı;

Ek 3’de 838 NM (783 +55) için 89400 lb (40500kg) olarak bulundu.

Yolcu uçağının Eskişehir-İstanbul hattında 2265 kg paralı ağırlık taşıması durumu için yapılan uçuş analizi sonuçları aşağıda verilmiştir.

Uçak kalkış ağırlığı = 89400 + 1900 = 41360 kg (91300 lb)

$$\text{Seyrüsefer süresi} = 55/458 \times 60 = 7 \text{ dk}$$

$$\text{Toplam uçuş süresi} = 10 \text{ dk} + 7 \text{ dk} + 20 \text{ dk} + 6 \text{ dk} = 43 \text{ dk}$$

$$\text{Uçuş yakıt tüketimi} = 91300 - 87800 = 3500 \text{ lb (1585 kg)}$$

$$\begin{aligned} \text{Toplam yükl. yakıt} &= 3500 + 200 + 2600 + 4000 + 250 \\ &= 4780 \text{ kg (10550 lb)} \end{aligned}$$

Birim mesafe birim yük yakıt tüketimi (B.M.B.Y.Y.T.)

$$\begin{aligned} \text{B.M.B.Y.Y.T.} &= \text{yakıt tüketimi} / (\text{paralı ağırlık} \times \text{mesafe}) \\ &= 3500/5000/190 = 0.0037 \text{ lb/lb.NM (0.002 kg/kg/km)} \end{aligned}$$

Çizelge 4.2’de istatistiksel olarak hesaplanan birim yakıt tüketimiyle B737-400 uçak motorlarından çevreye atılan emisyonların miktarları verilmektedir (Ek 1).

Çizelge 4.2. B737-400 uçağı egzoz emisyonları (kg/LTO (IPCC 2006))

CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	NMVOC	SO ₂	LTO
2480	0.08	0.1	7.19	13.03	0.75	0.78	780

Çizelge 4.2’de verilen oranlar kullanılarak Eskişehir-İstanbul hattında uçuş sırasında çevreye atılan emisyonlar aşağıda hesaplanmıştır.:

Çizelge 4.3. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuş (2265 kg paralı ağırlık) emisyonları (kg) (IPCC 2006’dan türetili.)

CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	Y.T.
5372	0.174	0.218	15.67	28.4	1.7	1700

Çizelge 4.3’de görüldüğü gibi 25 yolcu taşınarak gerçekleştirilen Eskişehir-İstanbul uçuşunda atmosfere 5 ton’un üzerinde kardondioksit atılmaktadır. En düşük atılan emisyon ise 174 gr ile Metan gazıdır.

Not : Taksi yakıtı uçuş yakıt tüketimi içerisinde yer almaz fakat toplam yüklenen yakıt miktarında belirtilir.

4.3.2. 4530 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş

İniş verilerinin hesabı :

İstanbul Atatürk havaalanında iniş ağırlığı :

$$\text{İ.A.} = 42040 \text{ kg}$$

Ek 4'de yer alan iniş performans tablosundan (.74/250 KIAS iniş hızında) ;

FL 310, İ.A.= 42040 kg $\Rightarrow$

İniş süresi	= 26 dk
İniş yakıt tüketimi	= 453 kg
İniş hava mesafesi	= 166 km
İniş yer mesafesi	= 159 km

Çizelge 4.4. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul (4530 kg paralı ağırlık) uçuş verileri (Ek 2, 3 ve 4 çizelgeleri kullanılarak elde edildi)

Yükselme süresi	11 dk
Yükselme yakıt tüketimi	906 kg
Yükselme yer mesafesi	100 km
Seyrüsefer yer mesafesi	92 km
Uçak kalkış ağırlığı	43670 kg
Seyrüsefer süresi	7 dk
Toplam uçuş süresi	44 dk
Uçuş yakıt tüketimi	1630 kg
Toplam yüklenen yakıt	4825 kg
B.M.B.Y.Y.T.	0,001026 kg/kg/km

Çizelge 4.5. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuş (4530 kg paralı ağırlık) emisyonları (kg) (IPCC 2006'dan türetili.)

CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	Y.T.
5511	0.178	0.22	16.07	29.1	1.74	1744

4.3.3. 6795 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş

İniş verilerinin hesabı :

İstanbul Atatürk havaalanında iniş ağırlığı :

$$\text{İ.A.} = 44300 \text{ kg}$$

Ek 4’de verilen iniş performans tablosundan (.74/250 KIAS iniş hızında) ;

FL 310, İ.A.= 44300 kg $\Rightarrow$

İniş süresi	= 26 dk
İniş yakıt tüketimi	= 453 kg
İniş hava mesafesi	= 170 km
İniş yer mesafesi	= 163 km

Çizelge 4.6. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul (6795 kg paralı ağırlık) uçuş verileri (Ek 2, 3 ve 4 çizelgeleri kullanılarak elde edildi)

Yükselme süresi	11 dk
Yükselme yakıt tüketimi	974 kg
Yükselme yer mesafesi	107 km
Seyrüsefer yer mesafesi	81 km
Uçak kalkış ağırlığı	45980 kg
Seyrüsefer süresi	6 dk
Toplam uçuş süresi	43 dk
Uçuş yakıt tüketimi	1676 kg
Toplam yüklenen yakıt	4870 kg
B.M.B.Y.Y.T.	0,000702 kg/kg/km

Çizelge 4.7. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuş (6795 kg paralı ağırlık) emisyonları (kg)
(IPCC 2006’dan türetili.)

CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	Y.T.
5656	0.183	0.229	16.5	29.9	1.79	1790

4.3.4. 9060 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş

İniş verilerinin hesabı :

İstanbul Atatürk havaalanında iniş ağırlığı :

$$\text{İ.A.} = 46\,570 \text{ kg}$$

Ek 4’de verilen iniş performans tablosundan (.74/250 KIAS iniş hızında) ;

FL 310, İ.A. = 46 570 kg $\Rightarrow$

$$\text{İniş süresi} = 26 \text{ dk}$$

$$\text{İniş yakıt tüketimi} = 453 \text{ kg}$$

$$\text{İniş hava mesafesi} = 172 \text{ km}$$

$$\text{İniş yer mesafesi} = 165 \text{ km}$$

Çizelge 4.8. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul (9060 kg paralı ağırlık) uçuş verileri (Ek 2, 3 ve 4 çizelgeleri kullanılarak elde edildi)

Yükselme süresi	12 dk
Yükselme yakıt tüketimi	1033 kg
Yükselme yer mesafesi	115 km
Seyrüsefer yer mesafesi	72 km
Uçak kalkış ağırlığı	48267 kg
Seyrüsefer süresi	5 dk
Toplam uçuş süresi	43 dk
Uçuş yakıt tüketimi	1700 kg
Toplam yüklenen yakıt	4930 kg
B.M.B.Y.Y.T.	0,00054 kg/kg/km

Çizelge 4.9. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuş (9060 kg paralı ağırlık) emisyonları (kg)
(IPCC 2006’dan türetili.)

CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	Y.T.
5726	0.185	0.232	16.7	30.2	1.81	1812

4.3.5. 13590 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş

İniş verilerinin hesabı :

İstanbul Atatürk havaalanında iniş ağırlığı:

$$\text{İ.A.} = 51100 \text{ kg}$$

Ek 4’de yer alan iniş performans tablosundan (.74/250 KIAS iniş hızında) ;

FL 310, İ.A.= 51100 kg $\Rightarrow$

$$\text{İniş süresi} = 26 \text{ dk}$$

$$\text{İniş yakıt tüketimi} = 453 \text{ kg}$$

$$\text{İniş hava mesafesi} = 176 \text{ km}$$

$$\text{İniş yer mesafesi} = 168 \text{ km}$$

Çizelge 4.10. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul (13590 kg paralı ağırlık) uçuş verileri (Ek 2, 3 ve 4 çizelgeleri kullanılarak elde edildi)

Yükselme süresi	13 dk
Yükselme yakıt tüketimi	1170 kg
Yükselme yer mesafesi	131 km
Seyrüsefer yer mesafesi	52 km
Uçak kalkış ağırlığı	52900 kg
Seyrüsefer süresi	3.5 dk
Toplam uçuş süresi	42.5 dk
Uçuş yakıt tüketimi	1803 kg
Toplam yüklenen yakıt	4996 kg
B.M.B.Y.Y.T.	0,000378 kg/kg/km

Çizelge 4.11. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul (13590 kg paralı ağırlık) uçuş emisyonları (kg) (IPCC 2006’dan türetili.)

CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	Y.T.
6054	0.1961	0.245	17.6	32	1.91	1916

4.3.6. Maksimum paralı ağırlık taşıyarak uçuş

Eskişehir-İstanbul arası mesafe oldukça kısa olduğu için en büyük paralı ağırlık maksimum iniş ağırlığı ile kısıtlıdır. Maksimum paralı ağırlığın hesaplanabilmesi için öncelikle maksimum kalkış ağırlığının bulunması gereklidir. Bu amaçla uçağın maksimum kalkış ağırlığı (MTOW), maksimum iniş ağırlığı ile yakıt tüketiminin toplamı ve maksimum yakıtsız uçak ağırlığı ile toplam yüklenen yakıt ağırlığının toplamaları karşılaştırılır ve bunların içerisinde en küçük ağırlık bu hat için uçağın kalkış yapabileceği en büyük ağırlık olarak belirlenir (Aydın 1995).

Çizelge 4.12. Eskişehir-İstanbul uçuşu maksimum kalkış ağırlığı hesabı

MTOW	MLW+yakıt tüketimi	MZFW+toplam yakıt
↓	↓	↓
68040 kg	56170+ 1812	53070+4983
	=	=
	57982 kg	58053 kg

B737-400 uçağının Eskişehir-İstanbul hattında en büyük kalkış ağırlığı maksimum iniş ağırlığıyla kısıtlıdır. Buda yukarıda gösterilen ağırlıklar analizine göre 57982 kg civarındadır. Bu durumda maksimum paralı ağırlık (M.P.A), maksimum iniş ağırlığından boş işletme ağırlığı ve inişe uçakta bulunması gereken minimum yakıt ağırlıklarının çıkarılması sonucunda hesaplanır.;

$$M.P.Y.= MLW - DOW - İ.Y. \quad (4.3)$$

$$\begin{aligned} M.P.Y. &= 56170 - 34430 - 3080 \\ &= 18660 \text{ kg} \end{aligned}$$

İniş verilerinin hesabı :

İstanbul Atatürk havaalanında iniş ağırlığı: 56 170 kg

Ek 4’de yer alan iniş performans tablosundan (.74/250 KIAS iniş hızında) ;

FL 310, İ.A.= 56 170 kg $\Rightarrow$

İniş süresi = 26 dk

İniş yakıt tüketimi = 453 kg
İniş hava mesafesi = 181 km
İniş yer mesafesi = 174 km

Çizelge 4.13. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul (18660 kg paralı ağırlık) uçuş verileri (Ek 2, 3 ve 4 çizelgeleri kullanılarak elde edildi)

Yükselme süresi	16 dk
Yükselme yakıt tüketimi	11170 kg
Yükselme yer mesafesi	155 km
Seyrüsefer yer mesafesi	22 km
Uçak kalkış ağırlığı	57982 kg
Seyrüsefer süresi	1 dk
Toplam uçuş süresi	43 dk
Uçuş yakıt tüketimi	1885 kg
Toplam yüklenen yakıt	5120 kg
B.M.B.Y.Y.T.	0,000286 kg/kg/km

Çizelge 4.14. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuş (18660 kg paralı ağırlık) emisyonları (kg) (IPCC 2006'dan türetili.)

CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	Y.T.
6310	0.204	0.256	18.4	33.3	1.99	1997

4.4. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuş analizi

B737-400 yolcu uçağının orta mesafe uçuş analizi için Trabzon-İstanbul hattı seçilerek değişen paralı ağırlıkların fonksiyonuyla uçuş işletme parametreleri performans eğrilerinden yararlanarak elde edilmiştir. Çizelge 4.15'de B737-400 yolcu uçağının Trabzon-İstanbul hattına yönelik uçuş verileri listelenmiştir. Bu veriler kullanılarak uçağın apronda çalışması, yükselmesi, seyrüsefer uçuşu, iniş

ve pist üzerindeki hareketleri dahil olmak üzere uçuş süreleri ve yakıt tüketimleri Ek 2, 3 ve 4’de verilen B737-400 uçağına ait performans verileri ve eğrileri kullanılarak hesaplanmıştır.

Çizelge 4.15. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul seçilen uçuş verileri

MTOW	68040 kg	Yol rezervi	226 kg
MLW	56172 kg	Bekleme rezervi	1180 kg
MZFW	53070 kg	Yedek meydan rezervi	1810 kg
DOW	34430 kg	IFR prosedürü	6 dk ve 170 kg
Paralı ağırlık	2265 kg- 18527 kg	Taksi yakıtı	114 kg
Uçuş seviyesi	FL 310	Mesafe	981 km
Sıcaklık	ISA	Yükselme	280 kt/0.74
Rüzgar	İniş 10 kt karşı	Seyrüsefer Mach sayısı	0.78
Uçak motoru	CFM 56-3B-2	İniş	250 kt/0.74

Bölüm 4.4.1’den itibaren taşınan paralı ağırlıkların fonksiyonuyla yakıt tüketimleri ve diğer uçuş parametreleri hesaplanmıştır.

4.4.1. 2265 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş

İniş verileri hesabı :

İstanbul Atatürk havaalanında iniş ağırlığı :

$$\dot{I}.A. = 39\,910 \text{ kg}$$

Ek 4’de yer alan iniş performans tablosundan (.74/250 KIAS iniş hızında) ;

FL 310, $\dot{I}.A. = 39\,910 \text{ kg} \Rightarrow$

$$\text{İniş süresi} = 26 \text{ dk}$$

$$\text{İniş yakıt tüketimi} = 453 \text{ kg}$$

$$\text{İniş hava mesafesi} = 163 \text{ km}$$

$$Y.M.+S.M. = 818 \text{ km}$$

Çizelge 4.16. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul (2265 kg paralı ağırlık) uçuş verileri (Ek 2, 3 ve 4 çizelgeleri kullanılarak elde edildi)

Yükselme süresi	11 dk
Yükselme yakıt tüketimi	906 kg
Yükselme yer mesafesi	100 km
Seyrüsefer yer mesafesi	718 km
Uçak kalkış ağırlığı	43306 kg
Seyrüsefer süresi	51 dk
Toplam uçuş süresi	88 dk
Uçuş yakıt tüketimi	3400 kg
Toplam yüklenen yakıt	6730 kg
B.M.B.Y.Y.T.	0,001538 kg/kg/km

Çizelge 4.17. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuş (2265 kg paralı ağırlık) emisyonları (kg) (IPCC 2006'dan türetildi.)

CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	Y.T.
11092	0.359	0.45	32.35	58.64	3.51	3510

4.4.2. 6795 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş

İniş verilerinin hesabı :

İstanbul Atatürk havaalanında iniş ağırlığı:

$$\text{İ.A.} = 44\,440 \text{ kg}$$

Ek 4'de yer alan iniş performans tablosundan (.74/250 KIAS iniş hızında) ;

FL 310, İ.A. = 44 440 kg $\Rightarrow$

$$\text{İniş süresi} = 26 \text{ dk}$$

$$\text{İniş yakıt tüketimi} = 453 \text{ kg}$$

$$\text{İniş hava mesafesi} = 172 \text{ km}$$

Çizelge 4.18. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul (6795 kg paralı ağırlık) uçuş verileri (Ek 2, 3 ve 4 çizelgeleri kullanılarak elde edildi)

Yükselme süresi	11.5 dk
Yükselme Yakıt tüketimi	1032 kg
Yükselme yer mesafesi	115 km
Seyrüsefer yer mesafesi	713 km
Uçak kalkış ağırlığı	47 995 kg
Seyrüsefer süresi	50.5 dk
Toplam uçuş süresi	88 dk
Uçuş yakıt tüketimi	3556 kg
Toplam yüklenen yakıt	6885 kg
B.M.B.Y.Y.T.	0,000533 kg/kg/km

Çizelge 4.19. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuş (6795 kg paralı ağırlık) emisyonları (kg) (IPCC 2006'dan türetili.)

CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	Y.T.
11597	0.3756	0.47	33.83	61.3	3.67	3670

4.4.3. 11325 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş

İniş verilerinin hesabı :

İstanbul Atatürk havaalanında iniş ağırlığı :

$$\text{İ.A.} = 48970 \text{ kg}$$

Ek 4'de yer alan iniş performans tablosundan (.74/250 KIAS iniş hızında) ;

FL 310, İ.A.: 48970 kg $\Rightarrow$

$$\text{İniş süresi} = 26 \text{ dk}$$

$$\text{İniş yakıt tüketimi} = 453 \text{ kg}$$

$$\text{İniş hava mesafesi} = 176 \text{ km}$$

Çizelge 4.20. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul (paralı ağırlık 11325 kg) uçuş verileri (Ek 2, 3 ve 4 çizelgeleri kullanılarak elde edildi)

Yükselme süresi	13 dk
Yükselme yakıt tüketimi	1170 kg
Yükselme yer mesafesi	131 km
Seyrüsefer yer mesafesi	674 km
Uçak kalkış ağırlığı	52685 kg
Seyrüsefer süresi	47.5 dk
Toplam uçuş süresi	86.5 dk
Uçuş yakıt tüketimi	3715 kg
Toplam yüklenen yakıt	7045 kg
B.M.B.Y.Y.T.	0,000335 kg/kg/km

Çizelge 4.21. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuş (11325 kg paralı ağırlık) emisyonları (kg) (IPCC 2006'dan türetili.)

CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	Y.T.
12096	0.392	0.49	35.28	63.95	3.83	3828

4.4.4. 15855 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş

İniş verilerinin hesabı :

İstanbul Atatürk havaalanında iniş ağırlığı:

$$\text{İ.A.} = 53\,500 \text{ kg}$$

Ek 4'de yer alan iniş performans tablosundan (.74/250 KIAS iniş hızında) ;

FL 310, İ.A.: 53 500 kg $\Rightarrow$

$$\text{İniş süresi} = 26 \text{ dk}$$

$$\text{İniş yakıt tüketimi} = 453 \text{ dk}$$

$$\text{İniş hava mesafesi} = 179 \text{ km}$$

Çizelge 4.22. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul (15855 kg paralı ağırlık) uçuş verileri (Ek 2, 3 ve 4 çizelgeleri kullanılarak elde edildi)

Yükselme süresi	15 dk
Yükselme yakıt tüketimi	1327 kg
Yükselme yer mesafesi	152 km
Seyrüsefer yer mesafesi	650 km
Uçak kalkış ağırlığı	57425 kg
Seyrüsefer süresi	46 dk
Toplam uçuş süresi	87 dk
Uçuş yakıt tüketimi	3927 kg
Toplam yüklenen yakıt	7257 kg
B.M.B.Y.Y.T.	0,000252 kg/kg/km

Çizelge 4.23. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuş (15855 kg paralı ağırlık) emisyonları (kg) (IPCC 2006'dan türetili.)

CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	Y.T.
12766	0.413	0.518	37.24	67.49	4.04	4040

4.4.5. Maksimum paralı ağırlık taşıyarak uçuş

B737-400 uçağı için Trabzon-İstanbul uçuşu orta mesafeli bir uçuştur. Maksimum paralı ağırlığın hesaplanabilmesi için öncelikle maksimum kalkış ağırlığının bulunması gereklidir. Bölüm 4.3.6.'da Eskişehir-İstanbul uçuşu için yapılan işlemlerde olduğu gibi üç karakteristik uçak ağırlığının en küçüğü maksimum kalkış ağırlığı olarak seçilecektir (Aydın H 1995).

Çizelge 4.24. Trabzon-İstanbul uçuşu maksimum kalkış ağırlığı hesabı

MTOW	MLW+yakıt tüketimi	MZFW + toplam yakıt
↓	↓	↓
68040 kg	56172 + 4031	53070+7257
	=	=
	60203	60327

Trabzon- İstanbul hattı içinde B737-400 uçağının en büyük kalkış ağırlığı maksimum iniş ağırlığından (MLW) dolayı kısıtlıdır. Buda yukarıda gösterilen ağırlıklar analizine göre 60203 kg değerindedir. Bu durumda maksimum paralı ağırlık (M.P.A);

$$M.P.Y. = MLW - DOW - İ.Y. = 18\ 527\ kg$$

İniş verilerinin hesabı :

İstanbul Atatürk havaalanında iniş ağırlığı: 56172 kg

Ek 4’de yer alan iniş performans tablosundan (.74/250 KIAS iniş hızında) ;

FL 310, İ.A.: 56 172 kg $\Rightarrow$

İniş süresi	= 26 dk
İniş yakıt tüketimi	= 453 kg
İniş hava mesafesi	= 181 km

Çizelge 4.25. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul (18527 kg paralı ağırlık) uçuş verileri (Ek 2, 3 ve 4 çizelgeleri kullanılarak elde edildi)

Yükselme süresi	16.5 dk
Yükselme yakıt tüketimi	1405 kg
Yükselme yer mesafesi	166 km
Seyrüsefer yer mesafesi	633 km
Uçak kalkış ağırlığı	60203 kg
Seyrüsefer süresi	45 dk
Toplam uçuş süresi	87.5 dk
Uçuş yakıt tüketimi	4031 kg
Toplam yüklenen yakıt	7360 kg
B.M.B.Y.Y.T.	0,000221 kg/kg/km

Çizelge 4.26. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuş (18527 kg paralı ağırlık) emisyonları (kg) (IPCC 2006’dan türetildi.)

CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	Y.T.
13098	0.424	0.53	38.2	69.24	4.14	4145

4.5. Yolcu uçağının Ankara-Londra uçuş analizi

B737-400 yolcu uçağının uzun menzilli uçuş analizi için Ankara-Londra hattı seçilmiş ve uçağın farklı paralı ağırlıklar taşıması durumuna göre uçuş süresi ve yakıt tüketimleri gibi uçuş parametreleri belirlenmiştir. Çizelge 4.27’de B737-400 uçağının Ankara-Londra hattında işletilmesinde kabul edilen uçak ve uçuş bilgileri listelenmiştir. Bu veriler kullanılarak uçağın apronda çalışması, yükselmesi, seyrüsefer uçuşu, iniş ve pist üzerindeki hareketleri dahil olmak üzere uçuş süreleri ve yakıt tüketimleri Ek 2,3 ve 4’de verilen B737-400 uçağına ait performans verileri ve eğrileri kullanılarak hesaplanmıştır.

Çizelge 4.27. Yolcu uçağı Ankara-Londra seçilen uçuş verileri

MTOW	68040 kg	Yol rezervi	544 kg
MLW	56172 kg	Bekleme rezervi	1180 kg
MZFW	53070 kg	Yedek meydan rezervi	1810 kg
DOW	34430 kg	IFR prosedürü	6 dk ve 170 kg
Paralı ağırlık	2265 kg- 17420 kg	Taksi yakıtı	114 kg
Uçuş seviyesi	FL 310	Mesafe	3270 km
Sıcaklık	ISA	Yükselme	280 kt/0.74
Rüzgar	0 KT	Seyrüsefer Mach sayısı	0.78
Uçak motoru	CFM 56-3B-2	İniş	250 kt/0.74

Paragraf 4.4.1’den itibaren taşınan paralı ağırlıkların fonksiyonuyla yakıt tüketimleri ve diğer uçuş parametreleri hesaplanmaktadır.

4.5.1. 2265 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş

İniş verileri hesabı :

Londra havaalanında iniş ağırlığı:

$$\dot{I}.A. = 40226 \text{ kg}$$

Ek 4’de yer alan iniş performans tablosundan (.74/250 KIAS iniş hızında) ;

FL 310, İ.A. :40 226 kg $\Rightarrow$

İniş süresi = 26 dk

İniş yakıt tüketimi = 453 kg

İniş hava mesafesi = 164 km

Çizelge 4.28. Yolcu uçağı Ankara-Londra (2265 kg paralı ağırlık) uçuş verileri (Ek 2, 3 ve 4 çizelgeleri kullanılarak elde edildi)

Yükselme süresi	12 dk
Yükselme yakıt tüketimi	1110 kg
Yükselme yer mesafesi	124 km
Seyrüsefer yer mesafesi	2980 km
Uçak kalkış ağırlığı	50470 kg
Seyrüsefer süresi	3 saat 31 dk
Toplam uçuş süresi	4 saat 9 dk
Uçuş yakıt tüketimi	10242 kg
Toplam yüklenen yakıt	13890 kg
B.M.B.Y.Y.T.	0,00138 kg/kg/km

Çizelge 4.29. Yolcu uçağı Ankara-Londra (2265 kg paralı ağırlık) uçuş emisyonları (kg) (IPCC 2006'dan türetildi.)

CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	Y.T.
32722	1.06	1.33	95.45	173	10.25	10355

4.5.2. 6795 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş

İniş verilerinin hesabı :

Londra'da iniş ağırlığı:

İ.A. = 44755 kg

Ek 4'de yer alan iniş performans tablosundan (.74/250 KIAS iniş hızında) ;

FL 310, İ.A.: 44755 kg $\Rightarrow$

İniş süresi = 26 dk

İniş yakıt tüketimi = 453 kg

İniş hava mesafesi = 172 km

Çizelge 4.30. Yolcu uçağı Ankara-Londra (6795 kg paralı ağırlık) uçuş emisyonları (kg)
(IPCC 2006'dan türetili.)

CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	Y.T.
34428	1.11	1.39	100.4	182	10.9	10895

Çizelge 4.31. Yolcu uçağı Ankara-Londra (6795 kg paralı ağırlık) uçuş verileri (Ek 2, 3 ve 4 çizelgeleri kullanılarak elde edildi)

Yükselme süresi	15 dk
Yükselme yakıt tüketimi	1270 kg
Yükselme yer mesafesi	144 km
Seyrüsefer yer mesafesi	2952 km
Uçak kalkış ağırlığı	55540 kg
Seyrüsefer süresi	3 saat 29 dk
Toplam uçuş süresi	4 saat 10 dk
Uçuş yakıt tüketimi	10780 kg
Toplam yüklenen yakıt	14430 kg
B.M.B.Y.Y.T.	0,000486 kg/kg/km

4.5.3. 11325 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş

İniş verilerinin hesabı :

Londra'da iniş ağırlığı:

İ.A. = 49 240 kg

Ek 4’de yer alan iniş performans tablosundan (.74/250 KIAS iniş hızında) ;
FL 310, İ.A. = 49 240 kg $\Rightarrow$

İniş süresi = 26 dk
İniş yakıt tüketimi = 453 kg
İniş hava mesafesi = 176 km

Çizelge 4.32. Yolcu uçağı Ankara-Londra (11325 kg paralı ağırlık) uçuş verileri (Ek 2, 3 ve 4 çizelgeleri kullanılarak elde edildi)

Yükselme süresi	17 dk
Yükselme yakıt tüketimi	1427 kg
Yükselme yer mesafesi	168 km
Seyrüsefer yer mesafesi	2924 km
Uçak kalkış ağırlığı	60725 kg
Seyrüsefer süresi	3 saat 27 dk
Toplam uçuş süresi	4 saat 10 dk
Uçuş yakıt tüketimi	11440 kg
Toplam yüklenen yakıt	15085 kg
B.M.B.Y.Y.T.	0,000307 kg/kg/km

Çizelge 4.33. Yolcu uçağı Ankara-Londra (11325 kg paralı ağırlık) uçuş emisyonları (kg)
(IPCC 2006’dan türetili.)

CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	Y.T.
36500	1.18	1.48	106.4	193	11.55	11551

4.5.4. 15855 kg paralı ağırlık taşıyarak uçuş

İniş verilerinin hesabı :

Londra’da iniş ağırlığı :

İ.A. = 53 815 kg

Ek 4’de yer alan iniş performans tablosundan (.74/250 KIAS iniş hızında) ;

FL 310, İ.A. = 53 815 kg $\Rightarrow$

İniş süresi = 26 dk

İniş yakıt tüketimi = 453 kg

İniş hava mesafesi = 179 km

Çizelge 4.34. Yolcu uçağı Ankara-Londra (15855 kg paralı ağırlık) uçuş verileri (Ek 2, 3 ve 4 çizelgeleri kullanılarak elde edildi)

Yükselme süresi	20 dk
Yükselme yakıt tüketimi	1695 kg
Yükselme yer mesafesi	207 km
Seyrüsefer yer mesafesi	2885 km
Uçak kalkış ağırlığı	66060 kg
Seyrüsefer süresi	3 saat 24 dk
Toplam uçuş süresi	4 saat 10 dk
Uçuş yakıt tüketimi	12245 kg
Toplam yüklenen yakıt	15890 kg
B.M.B.Y.Y.T.	0,000236 kg/kg/km

Çizelge 4.35. Yolcu uçağı Ankara-Londra (15855 kg paralı ağırlık) uçuş emisyonları (kg)
(IPCC 2006'dan türetili.)

CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	Y.T.
39060	1.265	1.585	113.9	206.5	12.36	12360

4.5.5. Maksimum paralı ağırlık taşıyarak uçuş

Ankara-Londra uçuşu B737-400 uçağı açısından uzun mesafeli bir uçuştur. Maksimum paralı ağırlığın hesaplanabilmesi için öncelikle maksimum kalkış ağırlığının hesaplanacaktır.

Çizelge 4.36. Ankara-Londra uçuşu maksimum kalkış ağırlığı hesabı

MTOW	MLW+yakıt tüketimi	MZFW + toplam yakıt
↓	↓	↓
	56172 + 12548	53070+16308
68040 kg	= 68720	= 69378

B737-400 uçağının Ankara-Londra hattında havalanabileceği en büyük ağırlık maksimum kalkış ağırlığından dolayı kısıtlıdır. Buda yukarıda gösterilen ağırlıklar analizine göre 68040 kg'dır. Bu durumda maksimum paralı ağırlık uçağın maksimum kalkış ağırlığı ile havalanması durumunda tüketeceği yakıt bulunduktan sonra hesaplanacaktır.

Yükselme verilerinin hesabı :

Ek 2'den yükselme parametreleri hesaplanacaktır,

FL 310, K.A.= 68 040 kg $\Rightarrow$

Yükselme süresi = 21 dk,

Yükselme yakıt tüketimi = 1766 kg

Yükselme yer/hava mesafesi = 216 km

İniş verilerinin hesabı :

FL 310, İ.A.= 55493 kg

İniş süresi = 26 dk

İniş yakıt tüketimi = 453 kg

İniş hava mesafesi = 181 km

Seyrüsefer verilerinin hesabı :

Seyrüsefer başlangıcında uçak ağırlığı = 150 200 - 3900 = 146 300 lb (66 275 kg)

Ek 3'de 146 300 lb'ye karşı gelen değer 5146 NM'dır.

Seyrüsefer mesafesi = Toplam uçuş mesafesi -(Yükselme mesafesi + İniş mesafesi)
= 1765 - 117 - 98
= 1550 NM (2870 km)

5146 - 1550 = 3596 NM $\Rightarrow$ Ek 3'de buna karşı gelen ağırlık 123 500 lb

Seyrüsefer sonunda uçak ağırlığı = 55 945 kg (123 500 lb)

$$\dot{I}.A. = 123\,500 - 1000 = 122\,500 \text{ lb (55\,493 kg)}$$

$$M.P.Y. = \dot{I}.A. - DOW - \dot{I}.Y.$$

$$= 122\,500 - 76\,000 - (1200 + 2600 + 4000 + 250)$$

$$= 38\,450 \text{ lb (17\,420 kg)}$$

Çizelge 4.37. Yolcu uçağı Ankara-Londra (17420 kg paralı ağırlık) uçuş verileri (Ek 2, 3 ve 4 çizelgeleri kullanılarak elde edildi)

Uçak kalkış ağırlığı	68040 kg
Seyrüsefer süresi	3 saat 23 dk
Toplam uçuş süresi	4 saat 10 dk
Uçuş yakıt tüketimi	12550 kg
Toplam yüklenen yakıt	16195 kg
B.M.B.Y.Y.T.	0,00022 kg/kg/km

Çizelge 4.38. Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuş (17420 kg paralı ağırlık) emisyonları (kg) (IPCC 2006'dan türetildi.)

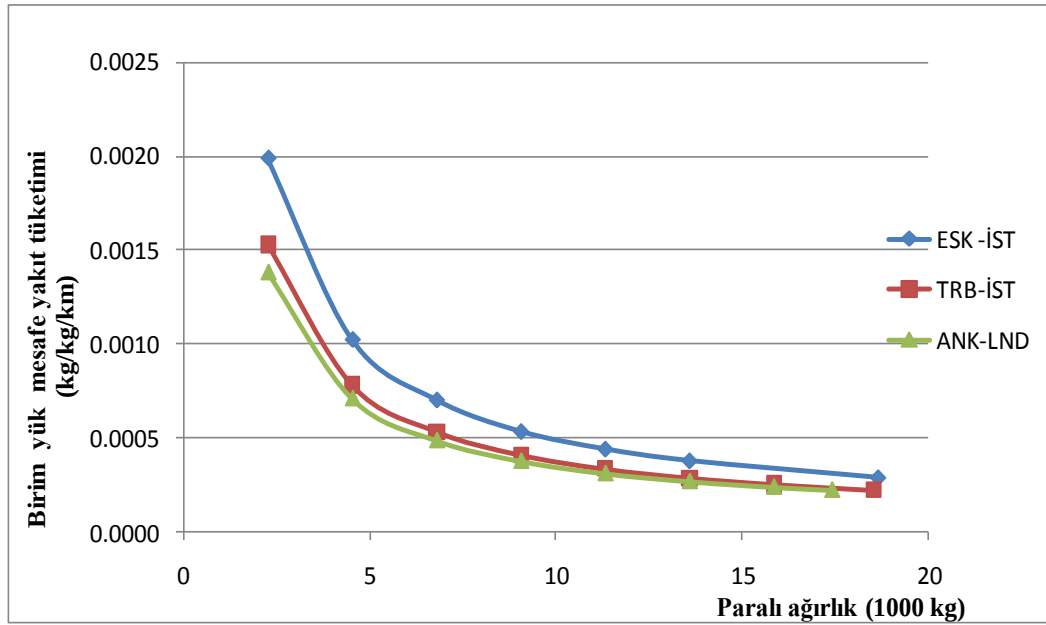
CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	Y.T.
40000	1.296	1.62	116.7	211.5	12.66	12660

4.6. Uçuş analiz sonuçlarının karşılaştırılması ve değerlendirilmesi

Analiz verileri Ek 5, 6 ve 7'de tablolar halinde sunulmuştur. Ek 5'de B737-400 Eskişehir-İstanbul uçuş analizi, Ek 6'da B737-400 Trabzon-İstanbul uçuş analizi ve Ek 7'de B737-400 Ankara-Londra uçuş analizi verileri ve bu verilerden yola çıkılarak türetilen çeşitli uçuş parametreleri verilmiştir.

Şekil 4.3'de B737-400 uçağının kısa, orta ve uzun menzilli uçuş hatlarında taşınan paralı ağırlıkla birim mesafe birim yük için yakıt tüketimi değişim eğrileri çizilmiştir. Taşınan paralı ağırlık arttıkça birim mesafedeki birim yük yakıt tüketiminin azaldığı görülmektedir. Aynı zamanda menzil arttıkça taşınan paralı

ağırlık için birim mesafede tüketilen yakıt miktarı önemli ölçüde azalmaktadır. Bu durum B737-400 uçağının uzun menzillerde kullanımının çok daha verimli olduğu sonucunu ortaya çıkarmaktadır. Kaydedilen en düşük değer 0.00022 kg/kg/km değeriyle Ankara-Londra etabında 17418 kg paralı ağırlık taşınması durumu için elde edilmiştir. Eskişehir-İstanbul hattında ise 2265 kg paralı ağırlık taşınması durumunda 1 kg paralı ağırlığı 1 km taşımak için sarf edilecek yakıt miktarı 0.002 kg değerindedir.



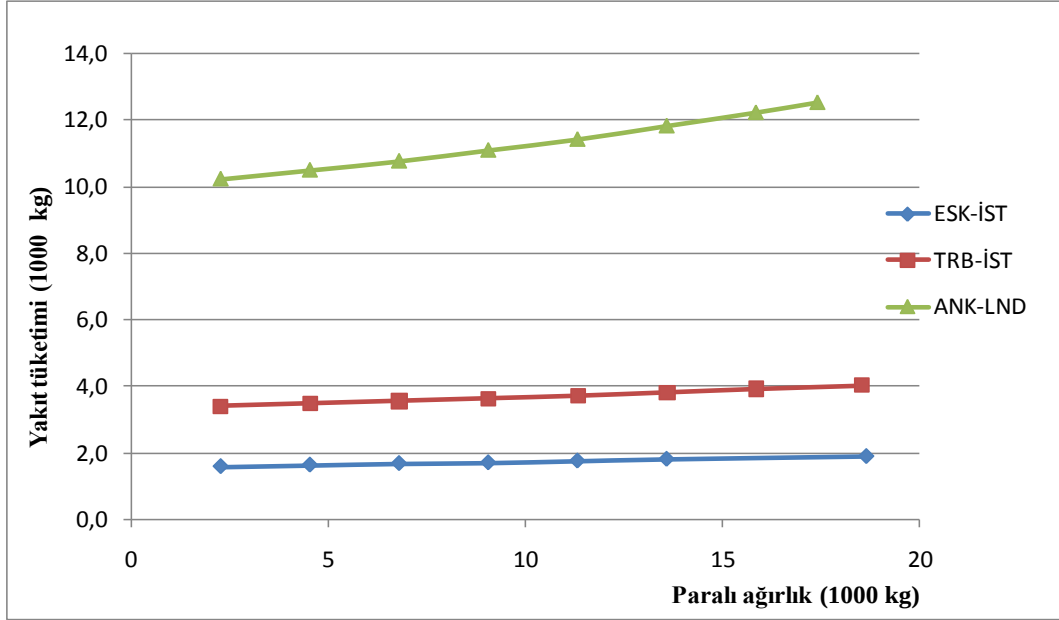
Şekil 4.3. Yolcu uçağı kısa, orta ve uzun menzil uçuşu paralı ağırlık-birim yük mesafe yakıt tüketimi değişimi

Şekil 4.4’de B737-400 için kısa, orta ve uzun menzilli uçuş hatlarında taşınan paralı ağırlıkla yakıt tüketiminin değişimleri görülmektedir. Ankara-Londra hattında artan paralı ağırlıkla yakıt tüketimi artış oranının daha yüksek bir eğimde olduğu görülmektedir. Bunun anlamı uzun menzilli uçuşlarda birim yükü taşımak için tüketilen yakıt miktarının arttığını göstermektedir. Bu durum kalkış ağırlıkları farkının iniş ağırlıkları farkına oranı olan k katsayı değerleri ile de doğrulanmaktadır. k taşıma katsayısı birim yükü taşımak için ne kadar yakıt tüketildiğini ortaya çıkarması bakımından çok anlamlıdır. Örneğin Ankara-Londra hattında 1 ton ilave ağırlık yüklendiği zaman bu yükü taşımak için 151 kg fazla yakıt tüketilecektir.

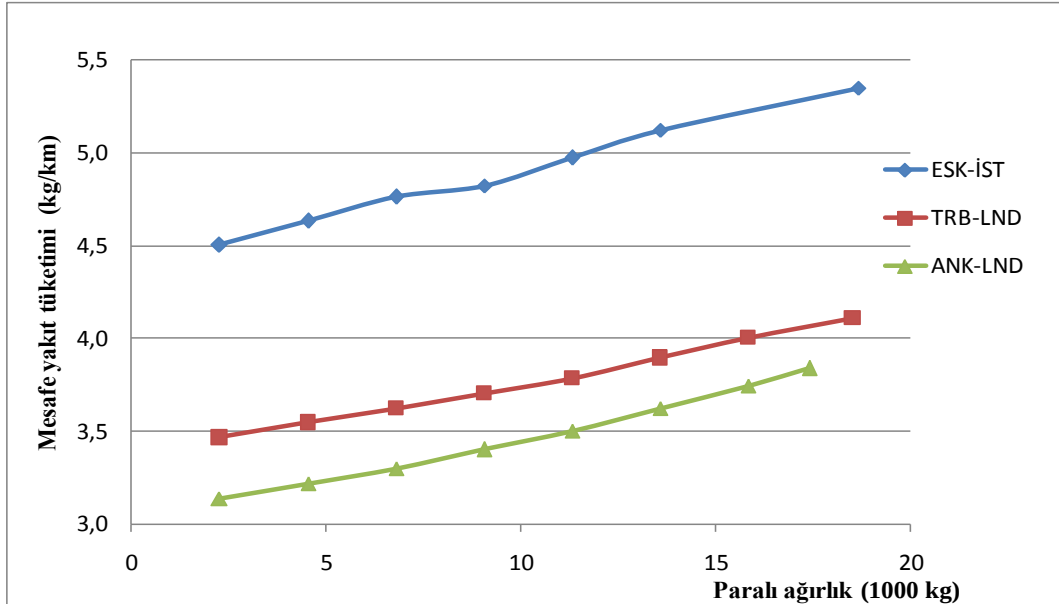
Eskişehir-İstanbul hattında $k = \Delta K.A. / \Delta \dot{I}.A. = 1.020994475$

Trabzon -İstanbul hattında $k = \Delta K.A. / \Delta \dot{I}.A. = 1.038997214$

Ankara-Londra hattında $k = \Delta K.A. / \Delta \dot{I}.A. = 1.151038576$

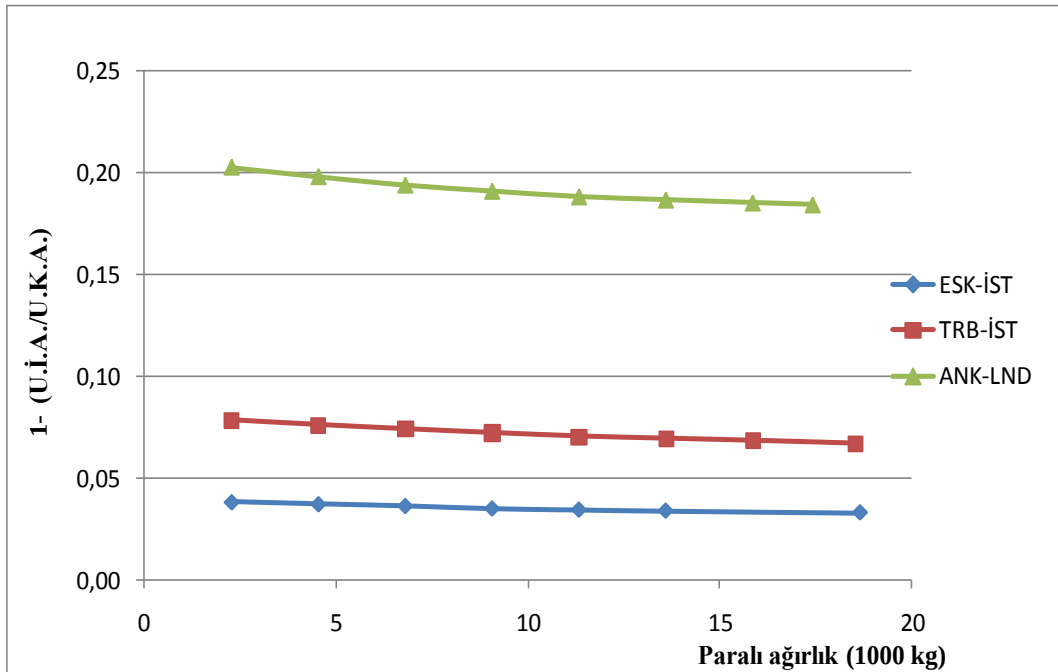


Şekil 4.4. Yolcu uçağı kısa, orta ve uzun menzil uçuşu paralı ağırlık-yakıt tüketimi değişimi



Şekil 4.5. Yolcu uçağı kısa, orta ve uzun menzil uçuşu paralı ağırlık-mesafe yakıt tüketimi değişimi

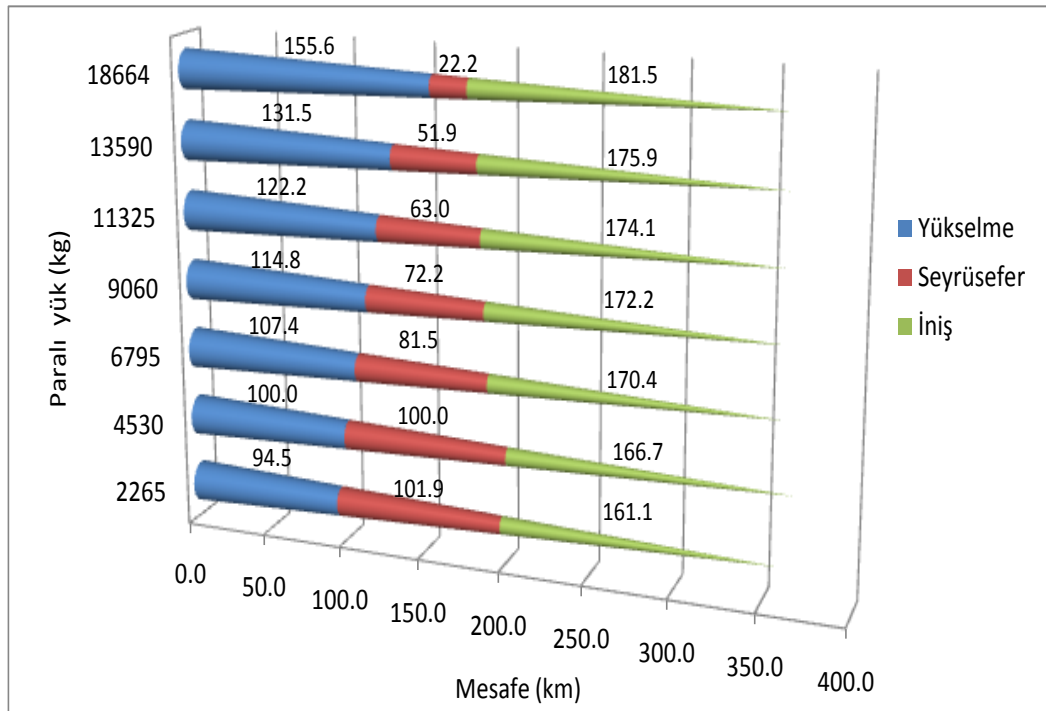
Şekil 4.5’de B737-400 kısa, orta ve uzun menzilli uçuş hatlarında paralı ağırlık-mesafe yakıt tüketim değişim eğrileri çizilmiştir. Mesafe yakıt tüketimi beklenildiği gibi en uzun menzil olan Ankara-Londra hattında en düşük değerdedir. Bu durum uçuşun çok büyük bir kısmının seyrüsefer fazında gerçekleşmesinden ötürü birim mesafedeki yakıt tüketiminin azalmasından kaynaklanmaktadır. Yükselme sırasında motorlar yüksek rejimde çalıştığı için yakıt tüketimi kat edilen mesafeye göre yüksektir. Eskişehir-İstanbul hattında ise yükselme sonrası çok düşük bir seyrüsefer mesafesi kalmaktadır, aynı zamanda artan paralı ağırlıkla seyrüsefer mesafesi daha da azalarak yükselme ve iniş fazları kalmaktadır. Şekil 4.5’de 9060 kg paralı ağırlık taşınması durumu için Ankara-Londra, İstanbul-Trabzon ve Eskişehir-İstanbul hatlarının birim mesafedeki özgül yakıt tüketim değerleri sırasıyla 3.4 , 3.7 ve 4.82 kg/km değerlerinde bulunmuştur. Buradan görüldüğü üzere Eskişehir-İstanbul uçuşunun birim mesafe yakıt tüketimi Ankara-Londra uçuşuna göre yaklaşık olarak %40 oranında fazladır. Bu göstermektedir ki, B737-400 uçağı için Eskişehir-İstanbul gibi kısa uçuş mesafeleri verimli değildir.



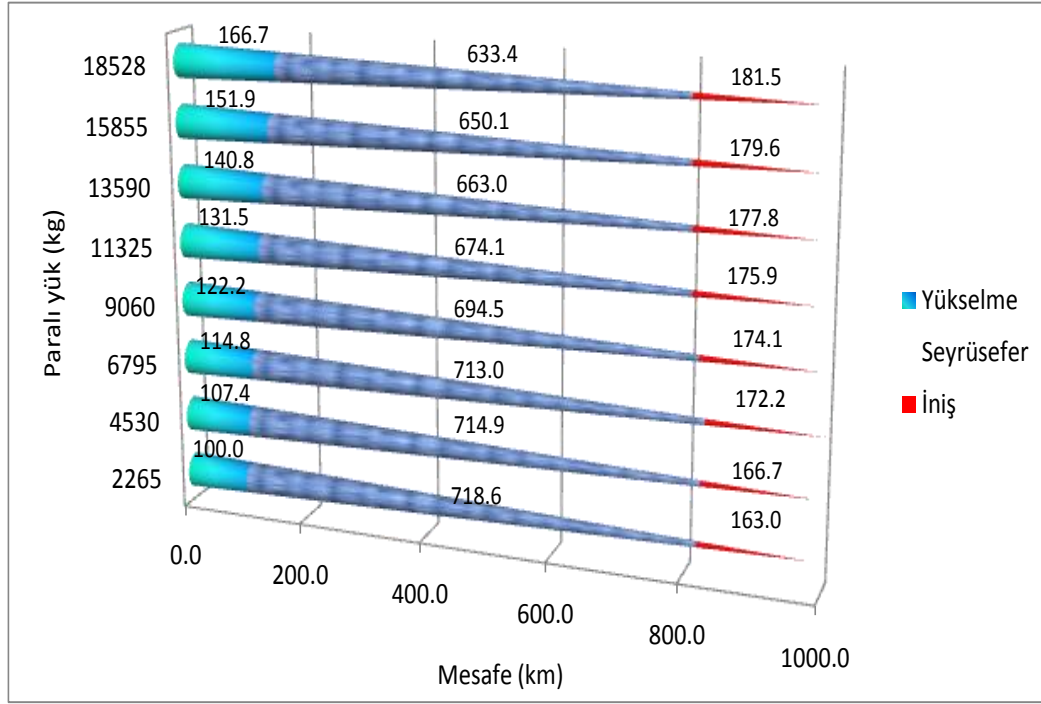
Şekil 4.6. Yolcu uçağı kısa, orta ve uzun menzil uçuşu paralı ağırlık-uçak ağırlık katsayısı değişimi

Şekil 4.6’da ilk kez bu tezde geliştirilen bir uçuş işletme katsayısı olan 1-(U.İ.A./U.K.A) değerinin paralı ağırlık değişimleri sunulmuştur. 1-(U.İ.A./U.K.A) katsayısı uçuş esnasında yakıt tüketimi sonucunda uçak ağırlığındaki azalmayı gösteren bir orandır. Taşınan paralı ağırlığın artmasıyla bu oranın azaldığı görülmüştür. Uzun mesafelerde daha fazla yakıt tüketilmesinden dolayı uzun menzilli uçuş eğrisi en üstte yer almıştır. B737-400 uçağının Ankara-Londra hattında işletilmesinde 2265 kg paralı ağırlık taşırken bu oran 0.203, 17420 kg paralı ağırlık taşırken ise 0.184 değerlerinde elde edilmiştir. Bunun anlamı daha fazla ağırlık taşınması uçuş açısından daha ekonomik ve verimlidir.

Şekil 4.7’de Eskişehir-İstanbul hattında işletilen B737-400 uçağının taşınan paralı ağırlığın fonksiyonuyla yükselme, seyrüsefer ve iniş safhalarında kat edilen mesafelerin taşınan paralı yükün fonksiyonuyla değişimleri gösterilmektedir. Paralı ağırlık arttıkça yükselme ve iniş mesafeleri artmakta dolayısıyla seyrüsefer mesafesi azalmaktadır. 18664 kg paralı ağırlık ile uçuş gerçekleştirildiğinde kat edilen seyrüsefer mesafesi ancak 20 km civarındadır.



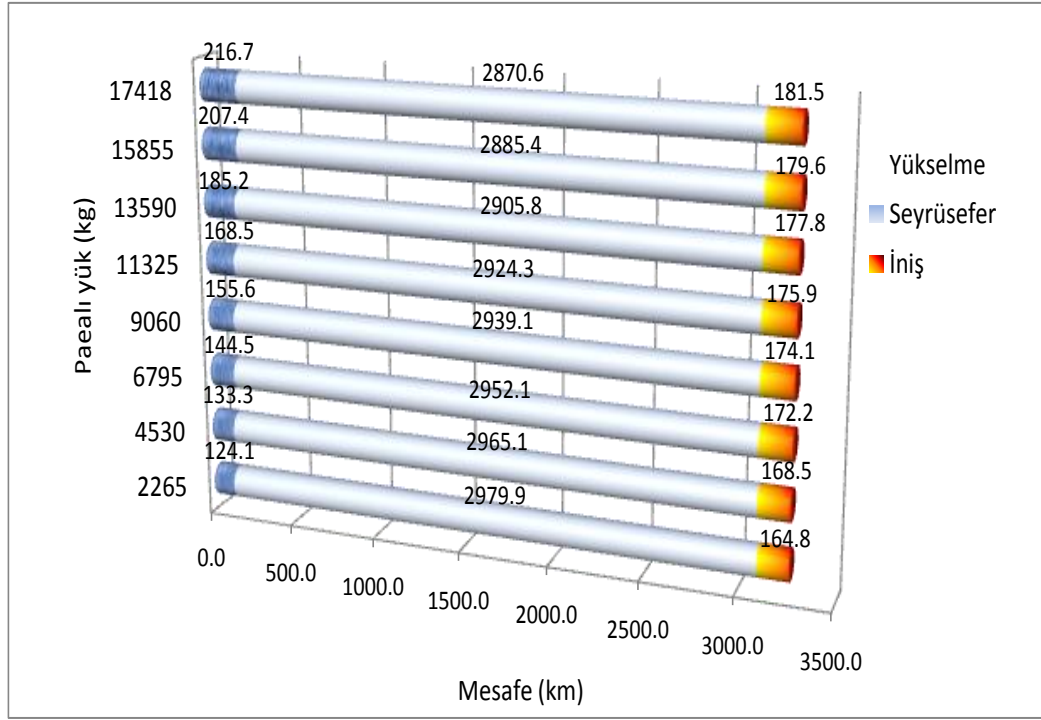
Şekil 4.7. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuşu paralı ağırlık-yükselme, seyrüsefer ve iniş mesafesi değişimi



Şekil 4.8. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuşu paralı ağırlık-yükselme, seyrüsefer ve iniş mesafe değişimleri

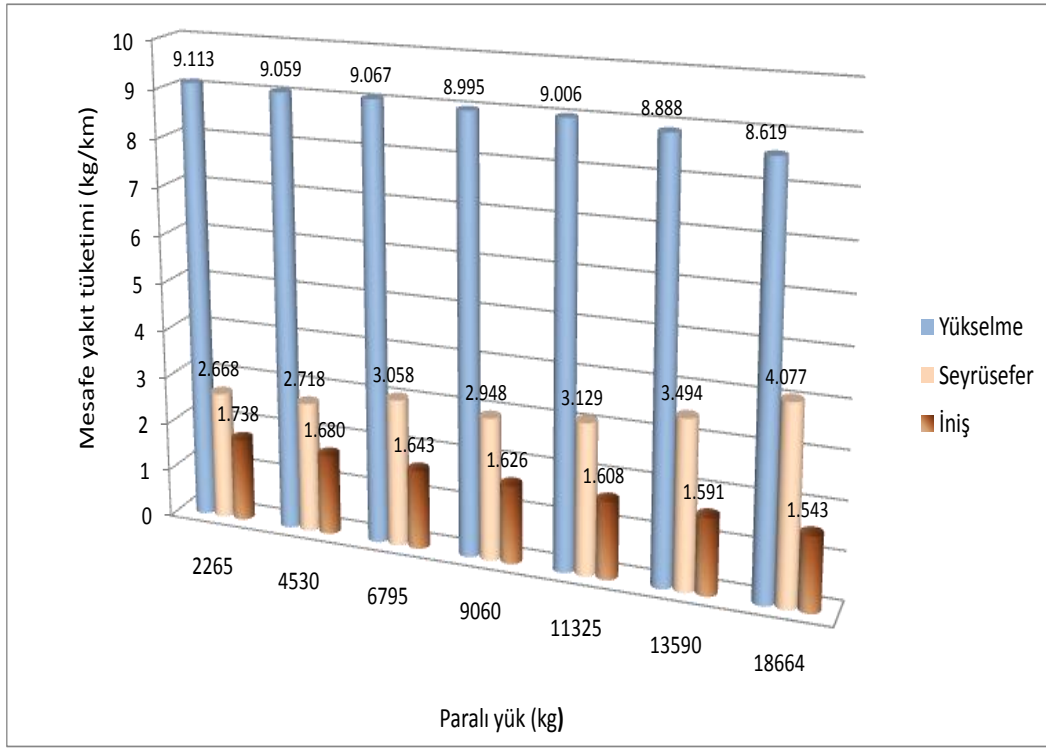
Şekil 4.8’de Trabzon-İstanbul hattında işletilen B737-400 uçağının paralı ağırlığın fonksiyonuyla yükselme, seyrüsefer ve iniş safhalarında kat edilen mesafelerin değişimleri gösterilmektedir. Benzer şekilde taşınan paralı ağırlığın artmasıyla özellikle yükselme ve iniş mesafelerinde artış ve seyrüsefer mesafesinde de azalma olmaktadır. Yinede Trabzon-İstanbul uçuş mesafesi yeterince uzun olduğu için seyrüsefer mesafesi uçuşun en uzun kısmını oluşturmaktadır.

Şekil 4.9’da Ankara-Londra hattında işletilen B737-400 uçağının paralı ağırlığın fonksiyonuyla yükselme, seyrüsefer ve iniş safhalarında kat edilen mesafelerin değişimleri gösterilmektedir. Seyrüsefer mesafesi paralı ağırlık artışıyla biraz azalmakla beraber uçuş mesafesinin çok büyük bir kısmını oluşturmaktadır.



Şekil 4.9. Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuşu paralı ağırlık-yükselme, seyrüsefer ve iniş mesafe değişimleri

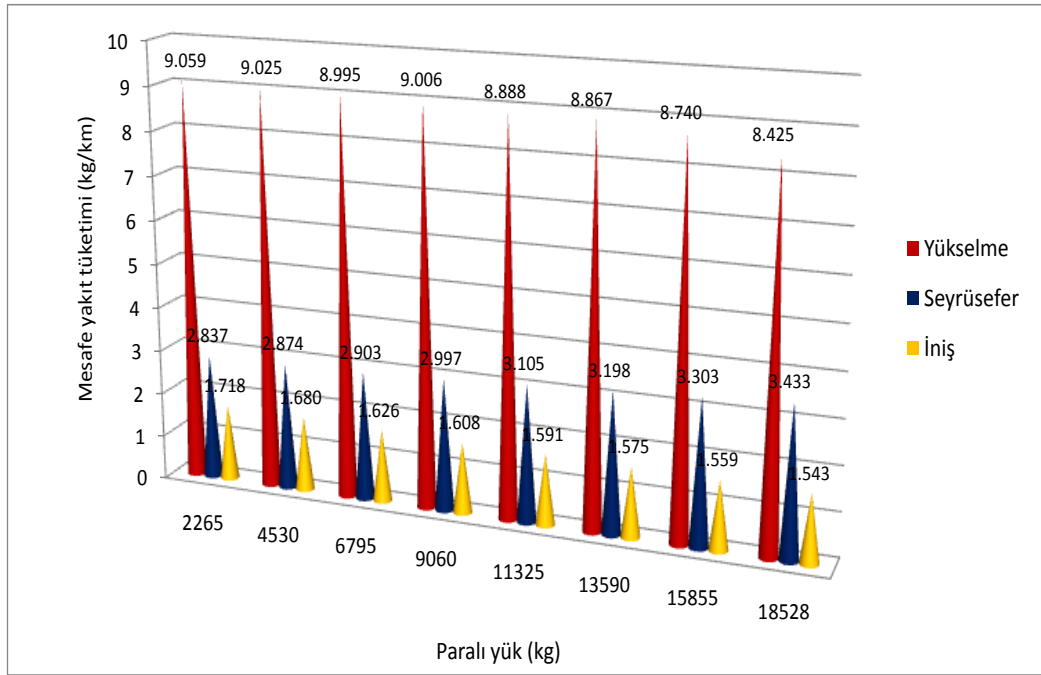
Şekil 4.10'da yolcu uçağının Eskişehir-İstanbul arası uçuşunda taşınan paralı ağırlığın fonksiyonuyla yükselme, seyrüsefer ve iniş mesafe yakıt tüketimlerinin değişimleri verilmektedir. Yükselme esnasında motor maksimum tepki civarında çalıştırıldığından mesafe yakıt tüketimi seyrüsefer ve iniş fazlarına göre oldukça yüksektir. İlginç bir sonuç olarak artan paralı ağırlıkla yükselme ve iniş mesafe yakıt tüketimlerinde hafif bir düşme, seyrüsefer mesafe yakıt tüketiminde ise hafif bir yükselme olduğu görülmektedir. Bunun temel nedeni seyrüsefer ve inişte kat edilen mesafenin artan paralı ağırlıkla önemli ölçüde artmasıdır. 2265 kg paralı ağırlık taşınırken yükselme mesafe yakıt tüketimi 9.11 kg/km, seyrüsefer yakıt tüketimi 2.66 kg/km ve iniş mesafe yakıt tüketimi ise 1.74 kg/km iken, 18664 kg paralı ağırlık için yükselme mesafe yakıt tüketimi 8.61 kg/km, seyrüsefer yakıt tüketimi 4.07 kg/km ve iniş mesafe yakıt tüketimi ise 1.54 kg/km değerlerine ulaşmıştır. Çarpıcı diğer bir sonuç ise yükselme yakıt tüketiminin seyrüsefer yakıt tüketimine oranı 2265 kg paralı ağırlık için 3.41, 18664 kg paralı ağırlık içinse 2.11 değerinde bulunmuştur.



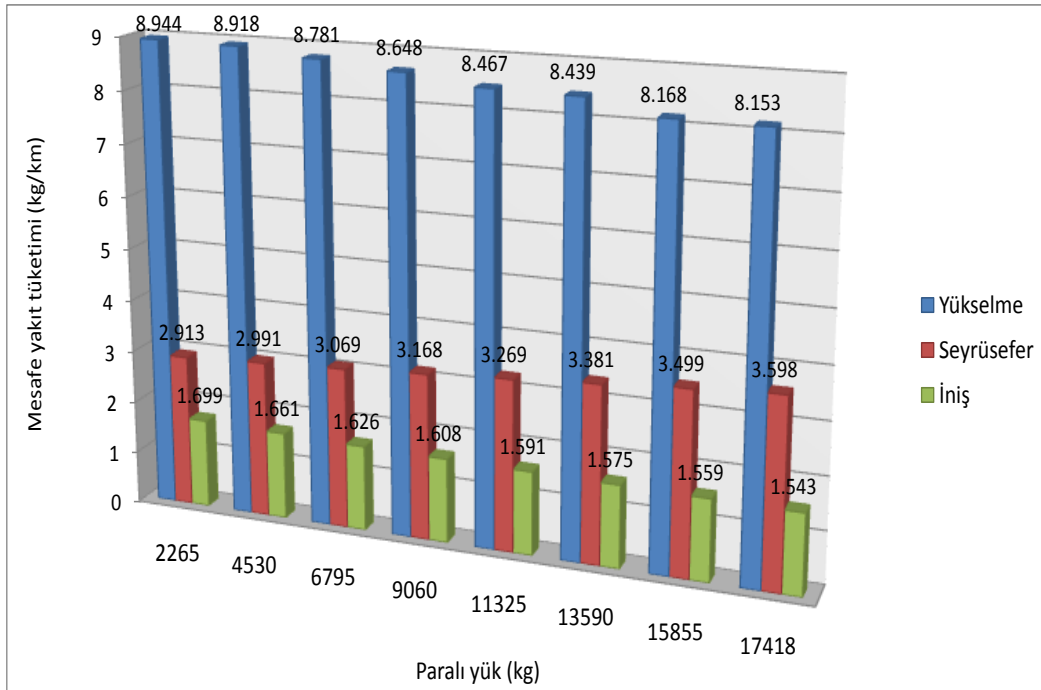
Şekil 4.10. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuşu paralı ağırlık-yükselme, seyrüsefer iniş mesafe yakıt tüketimi değişimleri

Şekil 4.11’de yolcu uçağının Trabzon-İstanbul hattında taşıdığı paralı ağırlığın fonksiyonuyla yükselme, seyrüsefer ve iniş mesafe yakıt tüketimleri verilmektedir. Sonuçlar Eskişehir-İstanbul rotasında elde edilen sonuçlarla benzeşmektedir. Yükselme mesafe yakıt tüketiminin seyrüsefer yakıt tüketimine oranı 2265 kg paralı ağırlık taşınması durumu için 3.19, 18527 kg paralı ağırlık taşınması durumu için ise 2.44 değerlerindedir.

Şekil 4.12’de yolcu uçağının Ankara-Londra hattında paralı ağırlığın yükselme, seyrüsefer ve iniş mesafe yakıt tüketim değişimleri gösterilmektedir. Grafikler kısa ve orta mesafe uçuşların grafikleriyle uyushmaktadır. İniş mesafe yakıt tüketimi yükselen paralı ağırlıkla hemen hemen hiç değişmemektedir. Yükselme yakıt tüketiminin seyrüsefer yakıt tüketimine oranı 2265 kg paralı ağırlık için 3.06, 17420 kg paralı ağırlık içinse 2.26 değerinde elde edilmiştir.

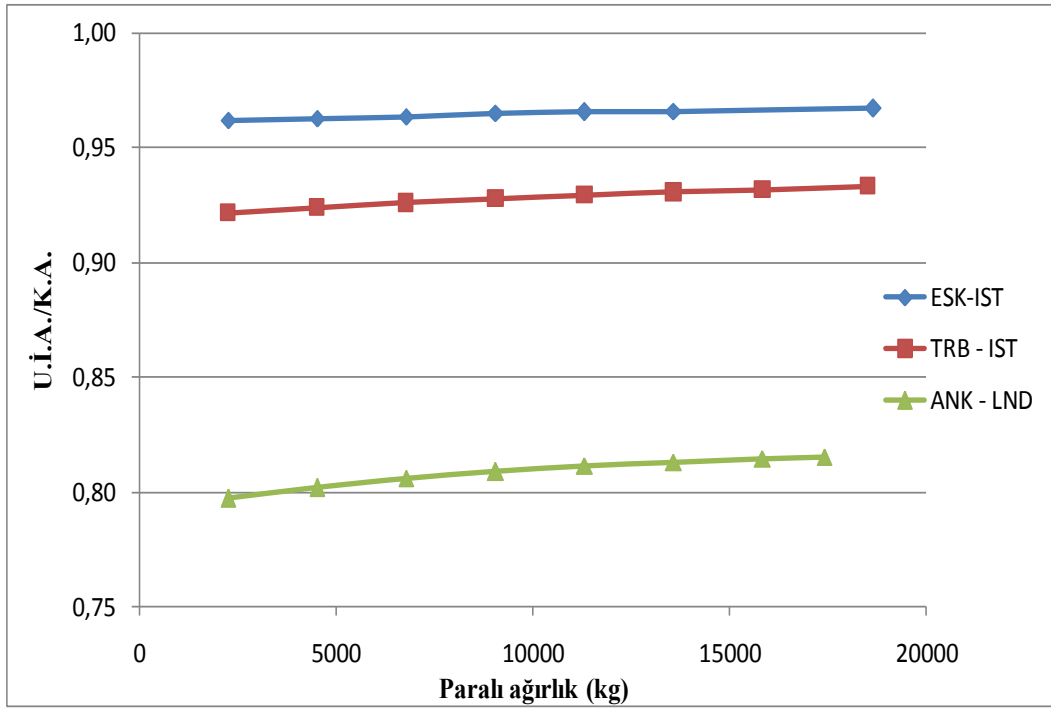


Şekil 4.11. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuşu paralı ağırlık-yükselme, seyrüsefer iniş mesafe yakıt tüketimi değişimleri



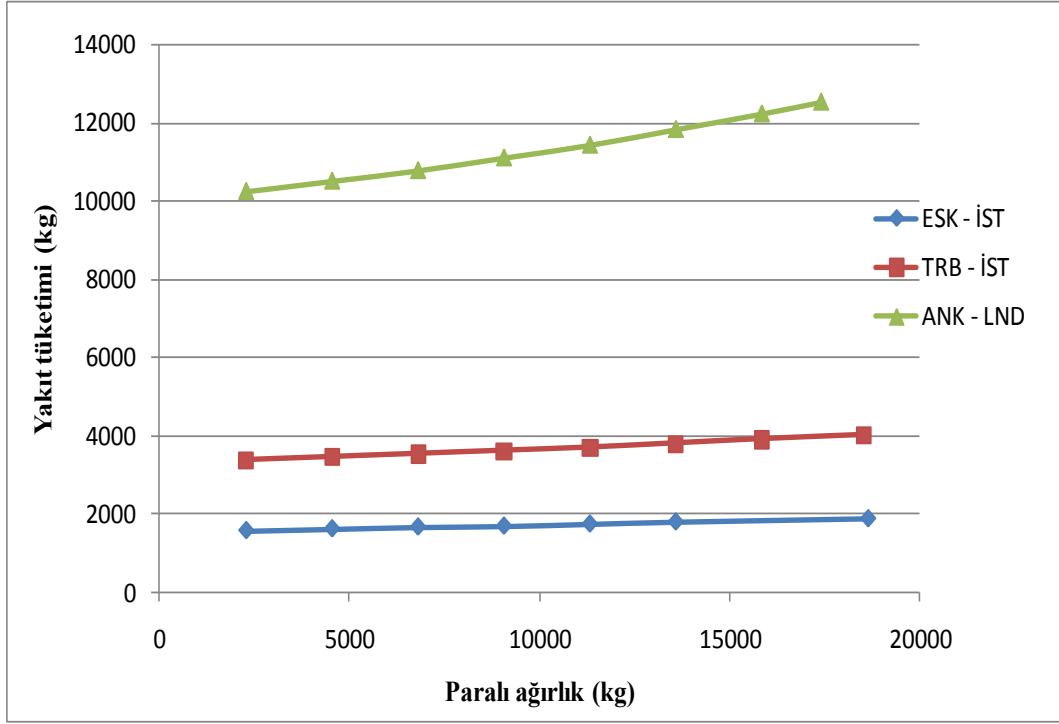
Şekil 4.12. Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuşu paralı ağırlık-yükselme, seyrüsefer iniş mesafe yakıt tüketimi değişimleri

Taşınan paralı ağırlığın fonksiyonuyla uçak iniş ağırlıklarının uçak kalkış ağırlıklarına oranlarının değişimi (U.İ.A./K.A.) Şekil 4.13'te çizilmiştir. Ankara-Londra uçuşunda bu oran en düşük değerde elde edilmektedir. Taşınan paralı ağırlığın artmasıyla oranında arttığı görülmüştür. En yüksek değer Eskişehir-İstanbul uçuşunda 18644 kg ağırlık taşınması durumunda 0.967 olarak elde edilmiştir.

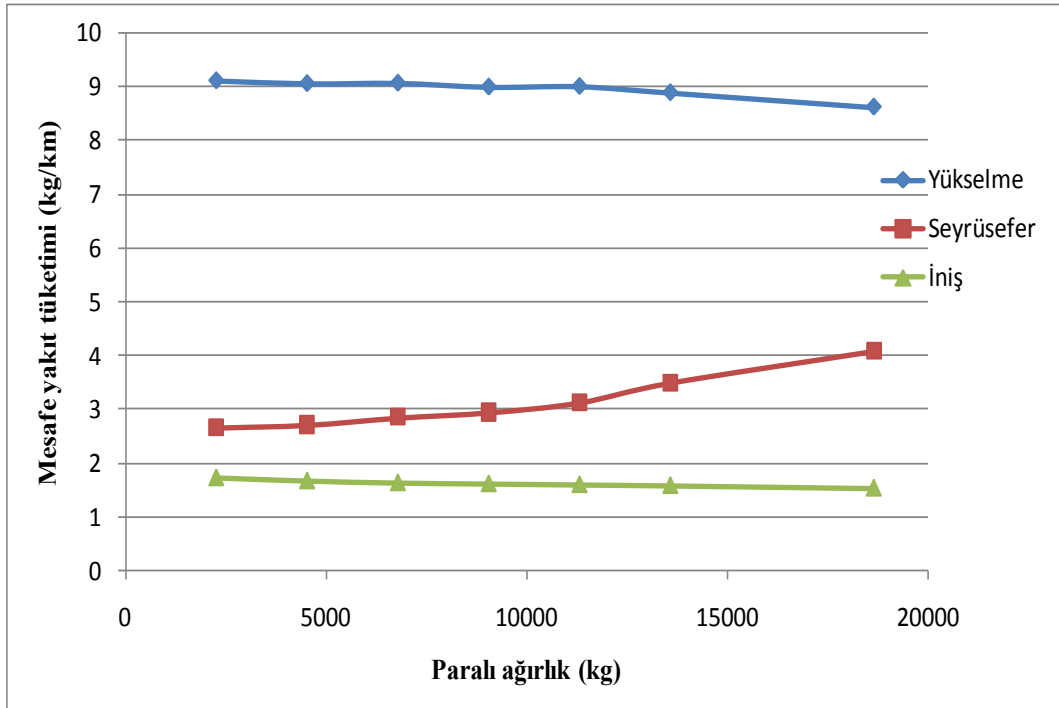


Şekil 4.13. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul, Trabzon-İstanbul ve Ankara-Londra uçuşları paralı ağırlık-U.İ.A./K.A. değişimleri

Her üç uçuş hattı için taşınan paralı ağırlığın yakıt tüketimiyle değişimleri Şekil 4.14'de gösterilmektedir. Taşınan paralı ağırlık artışıyla yakıt tüketimleri artmaktadır. Ankara-Londra uçuşunda 17420 kg paralı ağırlık taşınmanın bedeli olarak yaklaşık 12550 kg yakıt tüketilmektedir.

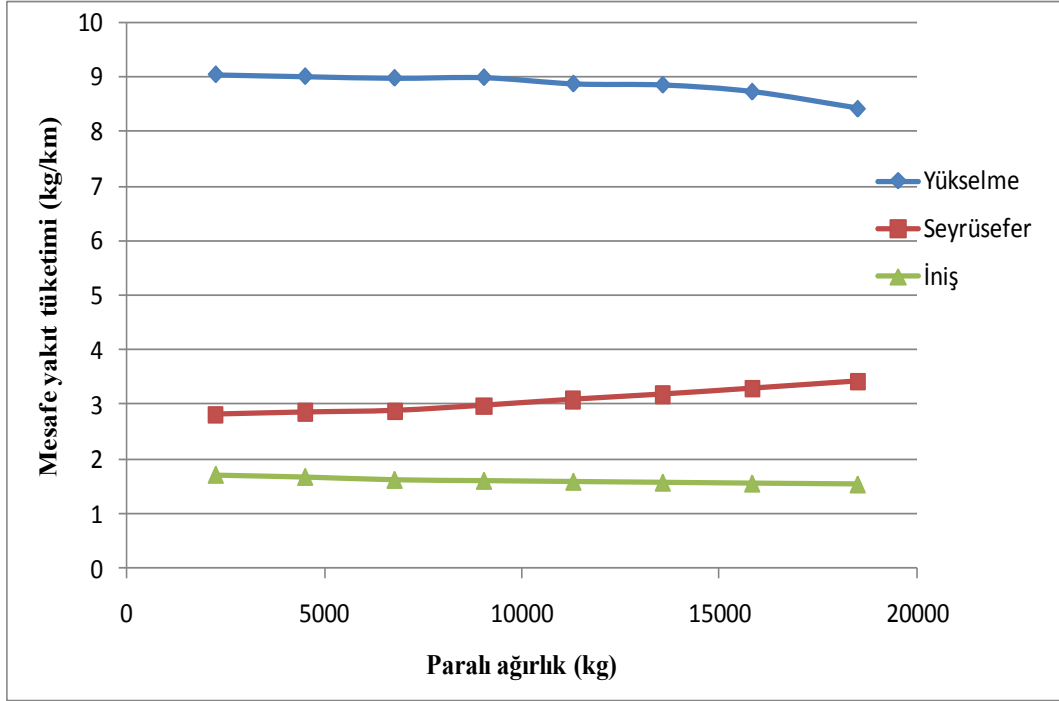


Şekil 4.14. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul, Trabzon-İstanbul ve Ankara-Londra uçuşları paralı ağırlık-yakıt tüketimi değişimleri

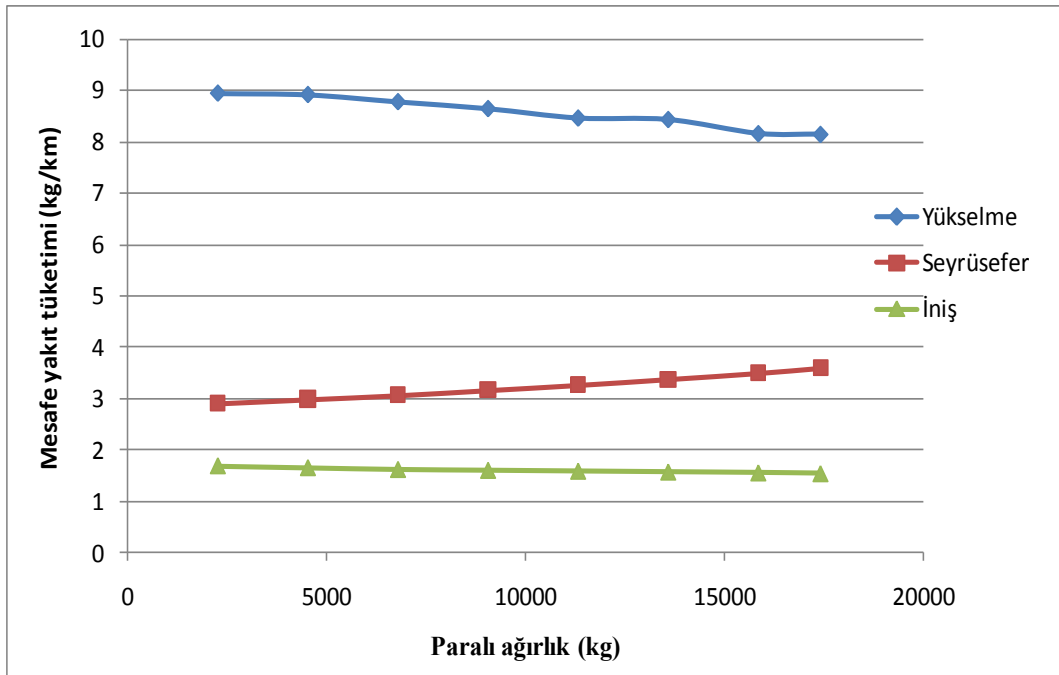


Şekil 4.15. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuşu paralı ağırlık-mesafe yakıt tüketimi değişimi

Kısa, orta ve uzun menzil uçuşları için yükselme, seyrüsefer ve inişte taşınan paralı ağırlığın fonksiyonuyla mesafe yakıt tüketimi değişimleri Şekil 4.15, Şekil 4.16 ve Şekil 4.17’de verilmektedir.



Şekil 4.16. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuşu paralı ağırlık-mesafe yakıt tüketimi değişimi



Şekil 4.17. Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuşu paralı ağırlık-mesafe yakıt tüketimi değişimi

4.7. Yolcu uçağının paralı ağırlık-menzil değişiminin incelenmesi

Uçuş menzili arttığında uçağa yüklenmesi gerekli yakıt miktarı artacağından paralı ağırlık azalacaktır. Menzilin fonksiyonuyla paralı ağırlığın değişimi havayolu işletmecisi açısından uçuşun hazırlamasında önemli bir yer tutar. Menzil-paralı ağırlık değişimi grafik üzerinde gösterilecektir. Uçağın taşıyabileceği paralı ağırlık (PA), uçağın kalkış yapabileceği en büyük ağırlıktan (K.A.) uçak boş işletme ağırlığı (DOW) ve yüklenen yakıtın (Y.A.) çıkarılmasıyla bulunur (Aydın, 1995).

$$P.Y. = K.A. - (DOW + Q) \quad (4.4)$$

Teknik açıdan uçağa yüklenebilecek maksimum paralı ağırlık (M.P.A.) uçağın yakıtsız maksimum ağırlığından uçak boş işletme ağırlığının çıkarılmasıyla hesaplanabilir.

$$M.P.A. = MZFW - DOW \quad (4.5)$$

Uçağın işletilmesi sırasında herhangi bir sınırlama yoksa (performans, yetersiz pist uzunluğu , uçuş yolunda yüksek irtifa engeli vs) belirli bir hat için uçağın kalkış yapabileceği en büyük ağırlık aşağıdakilerden en küçüğüne eşit olacaktır.

- MTOW (Maksimum kalkış ağırlığı)
- MZFW + Q (Maksimum yakıtsız ağırlık + Yakıt ağırlığı)
- MLW + Y.T.(Maksimum iniş ağırlığı + Yakıt tüketimi)

Bu ağırlıklardan MTOW, MZFW ve MLW uçak tasarımına bağlı karakteristik ağırlıklar olduğundan sabittir. Yüklenecek yakıt ağırlığı ve yakıt tüketimi ise uçulacak rotanın mesafesine bağlıdır, dolayısıyla menzil arttıkça yakıt ağırlıkları da artacaktır. Kalkış ağırlığı ve yüklenen yakıt miktarının fonksiyonu olan taşınabilir paralı ağırlık değişimi aşağıdaki kabuller yapılarak belirlenecektir.

1. Yol rezervi (Y.R.) = 0.5 x Yakıt Tüketimi (Y.T.)
2. Yedek Havaalanı Rezervi (B.R.) 200 NM yedek havaalanı mesafesinde sabit alınacaktır
3. Standart sıcaklık ve rüzgarsız uçuş koşulları

$$\text{Yüklenen Yakıt ; } Q = Y.T. + 0.5 \times Y.T. + Y.R. + B.R. \quad (4.6)$$

Yakıt tüketimi, Y.T. belirli bir motor rejimi (maksimum menzil, uzun menzil, sabit M sayısı gibi.) ve sabit uçuş seviyesi için hesaplanır.

Çizelge 4.39. Yolcu uçağı paralı ağırlık-menzil değişim kabulleri

MTOW	68040 kg	Yol rezervi	0.5 x Y.T.
MLW	56172 kg	Bekleme rezervi	1180 kg
MZFW	53070 kg	Yedek meydan rezervi	1810 kg
DOW	34430 kg	Yükselme	280 kt/0.74
Paralı ağırlık	2265 kg- 18640 kg	Seyrüsefer Mach sayısı	0.78
Uçuş seviyesi	FL 310	İniş	250 kt/0.74
Sıcaklık	ISA	Uçak motoru	CFM 56-3B-2
Rüzgar	0 KT		

Başlangıç noktası (0 NM menzil için) uçağına yüklenecek yakıt miktarı(Q)hesabı ;

$$Q = Y.T. + 0.5 \times Y.T. + Y.M.R. + B.R. = 0 + 0 + 1810 + 1180 = 2990 \text{ kg}$$

Kullanım kısıtlaması (Maksimum kalkış ağırlığı) hesabı ağırlıklar analizinden bulunacaktır ;

$$\text{MTOW} \quad : \quad 68040 \text{ kg}$$

$$\text{MZFW} + Q \quad : \quad 53070 + 2990 = \mathbf{56\ 060 \text{ kg}}$$

$$\text{MLW} + Y.T. \quad : \quad 56172 \text{ kg}$$

0 NM menzil için Kullanım kısıtlaması MZFW'den dolayıdır ve 56 060 kg'dır.

$0 - D_1$:Kullanım kısıtlaması = MZFW + Q, eğer menzil D_1 'den küçükse

MZFW'den dolayı uçak kalkış ağırlığı sınırlıdır.

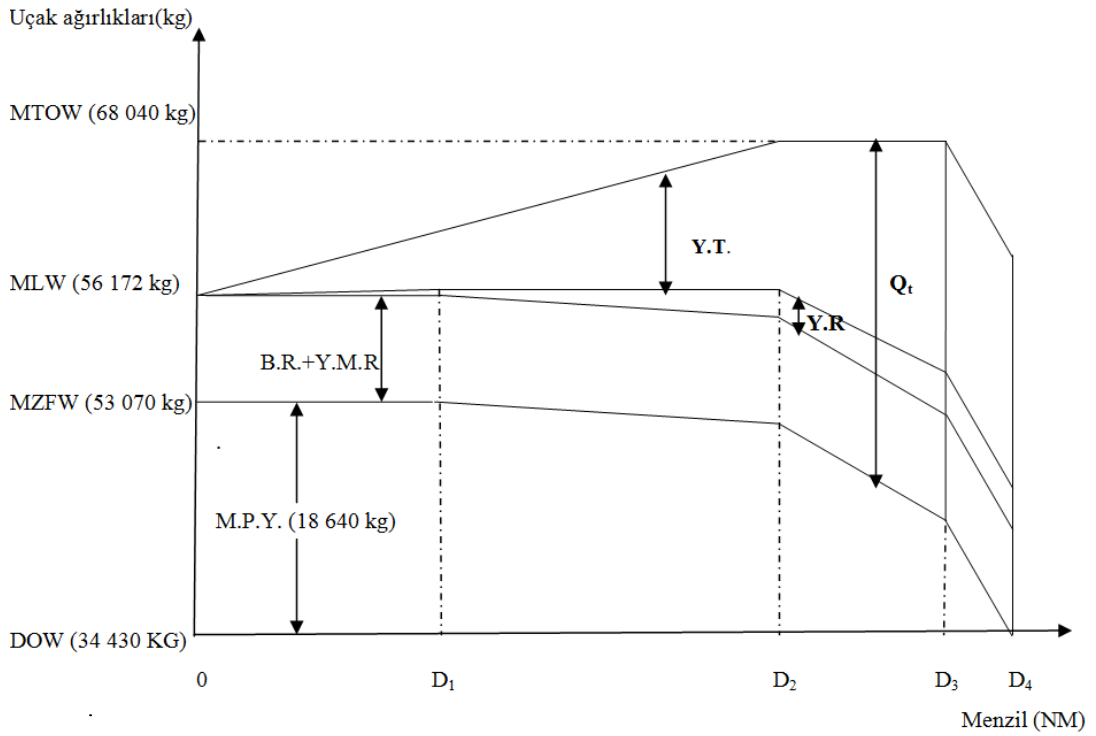
$D_1 - D_2$:Kullanım kısıtlaması = MLW + Y.T.

$D_1 < D < D_2$ menzil aralığında MLW kısıtlamasından dolayı kalkış $MLW + Y.T.$ ağırlığından yüksek bir değerde yapılamaz.

$D_2 - D_3$:Kullanım kısıtlaması = MTOW,

$D_2 < D < D_3$ menzil aralığında MTOW'den dolayı kalkış ağırlığı kısıtlıdır.

$D_3 - D_4$:Yakıt deposu kapasitesinden dolayı kısıtlıdır. Bu menzil dahilinde aynı miktar yakıtla daha uzun mesafe uçabilmek için kalkış ağırlığı ve paralı ağırlık azalacaktır.



Şekil 4.18. Uçak karakteristik ağırlıkları, paralı ağırlık ve yakıtın uçuş menziliyle değişimi

$$\begin{aligned} \text{Maksimum paralı ağırlık} &= \text{MZFW} - \text{DOW} \\ &= \mathbf{18\ 640\ kg} \end{aligned}$$

D₁ menzili hesabı:

$$D_1\text{'de } \text{MZFW} + 2990 + 1.05 \times Y.T. = \text{MLW} + Y.T.$$

$$53070 + 2990 + 1.05 \times Y.T = 56172 + 1.05 \times Y.T.$$

$$Y.T. = 2240 \text{ kg}$$

$$K.A. = 56172 + 2240 = \mathbf{58412 \text{ kg}}$$

58412 kg kalkış ağırlığıyla 2240 kg yakıt tüketilerek (yükselme: 280kt/0.74, seyrüsefer Mach sayısı : 0.78, iniş: 250 kt/0.74) kat edilen mesafe grafikleri kullanılarak 285 NM (yükselme mesafesi : 86 NM, seyrüsefer mesafesi: 101 NM, iniş mesafesi : 98 NM) olarak hesaplanmıştır. Buradan **D₁ = 285 NM** olarak hesaplandı.

D₂ menzil hesabı:

D₂ mesafesi kalkış kısıtlamasının artık MTOW'den kaynaklandığı noktadır. Bu mesafede Kalkış ağırlığı, iniş ağırlığı ve yakıt tüketiminin toplamına eşittir.

$$MLW + Y.T. = MTOW \Rightarrow Y.T. = 11870 \text{ kg}$$

68040 kg kalkış ağırlığı ile 11870 kg yakıt tüketerek kat edilen mesafe, Ek 2, 3 ve 4 çizelgeleri kullanılarak 1685 NM olarak hesaplanmıştır (yükselme 117 NM, seyrüsefer 1470 NM, iniş 98 NM). Buradan **D₂=1685 NM** olarak hesaplandı.

D₂ mesafesindeki uçağa yüklenen paralı ağırlık iniş ağırlığından inişte uçakta bulunan yakıt ve uçak boş ağırlığının çıkarılmasıyla hesaplanacaktır.

İ.A. = 56 172 kg. İnişte uçakta bulunan yakıt ağırlığı;

$$\begin{aligned} \text{Yakıt ağırlığı} &= B.R. + Y.M.R. + Y.R. (0.05 \times Y.T.) = 2990 + 0.05 \times 11870 \\ &= 3580 \text{ kg} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Paralı ağırlık} &= 56172 - 34430 - 3580 \\ &= \mathbf{18\ 162 \text{ kg}} \end{aligned}$$

D₃ menzil hesabı:

D₂ mesafesinden itibaren kullanım kısıtlaması MTOW'den ötürüdür. Paralı ağırlık artan mesafeyle daha da yüksek bir eğimle azalacaktır.

D₃ mesafe hesabında uçak maksimum kalkış ağırlığı ve maksimum yakıtla havalanmaktadır. Bu koşullardaki paralı ağırlık ve menzil verileri hesaplanacaktır.

$$K.A. = 68\ 040 \text{ kg} , \text{ Toplam yakıt} = 19\ 480 \text{ kg}$$

$$\text{Paralı ağırlık} = 68040 - 34430 - 19480 = 14\,130 \text{ kg}$$

$$\text{İ.A.} = 34430 + 14130 + 2990 + 810 = 52360 \text{ kg}, \text{ Y.T.} = 15\,680 \text{ kg}$$

Ek 2, 3 ve 4 çizelgeleri kullanılarak yükselme, iniş ve seyrüsefer verilerinden D_3 menzili **2400 NM** olarak hesaplandı.

Maksimum yolcu kapasitesiyle uçuş menzili (D_m) :

$$168 \text{ yolcunun el bagajları ile toplam ağırlığı} = 168 \times (75 + 15) = 15120 \text{ kg}$$

$$\text{Yakıt tüketimi} = 15670 - (15120 - 14130) = 14\,680 \text{ kg}$$

$$D_m = 2400 - 2180/14 = \mathbf{2\,250 \text{ NM}}$$

D_4 menzil hesabı:

D_3 menzilinden itibaren uçağa yüklenen yakıt miktarı maksimum seviyede ve sabittir. Kalkış ağırlığı azaltıldığında uçak daha hafif uçarken daha az yakıt tüketecektir. Dolayısıyla aynı yakıt tüketimi ile daha az paralı ağırlık taşıyarak daha uzun menzile uçmak mümkün olacaktır. Azalan uçak ağırlığından dolayı daha uzun mesafelere uçuş mümkün olacaktır. İniş ağırlığı uçak boş ağırlığı ve inişte uçakta bulunan yakıt ağırlığının toplanmasıyla hesaplanır. Bu hesapta uçağa yüklenen yakıt miktarı en yüksek yakıt kapasitesiyle sınırlıdır.

$$\text{İ.A.} = 34430 + 2990 + 815 = 38235 \text{ kg}; \text{ M.T.O.W.} = 68040 \text{ kg},$$

$$\text{Maksimum yakıt} = 19\,480 \text{ kg}$$

$$\text{Y.T.} = 19480 - 2990 - 815 = 15\,675 \text{ kg}$$

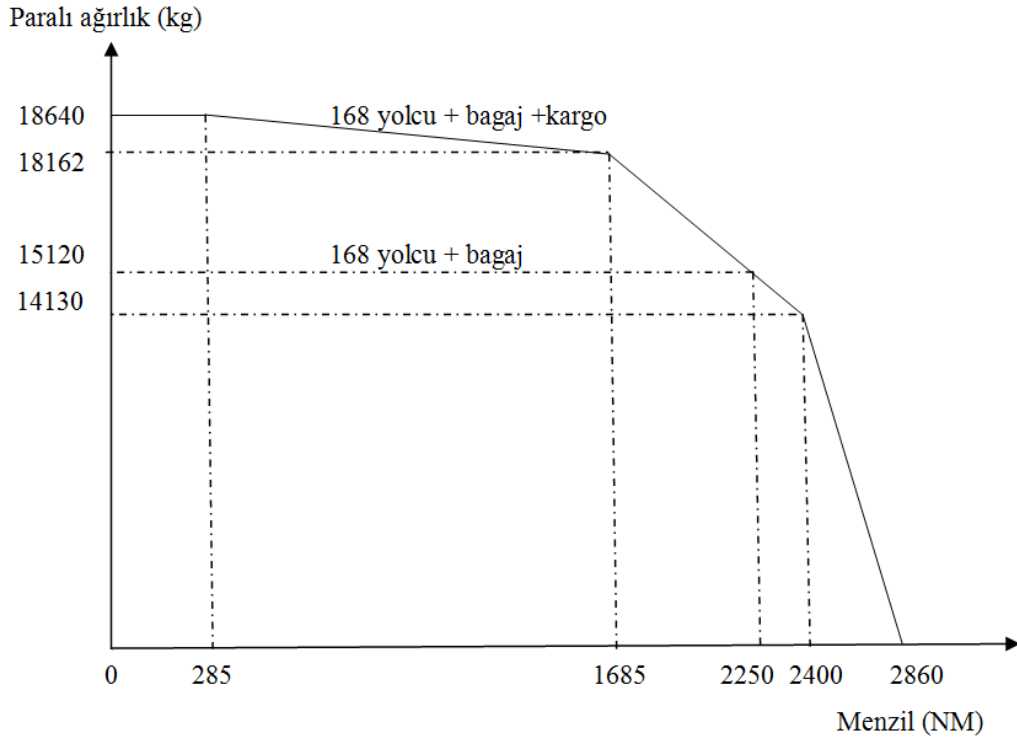
$$\text{K.A.} = 34430 + 19480 = 53\,910 \text{ kg}$$

Ek 2, 3 ve 4 çizelgeleri kullanılarak yükselme, iniş ve seyrüsefer verilerinden D_4 menzili **2860 NM** olarak hesaplandı. Bu hesaplama inişte uçakta bekleme, yol ve yedek havaalanı rezervleri toplamı olan 3805 kg yakıt bulanması durumuna göre yapılmıştır.

D_4 teorik mesafesi ikinci bir seçenek olarak inişte uçakta bulunacak toplam yakıt rezervinin 1800 kg olması durumu için hesaplanacaktır.

$$\text{K.A.} = 53\,907 \text{ kg}, \text{ İ.A.} = 36240 \text{ kg}, \text{ Y.T.} = 17667 \text{ kg}$$

Ek 2, 3 ve 4 çizelgeleri kullanılarak D_4 menzili **3220 NM** olarak hesaplandı.



Şekil 4.19. Yolcu uçağı paralı ağırlık-menzil değişimi

Şekil 4.19’da B737-400 uçağının paralı ağırlık-menzil değişim grafiğı verilmektedir. Uçağın taşıyabileceğı maksimum ağırlık 18640 kg’dır ve bu yükü 285 NM (D_1) menzile değın taşıyabilir. Menzil arttıkça uçağı daha fazla yakıt yüklemek gerekeceğı için taşınan paralı ağırlık azalacaktır. D_2 menzili olan 1685 NM’a taşınabilecek en büyük paralı ağırlık 18162 kg’dır. Maksimum yolcunun (168 yolcu+bagaj) ekstra kargo yüklenmeden taşınabileceğı en büyük menzil 2250 NM’dır. B737-400 uçağın hiç yük taşımadan kat edebileceğı maksimum menzil 2860 NM olarak bulunmuştur.

4.8. Yolcu uçağından çevreye atılan emisyonlar

Bu bölümde yolcu uçağının incelenen üç uçuş rotası için (Eskişehir - İstanbul, Trabzon-İstanbul ve Ankara-Londra) taşınan paralı ağırlığın fonksiyonuyla iniş-kalkış (LTO, low take off) ve tüm uçuş boyunca çevreye atılan egzoz emisyonlarının kütleleri hesaplanmıştır. Her üç etap için uçuş boyunca harcanan toplam yakıt tüketimleri önceki bölümlerde taşınan paralı ağırlığın

fonksiyonuyla Ek 2, 3 ve 4 çizelgelerinde verilen performans verileri kullanılarak hesaplanmıştır. Toplam yakıt tüketimi uçağın apronda harekete başlamasından itibaren, yükselme, seyrüsefer, iniş ve pist üzerinde taksi hareketi sonucunda motorlar susturuluncaya kadar tüketilen toplam yakıt miktarıdır. Uçak motorlarından çevreye atılan emisyonların çevre üzerindeki yarattığı olumsuz etkilerden tezin giriş kısmında bahsedilmiştir.

Çizelge 4.40'da IPCC 2006 emisyon değerleri raporuna göre B737-400 uçağından iniş-kalkış (LTO) kısmında atmosfere atılan egzoz emisyonların kütleleri verilmiştir. Bu çizelgedeki emisyon değerleri referans alınarak Eskişehir-İstanbul, Trabzon-İstanbul ve Ankara-İstanbul uçuşlarında çevreye atılan emisyonlar hesaplanarak Çizelge 4.42, 4.43 ve 4.44'de sunulmuştur.

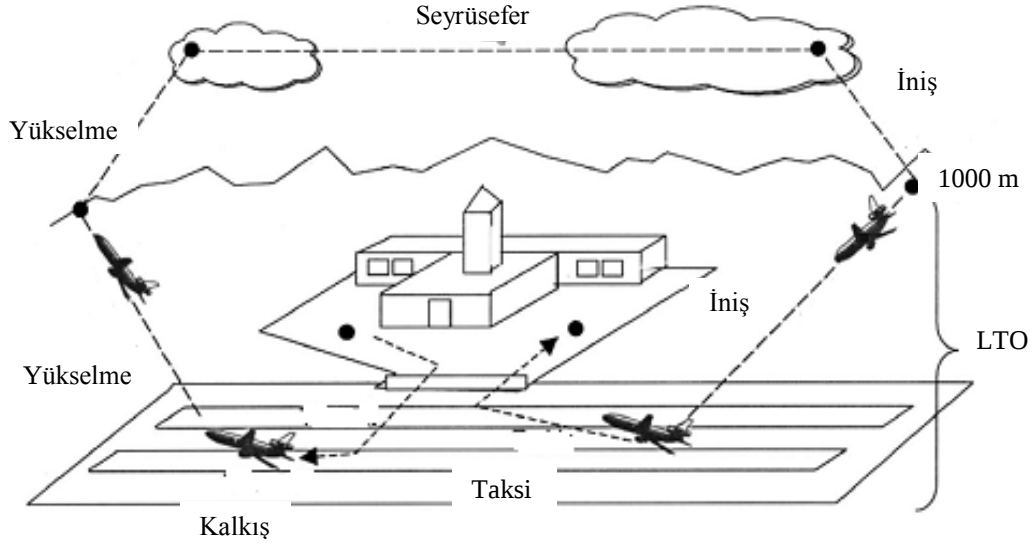
Çizelge 4.40. B737-400 yolcu uçağı egzoz emisyonları (kg) (IPCC 2006)

CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	NMVOC	SO ₂	LTO
2480	0.08	0.1	7.19	13.03	0.75	0.78	780

Çizelge 4.40'da görüldüğü üzere en büyük kütleye sahip egzoz emisyonu karbondioksittir ve her 1 kg yakıt tüketimi için çevreye 3.18 kg karbondioksit gazı atılmaktadır. İkinci sırada 19 gramla karbonmonoksit takip etmektedir. Çizelge 4.41'de CFM56-7B turbofan motorundan uçuş safhalarında çevreye atılan egzoz emisyonları verilmiştir.

Çizelge 4.41. CFM56-7B motor emisyon oranları (g/kg) (ICAO 2008).

	Kalkış	Tırmanış	Yaklaşma	Rölanti	LTO (kg)
HC	0,1	0,1	0,1	1,9	361 g
CO	0,2	0,6	1,6	18,8	3533 g
NO _x	28,8	22,5	10,8	4,7	6149 g
Motor rejimi	100	85	30	7	
Zaman (dk)	0,7	2,2	4	26	
Yakıt tüketimi(kg/sn)	1,221	0,999	0,338	0,113	441 kg



Şekil 4.20. ICAO tarafından tanımlanan standart iniş kalkış çevrimi (LTO)

Şekil 4.20’de görüldüğü gibi çevreye atılan emisyonlar uçuş fazı 2 kısımda incelenir. 1nci kısım iniş-kalkış (LTO) safhası, bu bölüm uçağın yerde çalıştırılmaya başlamasından itibaren 1000 m yüksekliğe tırmanma ve 1000 m’in altındaki iniş, yaklaşma ve pist üzerindeki taksi hareketlerini içerir. LTO yakıtı bu safhada tüketilen yakıt miktarını göstermektedir. 2nci kısım 1000 m’nin üzerindeki yükselme, iniş ve seyrüsefer fazlarını içermektedir. Bu kısımda hem LTO hem de tüm uçuş boyunca atmosfere atılan emisyonlar hesaplanacaktır.

4.8.1. İniş-kalkış (LTO) safhasında çevreye atılan emisyonlar

İniş-kalkış kısmında yakıt tüketimi kalkış öncesi ve iniş sonrası pist üzerindeki yakıt tüketimleri ve 1000 m yüksekliğe değin yükselme ve 1000 m irtifadan iniş hareketlerini yakıt tüketimlerinin toplamlarından hesaplanır. Çizelge 4.42’de B737-400 motoruna ait ortalama LTO yakıt tüketimi ve emisyonlar verilmiştir. İncelenen üç farklı uçuş hattı için LTO fazındaki yakıt tüketimleri hesaplanarak Çizelge 4.40’da verilen emisyon oranları kullanılarak emisyonlar hesaplanmıştır.

4.8.2. Eskişehir-İstanbul uçuşu

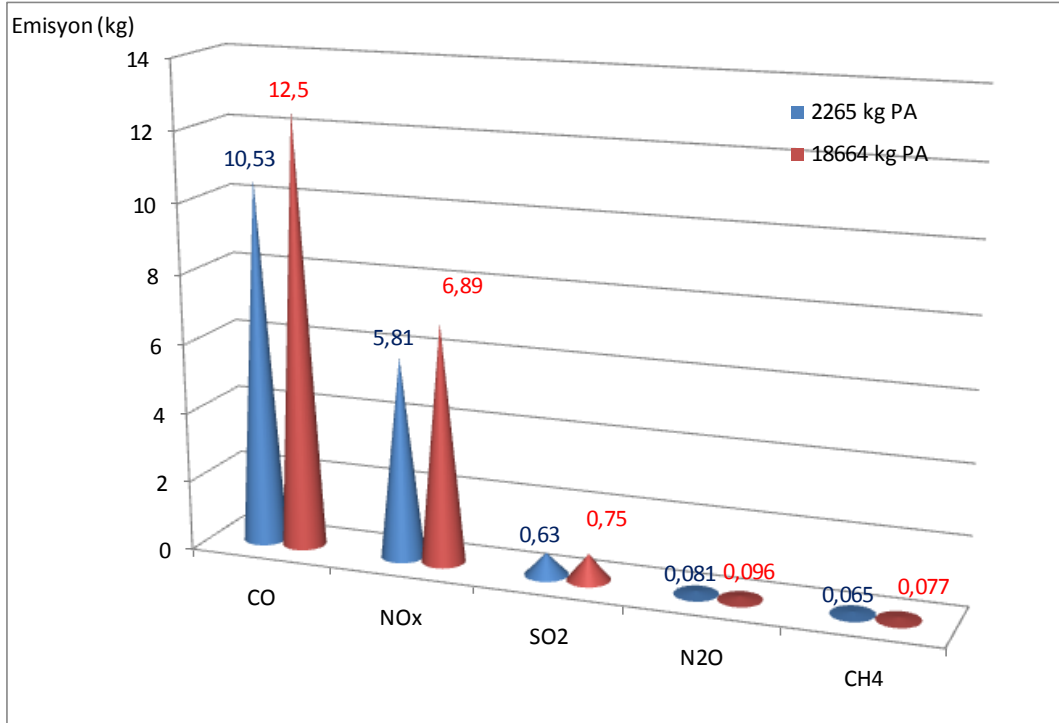
LTO yakıtı yükselme ve iniş performans eğrilerinden uçak ağırlığı ve irtifamın fonksiyonuyla elde edilen yakıt tüketimleri ve toplam 226 kg olarak seçilen taksi yakıtlarından hesaplanacaktır. Bu hatta LTO yakıt tüketimi ve emisyon değerleri 2265 kg ve 18644 kg (maksimum paralı ağırlık) paralı ağırlık taşınması durumları için hesaplanmıştır (Çizelge 4.42),

K.A. = 41360 kg için LTO = 600 + 500 + 290 = 1390 lb (630 kg)

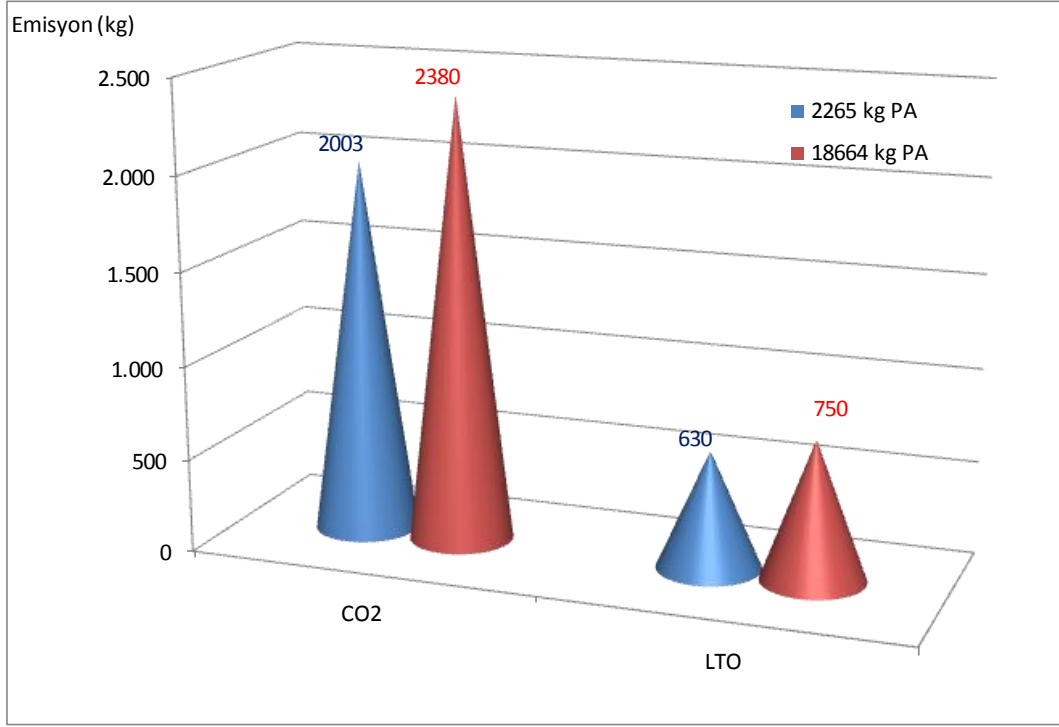
K.A. = 58100 kg için LTO = 860 + 500 + 290 = 1650 lb (750 kg)

Çizelge 4.42. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuşu iniş-kalkış safhası egzoz emisyonları (kg)
(IPCC 2006'dan türetildi).

K.A. (kg)	Yük(kg)	CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	LTO
41 360	2 265	2 003	0,065	0,081	5,81	10,53	0,63	630
58 100	18 664	2 380	0,077	0,096	6,89	12,50	0,75	750



Şekil 4.21. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuşu iniş kalkış safhasında çevreye atılan bazı egzoz emisyonları



Şekil 4.22. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuşu iniş kalkış safhasında yakıt tüketimi ve CO₂ emisyonu

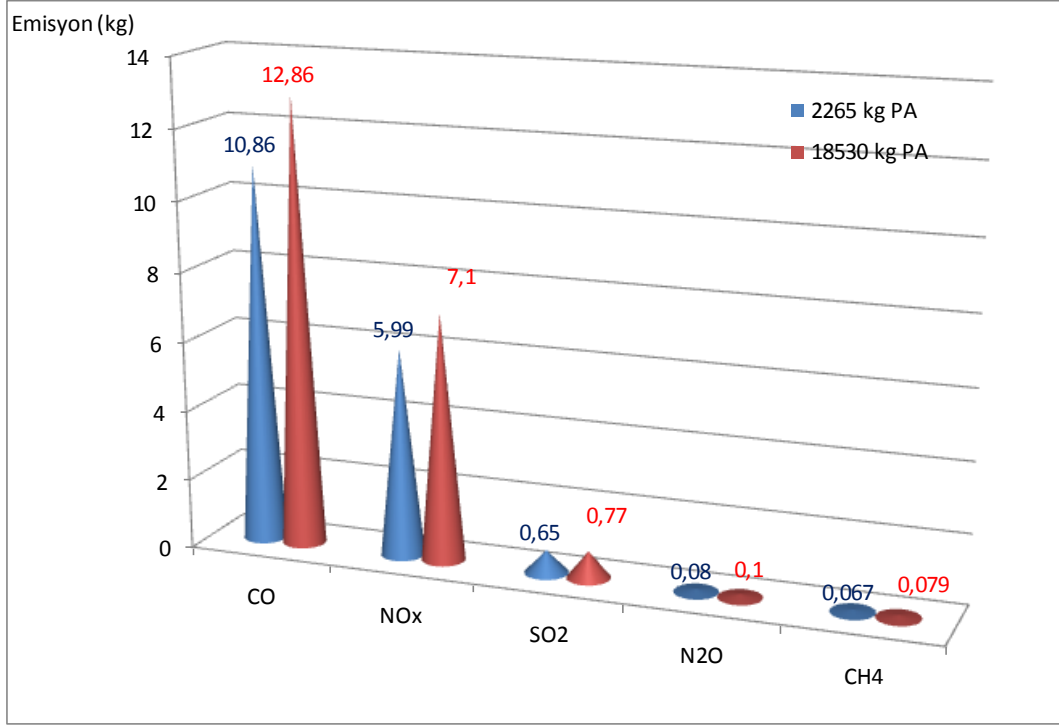
4.8.3. Trabzon-İstanbul uçuşu

Çizelge 4.43’de LTO yakıt tüketimi ve emisyon değerleri benzer şekilde 2265 kg (25 yolcu) ve 18530 kg (maksimum paralı ağırlık) paralı ağırlık taşınması durumları için hesaplanmıştır,

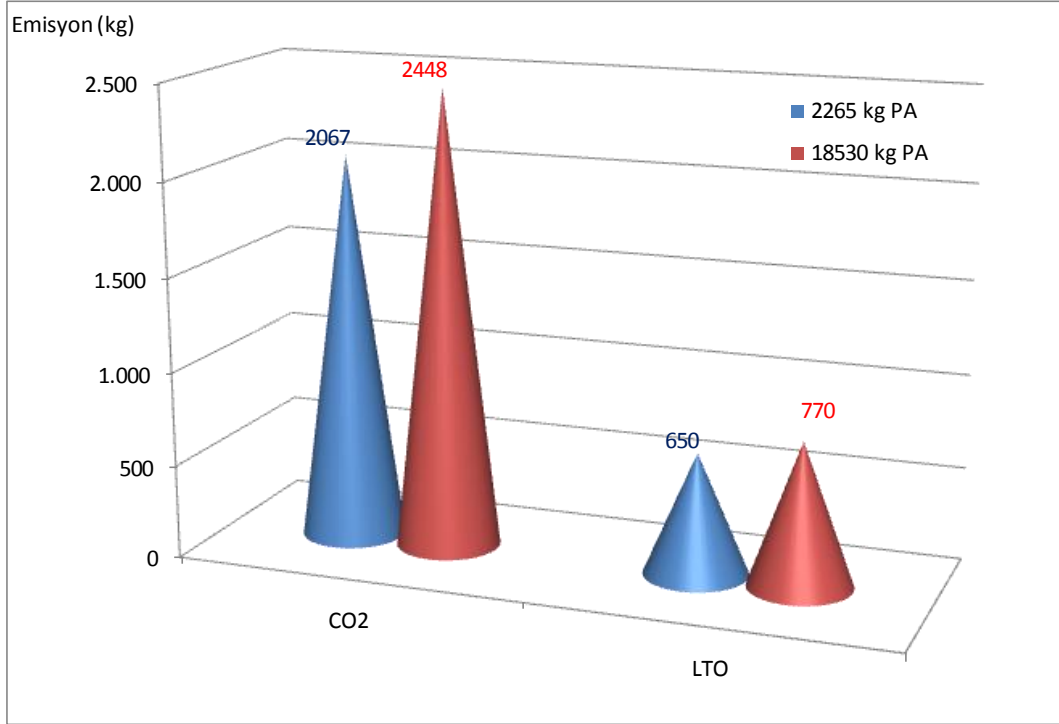
$$\begin{aligned} \text{K.A.} &= 43300 \text{ kg için} & \text{LTO} &= 650 \text{ kg} \\ \text{K.A.} &= 60200 \text{ kg için} & \text{LTO} &= 770 \text{ kg} \end{aligned}$$

Çizelge 4.43. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuşu iniş-kalkış safhası egzoz emisyonları (kg) (IPCC 2006’dan türetili).

K.A.	Yük	CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	LTO
43 300	2 265	2 067	0,067	0,08	5,99	10,86	0,65	650
60 200	18 530	2 448	0,079	0,10	7,10	12,86	0,77	770



Şekil 4.23. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuşu iniş kalkış safhasında çevreye atılan bazı egzoz emisyonları



Şekil 4.24. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuşu iniş kalkış safhasında yakıt tüketimi ve CO₂ emisyonu

4.8.4. Ankara-Londra uçuşu

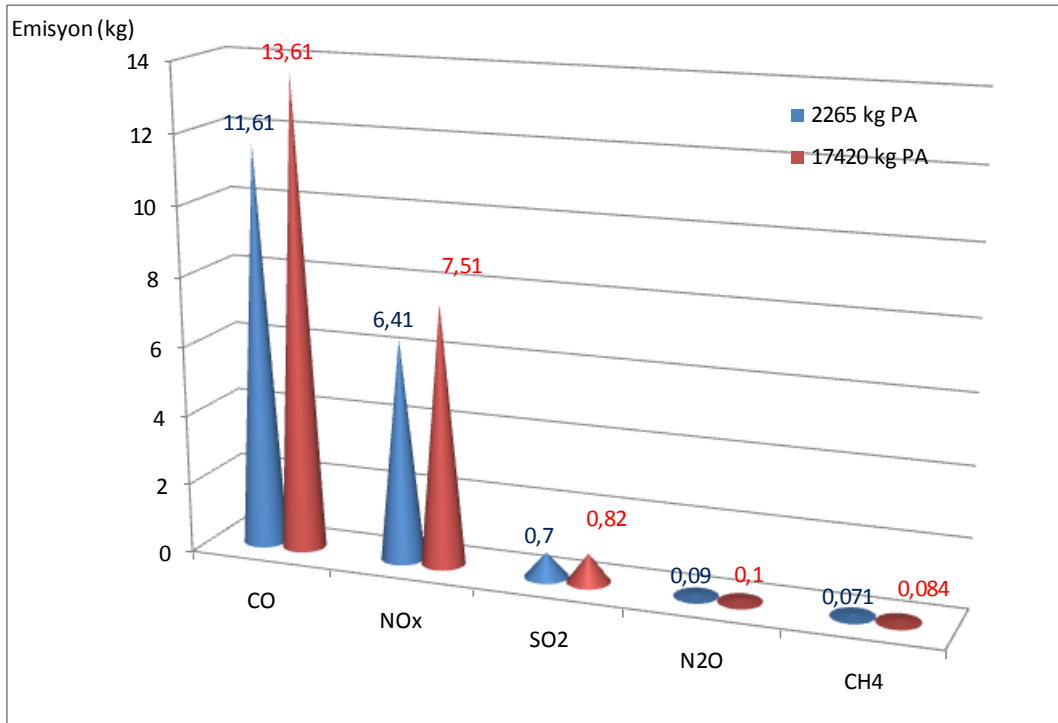
Çizelge 4.44’de LTO yakıt tüketimi ve emisyon değerleri benzer şekilde 2265 kg (25 yolcu) ve 17420 kg (maksimum paralı ağırlık) paralı ağırlık taşınması durumları için hesaplanmıştır,

K.A. = 50470 kg için LTO = 695 kg

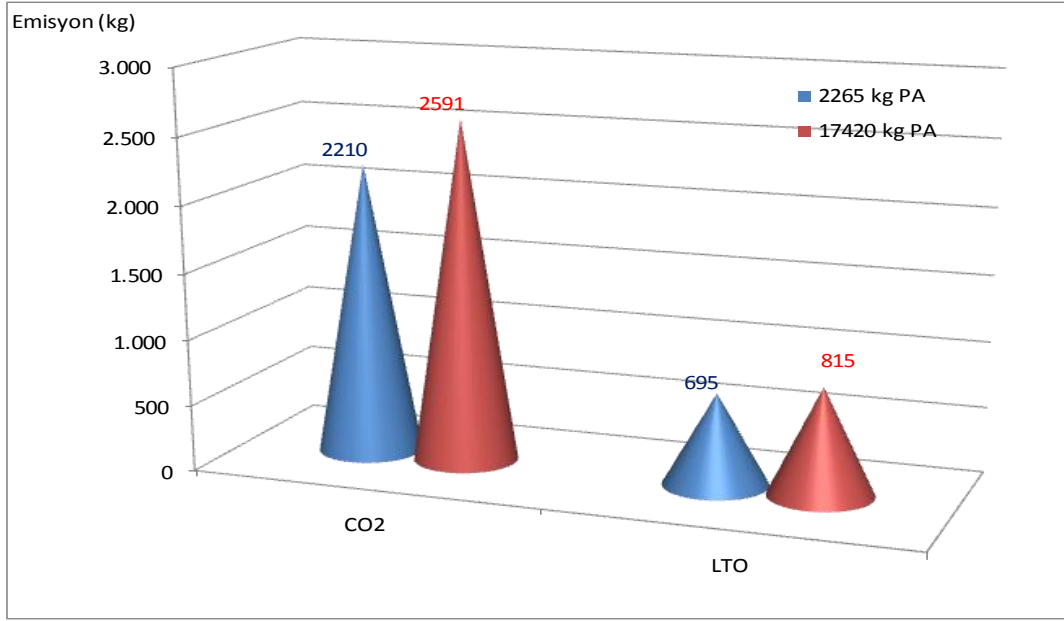
K.A. = 68040 kg için LTO = 815 kg

Çizelge 4.44. Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuşu iniş-kalkış safhası egzoz emisyonları (kg)
(IPCC 2006’dan türetili).

K.A.	Yük	CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	LTO
50 470	2 265	2 210	0,071	0,09	6,41	11,61	0,70	695
68 040	17 420	2 591	0,084	0,10	7,51	13,61	0,82	815



Şekil 4.25 Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuşu iniş kalkış safhasında çevreye atılan bazı egzoz emisyonlar



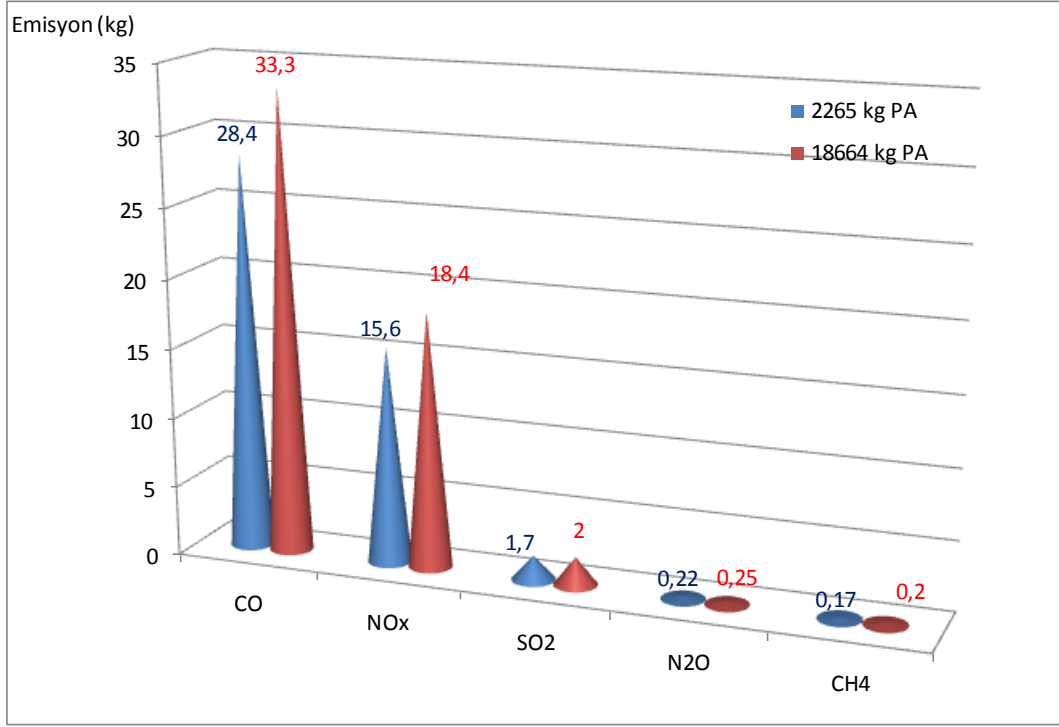
Şekil 4.26 Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuşu iniş kalkış safhasında yakıt tüketimi ve CO₂ emisyonu

4.8.5. Tüm uçuşta çevreye atılan emisyonları

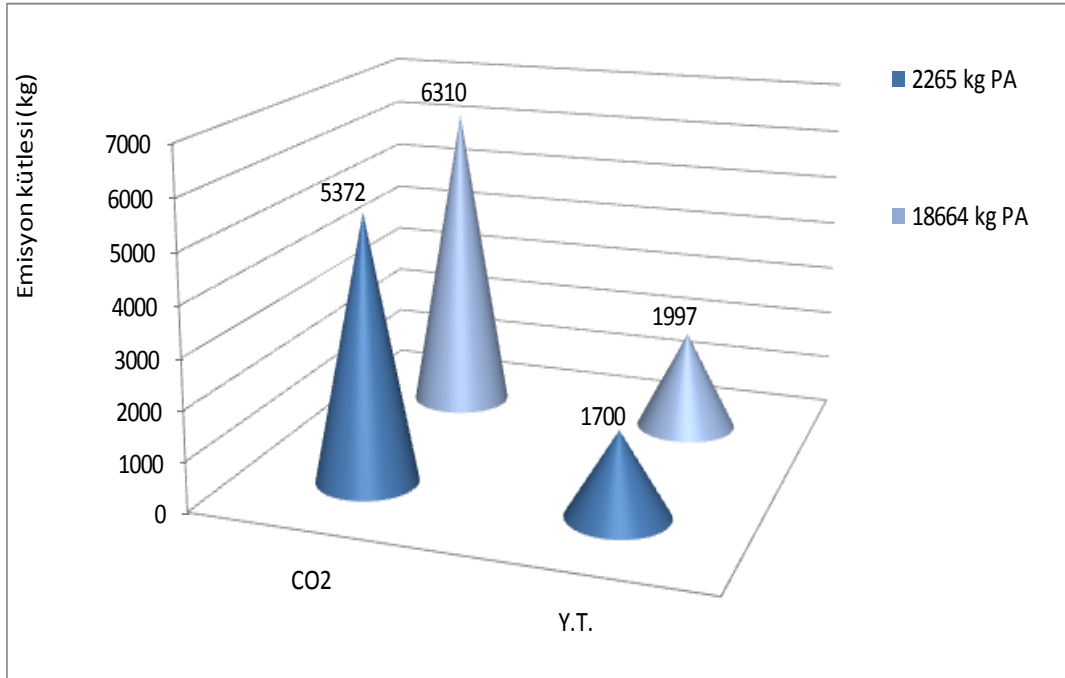
Yolcu uçağının Eskişehir-İstanbul, Trabzon-İstanbul ve Ankara-Londra uçuşlarında taşınan paralı ağırlıkla tükettikleri yakıtlar önceki bölümlerde hesaplanmıştı. Atmosfere atılan emisyon oranları Çizelge 4.40'da LTO fazı için verilen oranlar kullanılarak her üç uçuş hattı için taşınan paralı ağırlığın fonksiyonuyla hesaplanarak Çizelge 4.45, 46 ve 47'de sunulmuştur. Emisyonların grafiksel gösterimleri de Şekil 4.24, 25 ve 26'da verilmiştir.

Çizelge 4.45. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuşunda çevreye atılan emisyonlar (kg) (IPCC 2006'dan türetili).

P.Y.	CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	Y.T.
2265	5372	0.174	0.218	15.67	28.4	1.7	1700
4530	5511	0.1785	0.2236	16.076	29.1	1.74	1744
6800	5656	0.1832	0.2295	16.5	29.9	1.79	1790
9060	5726	0.1855	0.2324	16.7	30.2	1.81	1812
11325	5890	0.1908	0.2387	17.15	31.1	1.86	1864
13590	6054	0.1961	0.245	17.6	32	1.91	1916
18664	6310	0.204	0.256	18.4	33.3	1.99	1997



Şekil 4.27. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuşunda çevreye atılan egzoz emisyonları

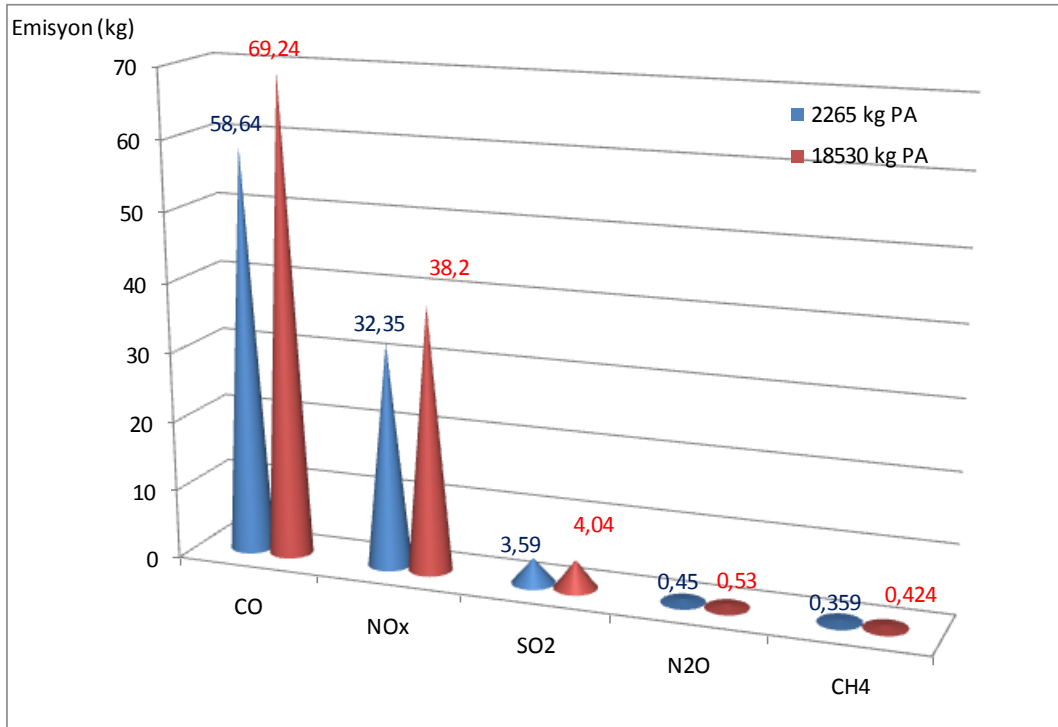


Şekil 4.28. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuşunda yakıt tüketimi ve CO₂ emisyonu

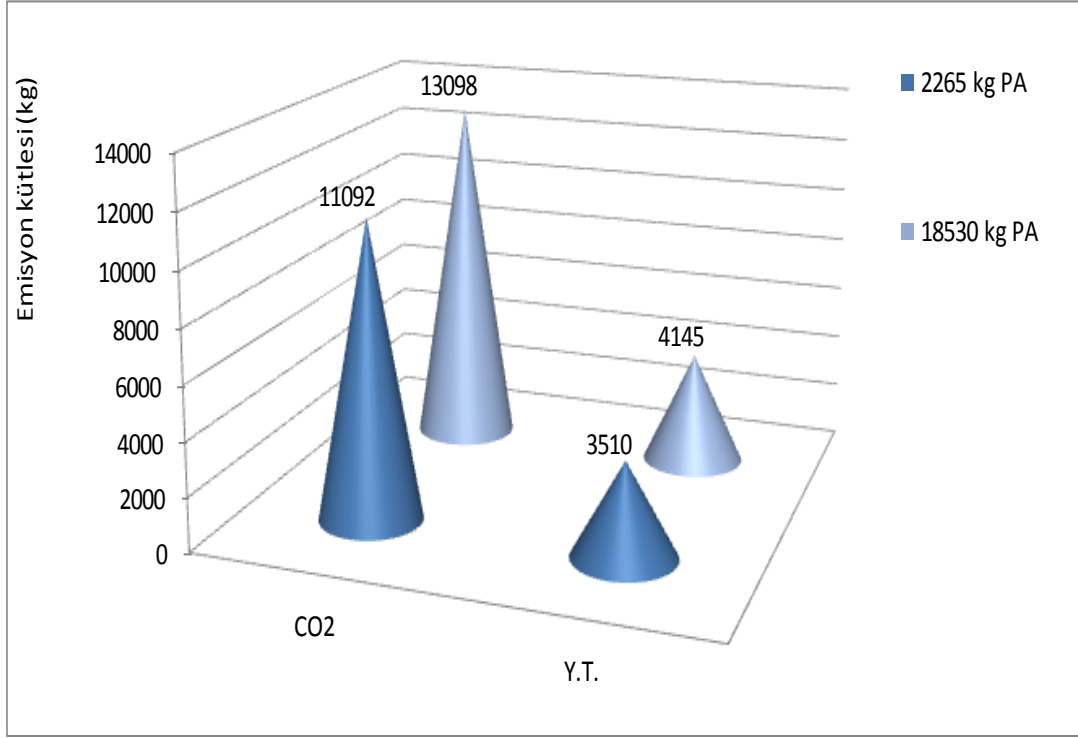
Karbondioksit (CO₂) atmosfere atılan gazlar içinde en büyük kütleye sahiptir. Eskişehir-İstanbul hattında 18664 kg paralı ağırlık taşıyarak gerçekleştirilen uçuşta çevreye 6310 kg CO₂ gazı atılmaktadır. Trabzon-İstanbul uçuşunda ise bu miktar 18530 kg paralı ağırlık taşırken 13098 kg olarak hesaplanmıştır.

Çizelge 4.46. Yolcu uçağı Trabzon -İstanbul uçuşunda çevreye atılan emisyonlar (kg)
(IPCC 2006'dan türetili).

P.Y.	CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	Y.T.
2265	11092	0.359	0.45	32.35	58.64	3.51	3510
4530	11344	0.367	0.46	33.09	59.97	3.59	3590
6800	11597	0.375	0.47	33.83	61.3	3.67	3670
9060	11846	0.383	0.48	34.555	62.625	3.75	3749
11325	12096	0.392	0.49	35.28	63.95	3.83	3828
15860	12766	0.413	0.52	37.24	67.49	4.04	4040
18530	13098	0.424	0.53	38.2	69.24	4.14	4145



Şekil 4.29. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuşunda çevreye atılan egzoz emisyonları

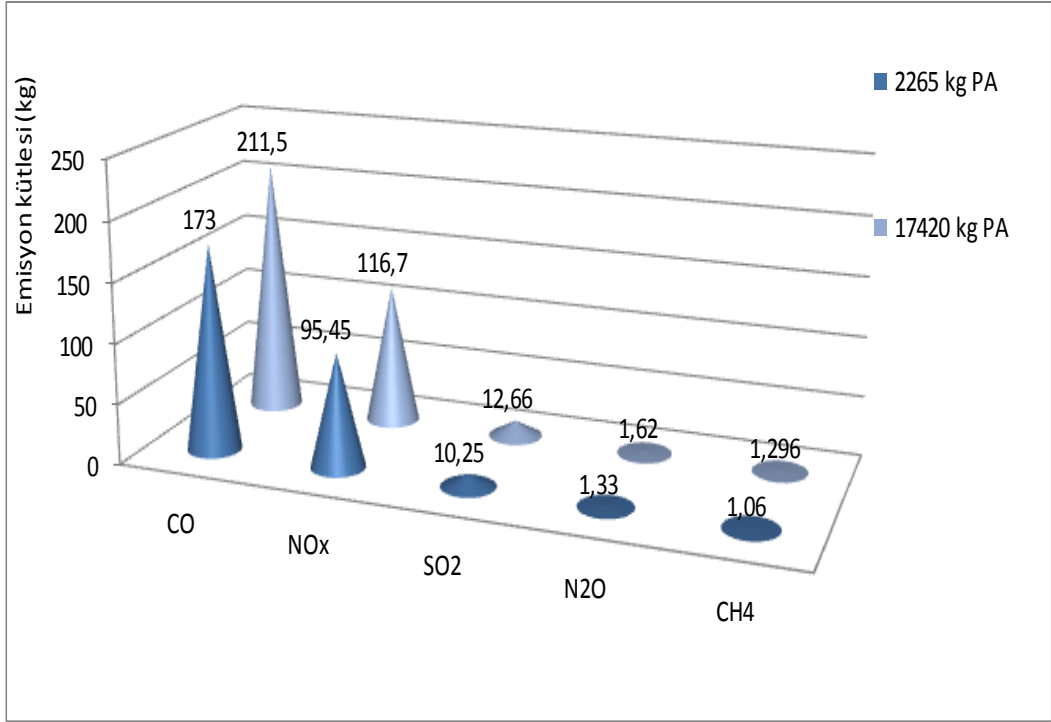


Şekil 4.30. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuşunda yakıt tüketimi ve CO₂ emisyonu

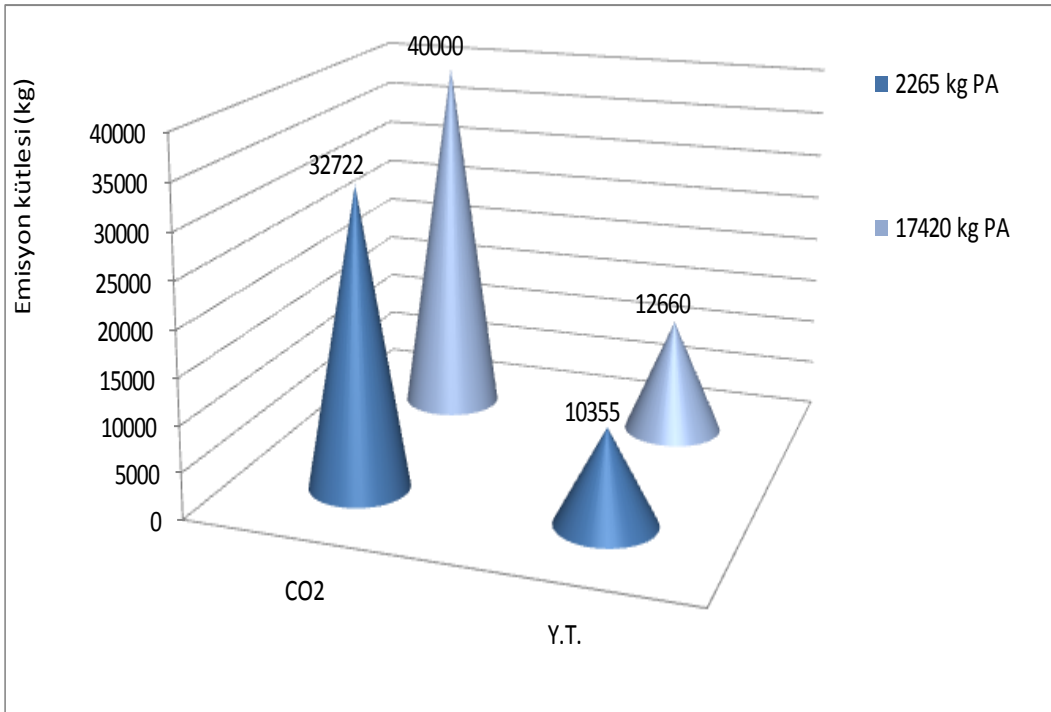
Ankara-Londra uçuşunda 17420 kg ağırlık taşınarak gerçekleştirilen uçuşta toplam 12660 kg yakıt tüketilmekte, çevreye 40 ton karbondioksit gazı atılmaktadır, en az atılan emisyon gazı ise sadece 1.3 kg ile CH₄ gazıdır.

Çizelge 4.47. Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuşunda çevreye atılan emisyonlar (kg)
(IPCC 2006'dan türetili).

P.Y.	CO ₂	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	SO ₂	Y.T.
2265	32722	1.06	1.33	95.45	173	10.25	10355
4530	33575	1.085	1.36	97.92	177.5	10.575	10625
6800	34428	1.11	1.39	100.4	182	10.9	10895
9060	35464	1.145	1.435	103.4	187.5	11.225	11223
11325	36500	1.18	1.48	106.4	193	11.55	11551
15860	39060	1.265	1.585	113.9	206.5	12.36	12360
17420	40000	1.296	1.62	116.7	211.5	12.66	12660



Şekil 4.31. Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuşunda çevreye atılan egzoz emisyonları



Şekil 4.32. Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuşunda yakıt tüketimi ve CO₂ emisyonu

BÖLÜM 5

TİCARİ UÇAK VE UÇAK MOTORLARI EKSERJETİK SÜRDÜRÜLEBİLİRLİK İNDİKATÖRLERİ

Bu bölümde 3ncü bölümde ekserji analizleri gerçekleştirilen turbofan ve turboprop motorları ile kısa, orta ve uzun menzil uçuş analizleri gerçekleştirilen yolcu uçağının ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri hesaplanacaktır. Midilli ve arkadaşları (2011) ve Midilli ve Dinçer (2009) tarafından ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri geliştirilmiştir. Geliştirilen indikatörlerden altı adedi ele alınmış ve referans olarak incelenen uçak motorları ve ticari yolcu uçağı için ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri hesaplanmıştır. İncelenen ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri aşağıda sıralanmıştır,

- Ekserji verimi (η_{ex})
- Atık ekserji oranı (r_{ae})
- Ekserji geri kazanabilirlik oranı (r_{gk})
- Ekserji yıkım oranı (f_{ey})
- Çevresel etki faktörü (r_{cef})
- Ekserji sürdürülebilir indeksi (Θ_{esi})

5.1. Turbofan motoru ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri

CFM56-7B turbofan motorunun test odasında maksimum itkide çalıştırılması durumu için 3ncü bölümde gerçekleştirilen ekserji analiz sonuçları kullanılarak sürdürülebilirlik indikatörleri hesaplanmıştır. Turbofan motoru üzerindeki ekserji dengesi (5.1) denklemiyle ifade edilebilir. Burada sisteme giren ekserji toplamı sistemin ürettiği faydalı ekserji, sistemde meydana gelen yıkım ekserjisi ve kayıp ekserjilerin toplamına eşittir.

$$\sum \dot{E}x_g = \sum \dot{E}x_{\zeta}^{itki} + \sum \dot{E}x_{\zeta}^k + \sum \dot{E}x_{\zeta}^y \quad (5.1)$$

Bu denklemde,

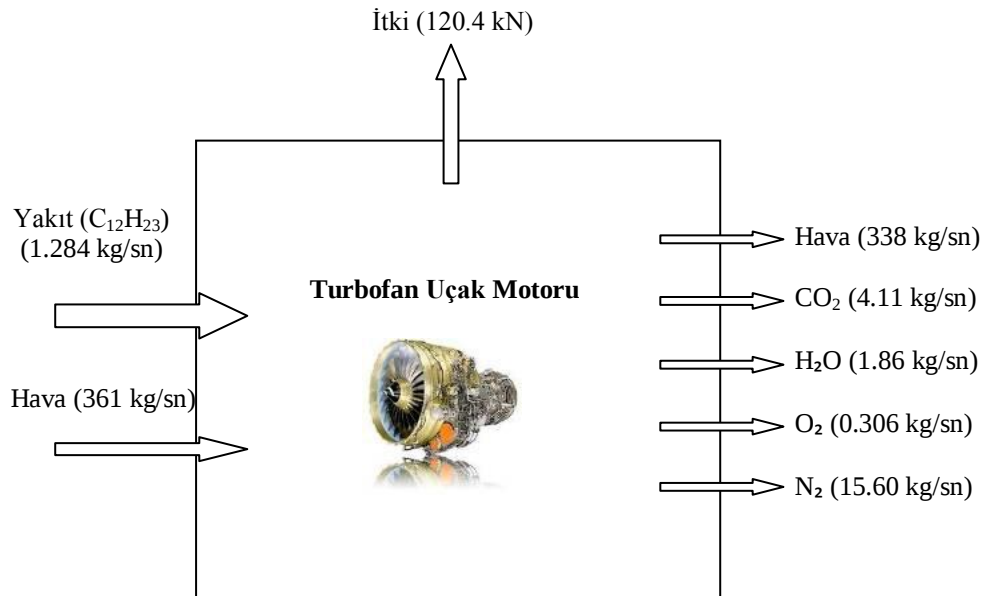
$\dot{E}x_{\zeta}^{itki}$: Üretilen faydalı ekserji (İtki ekserjisi)

$\dot{E}x_{\zeta}^k$: Kayıp ekserji toplamı

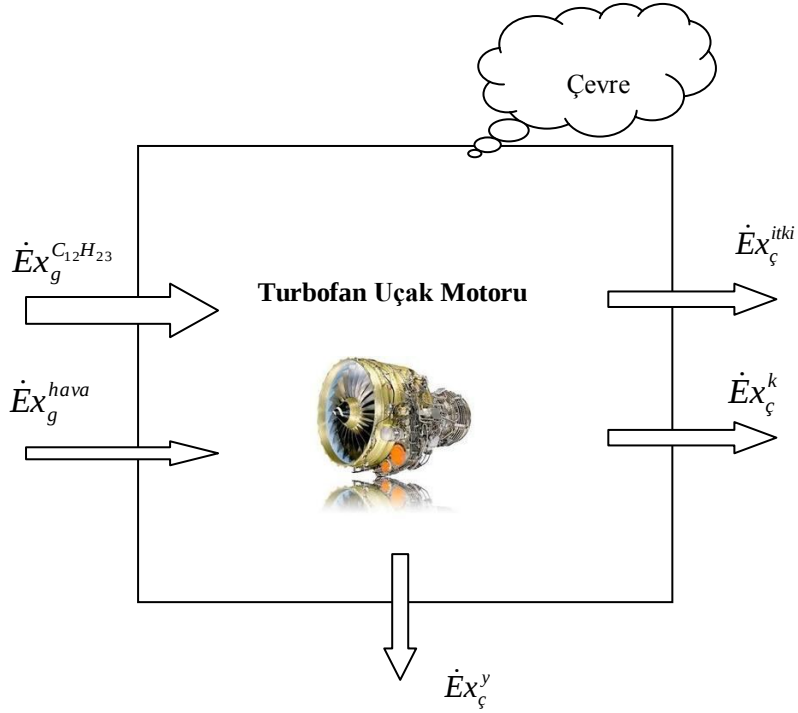
$\dot{E}x_{\zeta}^y$: Yıkım ekserji toplamı

ifade etmektedir.

Turbofan motoru ekserji analizi motorun maksimum güçte çalıştırılması durumu için yapılmıştır. Uçak motorları kalkış anında hızlanmak ve yükselebilmek için genellikle maksimum güçte çalıştırılır, dolayısıyla turbofan motorun maksimum güç çalıştırılmasındaki elde edilen ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri bu motorların kullanıldığı uçağın kalkış durundaki ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörlerini de ifade etmektedir. Turbofan motora giren ve çıkan ürünler ve ürünlerin ekserjileri Şekil 5.1 ve 5.2’de verilen kontrol hacimlerinde gösterilmiştir.



Şekil 5.1. Turbofan motoru kütle ve enerji akışları



Şekil 5.2. Turbofan motoru şematik ekserji denge diyagramı.

Turbofan motora giren ekserjiler yakıtın ekserjisi ve havanın ekserjileridir. Motora giren havanın bir kısmı yanma işleminde kullanılır büyük bir kısmı ise hızlandırılarak fan ve çekirdek kısmından atılır, bunun sonucunda üretilen motor itkisi sayesinde uçağın hızlanması ve havada tutunması sağlanır. Bu çalışmada girişte havanın kimyasal ekserjisi hesaba katılmış, giriş ve çıkışta kinetik ve potansiyel ekserjileri ihmal edilmiştir.

Motordan elde edilen itki kuvveti motorun çalışması sonucunda üretilen çıktıdır ve birimi kN'dur. İtki kaynaklı faydalı ekserji, itki (kN) ve uçuş hızının (m/sn) çarpımından hesaplanmıştır. Motor girişinde hava hızı debi denkleminde elde edilmiştir. İtki ve hava debisi test sırasında ölçülmektedir.

Giriş hava hızı hesabı:

Giriş hava hızı debi (5.2) kullanılarak hesaplanacaktır. Fan çapı 154 cm'dir.

$$\text{İtki} = 120.4 \text{ kN}, \quad \dot{m}_{hava} = 361 \text{ kg/sn}, \quad \rho = 1.225 \text{ kg/m}^3, \quad A = \Pi.r^2 = 1.88 \text{ m}^2$$

$$\dot{m}_{hava} = \rho.V.A \quad (5.2)$$

$$V = 156 \text{ m/s}$$

Faydalı ekserji hesabı ($\dot{E}x_{\zeta}^{itki}$) :

Faydalı ekserji itki ve giriş hava hızının çarpımından elde edilir;

$$\dot{E}x_{\zeta}^{itki} = 120.4 \text{ kN} \times 156 \text{ m/s} = 18.81 \text{ MW} \quad (5.3)$$

Yakıt ve havanın kimyasal ekserjisi:

Yakıtın kimyasal ekserjisi ($\dot{E}x_g^{C_{12}H_{23}}$) 3ncü bölümde (2.34) formülü kullanılarak hesaplanmıştır;

$$\dot{E}x_g^{C_{12}H_{23}} = 59.2 \text{ MW}$$

Motora 288 K sıcaklıkta giren 362 kg/s debideki havanın kimyasal ekserjisi ($\dot{E}x_g^{hava}$) hava içerisindeki bileşenlerin mol oranları kullanılarak (2.23) denklemiyle elde edilmiştir.

$$\dot{E}x_g^{hava} = 0.5 \text{ MW}$$

Bu durumda motora giren toplam ekserji,

$$\dot{E}x_g = \dot{E}x_g^{C_{12}H_{23}} + \dot{E}x_g^{hava} = 59.7 \text{ MW}$$

Kayıp ($\dot{E}x_{\zeta}^k$) – yıkım ($\dot{E}x_{\zeta}^y$) ekserjileri hesabı:

Ekserji denge denklemi Şekil 5.2’de gösterilen kontrol hacmi üzerinde aşağıdaki biçimde ifade edilecektir.

$$\dot{E}x_g = \dot{E}x_{\zeta}^{itki} + \dot{E}x_{\zeta}^k + \dot{E}x_{\zeta}^y \quad (5.4)$$

Bölüm 3’te fan ve egzozdan atılan sıcak gazların fiziksel ekserjileri toplamı 35.34 MW olarak bulunmuştu. Motorun ürettiği faydalı ekserji olan itki ekserjiside (18.81 MW) bu değerin içinde yer almaktadır. Buradan egzoz ve fandan atmosfere atılan gazların toplam kayıp ekserjisi aşağıda hesaplanmıştır,

$$\dot{E}x_{\zeta}^k = \dot{E}x_{\zeta}^{ph} - \dot{E}x_{\zeta}^{itki} = 35.34 - 18.81 = 16.53 \text{ MW}$$

Ekserji denge denkleminde diğer bilinmeyen değer olan toplam yıkım ekserjisi ($\dot{E}x_{\zeta}^y$) şu şekildedir,

$$\begin{aligned}\dot{E}x_{\zeta}^y &= \dot{E}x_g - \dot{E}x_{\zeta}^{itki} - \dot{E}x_{\zeta}^k \\ &= 59.7 - 18.81 - 16.53 \\ &= 24.36 \text{ MW}\end{aligned}$$

Kayıp ekserji ($\dot{E}x_{\zeta}^k$) atmosfere atılan ve tekrar kullanılmayan sıcak gazların fiziksel ekserjileri içinde yer almaktadır. Fiziksel ekserjinin bir kısmı uçağın havalanması ve uçuşunu sürdürebilmesi için gereken itkiyi üretirken (faydalı ekserji) kalan kısmı tekrar kullanılmamak üzere atmosfere atılır (kayıp ekserji). Pratik olarak faydalı ekserji olan itki'den kaynaklanan ekserji (faydalı ekserji) haricindeki ekserji tekrar kullanılmadıklarından ötürü kayıp ve yıkım ekserjisi olarak kabul edilmiştir.

Turbofan motorunun ekserjetik sürdürülebilir indikatör hesaplamaları aşağıda verilmektedir.

5.1.1. Turbofan motoru ekserji verimi (η_{ex}^{cfm})

Turbofan uçak motorunda ekserji verimi uçağın uçabilmesi için motor tarafından çıktı olarak üretilen itki ekserjisinin motora giren toplam giriş ekserjileri olan yakıtın kimyasal ekserjisine oranından elde edilecektir (Midilli ve Dinçer 2009, Midilli ve ark. 2011).

Ekserji verimleri turbofan motorunun maksimum rejimde çalıştırılması durumunda elde edilmiştir.

Ekserji verimi gaye'nin ekserjisinin harcanan bedel olan yakıtın kimyasal ekserjisine oranıyla aşağıda hesaplanmıştır. Girişte havanın kinetik ve potansiyel ekserjileri ihmal edilmiştir. Birinci sürdürülebilirlik indikatörü olan ekserji verimi (η_{ex}^{cfm}) aşağıda hesaplanmıştır.

$$\begin{aligned}\eta_{ex}^{cfm} &= \frac{\dot{E}x_{\zeta}^{itki}}{\dot{E}x_g} \\ \eta_{ex}^{cfm} &= 18810 / 59700 = 0.315\end{aligned}\tag{5.5}$$

5.1.2. Turbofan motoru atık ekserji oranı (r_{we}^{cfm})

Uçak motorlarının ana amacı uçağa ileri hız kazandırmak için itki üretmektir. Bununla birlikte motorun çalışması esnasında atmosfere hava, su, karbondioksit, oksijen, metan, karbonmonoksit, Nitrojen, Nitrik oksit gibi emisyonlar da atılır. Bu yan ürünler uçak motorunun ana performansını etkileyen etmenlerdir. Atık ekserji oranı (5.6) ile hesaplanacaktır (Midilli ve Dinçer 2009, Midilli ve ark. 2011). Bu denklemde atık ekserji miktarı, kullanılabilir ve kullanılamaz atık ekserji çıktıları olmak üzere iki kısımda ele alınmıştır. Turbofan motor atık ekserjisinin tamamen kullanılmadığı kabul edilmiştir ve buradan toplam atık ekserji çıktısı (5.7) ile elde edilmiştir.

Atık ekserji oranı atmosfere atılan emisyonların kayıp ve yıkım ekserjilerinin toplamının toplam ekserji girişine bölümünden hesaplanacaktır.

$$\begin{aligned} \text{Atık ekserji oranı } (r_{we}^{cfm}) &= (\text{Toplam atık ekserji çıktısı}) / (\text{Toplam ekserji girişi}) \\ &= (\text{Kullanılabilir atık ekserji çıktısı} + \text{Kullanılamaz atık ekserji çıktısı}) / (\text{Toplam ekserji girişi}) \end{aligned} \quad (5.6)$$

$$\begin{aligned} \text{Toplam atık ekserji çıktısı} &= \text{Toplam ekserji girişi} - \text{Faydalı ekserji çıktısı (itki ekserjisi)} \\ &= 59.7 - 18.81 \\ &= 40.89 \text{ MW} \end{aligned} \quad (5.7)$$

Buradan CFM56-7B motoru için ikinci sürdürülebilirlik indeksi olan atık ekserji oranı (r_{we}^{cfm}) aşağıda hesaplanmıştır.

$$r_{we}^{cfm} = \frac{\sum \dot{E}_{w,\zeta}^{cfm}}{\sum \dot{E}_g^{cfm}} = \frac{40.89}{59.7} = 0.685$$

5.1.3. Turbofan motoru ekserji geri kazanılabilirlik oranı (r_{gk}^{cfm})

Egzoz'dan atılan hava ve diğer emisyon gazlarının tekrar sistem içerisinde kullanılması mümkün olmadığından geri kazanılabilir ekserji değeri sıfırdır. Dolayısıyla geri kazanılabilir ekserji oranı (5.8) ile % 0 olarak elde edilmiştir. Geri kazanılabilir ekserji oranı = Geri kazanılabilir ekserji / Toplam ekserji girişi

$$r_{gk}^{cfm} = 0 / 59.7 = 0 \quad (5.8)$$

5.1.4. Turbofan motoru ekserji yıkım oranı (f_{exd}^{cfm})

Ekserji yıkım oranı, toplam ekserji yıkımının sisteme giren ekserjiler toplamına oranıdır (Midilli ve Dinçer 2009, Midilli ve ark. 2011). Bu oran turbofan motorunun ekserji tabanlı sürdürülebilirliğinin düzeyini gösteren önemli bir parametredir. Ekserji yıkım oranının azalması tersinmezliklerin azaltılması ve çalışma esnasında atık ekserji kayıplarının minimize edilmesiyle istenilen ekserji çıktısının daha yüksek oranda elde edilmesi durumuna karşı gelmektedir buda sürdürülebilirliğin iyileştirilmesi anlamına gelir. İyi bir sürdürülebilir sistem için bu değer sıfıra yaklaşır.

$$\text{Ekserji yıkım faktörü} = (\text{Ekserji yıkımı}) / (\text{Toplam ekserji girişi}) \quad (5.9)$$

Turbofan motorunun referans çalıştırma şartlarındaki ekserji yıkım faktörü (f_{exd}^{cfm}) aşağıda hesaplanmıştır.

$$f_{exd}^{cfm} = \frac{\dot{E}x_y^{cfm}}{\dot{E}x_g^{cfm}} = \frac{24.36}{59.7} = 0.408$$

5.1.5. Turbofan motoru çevresel etki faktörü ($r_{\text{çef}}^{cfm}$)

Çevresel etki faktörü($r_{\text{çef}}^{cfm}$), atık ekserji oranının ekserji verimine bölümünden elde edilir ve çevre üzerinde yapılan etkinin düzeyini gösteren bir parametredir (Midilli ve Dinçer 2009, Midilli ve ark. 2011).

$$r_{\text{çef}}^{\text{cfm}} = \frac{r_{\text{ae}}^{\text{cfm}}}{\eta_{\text{ex}}^{\text{cfm}}} \quad (5.10)$$

$$r_{\text{çef}}^{\text{cfm}} = 0.685 / 0.315 = 2.174$$

5.1.6. Turbofan motoru sürdürülebilirlik indeksi ($\Theta_{\text{esi}}^{\text{cfm}}$)

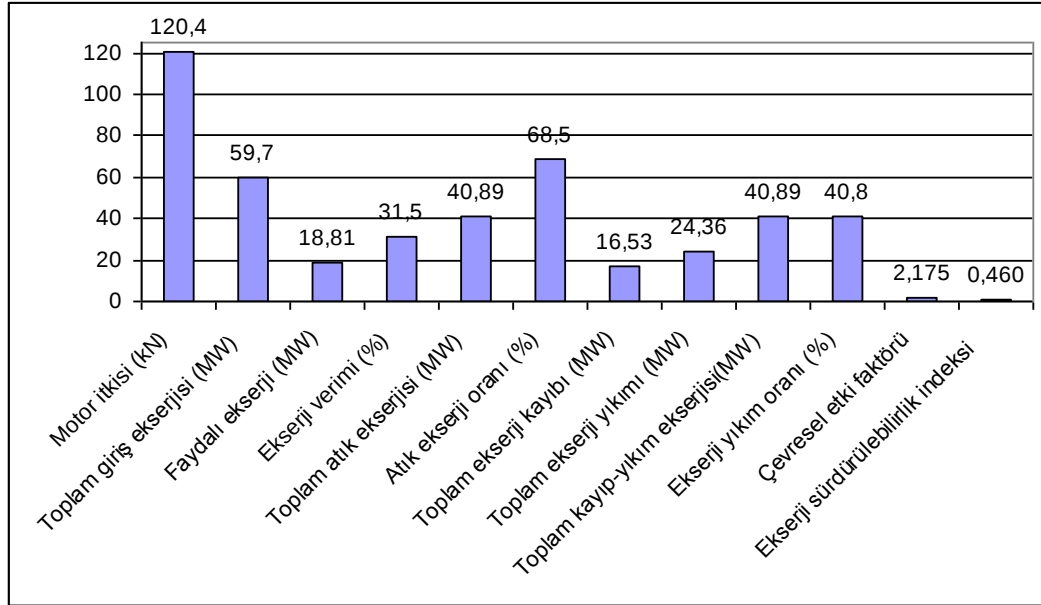
Ekserji, termodinamik kayıpları ortaya çıkararak bir proseste verimdeki artış ve düşmenin anlaşılmasında yardımcı olur (Midilli ve Dinçer 2009, Midilli ve ark. 2011). Ekserji veriminin artmasını sağlayan önlemler enerji kayıplarını azaltarak çevresel etkiyi azaltır. Ekserji metotları faaliyet alanı kapsamında bu aktiviteler ekserji veriminin artmasını ve ekserji kayıplarının azalmasını sağlar (Rosen, Dincer ve Kanoglu, 2008).

Turbofan motorunun ekserji tabanlı sürdürülebilirliği yanma odasında yakılan yakıtın verimli kullanılmasını gerektirmektedir. Bu yüzden ekserji metotları verimin geliştirilmesinde önemlidir, bu da olumsuz çevresel etkilerin (çevresel bozulma gibi) en aza indirilmesini sağlayarak toplumun kaynaklardan maksimum derecede yararlanmasını temin eder. Motorun yüksek verime sahip olması ekserji tabanlı sürdürülebilirliğe katkı sağlar. Enerji kaynaklarının fiyatları ucuzlasa veya bol miktarda bulunsa bile her zaman verimin artırılması ana hedef olarak kalacaktır. Bu yüzden artan verim çevresel etkileri ve kaynak gereksinimlerini azaltır. Bundan başka ekserji metotları sürdürülebilirliği iyileştirmek için kullanılabilir (Midilli ve Dincer 2009). Cornelissen (1997) sürdürülebilir gelişmenin elde edilmesinde ekserji analizini kullanmanın önemini vurgulamıştır. Turbofan motor ekserji tabanlı sürdürülebilirliğini belirlemek için bu iki değeri içeren bir parametre olarak ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi geliştirilmiştir (Midilli ve Dincer 2009, Midilli ve ark. 2011). Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi termodinamiğin ikinci yasasına göre turbofan motorunun ekserji tabanlı sürdürülebilirliği için önemli bir parametredir. Bu indeks 0 ile 1 arasında değişmektedir.

$$\text{Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi} = 1 / \text{Çevresel etki faktörü} \quad (5.11)$$

$$\Theta_{esi}^{cfm} = \frac{1}{\zeta_{EF}} = \frac{1}{2.174} = 0.460$$

Şekil 5.3'te CFM56-7B turbofan motorunun hesaplanan ekserji parametreleri ve sürdürülebilirlik indikatörleri gösterilmektedir.



Şekil 5.3. Turbofan motoru ekserji akışları ve ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatörleri

5.2. Turboprop motoru dinamik ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri

Bu çalışmada turboprop motorun farklı torklarda çalıştırmalarıyla gerçekleştirilen ekserji analizlerinde elde edilen ekserji parametreleri kullanılarak ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatör değerleri hesaplanmış ve sonuçları değerlendirilmiştir. Ele alınan ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatörleri şu şekildedir (Midilli ve Dinçer 2009, Midilli ve ark. 2011).

- i. Ekserji verimi (η_{ex}^{ct7})
- ii. Atık ekserji oranı (r_{ae}^{ct7})
- iii. Ekserji geri kazanabilirlik oranı (r_{gk}^{ct7})
- iv. Ekserji yıkım oranı (f_{ey}^{ct7})

- v. Çevresel etki faktörü ($r_{\text{ef}}^{\text{ct}7}$)
- vi. Ekserji sürdürülebilir indeksi ($\Theta_{\text{esi}}^{\text{ct}7}$)

Sistemin ekserjetik denge denklemi (5.12) ile verilmektedir, burada motora giren toplam ekserji, faydalı ekserji , yıkım ve kayıp ekserjileri toplamına eşittir.

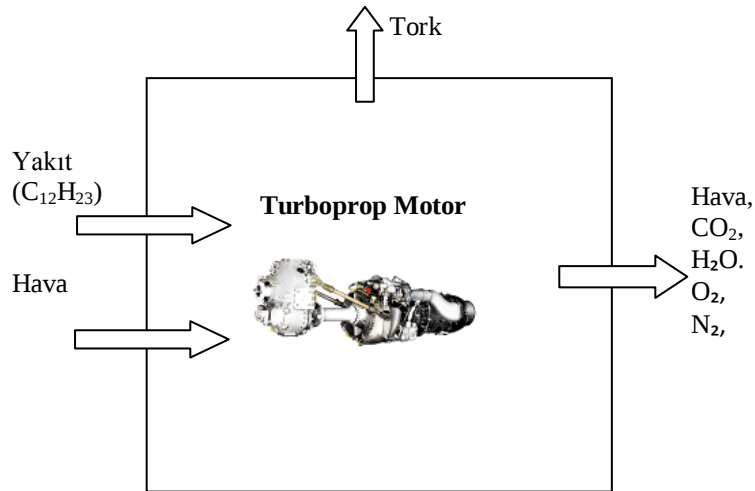
$$\sum \dot{E}x_g = \sum \dot{E}x_{\zeta}^{fe} + \sum \dot{E}x_{\zeta}^k + \sum \dot{E}x_{\zeta}^y \quad (5.12)$$

$\dot{E}x_{\zeta}^{fe}$: Üretilen faydalı ekserji (Güç türbini tork ekserjisi)

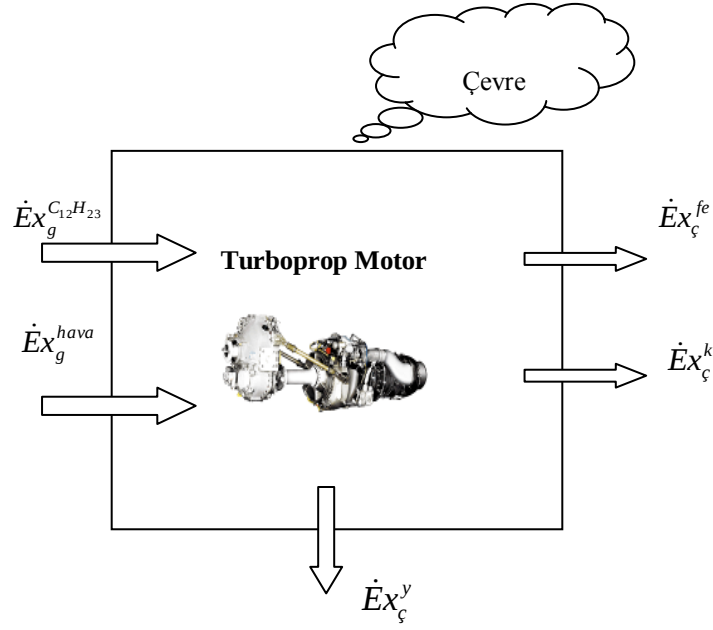
$\dot{E}x_{\zeta}^k$: Toplam kayıp ekserji

$\dot{E}x_{\zeta}^y$: Toplam yıkım ekserji

Şekil 5.4’de turboprop motor enerji ve kütle akışları gösterilmiştir. Motor girdileri Şekil 5.4’de gösterilmiş olduğu gibi yakıt akışı ve hava debisidir. Çıktılar ise güç türbini tarafından üretilen motor torku ve egzozdan atılan emisyon gazlarıdır. Egzozdan atılan sıcak gazların jet etkisinden dolayı az bir miktarda itki oluşur fakat bu değer pervane çekmesinin yanında oldukça düşüktür ve hesaplamalarda ihmal edilmiştir. Üretilen faydalı enerji olan tork, pervane dişli kutusu aracılığıyla pervanenin döndürülmesini sağlayarak uçağın havada ilerlemesi ve tutunması için gerekli çekme kuvvetinin üretilmesini sağlar.



Şekil 5.4. Turboprop motoru enerji ve kütle akışları



Şekil 5.5. Turboprop motoru ekserji denge diyagramı

Şekil 5.5’de gösterildiği gibi turboprop motora giren ekserjiler yakıt ve havanın ekserjileridir. Bütün farklı tork çalıştırmaları için yakıt kimyasal ekserjileri ($\dot{E}x_g^{C_{12}H_{23}}$) ekserji analizleri sırasında hesaplanmıştır ve Çizelge 3.10, 3.12, 3.14, 3.16, 3.18 ve 3.20’de sunulmuştur. Havanın kimyasal ekserjisi ($\dot{E}x_g^{hava}$) (2.23) denklemi yardımıyla her bir tork çalıştırması için hesaplanmıştır. Sisteme giren toplam ekserji yakıt ve havanın kimyasal ekserjileri toplamından elde edilmiştir.

Bremzede motorun testi sırasında ölçülen tork değeriyle orantılı olarak motorun ürettiği beygir gücü (SHP) hesaplanır. Çizelge 3.9’da tüm çalıştırma adımları için motorun ürettiği güçler (SHP) verilmiştir. Turboprop motorun ürettiği faydalı ekserji birimi kW cinsinden olacağı için SHP değerleri 0.75 ile çarpılmak suretiyle faydalı ekserji değerleri ($\dot{E}x_{\zeta}^{fe}$) her bir tork çalıştırması için hesaplanmıştır. Turboprop motor termodinamik ve ekserji parametreleri Çizelge 3.10 ‘den Çizelge 3.21’e değin açıklanmıştır.

Turboprop motor kayıp ekserji ($\dot{E}x_{\zeta}^k$) değeri, güç türbini giriş ekserjisinden motorun ürettiği faydalı ekserjinin çıkarılmasıyla elde edilir.

$$\dot{E}x_{\zeta}^k = \dot{E}x_g^{gt} - \dot{E}x_{\zeta}^{fe} \quad (5.13)$$

Motor da meydana gelen toplam yıkım ekserjisi ($\dot{E}x_{\zeta}^y$), toplam giriş ekserjisinden ($\dot{E}x_g^t$) üretilen faydalı ekserji ve kayıp ekserji toplamalarının çıkarılmasıyla hesaplanır.

$$\dot{E}x_{\zeta}^y = \dot{E}x_g^t - \dot{E}x_{\zeta}^{fe} - \dot{E}x_{\zeta}^k \quad (5.14)$$

Her bir tork çalıştırması için 5.13 ve 5.14 denklemleri kullanılarak elde edilen turboprop motorunun kayıp ve yıkım ekserjileri Çizelge 5.1’de verilmiştir.

Çizelge 5.1. Turboprop motor dinamik tork çalıştırmaları kayıp ve yıkım ekserjileri

Motor torku (Nm)	240	350	485	552	580	630
Toplam ekserji kaybı (kW)	948	1111	1469	1595	1668	1775
Toplam ekserji yıkımı (kW)	1219	1451	1531	1665	1747	1800
Toplam kayıp+yıkım ekserjisi (kW)	2167	2562	3000	3260	3415	3575

5.2.1. Turboprop motor dinamik ekserji verimleri (η_{ex}^{ct7})

Ekserji verimi üretilen faydalı ekserjinin harcanan bedel olan yakıtın ve giriş havasının kimyasal ekserji toplamalarına bölümünden hesaplanacaktır. Turboprop motor faydalı ekserjisi pervane tarafından üretilen çekme kuvvetinden kaynaklanmaktadır. Pervaneyi döndüren güç, güç türbin mili tarafından sağlanır. Motor açısından bakıldığında güç türbini tarafından üretilen işin ekserjisi faydalı ekserji olarak kabul edilmiştir. Sisteme giren yakıt ve havanın kimyasal ekserjileri toplamı toplam giriş ekserjisidir. Ekserji verimleri (5.15)’de verilen formülle üretilen faydalı ekserjinin sisteme giren toplam ekserjiye oranından hesaplanmış ve sonuçlar Çizelge 5.2’de sunulmuştur.

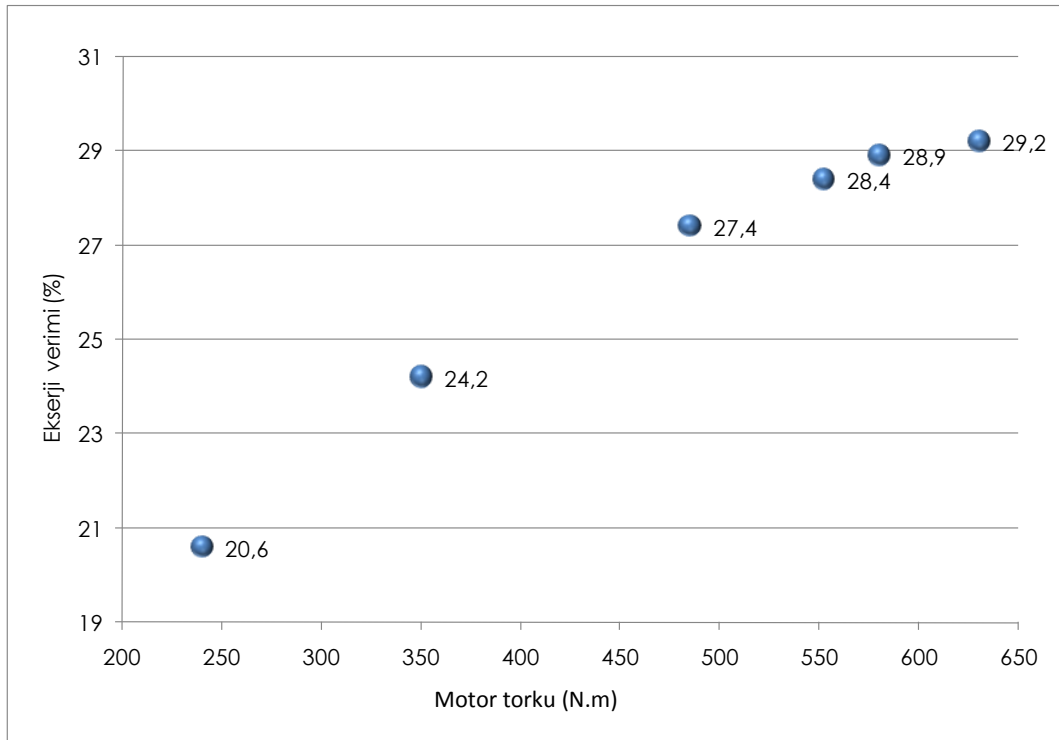
$$\eta_{ex}^{ct7} = \frac{\dot{E}x_{\zeta}^{fe}}{\dot{E}x_g^t} \quad (5.15)$$

Çizelge 5.2. Turboprop motor dinamik ekserji verimleri

Motor torku (Nm)	240	350	485	552	580	630
Toplam giriş ekserjisi (kW)	2731	3380	4136	4555	4805	5051
Faydalı ekserji (kW)	564	818	1136	1295	1390	1476
Ekserji verimi (%)	20.6	24.2	27.4	28.4	28.9	29.2

Maksimum ekserji verimi %29.2 değeri ile en yüksek tork çalıştırması olan 630 Nm değerinde olmuştur. Ekserji veriminin düşük tork çalıştırmalarında azaldığı gözlenmiştir. Çizelge 5.2’de görüldüğü gibi motor veriminin artan motor çalıştırma güçlerinde daha iyileştiği belirlenmiştir.

Şekil 5.6’da turboprop motoru ekserji veriminin motorun çalıştırma torkuyla değişimi gösterilmiştir.



Şekil 5.6. Turboprop motor dinamik ekserji verimleri

5.2.2. Turboprop motor dinamik atık ekserji oranları (r_{ae}^{ct7})

Turboprop motor güç türbin işi olan faydalı ekserji torkunu üretirken aynı zamanda motorun çalışması esnasında atmosfere hava, su, karbondioksit, oksijen, metan, karbonmonoksit, Nitrojen, Nitrik oksit gibi emisyonlar da atılır. Uçak motorundan atılan atıklara ait atık ekserjiler sistem içerisinde tekrar kullanılamazlar. Atık ekserji oranı (5.16) ile hesaplanacaktır.

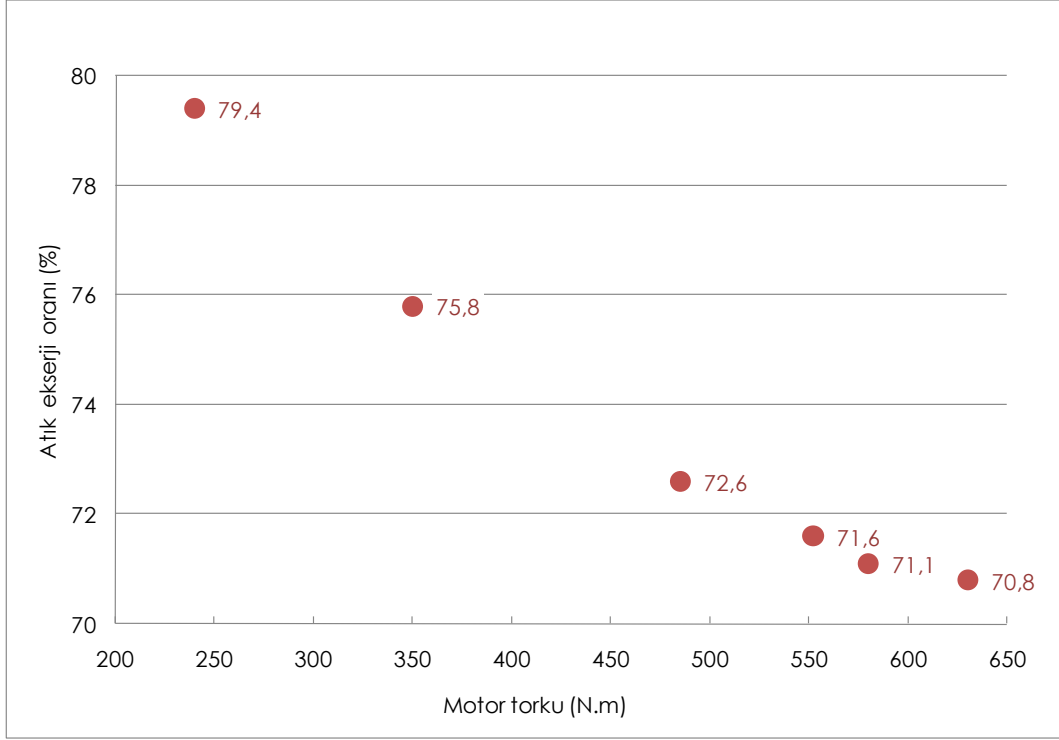
$$r_{ae}^{ct7} = \frac{\sum \dot{E}x_g^{ct7} - \dot{E}x_{fe}^{ct7}}{\sum \dot{E}x_g^{cfm}} \quad (5.16)$$

(5.16) kullanılarak her bir tork çalışmasındaki atık ekserji oranları hesaplanmış sonuçlar Çizelge 5.3'te sunulmaktadır. En yüksek atık ekserji oranı %79.4 değeri ile 240 Nm tork çalışmasında elde edilmiştir.

Çizelge 5.3. Turboprop motor dinamik atık ekserji oranları

Motor torku (Nm)	240	350	485	552	580	630
Toplam giriş ekserjisi (kW)	2731	3380	4136	4555	4805	5051
Toplam atık ekserji (kW)	2167	2562	3000	3260	3415	3575
Atık ekserji oranı (%)	79.3	75.8	72.5	71.5	71.1	70.7

Her bir test çalıştırmasında hesaplanan atık ekserji oranları Şekil 5.7 'de verilmiştir. Tork arttıkça atık ekserji oranının azaldığı tespit edilmiştir.



Şekil 5.7. Turboprop motor atık ekserji oranı-dinamik tork değişimi

5.2.3. Turboprop motor ekserji geri kazanabilirlik oranı (r_{gk}^{ct7})

Ekserji geri kazanabilirlik oranı, geri kazanılabilir ekserjinin toplam giriş ekserjisine oranıdır. Turboprop motordan atılan emisyon ekserjileri tekrar kullanılamayacağı için geri kazanılabilir ekserji değeri sıfırdır. Bu yüzden tüm test çalışmaları içinde ekserji geri kazanabilirlik oranı sıfırdır.

$$r_{gk}^{ct7} = \frac{\dot{E}X_{gk}^{ct7}}{EX_g} = 0 \quad (5.17)$$

5.2.4. Turboprop motor dinamik ekserji yıkım oranları (f_{eyo}^{ct7})

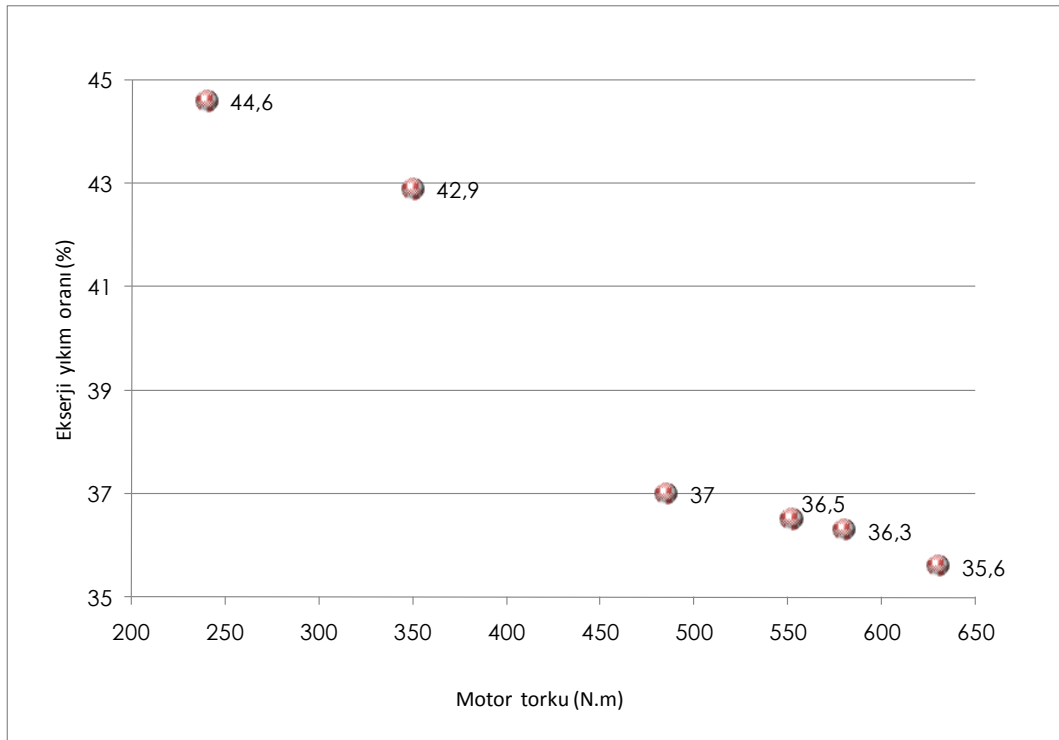
Ekserji yıkım oranı turboprop motorunun ekserji tabanlı sürdürülebilirlik düzeyini gösteren önemli bir parametredir ve 5.18 denklemiyle hesaplanacaktır (Midilli ve Dinçer 2009, Midilli ve ark. 2011).

$$f_{eyo}^{ct7} = \frac{\dot{E}_{x_y}^{ct7}}{\dot{E}_{x_g}^{ct7}} \quad (5.18)$$

Denklem (5.18)'e göre farklı tork çalıştırmaları için hesaplanan ekserji yıkım oranları Çizelge 5.4 ve Şekil 5.8'de gösterilmektedir. Ekserji yıkım oranı 240 Nm tork çalışmasında %44.6 değerinden 630 Nm tork çalışmasında iyileşerek %35.6 oranına azaldığı görülmüştür.

Çizelge 5.4. Turboprop motor dinamik ekserji yıkım oranları

Motor torku (Nm)	240	350	485	552	580	630
Toplam ekserji yıkımı (kW)	1219	1451	1531	1665	1747	1800
Ekserji yıkım oranı (%)	44.6	42.9	37	36.5	36.3	35.6



Şekil 5.8. Turboprop motor ekserji yıkım oranı-motor tork değişimi

5.2.5. Turboprop motor dinamik çevresel etki faktörleri ($r_{\text{çef}}^{\text{ct7}}$)

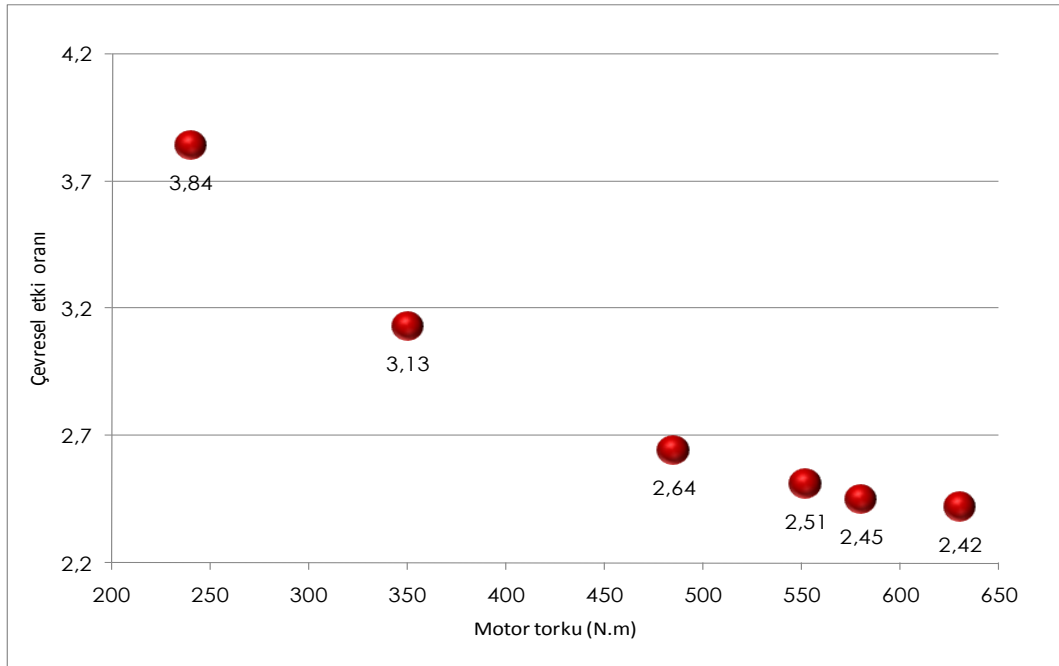
Turboprop motorunun farklı çalıştırma torklarında hesaplanan çevresel etki faktörleri Çizelge 5.5 ve Şekil 5.9’da sunulmuştur. Çevresel etki faktörlerinin çalıştırma torkları arttıkça azaldığı görülmüştür.

$$r_{\text{çef}}^{\text{ct7}} = \frac{r_{\text{ae}}^{\text{ct7}}}{\eta_{\text{ex}}^{\text{ct7}}} \quad (5.19)$$

Çizelge 5.5. Turboprop motor dinamik çevresel etki faktörleri

Motor torku (Nm)	240	350	485	552	580	630
Ekserji verimi (%)	20.6	24.2	27.4	28.4	28.9	29.2
Atık ekserji oranı (%)	79.3	75.8	72.5	71.5	71.1	70.7
Çevresel etki faktörü	3.84	3.13	2.64	2.51	2.45	2.42

Çevresel etki faktörü 240 Nm tork çalıştırmasında 3.84 değerinden azalarak 630 Nm tok çalıştırmasında 2.42 değerine gerilemiştir.



Şekil 5.9. Turboprop motor çevresel etki oranı-dinamik tork değişimi

5.2.6. Turboprop motor dinamik ekserjetik sürdürülebilirlik indeksleri (Θ_{esi}^{ct7})

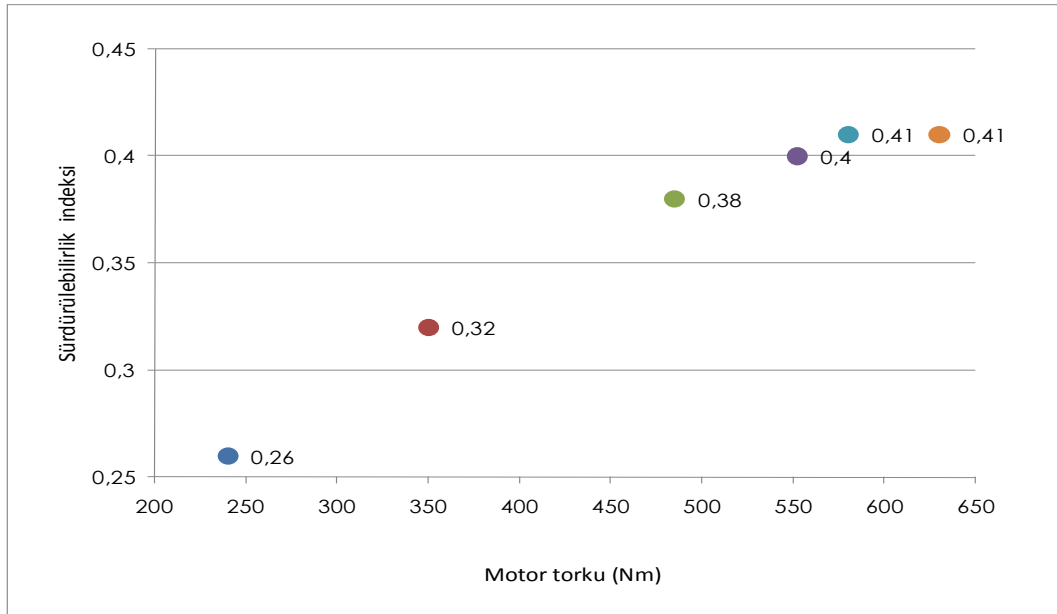
Turboprop motor sürdürülebilirlik indeksi (5.20) yardımıyla hesaplanmış sonuçlar Çizelge 5.6’da sunulmuştur.

$$\Theta_{esi}^{ct7} = \frac{1}{r_{çef}^{ct7}} \quad (5.20)$$

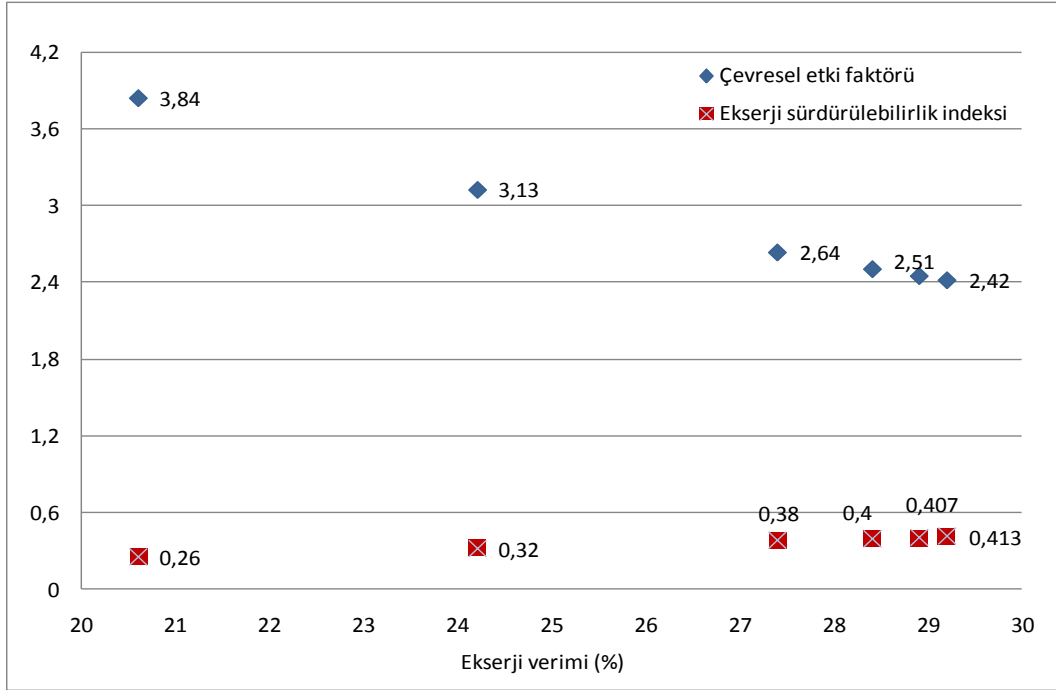
Çizelge 5.6. Turboprop motor dinamik ekserjetik sürdürülebilirlik indeksleri

Motor torku (Nm)	240	350	485	552	580	630
Çevresel etki faktörü	3.84	3.13	2.64	2.51	2.45	2.42
Ekserji sürdürülebilirlik indeksi	0.26	0.32	0.38	0.40	0.407	0.413

Ekserji sürdürülebilirlik indeksi en düşük tork çalışması olan 240 Nm için 0.26 değerinde hesaplanmış, yükselen torkla artarak 630 Nm tork çalışmasında 0.41 değerine ulaşmıştır. Bu değerler CT7-9C motorunun yüksek tork çalıştırmalarında daha iyi bir sürdürülebilirlik seviyesine sahip olduğunu göstermektedir. Şekil 5.10’da sürdürülebilirlik indeksinin artan çalışma torklarıyla daha iyi bir seviyeye çıktığı açıkça görülmektedir.



Şekil 5.10. Turboprop motor sürdürülebilirlik indeksi-dinamik tork değişimi



Şekil 5.11. Turboprop motor sürdürülebilirlik indeksi-dinamik tork değişimi

Bütün çalıştırma torkları için tanımlanan ekserji parametreleri ve altı adet sürdürülebilirlik indikatörlerinin değerleri Çizelge 5.7’de listelenmiştir.

Çizelge 5.7. Turboprop motor dinamik ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri

Motor torku (Nm)	240	350	485	552	580	630
Toplam giriş ekserjisi (kW)	2731	3380	4136	4555	4805	5051
Faydalı ekserji (kW)	564	818	1,136	1,295	1,390	1,476
Ekserji verimi (%)	20.6	24.2	27.4	28.4	28.9	29.2
Toplam atık ekserjisi (kW)	2167	2562	3000	3260	3415	3575
Atık ekserji oranı (%)	79.3	75.8	72.5	71.5	71.1	70.7
Toplam ekserji kaybı (kW)	948	1111	1469	1595	1668	1775
Toplam ekserji yıkımı (kW)	1219	1451	1531	1665	1747	1800
Toplam kayıp-yıkım ekserjisi (kW)	2167	2562	3000	3260	3415	3575
Ekserji yıkım oranı (%)	44.6	42.9	37	36.5	36.3	35.6
Çevresel etki faktörü	3.84	3.13	2.64	2.51	2.45	2.42
Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi	0.26	0.32	0.38	0.40	0.407	0.413

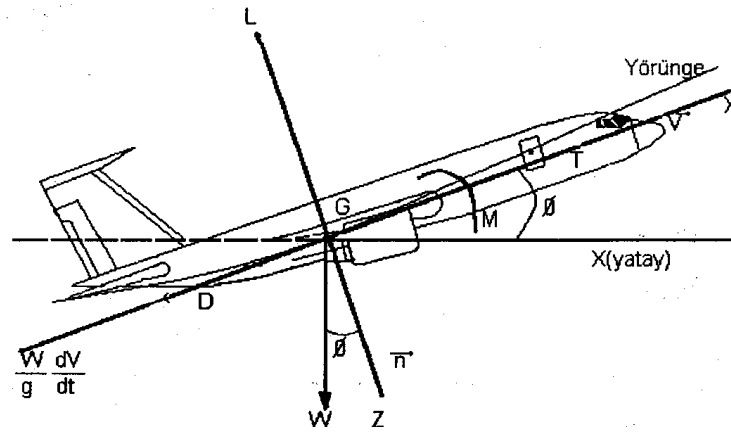
5.3. Yolcu Uçağı Ekserjetik Sürdürülebilirlik İndikatörleri

Bu bölümde ticari yolcu uçağının kısa, orta ve uzun menzilli uçuşları için yükselme ve seyrüsefer uçuşlarında sürdürülebilirlik indikatörleri hesaplanmıştır.

Uçuş denklemleri seçilen bir eksen takımına göre uçağa etkiyen kuvvet ve momentlerin dengesi yazılarak elde edilir. Genel uçuş denklemleri aşağıda verilen kabuller yapılarak yazılır (Özelgin 1987 , Aydın 1995)

- Uçağa tesir eden kütleli kuvvetler, itme kuvveti ve aerodinamik kuvvetlerin geometrik bileşimi sıfırdır,
- Uçağın ağırlık merkezi etrafındaki momentlerinin toplamı sıfırdır,
- Motor rejimi sabittir,
- İtme kuvveti uzunlamasına simetri eksenine ile çakışıktır,
- Dümenler ve diğer kumanda yüzeyleri sabittir,
- Uçak rijittir,

Bu kabuller altında uçağın düşey bir düzlem içindeki simetrik hareketi ele alınarak uçağa etkiyen kuvvetler Şekil 5.12’de gösterilmiştir.



Şekil 5.12. Yükselme hareketinde uçak üzerinde etkiyen kuvvet ve ağırlıklar dengesi (Aydın 1995)

(x) eksenindeki kuvvetlerin toplamı;

$$T - W \sin \theta - D - \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} = 0 \quad (5.21)$$

(z) eksenindeki kuvvetlerin toplamı;

$$W \cos \theta - L - \frac{W}{g} V \frac{d\theta}{dt} = 0 \quad (5.22)$$

Ağırlık merkezi üzerindeki momentlerin toplamı;

$$\frac{W}{g} k_y^2 \frac{d^2\theta}{dt^2} - M = 0 \quad (5.23)$$

Hareket sabit hızda ve açıda olduğu kabul edildiğinde (V , θ , M sabit) hareket denklemleri şu şekilde ifade edilir;

$$T - W \sin \theta - D = 0 \quad (5.24)$$

$$W \cos \theta - L = 0 \quad (5.25)$$

$$M=0 \quad (5.26)$$

Düzgün yatay uçuş hareketinde (seyrüsefer) hareket denklemleri şu şekildedir;

$$T - D = 0 \quad (5.27)$$

$$W - L = 0 \quad (5.28)$$

$$M=0 \quad (5.29)$$

Yolcu uçağının C_L - C_D poler değişim oranı bilinmemekle birlikte uçağın ürettiği maksimum güç bilinmektedir. Kalkış sırasında ve yükselmenin ilk 5 dakikasında motorların maksimum motor gücünde çalıştırıldığı kabul edilecektir. İniş sırasında motorlar düşük bir güçte çalıştırılır ve uçak süzülüş hareketiyle beraber yaklaşip inişi gerçekleştirir bu yüzden sadece yükselme ve seyrüsefer hareketleri göz önüne alınarak ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri hesaplanacaktır.

5.3.1. Yolcu uçağı kısa mesafe uçuşu ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri

Kısa, orta ve uzun mesafe uçuş analizleri taşınan paralı ağırlığın etkisini belirlemek açısından farklı kalkış ağırlıkları için yapılmıştır. Kısa mesafe uçuşu Eskişehir-İstanbul hattı referans alınarak incelenmiştir. Yolcu uçağının 11325 kg paralı ağırlık taşıyarak 50584 kg kalkış ağırlığı ile havalandığı durum için ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri 4. bölümde gerçekleştirilen uçuş analiz sonuçları, Ek 7, 8 ve 11 çizelgeleri kullanılarak hesaplanmıştır.

Uçak kalkış ağırlığı : 50584 kg , yükselme yakıt tüketimi Ek 5’de 1101 kg olarak hesaplanmıştı. Ek 7 ‘de CFM56-3B2 motor maksimum itki değeri olan 98 kN ve seyrişer tepkisi 21.9 kN olarak verilmiştir.

Faydalı ekserji hesabı ($\dot{E}x_{yu}^{fe}$) :

Faydalı ekserji itki ve uçak hızının çarpımından elde edilir;

$$\dot{E}x_{yu}^{fe} = T \times V \quad (5.30)$$

Yakıt kimyasal ekserjisi:

Yakıtın kimyasal ekserjisi ($\dot{E}x_{yu}^{C_{12}H_{23}}$) yakıt debisinden hesaplanacaktır,

$$\dot{E}x_{yu}^{C_{12}H_{23}} = m_y \times 43124 \times 1.0677 \quad (5.31)$$

Kayıp ($\dot{E}x_{\zeta}^k$) – yıkım ($\dot{E}x_{\zeta}^y$) ekserjileri hesabı:

Kayıp ve yıkım ekserjileri birlikte ele alınmış ve yakıt kimyasal ekserjisinden faydalı ekserjinin çıkarılmasıyla elde edilmiştir.

$$\dot{E}x_{yu}^{yk} = \dot{E}x_{yu}^{C_{12}H_{23}} - \dot{E}x_{yu}^{fe} \quad (5.32)$$

Yolcu uçağı kısa mesafe uçuşu ekserji verimi hesabı (η_{ex}^{yu});

Yolcu uçağı ekserji verimi yükselme hareketinin başlangıç ve bitiş noktalarının ortalaması alınarak elde edilmiştir. Ekserji verimi, uçağın uçuş ve yükselmesini sağlayan faydalı güç olan itki ve uçuş hızının çarpımıyla elde edilen faydalı ekserjinin harcanan bedel olan yakıt kimyasal ekserjisine oranından hesaplanmıştır.

$$\eta_{ex}^{yu} = \frac{TV}{\dot{E}x_y} \quad (5.33)$$

Yükselme:

İtki (T) yükselme hareketi ortalaması: (98000+21900)/2= 60000 N

Hız (V), Ek 2’den 0 ve 31000 ft değerlerinin ortalaması olarak 167 m/sn,

Yakıt debisi Ek 2, Ek 5’den 1.53 kg/sn olmak üzere,

$$\eta_{ex}^{yu, y\ddot{u}ks} = \frac{(98000 + 21900) \times 167}{1.53 \times 43124 \times 1.0677} = \%29.7$$

Yolcu uçağının kısa mesafe uçuşunda yükselme hareketinin ortalama ekserji verimi %29.7 olarak hesaplanmıştır.

Seyrüsefer uçuşu:

Benzer şekilde 5.31 denklemi kullanılarak yolcu uçağı seyrüsefer hareketi ekserji verimi aşağıda hesaplanmıştır. Ek 5 ve Ek 2 kullanılarak ortalama seyrüsefer ağırlığı 49000kg, seyrüsefer yakıt tüketimi 0.73 kg/sn, seyrüsefer hızı 235 m/sn, seyrüsefer itkisi 21900 N, iki motor olduğu için 2 ile çarpılacaktır.

$$\eta_{ex}^{yu,seyr} = \frac{TV}{\dot{E}x_y} = \frac{2 \times 21900 \times 235}{0.73 \times 43124 \times 1.0677} = \%30.6$$

Seyrüsefer hareketi ekserji verimi yükselme hareketi ekserji verimine çok yakın bir değerde %30.6 hesaplanmıştır.

Yolcu uçağı kısa mesafe uçuşu atık ekserji oranı (r_{ae}^{yu});

Atık ekserji oranı atmosfere atılan emisyonların kayıp ve yıkım ekserjileri akımlarının ekserji giriş akımına bölünmesinden hesaplanacaktır.

Yükselme uçuşu:

$$\begin{aligned} \text{Atık ekserji akışı} &= \text{Ekserji giriş akımı} - \text{Faydalı ekserji akımı} \\ &= 67.5 - 20.02 \\ &= 47.48 \text{ MW} \end{aligned} \quad (5.34)$$

Buradan yolcu uçağının kısa mesafe uçuşu için ikinci sürdürülebilirlik indeksi olan atık ekserji oranı (r_{ae}^{yu}) aşağıda hesaplanmıştır.

$$r_{ae}^{yu,yüks} = \frac{47.48}{67.5} = 0.703$$

Seyrüsefer uçuşu:

$$\begin{aligned} \text{Atık ekserji akışı} &= \text{Ekserji giriş akımı} - \text{Faydalı ekserji akımı} \\ &= 33.6 - 10.29 \\ &= 23.3 \text{ MW} \end{aligned} \quad (5.35)$$

$$r_{ae}^{yu,seyr} = \frac{23.3}{33.6} = 0.693$$

Yolcu uçağı yükselme ve seyrüsefer hareketleri atık ekserji oranları %70 civarında hesaplanmıştır.

Yolcu uçağı kısa mesafe uçuşu ekserji geri kazanılabilirlik oranı (r_{gk}^{yu});

Egzoz'dan atılan hava ve diğer emisyon gazlarının tekrar sistem içerisinde kullanılması mümkün olmadığından geri kazanılabilir ekserji değeri sıfırdır.

Yolcu uçağı kısa mesafe uçuşu çevresel etki faktörü ($r_{\text{çef}}^{yu}$);

Yolcu uçağı çevresel etki faktörü($r_{\text{çef}}^{yu}$) (5.36) ile hesaplanmıştır.

$$r_{\text{çef}}^{yu} = \frac{r_{ae}^{yu}}{\eta_{ex}^{yu}} \quad (5.36)$$

Yükselme uçuşu:

$$r_{\text{çef}}^{yu,yüks} = 0.703 / 0.297 = 2.367$$

Seyrüsefer uçuşu:

$$r_{\text{çef}}^{yu,seyr} = 0.693 / 0.306 = 2.264$$

Yolcu uçağı kısa mesafe uçuşu sürdürülebilirlik indeksi (Θ_{esi}^{yu});

Yükselme uçuşu:

Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi = 1 / Çevresel etki faktörü

$$\Theta_{esi}^{yu,yüks} = \frac{1}{r_{\text{çef}}^{yu,yüks}} = \frac{1}{2.367} = 0.422$$

Seyrüsefer uçuşu:

$$\Theta_{esi}^{yu,seyr} = \frac{1}{r_{\text{çef}}^{yu,seyr}} = \frac{1}{2.264} = 0.441$$

Yolcu uçağının kısa mesafe uçuşu için sürdürülebilirlik indeksi ortalama bir değer olarak yükselme ve seyrüsefer uçuşlarının ortalaması ile 0.43 değerinde elde edilmiştir.

5.3.2.Yolcu uçağı orta mesafe uçuşu ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri

Yolcu uçağının 13590 kg paralı ağırlık taşıyarak 55055 kg kalkış ağırlığı ile havalandığı durum için ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri 4. Bölümde gerçekleştirilen uçuş analiz sonuçları, Ek 7, 8 ve 12 çizelgeleri kullanılarak hesaplanmıştır.

Uçak kalkış ağırlığı 55055 kg , yükselme yakıt tüketimi Ek 6'da 1248 kg olarak hesaplanmıştır. Ek 7 'de CFM56-3B2 motor maksimum itki değeri olan 98 kN ve seyrüsefer tepkisi 21.9 kN olarak verilmiştir.

Yolcu uçağı orta mesafe uçuşu ekserji verimi hesabı (η_{ex}^{yu} ;

Yükselme uçuşu:

Denklem 5.34 kullanılarak ekserji verimi hesaplanmıştır.

İtki(T) yükselme hareketi ortalaması: $(98000+21900)/2= 60000$

Hız (V), Ek 2'den 0 ve 31000 ft değerlerinin ortalaması olarak 167 m/sn,

Yakıt debisi Ek 2, Ek 6'dan yükselme yakıt tüketimi 1248 kg, yakıt debisi ise 1.50 kg/sn olmak üzere,

$$\eta_{ex}^{yu,yüks} = \frac{(98000 + 21900) \times 167}{1.50 \times 41324 \times 1.0677} = \%30.2$$

Seyrüsefer uçuşu:

Ek 6 ve Ek 2 kullanılarak ortalama seyrüsefer ağırlığı 53000kg, seyrüsefer yakıt tüketimi 0.755 kg/sn, seyrüsefer hızı 235 m/sn, seyrüsefer itkisi 21900 N, iki motor olduğu için 2 ile çarpılacaktır.

$$\eta_{ex}^{yu,seyr} = \frac{TV}{\dot{E}_{X_y}} = \frac{2 \times 21900 \times 235}{0.755 \times 43124 \times 1.0677} = \%29.5$$

Yolcu uçağı orta mesafe uçuşu atık ekserji oranı (r_{ae}^{yu});

Atık ekserji oranı atmosfere atılan emisyonların kayıp ve yıkım ekserjileri akımlarının ekserji giriş akımına bölünmesinden hesaplanacaktır.

Yükselme uçuşu:

$$\begin{aligned}\text{Atık ekserji akışı} &= \text{Ekserji giriş akımı} - \text{Faydalı ekserji akımı} \\ &= 66.18 - 20.02 \\ &= 46.16 \text{ MW}\end{aligned}$$

Buradan yolcu uçağının kısa mesafe uçuşu için ikinci sürdürülebilirlik indeksi olan atık ekserji oranı (r_{ae}^{yu}) aşağıda hesaplanmıştır.

$$r_{ae}^{yu,yüks} = \frac{46.16}{66.18} = 0.697$$

Seyrüsefer uçuşu:

$$\begin{aligned}\text{Atık ekserji akışı} &= \text{Ekserji giriş akımı} - \text{Faydalı ekserji akımı} \\ &= 34.76 - 10.29 \\ &= 24.47 \text{ MW}\end{aligned}$$

$$r_{ae}^{yu,seyr} = \frac{24.47}{34.76} = 0.704$$

Yolcu uçağı orta mesafe uçuşunda yükselme ve seyrüsefer hareketleri atık ekserji oranı %70 civarında hesaplanmıştır.

Yolcu uçağı orta mesafe uçuşu ekserji geri kazanabilirlik oranı (r_{gk}^{yu});

Egzoz'dan atılan hava ve diğer emisyon gazlarının tekrar sistem içerisinde kullanılması mümkün olmadığından geri kazanılabilir ekserji değeri sıfırdır.

Yolcu uçağı orta mesafe uçuşu çevresel etki faktörü ($r_{\text{çef}}^{yu}$);

Yükselme uçuşu:

$$r_{\text{çef}}^{yu,yüks} = 0.697 / 0.302 = 2.307$$

Seyrüsefer uçuşu:

$$r_{\text{çef}}^{yu,seyr} = 0.704 / 0.295 = 2.386$$

Yolcu uçağı orta mesafe uçuşu sürdürülebilirlik indeksi (Θ_{esi}^{yu});

Yükselme uçuşu:

Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi = 1 / Çevresel etki faktörü

$$\Theta_{esi}^{yu,yüks} = \frac{1}{r_{çef}^{yu,yüks}} = \frac{1}{2.307} = 0.433$$

Seyrüsefer uçuşu:

$$\Theta_{esi}^{yu,seyr} = \frac{1}{r_{çef}^{yu,seyr}} = \frac{1}{2.386} = 0.420$$

5.3.3. Yolcu uçağı uzun mesafe uçuşu ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri

Yolcu uçağının uzun mesafe uçuş analizi Ankara-Londra referans alınarak gerçekleştirilmiştir. Yolcu uçağının maksimum kalkış ağırlığı olan 68040 kg kalkış ağırlığı ile havalandığı ve 17420 kg paralı ağırlık taşıdığı durum için 4. bölümde gerçekleştirilen uçuş analiz sonuçları, Ek 7, 8 ve 13 çizelgeleri kullanılarak ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri aşağıda hesaplanmıştır.

Uçak kalkış ağırlığı : 68040 kg , yükselme yakıt tüketimi Ek 6'da 1766 kg olarak hesaplanmıştır.

Yolcu uçağı uzun mesafe uçuşu ekserji verimi hesabı (η_{ex}^{yu});

Yükselme uçuşu:

İtki(T) yükselme hareketi ortalaması: (98000+21900)/2= 60000

Hız (V), Ek 2'den 0 ve 31000 ft değerlerinin ortalaması olarak 168 m/sn,

Yakıt debisi Ek 2, Ek 6'dan yükselme yakıt tüketimi 1766 kg, yükselme süresi 20 dakika ve yakıt debisi ise 1.48 kg/sn olmak üzere,

$$\eta_{ex}^{yu,yüks} = \frac{(98000 + 21900) \times 167}{1.48 \times 41324 \times 1.0677} = \%30.6$$

Seyrüsefer uçuşu:

Ek 6 ve Ek 2 çizelgelerinden ortalama seyrüsefer ağırlığı 62000kg, seyrüsefer yakıt tüketimi 0.865 kg/sn, seyrüsefer hızı 235 m/sn olarak elde edilmiştir. Seyrüsefer sabit hızda yapıldığı ve seyrüsefer uçak ağırlığının artmasından dolayı uçağın havada tutunabilmesi ancak göreceli olarak daha yüksek hücum açısında ve dolayısıyla taşıma katsayısının (C_L) yükseltmesiyle mümkün olacaktır. Buda aerodinamik sürtünme kuvvetinin artmasına ve bunu karşılamak için seyrüseferde motor itkisinin yükseltilmesine neden olacaktır. Uçağın seyrüsefer itkisi daha yüksek seviyede olacaktır. Motorun üretmesi gerekli itki yaklaşık 25000 N olarak hesaplanmıştır. Seyrüsefer itkisi 25000 N, iki motor olduğu için 2 ile çarpılacaktır.

$$\eta_{ex}^{yu,seyr} = \frac{TV}{\dot{E}_{x_y}} = \frac{2 \times 25000 \times 235}{0.865 \times 43124 \times 1.0677} = \%29.5$$

Seyrüsefer ekserji veriminde önemli gerileme olmuştur.

Yolcu uçağı uzun mesafe uçuşu atık ekserji oranı (r_{ae}^{yu});

Atık ekserji oranı atmosfere atılan emisyonların kayıp ve yıkım ekserjileri akımlarının ekserji giriş akımına bölünmesinden hesaplanacaktır.

Yükselme uçuşu:

$$\begin{aligned} \text{Atık ekserji akışı} &= \text{Ekserji giriş akımı} - \text{Faydalı ekserji akımı} \\ &= 65.3 - 20.02 \\ &= 45.28 \text{ MW} \end{aligned}$$

Buradan yolcu uçağının kısa mesafe uçuşu için ikinci sürdürülebilirlik indeksi olan atık ekserji oranı (r_{ae}^{yu}) aşağıda hesaplanmıştır.

$$r_{ae}^{yu,yüks} = \frac{45.28}{65.3} = 0.693$$

Seyrüsefer uçuşu:

$$\begin{aligned}\text{Atık ekserji akışı} &= \text{Ekserji giriş akımı} - \text{Faydalı ekserji akımı} \\ &= 39.8 - 11.75 \\ &= 28.05 \text{ MW}\end{aligned}$$

$$r_{ae}^{yu,seyr} = \frac{28.05}{39.8} = 0.705$$

Yolcu uçağı uzun mesafe uçuşu ekserji geri kazanabilirlik oranı (r_{gk}^{yu});

Egzoz'dan atılan hava ve diğer emisyon gazlarının tekrar sistem içerisinde kullanılması mümkün olmadığından geri kazanılabilir ekserji değeri sıfırdır.

Yolcu uçağı uzun mesafe uçuşu çevresel etki faktörü ($r_{\text{çef}}^{yu}$);

Yükselme uçuşu:

$$r_{\text{çef}}^{yu,yüks} = 0.693 / 0.306 = 2.264$$

Seyrüsefer uçuşu:

$$r_{\text{çef}}^{yu,seyr} = 0.705 / 0.295 = 2.390$$

Yolcu uçağı uzun mesafe uçuşu sürdürülebilirlik indeksi (Θ_{esi}^{yu});

Yükselme uçuşu:

Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi = 1 / Çevresel etki faktörü

$$\Theta_{esi}^{yu,yüks} = \frac{1}{r_{\text{çef}}^{yu,yüks}} = \frac{1}{2.264} = 0.44$$

Seyrüsefer uçuşu:

$$\Theta_{esi}^{yu,seyr} = \frac{1}{r_{\text{çef}}^{yu,seyr}} = \frac{1}{2.390} = 0.418$$

Çizelge 5.8. Yolcu uçağının kısa, orta ve uzun mesafe uçuşları yükselme ve seyrüsefer hareketlerini ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri

	Ekserji verimi (%)		Atık ekserji oranı (%)		Çevresel etki faktörü		Sürdürülebilirlik indeksi	
	Yüks.	Seyr.	Yüks.	Seyr.	Yüks.	Seyr.	Yüks.	Seyr.
Kısa mesafe uçuş	29,7	30,6	70,3	69,3	2,367	2,264	0,422	0,441
Orta mesafe uçuş	30,2	29,5	69,7	70,4	2,307	2,386	0,433	0,420
Uzun mesafe uçuş	30,6	29,5	69,3	70,5	2,264	2,390	0,440	0,418

Çizelge 5.8’de yolcu uçağının kısa, orta ve uzun mesafe uçuşlarında hesaplanan ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri sunulmaktadır. Bu hesaplamalar uçağın 280KT/0.74 Mach uçuş hızında yükselme ve 31000 ft irtifada 458 KT sabit uçuş hızında seyrüsefer uçuşunu gerçekleştirmesi durumu için yapılmıştır. Yolcu uçağının ekserji veriminin yaklaşık %30 civarında olduğu görülmektedir, bu değer önceki bölümde hesaplanan turbofan uçak motoru ekserji verimine yakın bir değerde olduğu göze çarpmaktadır. Atık ekserji oranları farklı uçuş konfigürasyonlarında ortalama %70, çevresel etki faktörleri 2,27–2,39 arasında, sürdürülebilirlik indeksi ise 0,42–0,44 arasında hesaplanmıştır. Hesaplanan bu değerler bu uçak için ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatörleridir. Amaliz için gerekli verilerin sağlanması durumunda bütün uçak ve uçak motorları için ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri hesaplanabilecektir.

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tezde ticari uçak ve uçak motorlarının ekserji parametreleri kullanılarak ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörlerinin belirlenmesi amaçlanmıştır. Ekserjetik sürdürülebilirlik indikatör seviyelerine göre uçak ve motorların sınıflandırılması ve etiketlenmesiyle hava araçlarının çevre üzerinde etkileri değerlendirilebilecektir. Ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörlerinin hava araç ve motorlarında kullanılması ilk kez bu tezde ortaya konmuş ve uçak motorları ve yolcu uçağı uçuş analizleri üzerinde uygulamalarda ilk kez yine bu çalışmada yapılmıştır.

Bu amaca ulaşmak için öncelikle ticari uçaklarda yaygın olarak kullanılan ve gelecekte de sıkça kullanılacağı öngörülen iki adet motor tipi ele alınmıştır. Bunlardan birisi orta ve uzun menzilli sivil yolcu uçaklarda kullanılan yüksek bypass oranlı bir turbofan motoru, diğeri de hem bölgesel uçaklarda hem de turboşaft modeli helikopterlerde kullanılan bir turboprop motorudur.

Turbofan ve turboprop uçak motorunun farklı güçlerde çalıştırılmasıyla gerçekleştirilen ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatörleri hesaplamaları ilk kez yapılmıştır.

Uçak motorlarına ait ekserjetik indikatörlerin geliştirilmesi için;

Öncelikle turbofan ve turboprop motorların ekserji analizleri yapılmıştır. Turbofan motorun giriş ekserjisi 59.2 MW ve üretilen faydalı ekserjide 18.81 MW değerinde hesaplanmıştır. Ekserji verimleri motor ana elemanları fan, DBK, YBK, yanma odası, YBT, DBT ve turbofan motor için sırasıyla %86, %87, %89, %85, %98.6, %98.2 ve %31.5 değerlerinde hesaplanmıştır. En büyük ekserji yıkımı 13.6 MW ile yanma odasında meydana gelmiştir, bu değer toplam ekserji yıkımının %58'ine karşı gelmektedir. En düşük ekserji yıkımı ise 0.9 MW ile düşük basınç türbininde olmuştur. Yanma odasıdır 2MW değeriyle en yüksek iyileştirme potansiyeliyle sahip eleman elemandır bunu YBK, fan DBK sırasıyla 0.45MW, 0.33MW ve 0.16MW değerleriyle takip etmektedir. YBT ve DBT sadece 0.02MW iyileştirme potansiyeline sahiptir. Yakıt

ekserji faktörleri yanma odası, YBT, YBK, DBT, fan ve DBK'da sırasıyla %44.5, %15.1, %14.6, %13.1, %8.7 ve %3.9 değerlerinde elde edilmiştir. Turbofan motor elemanları yıkım ekserjileri DBK, YBK, yanma odası, YBT ve DBT için sırasıyla 2.45, 1.22, 4.15, 13.6, 1.1 ve 0.9 MW değerlerinde elde edilmiştir. Turbofan motor toplam yıkım ekserjisi 24.36MW, kayıp ekserjisi 16.53MW değerinde hesaplanmıştır. Yıkım ve kayıp ekserjileri toplamı 40.89MW değerindedir.

- Turboprop motor ana elemanları kompresör, yanma odası, gaz türbini, güç türbini ve turboprop motorun 240 Nm tork çalışmasında ekserji verimleri sırasıyla %85.1, %76, %92.3, %93.3 ve %20.6 değerlerinde elde edilmiştir. 240 Nm güç çalıştırmasında turboprop motor'a giren toplam ekserji 2731 kW, faydalı ekserjisi 564 kW, toplam ekserji yıkımı 1472 kW ve kayıp ekserji ise 695 kW değerlerinde hesaplanmıştır. En büyük ekserji yıkımı 940 kW ile yanma odasında meydana gelmiştir. 630 Nm tork çalıştırmasında kompresör, yanma odası, gaz türbini, güç türbini ve turboprop motor verimleri sırasıyla %83.8, %82.1, %97.1, %91.7 ve %29.2 olarak elde edilmiştir. Ekserji verimlerinin yüksek tork çalıştırılmalarında daha iyileştiği görülmüştür. 630 Nm güç çalıştırmamsıda turboprop motor'a giren toplam ekserji 5051 kW, faydalı ekserjisi 1476 kW, toplam ekserji yıkımı 2086 kW ve kayıp ekserji ise 1489 kW değerlerinde hesaplanmıştır. Ekserji yıkım oranları kompresör, yanma odası, gaz türbini ve güç türbini için sırasıyla %19, %60.1, %7.9 ve %13 değerlerinde hesaplanmıştır.
- Turbofan motoru için hesaplanan ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri ekserji verimi %31.5, atık ekserji oranı %68.5, ekserji yıkım oranı %40.8, ekserji geri kazanılabilirlik oranı %0, çevresel etki faktörü 2.175 ve ekserji sürdürülebilirlik indeksi 0.46 değerinde hesaplanmıştır. Ele alınan motor en son teknolojiyle üretilen verimli ve gelişmiş bir motordur ve daha eski nesil motorların sürdürülebilirlik indikatörlerinin daha düşük olacağı açıktır.
- Turboprop motoru dinamik olarak altı farklı güç seviyesinde çalıştırılmış ve sürdürülebilirlik İndikatörleri her bir çalıştırma gücü için

hesaplanmıştır. Turboprop motor ekserji verimleri gerçekleştirilen 240, 350, 485, 552, 580 ve 630 Nm tork çalıştırmalarında sırasıyla %20.6, %24.2, %27.4, %28.4, %28.9 ve %29.2, çevresel etki faktörleri sırasıyla 3.84, 3.13, 2.64, 2.51, 2.45 ve 2.42 değerlerinde, sürdürülebilirlik indeksleri sırasıyla 0.26, 0.32, 0.38, 0.40, 0.407 ve 0.413 değerlerinde, atık ekserji oranları sırasıyla %79.3, %75.7, %72.5, %71.5, %71 ve %70.7 ve ekserji yıkım oranları sırasıyla %44.6, %42.9, %37, %36.5, %36.3 ve %35.6 değerlerinde elde edilmiştir. Turboprop motorun yüksek çalışma güçlerinde ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörlerinin iyileştiği görülmüştür.

- Havacılıkta ekserjetik sürdürülebilirlikle ilgili bir çalışma daha önce yapılmamıştır. Bu yöntemin ticari uçak ve uçak motorlarına uygulanmasıyla havacılık alanında literatüre yeni bir yaklaşım katılmıştır.
- Bu çalışmada ekserji yöntemi, bir turboprop motoruna ilk defa uygulanmıştır. Böylelikle burada yapılan hesaplamalar ve ele alınan yöntemler, gerek bölgesel uçaklara ait gerekse helikopterle ilgili ileride yapılacak olan enerji ve ekserji çalışmalarına bir kaynak teşkil edebileceği düşünülmektedir.
- Uçak motoruna yönelik literatürdeki turbojet ve turbofan motorlarıyla ilgili çalışmalar, hep sürekli düzgün akış modeli ele alınarak hesaplanmıştır. Oysa bu çalışma ekserji analizinin bir turboprop motoruna ilk defa uygulanmasının yanında dinamik ekserji analizinin de turboprop motoruna uygulanması, bu çalışmaya ayrıca özgünlük kazandırmaktadır.
- Turboprop motoru için dinamik çalışma koşullarında ekserjetik sürdürülebilirlik indikatör hesapları değişimleri de bu çalışmada hesaplanmıştır. Çalışma bu yönüyle özgün bir çalışmadır.
- Bu çalışmada çok yaygın kullanılan ticari bir yolcu uçağının kısa, orta ve uzun menzilli uçuşları taşıyan paralı yükün fonksiyonuyla performans tabloları kullanılarak detaylı olarak incelenmiş ve uçuş verileri ve çevreye atılan egzoz emisyonları elde edilmiştir. Elde edilen veriler ve uçuş mekaniği denklemlerinden yararlanılarak yolcu uçağının kısa, orta ve uzun

menzil uçuşlarından yükselme ve seyrüsefer hareketleri için ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörlerinin hesaplanmıştır. Yolcu uçağı ekserji verimleri uçuş profillerine göre yükselme sırasında %29.7-30.6 ve seyrüsefer sırasında %29.5-30.6 arasında değişmektedir. Atık ekserji oranları yükselme hareketi için %70.3-69.3 ve seyrüsefer hareketi için %69.3-70.5 arasında, çevresel etki faktörleri yükselme hareketinde 2.264-2.367 arasında, seyrüsefer hareketi için 2.264-2.390 arasında elde edilmiştir. Sürdürülebilirlik indeksi yükselme hareketi için 0.422-0.44 arasında ve seyrüsefer uçuşu için 0.42-0.44 arasında değiştiği hesaplanmıştır. Literatürde bu yönlü bir çalışma mevcut değildir.

Uçakların ve/veya uçak motorlarının ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatörlerin hesaplanarak etiketlenilmesi önerilmektedir. Bu şekilde hava aracı ve uçak motorlarının çevre üzerinde oluşturdıkları olumsuz etkileşimler standart bir birimde ifade edilebilecek ve havayolu işletmeleri uçak ve motor alımlarında ve mevcut uçaklarını kullanmalarında sürdürülebilirlik indikatörlerinin de göz önüne alarak karar verebileceklerdir.

Ulusal ve uluslararası havacılık otoritelerinin uçak ve motorların sağlaması gerekli kriterler arasına ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatörlerini eklenmesinin yararlı olacağı değerlendirilmektedir. Ekserji tabanlı sürdürülebilirlik indikatörlerinin uçak ve motorların değerlendirilmesinde havayolu işletmecisi ve havacılık otoriteleri tarafından önemli bir parametre olarak kullanılabileceği düşünülmektedir.

Turbofan motor



Çevresel etki faktörü	2.175
Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi	0.46

Turboprop motor



Motor torku (Nm)	240	350	485	552	580	630
Çevresel etki faktörü	3.84	3.13	2.64	2.51	2.45	2.42
Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi	0.26	0.32	0.38	0.40	0.407	0.413

Ticari yolcu uçağı



	Yükselme	Düz uçuş
Çevresel etki faktörü	2,26-2.36	2,26-2.39
Ekserjetik Sürdürülebilirlik indeksi	0.42-0.44	0.42-0.44

KAYNAKLAR

- Ahrendts, J.(1980), “Reference states,” *Energy-Int.J.*, 5, 667-677.
- Anonim (2006), *Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Yönergesi*. http://www.fbe.anadolu.edu.tr/duyurular/enstituozel/tr/yonetm/tez_yazim_ynrg.pdf
- Aras, H. ve Ballı, Ö. (2008), “Exergoeconomic analysis of a combined heat and power system with the micro gas turbine (MGTCHP)”, *Energy Exploration&Exploitation.*, **26(1)**, 53-70.
- Ay, M., Midilli, A. ve Dinçer, İ. (2006a), “Thermodynamic modeling of a proton Exchange membrane fuel cell,” *International Journal of Exergy.*, **3(1)**, 16-44.
- Ay, M., Midilli, A. ve Dinçer, İ. (2006b), “Exergetic performance analysis of a PEM fuel cell,” *International Journal of Energy Research.*, **30**, 307–21.
- Aydın, H. (1995), *Uçak Teknik İşletmeciliği*, Ders notu, Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksek Okulu, Eskişehir.
- Aydın, H., Turan, Ö., Karakoç, H. ve Midilli, A. (2012), “Exergetic and exergoeconomic analysis of a turboprop engine: A case study for CT7-9C,” *International Journal of Energy Research.*, In press.
- Ballı, Ö. ve Aras, H. (2007a), “Energetic and exergetic performance evaluation of a combined heat and power system with the micro gas turbine (MGTCHP),” *International Journal of Energy Research.*, **31**, 425-440.
- Ballı, Ö. ve Aras, H. (2007b), “Energetic Analyses of the combined heat and power(CHP) system,” *Energy Exploration&Exploitation.*, **25(1)**, 39-62.
- Ballı, Ö., Aras, H. ve Hepbaşlı, A. (2007), “Exergetic performance evaluation of a combined heat and power (CHP) system in Turkey,” *International Journal of Energy Research.*, **31(9)**, 849-866.
- Ballı, Ö. (2008), *Kojenerasyon Sistemlerinin Enerji, Ekserji ve Ekserjiekonomik Analiz Yöntemleriyle Performansının Değerlendirilmesi*, Doktora Tezi, Osmangazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Eskişehir.

- Ballı, Ö., Aras, H. ve Hepbaşlı, A. (2008a), “Exergoeconomic analysis of a combined heat and power (CHP) system,” *International Journal of Energy Research.*, **32(4)**, 273-289.
- Ballı, Ö., Aras, H., Aras, N. ve Hepbaşlı, A. (2008b), “Exergetic and exergoeconomic analysis of an Aircraft Jet Engine(AJE),” *International Journal of Exergy.*, vol5, no:5/6, 567-581.
- Bejan, A., Tsatsaronis, G. ve Moran, MJ. (1996), *Thermal Design& Optimization*. John Wiley and Sons Inc.
- Bıyıkoglu, A. (2005), “Review of proton exchange membrane fuel cell models,” *International Journal of Hydrogen Energy.*, **30**, 1181–212.
- Boeing 737. (2010), Outlook.www.boeing.com – giriş tarihi: Ocak 2011.
- CFM56-7B. (2000), *Engine Systems - CTC-216*, CFM56-7B Engine Training Guide.
- CFM56-7B. (2005), *CFM Flight Ops. Support B737*, Flight operation document.
- Connelly, L. ve Koshland, C.P. (1997), “Two aspects of consumption: using an exergy-based measure of degradation to advance the theory and implementation of industrial ecology,” *Resources, Conservation and Recycling.*, **19**, 199–217
- Cornelissen, R.L. (1997), *Thermodynamics and sustainable development*. Ph.D. Thesis, University of Twente, The Netherlands.
- Çengel, Y.A. ve Boles, MA. (2008), *Mühendislik yaklaşımıyla termodinamik*, Literatür Yayıncılık.
- Çengel, Y.A. ve Boles, MA. (1996), *Mühendislik yaklaşımıyla termodinamik*. Literatür Yayıncılık.
- Dincer, I. (2002), “The role of exergy in energy policy making,” *Energy Policy.* , **30(2)**, 137-149.
- Dincer, I. ve Cengel, Y. (2001), “Energy, Entropy and Exergy Concepts and Their Roles in Thermal Engineering,” *Entropy.*, **3**, 116-149.
- Dincer, I. ve Rosen, MA. (2005), “Thermodynamic aspects of renewables and sustainable development,” *Renewable and Sustainable Energy Reviews.*, **9**, 169-189.

- Easa Type Certificate Data Sheet. (2008), TCDS E.004, CFM International CFM56-7B Engines, Issue 02.
- Elbir, T. (2008), “Estimation of Engine Emissions from Commercial Aircraft at a Midsized Turkish Airport,” *Journal of environmental engineering.*, **134**, 3(210).
- Etele, J. ve Rosen, M.A.(2001), “Sensitivity of exergy efficiencies of aerospace engines to reference environment selection,” *International Journal of Exergy.*, (2), 91-99.
- General Electric, (www.geae.com) – Giriş tarihi: Ocak 2010.
- Gaz türbinli motorlar, (http://tr.wikipedia.org/wiki/Gaz_turbinli_motorlar)- Giriş tarihi: Şubat 2010
- IPCC 2006, *Guidelines for National Greenhouse Gas Inventories*. (http://www.ipccnggip.iges.or.jp/public/2006gl/pdf/2_Volume2/V2_3_Ch3_Mobile_Combustion.pdf)
- Karakoç, T.H. (1997), *Uçaklar Gaz Türbinli Motorların Yakıt Sistemleri*, Anadolu Üniversitesi Yayınları No:984, Eskişehir.
- Karakoç, H., Turgut, E. ve Hepbaşlı, A. (2006), *Exergetic analysis of an aircraft turbofan engine*. In Proceedings Summer Course on Exergy and its Applications.14-16 August 2006. Anadolu University, Eskişehir.
- Koroneos, C., Dompros, A., Roumbas, G. ve Moussiopoulos, N. (2005a), “Life cycle assessment of kerosene used in aviation,” *The International Journal of Life Cycle Assessment.*, **10**, 417–24.
- Koroneos, C., Dompros, A., Roumbas, G. ve Moussiopoulos, N. (2005b), “Advantages of use of hydrogen fuel as compared to kerosene,” *Resources, Conservation and Recycling.*, **44(2)**, 99–113.
- Kotas, T.J. (1995), *The Exergy Method of Thermal Plant Analysis* (Reprint Edn.) Kieger, Malabar.
- Kurzke, J. (2004), *GasTurb10 Program and Technical Reference Manual*, <http://www.gasturb.de>
- Martin, M. (1990), *Operataions Aeriennes Methodes d’exploitation*, ENAC, Toulouse, France.

- Midilli, A., Dinçer, İ. ve Ay, M. (2006), “Green energy strategies for sustainable development” *Energy Policy.*, **34**, 3623–3633.
- Midilli, A. ve Dinçer, İ. (2009), “Development of some exergetic parameters for PEM fuel cells measuring environmental impact and sustainability,” *International journal of hydrogen energy.*, **34**, 3858-3872.
- Midilli, A., Küçük, H. ve Dincer, İ. (2011), *Environmental and Sustainability Aspects of a Recirculating Aquaculture System*; Environmental Progress & Sustainable Energy (Vol.00, No.00) DOI 10.1002/ep
- Moran, MJ. (1999), *Engineering Thermodynamics*. Mechanical Engineering Handbook. Ed. Frank Kreith. Boca Raton, CRC Press LLC.
- Moran, MJ. ve Shapiro, HN. (2000), *Fundamentals of engineering thermodynamics*. 4th ed, John Wiley&Sons
- Moran, MJ. (1982), *Availability analysis: a guide to efficient energy use*, Prentice-Hall. New Jersey. USA.
- Nojoumi, H., Dinçer, İ. ve Naterer, G.F. (2009), “Greenhouse gas emissions assessment of hydrogen and kerosene-fueled aircraft propulsion,” *International journal of hydrogen energy.*, **34**, 1363-1369.
- Özelgin, Z. (1987), *Uçuş mekaniği ders notları*, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul.
- Pellegrini, F. (2007), *Exergy Analysis as a Tool for Decision Making in Aircraft Systems Design*, AIAA 2007-1396.
- Romano, D., Gaudioso, D. ve De Lauretis, R. (1999), *Aircraft Emissions: A Comparison of Methodologies Based on Different Data Availability*, Environmental Monitoring and Assessment, 56, pp.51-74, 1999. Available from:extranet.regione.piemonte.it/ambiente/aria/dwd/emissioni/aircraft_emissions.pdf)
- Rosen, MA. ve Dinçer, İ. (2003a), “Exergoeconomic analysis of power plants operating on various fuels,” *Applied Thermal Engineering*, **23**, 643-658.
- Rosen, MA. ve Dinçer İ. (2003b), “Exergy-Cost-Energy-Mass Analysis of Thermal Systems and Processes,” *Energy Conversion and Management*, **44**, 1633-1651.

- Rosen, MA., Dinçer, İ. ve Kanoğlu M. (2007), “Role of exergy in increasing efficiency and sustainability and reducing environmental impact,” *Energy Policy*, **36**, 128–137.
- Roth, B, ve Mavris, D. (2000), *Comparision of thermodynamic loss models suitable for gas turbine propulsion : theory and taxonomy*, AIAA 2000-3714.
- Roth, B. (2000), *A Theoretical Treatment of Technical Risk in Modern Propulsion System Design*, Dokorate Thesis, Georgia Institute of Technology Atlanta, GA
- Roth, B., McDonald, R. ve Mavris, D. (2002), *A Method for Thermodynamic Work Potential Analysis of Aircraft Engines*, Atlanta, AIAA2002-3768
- Russel, LD. ve Adebisi, GA. (1993), *Classical Thermodynamics*. Sounders College Publishing.
- Schumann, U. (2002), *Volume 3: Causes and consequences of global environmental change, Encyclopedia of Global Environment Change*, John Wiley & Sons, 178-186.
- Stepanow, VS.(1995), “Chemical energies and exergies of fuels,” *Energy*, **20**, 235-242.
- Speight, JG. (2001), *Handbook of petroleum product analysis*. New York: Wiley.
- Summary for policymakers, Aviation and the global atmosphere, 1999, (www.ipcc.ch) – giriş tarihi: Nisan 2007).
- Szargut, J., Morris, DR. ve Steward, FR. (1988), *Exergy analysis of thermal, chemical and metallurgical processes*. Hemisphere Publishing Corporation.
- Turan, Ö. (2007), *Optimization of turbofan engines with elitizm-based genetic algorithm method*. Doktora Tezi, Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Ana Bilim Dalı, Eskişehir.
- Turan, Ö., Karakoç, H. ve Oktay, Z. (2008), *Aircraft propulsion performance estimation for preliminary design tool*, 4th International green energy conference, China.

- Turgut, E. (2007), *Uçaklarda Kullanılan Gaz Türbinli Motorların Ekserji Ekonomik Analizi*, Doktora Tezi, Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Ana Bilim Dalı, Eskişehir.
- Turgut, E., Karakoç, H. ve Hepbaşlı, A. (2007), “Exergetic analysis of an aircraft turbofan engine,” *International Journal of Energy Research*, **31**:1383–1397
- Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu (2011), *ICAO Engine Exhaust Emissions Data Bank*.
- Van Gool, W. (1997), Energy policy: fairly tales and factualities. *In Innovation and Technology-Strategies and Policies*, Soares ODD, Martins da Cruz, Coasta Pereira, Soares IMRT, Reis AJPS (eds). Kluwer: Dortrecht; 93-105.
- Yetilmezsoy, K. (2010), *Uçaklardan Kaynaklanan Emisyonların Çevresel Etkileri*, Yıldız Teknik Üniversitesi, İstanbul.

Ek 1. Farklı Uçakların Emisyon Değerleri (IPCC, 2006)

Uçak tipi	LTO ⁽¹⁾ emisyon faktörleri (kg/LTO)							LTO yakıt tüketimi (kg/LTO)
	CO ₂ ⁽²⁾	CH ₄	N ₂ O	NO _x	CO	NMVOC ⁽³⁾	SO ₂ ⁽⁴⁾	
A300	5420	0.12	0.2	25.86	14.80	1.12	1.72	1720
A310	4760	0.63	0.2	19.46	38.30	5.67	1.51	1510
A319	2310	0.06	0.1	8.73	6.35	0.54	0.73	730
A320	2440	0.06	0.1	9.01	6.19	0.51	0.77	770
A321	3020	0.14	0.1	16.72	7.55	1.27	0.96	960
A330-200/300	7050	0.13	0.2	35.57	16.20	1.15	2.23	2230
A340-200	5890	0.42	0.2	28.31	26.19	3.78	1.86	1860
A340-300	6380	0.39	0.2	34.81	25.23	3.51	2.02	2020
A340-500/600	10660	0.01	0.3	64.45	15.31	0.13	3.37	3370
B707	5890	9.75	0.2	10.96	92.37	87.71	1.86	1860
B717	2140	0.01	0.1	6.68	6.78	0.05	0.68	680
B727-100	3970	0.69	0.1	9.23	24.44	6.25	1.26	1260
B727-200	4610	0.81	0.1	11.97	27.16	7.32	1.46	1460
B727-100/200	2740	0.45	0.1	6.74	16.04	4.06	0.87	870
737-300/400/500	2480	0.08	0.1	7.19	13.03	0.75	0.78	780
737-600	2280	0.10	0.1	7.66	8.65	0.91	0.72	720
737-700	2460	0.09	0.1	9.12	8.00	0.78	0.78	780
737-800/900	2780	0.07	0.1	12.30	7.07	0.65	0.88	880
747-100	10140	4.84	0.3	49.17	114.59	43.59	3.21	3210
747-200	11370	1.82	0.4	49.52	79.78	16.41	3.60	3600
747-300	11080	0.27	0.4	65.00	17.84	2.46	3.51	3510
747-400	10240	0.22	0.3	42.88	26.72	2.02	3.24	3240
757-200	4320	0.02	0.1	23.43	8.08	0.20	1.37	1370
757-300	4630	0.01	0.1	17.85	11.62	0.10	1.46	1460

Ek 1. Farklı Uçakların Emisyon Değerleri (IPCC, 2006)(devamı)

767-200	4620	0.33	0.1	23.76	14.80	2.99	1.46	1460
767-300	5610	0.12	0.2	28.19	14.47	1.07	1.77	1780
767-400	5520	0.10	0.2	24.80	12.37	0.88	1.75	1750
777-200/300	8100	0.07	0.3	52.81	12.76	0.59	2.56	2560
DC-10	7290	0.24	0.2	35.65	20.59	2.13	2.31	2310
DC-8-50/60/70	5360	0.15	0.2	15.62	26.31	1.36	1.70	1700
DC-9	2650	0.46	0.1	6.16	16.29	4.17	0.84	840
L-1011	7300	7.40	0.2	31.64	103.33	66.56	2.31	2310
MD-11	7290	0.24	0.2	35.65	20.59	2.13	2.31	2310
MD-80	3180	0.19	0.1	11.97	6.46	1.69	1.01	1010
MD-90	2760	0.01	0.1	10.76	5.53	0.06	0.87	870
TU-134	2930	1.80	0.1	8.68	27.98	16.19	0.93	930
TU-154-M	5960	1.32	0.2	12.00	82.88	11.85	1.89	1890
TU-154-B	7030	11.90	0.2	14.33	143.05	107.13	2.22	2230
RJ-RJ85	1910	0.13	0.1	4.34	11.21	1.21	0.60	600
BAE146	1800	0.14	0.1	4.07	11.18	1.27	0.57	570
CRJ-100ER	1060	0.06	0.03	2.27	6.70	0.56	0.33	330
ERJ-145	990	0.06	0.03	2.69	6.18	0.50	0.31	310
Fokker 100/70/28	2390	0.14	0.1	5.75	13.84	1.29	0.76	760
Gulfstream V	1890	0.03	0.1	5.58	8.42	0.28	0.60	600
ATR72-500	620	0.03	0.02	1.82	2.33	0.26	0.20	200
(1) İniş kalkış (Landing and Take-off) (2) kg yakıt başına 3.16 kg CO₂ (3) Metan haricindeki uçucu organik bileşikler (4) Yakıttaki sülfür oranı % 0.05 olarak kabul edilmiştir. CF6 motorunun kullanıldığı bazı uçak tipleri ayrıca renklendirilmiştir. LTO: İniş-Kalkış (Landing and Take off)								

Ek 2. B737-400 uçağı yükselme performans verileri (yakıt tüketimi, uçuş süresi, mesafe ve uçuş hızı)

ENROUTE CLIMB
280/74
ISA

BOEING 737
OPERATIONS MANUAL

PRESSURE ALTITUDE FEET	UNITS MIN/LB MAX/KNOTS	BRAKE RELEASE WEIGHT LB										
		150000	145000	140000	135000	130000	125000	120000	110000	100000	90000	80000
37000	TIME/FUEL DIST/TAS				29/ 4600 178/398	24/ 4000 147/394	22/ 3600 129/392	20/ 3400 116/391	17/ 2900 96/388	14/ 2500 82/387	12/ 2200 70/385	11/ 1900 59/384
36000	TIME/FUEL DIST/TAS		37/ 5700 231/402	28/ 4600 169/396	24/ 4100 144/392	22/ 3700 128/390	20/ 3400 116/389	18/ 3200 106/388	16/ 2800 89/386	14/ 2400 76/384	12/ 2100 66/383	10/ 1900 56/382
35000	TIME/FUEL DIST/TAS	34/ 5500 210/399	27/ 4600 166/394	24/ 4200 143/391	22/ 3800 128/389	20/ 3500 116/387	18/ 3300 106/386	17/ 3100 98/385	15/ 2700 84/383	13/ 2400 72/382	11/ 2100 62/381	10/ 1800 53/380
34000	TIME/FUEL DIST/TAS	27/ 4700 163/391	24/ 4300 143/389	22/ 3900 128/387	20/ 3600 117/385	19/ 3400 107/384	17/ 3200 99/383	16/ 3000 91/382	14/ 2600 79/381	12/ 2300 68/380	11/ 2000 59/379	9/ 1800 51/378
33000	TIME/FUEL DIST/TAS	24/ 4400 142/386	22/ 4000 128/385	20/ 3700 117/383	19/ 3500 107/382	18/ 3300 99/381	16/ 3100 92/380	15/ 2900 85/379	13/ 2500 74/378	12/ 2300 64/377	10/ 2000 56/376	9/ 1700 48/376
32000	TIME/FUEL DIST/TAS	22/ 4100 128/382	20/ 3800 117/381	19/ 3600 108/379	18/ 3400 100/378	17/ 3100 92/378	16/ 3000 86/377	15/ 2800 80/376	13/ 2500 70/375	11/ 2200 61/374	10/ 1900 53/374	9/ 1700 46/373
31000	TIME/FUEL DIST/TAS	21/ 3900 117/378	19/ 3700 108/377	18/ 3400 100/376	17/ 3200 93/375	16/ 3000 86/374	15/ 2900 81/374	14/ 2700 75/373	12/ 2400 66/372	11/ 2100 57/371	10/ 1900 50/371	8/ 1700 43/370
30000	TIME/FUEL DIST/TAS	19/ 3800 108/374	18/ 3500 100/373	17/ 3300 93/372	16/ 3100 87/371	15/ 2900 81/371	14/ 2800 76/370	13/ 2600 71/370	12/ 2300 62/369	10/ 2100 54/368	9/ 1800 47/368	8/ 1600 41/367
29000	TIME/FUEL DIST/TAS	18/ 3600 98/369	17/ 3400 92/368	16/ 3200 85/367	15/ 3000 80/367	14/ 2800 75/366	13/ 2700 70/366	13/ 2500 66/365	11/ 2300 58/365	10/ 2000 51/364	9/ 1800 44/364	8/ 1600 38/363
28000	TIME/FUEL DIST/TAS	17/ 3400 90/364	16/ 3200 84/363	15/ 3000 78/363	14/ 2900 73/362	13/ 2700 69/362	13/ 2600 64/361	12/ 2400 61/361	11/ 2200 53/361	10/ 2000 47/360	8/ 1700 41/360	7/ 1500 36/359
27000	TIME/FUEL DIST/TAS	16/ 3200 82/359	15/ 3100 77/359	14/ 2900 72/358	13/ 2700 67/358	12/ 2600 63/358	12/ 2500 59/357	11/ 2300 56/357	10/ 2100 49/357	9/ 1900 43/356	8/ 1700 38/356	7/ 1500 33/356
26000	TIME/FUEL DIST/TAS	15/ 3100 75/355	14/ 2900 70/355	13/ 2800 66/354	12/ 2600 62/354	12/ 2500 58/354	11/ 2400 55/353	11/ 2200 52/353	9/ 2000 46/353	8/ 1800 40/352	8/ 1600 35/352	7/ 1400 31/352
25000	TIME/FUEL DIST/TAS	14/ 2900 69/351	13/ 2800 65/351	12/ 2600 61/350	12/ 2500 57/350	11/ 2400 54/350	11/ 2300 51/349	10/ 2100 48/349	9/ 1900 42/349	8/ 1700 37/349	7/ 1500 33/348	6/ 1400 29/348
24000	TIME/FUEL DIST/TAS	13/ 2800 63/347	12/ 2700 59/347	12/ 2500 56/346	11/ 2400 53/346	11/ 2300 50/346	10/ 2200 47/346	9/ 2100 44/346	9/ 1900 39/345	8/ 1700 35/345	7/ 1500 30/345	6/ 1300 27/345
23000	TIME/FUEL DIST/TAS	12/ 2700 58/343	12/ 2600 55/343	11/ 2400 52/343	10/ 2300 49/343	10/ 2200 46/342	9/ 2100 43/342	9/ 2000 41/342	8/ 1800 36/342	7/ 1600 32/342	6/ 1400 28/341	6/ 1300 25/341
22000	TIME/FUEL DIST/TAS	11/ 2600 53/340	11/ 2400 50/339	10/ 2300 47/339	10/ 2200 45/339	9/ 2100 42/339	9/ 2000 40/339	8/ 1900 38/339	8/ 1700 34/338	7/ 1500 30/338	6/ 1400 26/338	5/ 1200 23/338
21000	TIME/FUEL DIST/TAS	11/ 2500 49/336	10/ 2300 46/336	10/ 2200 44/336	9/ 2100 41/336	9/ 2000 39/335	8/ 1900 37/335	8/ 1800 35/335	7/ 1600 31/335	7/ 1500 27/335	6/ 1300 24/335	5/ 1200 21/335
20000	TIME/FUEL DIST/TAS	10/ 2300 45/333	10/ 2200 42/333	9/ 2100 40/332	9/ 2000 38/332	8/ 1900 36/332	8/ 1800 34/332	8/ 1700 32/332	7/ 1600 28/332	6/ 1400 25/332	6/ 1300 22/332	5/ 1100 20/332
19000	TIME/FUEL DIST/TAS	10/ 2200 41/330	9/ 2100 39/329	9/ 2000 37/329	8/ 1900 35/329	8/ 1800 33/329	7/ 1800 31/329	7/ 1700 29/329	6/ 1500 26/329	6/ 1400 23/329	5/ 1200 21/329	5/ 1100 18/328
18000	TIME/FUEL DIST/TAS	9/ 2100 37/326	9/ 2000 35/326	8/ 1900 33/326	8/ 1800 32/326	7/ 1800 30/326	7/ 1700 28/326	7/ 1600 27/326	6/ 1400 24/326	6/ 1300 21/326	5/ 1200 19/326	4/ 1000 17/326
17000	TIME/FUEL DIST/TAS	8/ 2000 34/323	8/ 1900 32/323	8/ 1800 31/323	7/ 1800 29/323	7/ 1700 27/323	7/ 1600 26/323	6/ 1500 25/323	6/ 1400 22/323	5/ 1300 20/323	5/ 1100 17/323	4/ 1000 15/323
16000	TIME/FUEL DIST/TAS	8/ 1900 31/320	8/ 1800 29/320	7/ 1800 28/320	7/ 1700 26/320	7/ 1600 25/320	6/ 1500 24/320	6/ 1400 22/320	5/ 1300 20/320	5/ 1200 18/320	4/ 1100 16/320	4/ 1000 14/320
15000	TIME/FUEL DIST/TAS	7/ 1800 28/318	7/ 1700 26/318	7/ 1700 25/317	6/ 1600 24/317	6/ 1500 23/317	6/ 1400 21/317	6/ 1300 20/317	5/ 1200 18/317	5/ 1100 16/317	4/ 1000 14/317	4/ 900 13/317
14000	TIME/FUEL DIST/TAS	7/ 1700 25/315	7/ 1600 24/315	6/ 1600 23/315	6/ 1500 21/315	6/ 1400 20/315	6/ 1300 19/315	5/ 1200 18/315	5/ 1100 16/315	4/ 1000 15/315	4/ 900 13/314	4/ 800 11/314
13000	TIME/FUEL DIST/TAS	6/ 1600 22/312	6/ 1600 21/312	6/ 1500 20/312	6/ 1400 19/312	5/ 1400 18/312	5/ 1300 17/312	5/ 1200 16/312	5/ 1100 15/312	4/ 1000 13/312	4/ 900 12/312	3/ 800 10/312
12000	TIME/FUEL DIST/TAS	6/ 1500 20/310	6/ 1500 19/310	5/ 1400 18/310	5/ 1300 17/309	5/ 1300 16/309	5/ 1200 15/309	5/ 1200 14/309	4/ 1100 13/309	4/ 1000 12/309	4/ 900 10/309	3/ 800 9/309
11000	TIME/FUEL DIST/TAS	6/ 1400 18/307	5/ 1400 17/307	5/ 1300 16/307	5/ 1200 15/307	5/ 1200 14/307	5/ 1200 13/307	4/ 1100 12/307	4/ 1000 10/307	4/ 900 9/307	3/ 800 8/307	3/ 700 7/307
10000	TIME/FUEL DIST/TAS	5/ 1300 15/305	5/ 1300 15/305	5/ 1200 14/305	5/ 1200 13/305	4/ 1100 12/305	4/ 1100 11/304	4/ 1000 10/304	4/ 1000 9/304	3/ 900 8/304	3/ 800 7/304	3/ 700 6/304
8000	TIME/FUEL DIST/TAS	4/ 1200 11/300	4/ 1100 11/300	4/ 1100 10/300	4/ 1000 10/300	4/ 1000 9/300	4/ 1000 8/300	3/ 900 7/300	3/ 800 6/300	3/ 700 5/300	3/ 600 4/300	2/ 500 3/300
6000	TIME/FUEL DIST/TAS	4/ 1000 7/295	3/ 900 7/295	3/ 900 7/295	3/ 800 6/295	3/ 800 6/295	3/ 800 6/295	3/ 800 5/295	3/ 700 4/295	3/ 600 4/295	2/ 500 3/295	2/ 400 2/295
1500	TIME/FUEL	2/ 600	2/ 600	2/ 600	2/ 500	2/ 500	2/ 500	2/ 500	2/ 500	2/ 400	2/ 400	1/ 400

FUEL ADJUSTMENT FOR HIGH ELEVATION AIRPORTS				AIRPORT ELEVATION	2000	4000	6000	8000	10000	12000
EFFECT ON TIME AND DISTANCE IS NEGLIGIBLE				FUEL ADJUSTMENT	-100	-200	-400	-500	-600	-800

23.10.62

737-400/CFM56-3B-2

3-L87A
SEP 01/88

Ek 3. B737-400 uçağı seyrüsefer verileri (31 000 ft irtifa,Mach.78)

INTEGRATED RANGE
MACH .78 CRUISE
 ALL ENGINES A/C AUTO
 MAX CRUISE THRUST LIMITS

BOEING 737 OPERATIONS MANUAL

TAS 458. KNOTS
 ISA= -46.4 DEG C

PRESSURE ALTITUDE 31000 FT

GROSS WT LB	0	200	400	600	800	1000	1200	1400	1600	1800
	CRUISE DISTANCE NAUTICAL AIR MILES									
80000	0	17	35	53	71	89	107	125	143	161
82000	179	197	215	233	251	269	287	304	322	340
84000	358	376	394	411	429	447	465	482	500	518
86000	536	553	571	589	606	624	642	659	677	695
88000	712	730	747	765	783	800	818	835	853	870
90000	888	905	923	940	957	975	992	1010	1027	1044
92000	1062	1079	1096	1114	1131	1148	1165	1183	1200	1217
94000	1235	1252	1269	1286	1303	1320	1337	1355	1372	1389
96000	1406	1423	1440	1457	1474	1491	1508	1525	1542	1559
98000	1576	1593	1610	1626	1643	1660	1677	1694	1711	1727
100000	1744	1761	1778	1794	1811	1828	1844	1861	1878	1894
102000	1911	1928	1944	1961	1977	1994	2010	2027	2043	2060
104000	2076	2093	2109	2125	2142	2158	2174	2191	2207	2224
106000	2240	2256	2272	2288	2305	2321	2337	2353	2369	2386
108000	2402	2418	2434	2450	2466	2482	2498	2514	2530	2546
110000	2562	2578	2593	2609	2625	2641	2657	2673	2688	2704
112000	2720	2736	2751	2767	2783	2798	2814	2830	2845	2861
114000	2877	2892	2908	2923	2938	2954	2969	2985	3000	3016
116000	3031	3047	3062	3077	3092	3108	3123	3138	3153	3169
118000	3184	3199	3214	3229	3244	3260	3275	3290	3305	3320
120000	3335	3350	3365	3380	3395	3409	3424	3439	3454	3469
122000	3484	3499	3513	3528	3543	3558	3572	3587	3602	3616
124000	3631	3646	3660	3675	3689	3704	3718	3733	3747	3762
126000	3776	3791	3805	3820	3834	3848	3863	3877	3891	3906
128000	3920	3934	3948	3963	3977	3991	4005	4019	4033	4048
130000	4062	4076	4090	4104	4118	4132	4146	4160	4174	4188
132000	4202	4215	4229	4243	4257	4271	4284	4298	4312	4326
134000	4340	4353	4367	4380	4394	4408	4421	4435	4448	4462
136000	4476	4489	4503	4516	4529	4543	4556	4570	4583	4596
138000	4610	4623	4636	4650	4663	4676	4689	4702	4716	4729
140000	4742	4755	4768	4781	4794	4807	4820	4833	4846	4859
142000	4872	4885	4898	4911	4924	4937	4950	4962	4975	4988
144000	5001	5014	5026	5039	5052	5064	5077	5089	5102	5115
146000	5127	5140	5152	5165	5177	5190	5202	5215	5227	5239
148000	5252	5264	5276	5289	5301	5313	5325	5338	5350	5362

L34A-23.10.25H

NOTE-OPTIMUM WEIGHT FOR FLIGHT LEVEL IS 135000 LB
 THRUST LIMITED WEIGHT FOR ISA + 10 AND COLDER EXCEEDS STRUCTURAL LIMIT
 THRUST LIMITED WEIGHT FOR ISA + 15 IS 145800 LB
 THRUST LIMITED WEIGHT FOR ISA + 20 IS 140000 LB
 ADJUSTMENTS FOR OPERATION AT NON-STANDARD TEMPERATURES---
 INCREASE FUEL REQUIRED BY .6 PERCENT PER 10 DEGREES C ABOVE ISA
 DECREASE FUEL REQUIRED BY .6 PERCENT PER 10 DEGREES C BELOW ISA
 INCREASE TAS BY 1 KNOT PER DEGREE C ABOVE ISA
 DECREASE TAS BY 1 KNOT PER DEGREE C BELOW ISA

737-400/CFM56-3B-2

3-L87A
 SEP 01/88

23.10.122

Ek 4. B737-400 uçağı iniş verileri (yakıt tüketimi, hız, süre ve mesafe)

BOEING 737
OPERATIONS MANUAL

DESCENT

.74M/250 KIAS

PRESS ALT FT	TIME MIN	FUEL LB	DISTANCE NAM		
			LANDING WEIGHT LB		
			80000	100000	120000
37000	23	650	100	110	114
35000	22	640	96	105	109
33000	21	630	90	99	103
31000	20	620	85	93	97
29000	19	610	79	87	91
27000	18	590	74	81	85
25000	18	580	69	75	78
23000	16	560	64	70	72
21000	15	540	59	64	66
19000	14	520	53	58	60
17000	13	500	48	52	54
15000	12	470	43	47	48
10000	9	400	31	32	33
5000	6	310	18	18	18
3700	5	290	14	14	14

.70M/280/250 KIAS

PRESS ALT FT	TIME MIN	FUEL LB	DISTANCE NAM		
			LANDING WEIGHT LB		
			80000	100000	120000
37000	21	620	90	101	107
35000	20	610	86	96	102
33000	19	600	81	91	97
31000	19	590	77	87	93
29000	18	580	74	82	88
27000	17	570	70	78	84
25000	17	560	65	73	78
23000	16	550	61	68	72
21000	15	530	56	62	66
19000	14	510	52	57	60
17000	13	490	47	52	55
15000	12	470	43	47	49
10000	9	400	31	32	33
5000	6	310	18	18	18
3700	5	290	14	14	14

BASED ON FLIGHT IDLE THRUST.
ALLOWANCES FOR A STRAIGHT-IN APPROACH ARE INCLUDED.

Ek 5. Yolcu uçağı Eskişehir-İstanbul uçuş analizi

PARALI- AĞIRLIK (kg)α	KALKIŞ- AĞIRLIĞI (kg)α	İNİŞ- AĞIRLIĞI (kg)α	UÇUŞ- SÜRESİ (dk)α	YÜKSELME- MESAFESİ (km)α	SEYRÜSEFER- MESAFESİ (km)α	İNİŞ- MESAFESİ (km)α	TOPLAM- YAKIT (kg)α	UÇUŞ- YAKIT- TÜKETİMİ (kg)α	YÜKSELME- YAKIT- TÜKETİMİ (kg)α	SEYRÜSEFER- YAKIT- TÜKETİMİ (kg)α	İNİŞ- YAKIT- TÜKETİMİ (kg)α
2265α	41359α	39773α	43α	94,5α	101,9α	161,1α	4779,2α	1585,5α	860,7α	271,8α	453α
4530α	43669α	42038α	44α	100,0α	100,0α	166,7α	4824,5α	1630,8α	906,0α	271,8α	453α
6795α	45980α	44303α	43α	107,4α	81,5α	170,4α	4869,8α	1676,1α	974,0α	249,2α	453α
9060α	48267α	46568α	43α	114,8α	72,2α	172,2α	4892,4α	1698,8α	1032,8α	212,9α	453α
11325α	50584α	48833α	43α	122,2α	63,0α	174,1α	4944,5α	1750,8α	1100,8α	197,1α	453α
13590α	52901α	51098α	43α	131,5α	51,9α	175,9α	4996,6α	1802,9α	1168,7α	181,2α	453α
18664α	58102α	56172α	43α	155,6α	22,2α	181,5α	5078,1α	1884,5α	1340,9α	90,6α	453α

PARALI- AĞIRLIK (kg)α	H_{max} (V.T./P.A./Menzil) (kg/kg/100.km)α	H_{ke} (U1A./ÜK.A.)α	H_{yus} (1-(U1A./ÜK.A.))α	Y.T./Menzil- (kg/km)α	H_{max} (V.Y.T./Y.M.L.) (kg/km)α	H_{max} (S.Y.T./S.M.D.) (kg/km)α	H_{max} (İ.Y.T./İ.M.L.) (kg/km)α	H_{yus} (Y.Y.T./Y.T.)α	H_{yus} (S.Y.T./Y.T.)α	H_{yus} (İ.Y.T./Y.T.)α
2265α	0,1989α	0,962α	0,038α	4,504α	9,113α	2,668α	1,738α	0,543α	0,171α	0,177α
4530α	0,1023α	0,963α	0,037α	4,633α	9,059α	2,718α	1,680α	0,556α	0,167α	0,172α
6795α	0,0701α	0,964α	0,036α	4,762α	9,067α	3,058α	1,643α	0,581α	0,149α	0,168α
9060α	0,0533α	0,965α	0,035α	4,826α	8,995α	2,948α	1,626α	0,608α	0,125α	0,165α
11325α	0,0439α	0,965α	0,035α	4,974α	9,006α	3,129α	1,608α	0,629α	0,113α	0,160α
13590α	0,0377α	0,966α	0,034α	5,122α	8,888α	3,494α	1,591α	0,648α	0,101α	0,156α
18664α	0,0287α	0,967α	0,033α	5,354α	8,619α	4,077α	1,543α	0,712α	0,048α	0,149α

k-(taşıma katsayısı)=ΔK.A./Δİ.A.=1.020994475

Ek 6. Yolcu uçağı Trabzon-İstanbul uçuş analizi

PARALI- AĞIRLIK (kg)α	KALKIŞ- AĞIRLIĞI (kg)α	İNİŞ- AĞIRLIĞI (kg)α	UÇUŞ- SÜRESİ (dk)α	YÜKSELME- MESAFESİ (km)α	SEYRÜSEFER- MESAFESİ (km)α	İNİŞ- MESAFE SI (km)α	TOPLAM- YAKIT (kg)α	UÇUŞ- YAKIT- TÜKETİMİ (kg)α	YÜKSELME- YAKIT- TÜKETİMİ (kg)α	SEYRÜSEFER- YAKIT- TÜKETİMİ (kg)α	İNİŞ- YAKIT- TÜKETİMİ (kg)α
2265α	43307α	39909α	88α	100,0α	718,6α	163,0α	6727,1α	3397,5α	906,0α	2038,5α	453α
4530α	45651α	42174α	88α	107,4α	714,9α	166,7α	6806,3α	3476,8α	969,4α	2054,4α	453α
6795α	47995α	44439α	88α	114,8α	713,0α	172,2α	6885,6α	3556,1α	1032,8α	2070,2α	453α
9060α	50340α	46704α	88α	122,2α	694,3α	174,1α	6964,9α	3635,3α	1100,8α	2081,5α	453α
11325α	52684α	48969α	87α	131,5α	674,1α	175,9α	7044,2α	3714,6α	1168,7α	2092,9α	453α
13590α	55055α	51234α	87α	140,8α	663,0α	177,8α	7150,6α	3821,1α	1248,0α	2120,0α	453α
15855α	57427α	53499α	87α	151,9α	650,1α	179,6α	7257,1α	3927,5α	1327,3α	2147,2α	453α
18528α	60204α	56172α	88α	166,7α	633,4α	181,5α	7361,3α	4031,7α	1404,3α	2174,4α	453α

PARALI- AĞIRLIK (kg)α	$H_{T/P.A./Nenzil}$ (kg/kg/100 km)α	$H_{K.A.}$ (UIA/ÜK.A.)α	$H_{K.A.}^{1/2}$ (1-(UIA/ÜK.A.))α	$V.T./Menzil$ (kg/km)α	$H_{Y.T./V.M.L.}$ (kg/km)α	$H_{S.Y.T./S.M.}$ (kg/km)α	$H_{Y.T./I.M.}$ (kg/km)α	$H_{Y.T./Y.T.}$ (Y.Y.T./Y.T.)α	$H_{S.Y.T./Y.T.}$ (S.Y.T./Y.T.)α	$H_{Y.T.}$ (Y.Y.T./Y.T.)α
2265α	0,1529α	0,922α	0,078α	3,463α	9,059α	2,837α	1,718α	0,267α	0,600α	0,182α
4530α	0,0782α	0,924α	0,076α	3,544α	9,025α	2,874α	1,680α	0,279α	0,591α	0,178α
6795α	0,0533α	0,926α	0,074α	3,625α	8,995α	2,903α	1,626α	0,290α	0,582α	0,174α
9060α	0,0409α	0,928α	0,072α	3,706α	9,006α	2,997α	1,608α	0,303α	0,573α	0,171α
11325α	0,0334α	0,929α	0,071α	3,787α	8,888α	3,105α	1,591α	0,315α	0,563α	0,167α
13590α	0,0287α	0,931α	0,069α	3,895α	8,867α	3,198α	1,575α	0,327α	0,555α	0,162α
15855α	0,0253α	0,932α	0,068α	4,004α	8,740α	3,303α	1,559α	0,338α	0,547α	0,158α
18528α	0,0222α	0,933α	0,067α	4,110α	8,425α	3,433α	1,543α	0,348α	0,539α	0,154α

k (taşıma katsayısı) = $\Delta K.A./\Delta I.A. = 1.038997214$

Ek 7. Yolcu uçağı Ankara-Londra uçuş analizi

PARALI- AGIRLIK (kg)	KALKIŞ- AGIRLIĞI (kg)	İNİŞ- AGIRLIĞI (kg)	UÇUŞ- SÜRESİ (dk)	YÜKSELME- MESAFESİ (km)	SEYRÜSEFER- MESAFESİ (km)	İNİŞ- MESAFESİ (km)	TOPLAM- YAKIT (kg)	UÇUŞ- YAKIT- TÜKETİMİ (kg)	YÜKSELME- YAKIT- TÜKETİMİ (kg)	SEYRÜSEFER- YAKIT- TÜKETİMİ (kg)	İNİŞ- YAKIT- TÜKETİMİ (kg)
2265	50469	40226	249	124,1	2979,9	164,8	13889,0	10242,3	1109,9	8679,5	453
4530	53001	42491	250	133,3	2965,1	168,5	14156,3	10509,6	1189,1	8867,5	453
6795	55538	44756	250	144,5	2952,1	172,2	14428,1	10781,4	1268,4	9060,0	453
9060	58131	47021	250	155,6	2939,1	174,1	14756,5	11109,8	1345,4	9311,4	453
11325	60725	49286	250	168,5	2924,3	175,9	15084,9	11438,3	1427,0	9558,3	453
13590	63393	51551	250	185,2	2905,8	177,8	15488,1	11841,4	1562,9	9825,6	453
15855	66061	53816	250	207,4	2885,4	179,6	15891,2	12244,6	1694,2	10097,4	453
17418	68041	55493	250	216,7	2870,6	181,5	16194,8	12548,1	1766,7	10328,4	453

PARALI- AGIRLIK (kg)	H_{max} (Y.T./P.A./Manzil) (kg/kg/100 km)	H_{des} (U.I.A./U.K.A.)	H_{yav} (1-(U.I.A./U.K.A.))	Y.T./Manzil (kg/km)	H_{max} (Y.T./Y.M.) (kg/km)	H_{max} (S.Y.T./S.M.) (kg/km)	H_{max} (İ.Y.T./İ.M.) (kg/km)	H_{yav} (Y.Y.T./Y.T.)	H_{yav} (S.Y.T./Y.T.)	H_{yav} (İ.Y.T./Y.T.)
2265	0,1383	0,797	0,203	3,133	8,944	2,913	1,699	0,108	0,847	0,061
4530	0,0710	0,802	0,198	3,215	8,918	2,991	1,661	0,113	0,844	0,059
6795	0,0485	0,806	0,194	3,298	8,781	3,069	1,626	0,118	0,840	0,058
9060	0,0375	0,809	0,191	3,399	8,648	3,168	1,608	0,121	0,838	0,056
11325	0,0309	0,812	0,188	3,499	8,467	3,269	1,591	0,125	0,836	0,054
13590	0,0267	0,813	0,187	3,622	8,439	3,381	1,575	0,132	0,830	0,052
15855	0,0236	0,815	0,185	3,746	8,168	3,499	1,559	0,138	0,825	0,051
17418	0,0220	0,816	0,184	3,839	8,153	3,598	1,543	0,141	0,823	0,049

$$k \text{ (taşıma katsayısı)} = \Delta K.A. / \Delta I.A. = 1.1510385$$