

İTKİ SİSTEMLERİNDE ENTROPİ MODELLEMESİ

Mehmet Emin ÇILGIN

Doktora Tezi

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Önder TURAN

Eskişehir

Eskişehir Teknik Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Haziran 2022

Bu tez çalışması BAP Komisyonu tarafından kabul edilen 1606F560 no.lu proje kapsamında desteklenmiştir.

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Mehmet Emin ÇILGIN'ın İTKİ SİSTEMLERİNDE ENTROPİ MODELLEMESİ başlıklı çalışması 16/06/2022 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek “Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği”nin ilgili maddeleri uyarınca, Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim dalında Doktora Tezi olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

Unvan Adı Soyadı

İmza

Üye	: Doç. Dr. Tolga BAKLACIOĞLU	
Üye	: Doç. Dr. Emre KIYAK	
Üye	: Doç. Dr. Işıl YAZAR	
Üye	: Dr. Öğr. Üyesi Hakan AYGÜN	
Üye	: Dr. Öğr. Üyesi Elif KORUYUCU	

Prof. Dr. Murat TANIŞLI

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Müdürü

16/06/2022

DANIşMAN ONAYI

Danişmanlığını yürüttüğüm Doktora ğrencisi Mehmet Emin ÇILGIN, İTKİ SİSTEMLERİNDE ENTROPİ MODELLEMESİ başlıklı tez çalışmasını tamamlamıştır. Hazırlamış olduğu tez tarafımca incelenmiş ve öğrencinin tez savunma sınavına alınması bilimsel ve etik açıdan uygun görülmüştür.

Tez Danişmanı

Prof. Dr. nder TURAN

ÖZET

İTKİ SİSTEMLERİNDE ENTROPİ MODELLEMESİ

Mehmet Emin ÇILGIN

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Haziran 2022

Danışman: Prof. Dr. Önder TURAN

Çevresel sürdürülebilirlik için mevcut enerji kaynaklarının daha verimli kullanımı zorunlu kılmaktadır. Artan uçak ve uçuş sayıları, uçaklarda kullanılan itki sistemlerinin performanslarının analizlerini ve verimlerini artırma ihtiyacı meydana getirmektedir. Bu tez kapsamında turbojet ve turbofan motorların performansları ve entropi üretimleri, performans parametreleri ve termodinamiğin birinci ve ikinci yasalarına dayanarak analiz edilmiş, farklı uçuş fazları için entropi modeli geliştirilmiştir. İtki sistemleri üzerinde yapılan termodinamik analizler ile tersinmezliklerden dolayı meydana gelen özgül entropi değerleri ve entropi üretimleri hesaplanmıştır. Tezde ayrıca deneysel bir turbojet motorunun termodinamik analizi farklı doğrusal olmayan yükler için gerçekleştirilmiştir. Turbojet motorun off-dizayn analizleri sonucunda yanma odasında meydana gelen entropi üretimi, 48500 ve 39770 RPM değerleri için sırasıyla, 1,08506 kJ/kg.K ve 0,956 kJ/kg.K olarak hesaplanmıştır. Turbojet motorun atık enerji oranı 39770 RPM’de 0,58 değerini alırken maksimum devir olan 48500 RPM’de 0,70 olarak hesaplanmıştır. Turbojet motorun yararlı enerji oranı ise minimum ve maksimum devir aralığında 0,738 ve 0,435 değerleri arasında değişmektedir. Güç ayarlarının turbojet motor ve bileşenlerinin ekserjetik performansı üzerindeki etkileri, enerji, ekserji ve eksergo-sürdürülebilirlik metrikleri kullanılarak incelenmiştir.

Anahtar Sözcükler: Enerji, Entropi, Ekserji, Gaz türbinleri, İtki.

ABSTRACT

ENTROPY MODELLING IN PROPULSION SYSTEMS

Mehmet Emin ÇILGIN

Department of Airframe and Powerplant Maintenance
Eskişehir Technical University, Institute of Graduate Programs, June 2022
Supervisor: Prof. Dr. Önder TURAN

More efficient use of existing energy resources is necessary for environmental sustainability. The increasing number of aircraft and flights creates the need to analyze the performance of propulsion systems used in aircraft and to increase their efficiency. In this thesis, performances and entropy productions of turbojet and turbofan engines were analyzed based on performance parameters and the first and second laws of thermodynamics, and an entropy model was developed for different flight phases. The specific entropy values and entropy productions due to irreversibility were calculated by thermodynamic analyzes on the propulsion systems. Thermodynamic analysis of an experimental turbojet engine is also carried out for different nonlinear loads. As a result of the off-design analysis of the turbojet engine, the entropy generation in the combustion chamber was calculated as 1,08506 kJ/kg.K and 0,956 kJ/kg.K for 48500 and 39770 RPM values, respectively. While the waste energy ratio of the turbojet engine was 0,58 at 39770 RPM, it was calculated as 0,70 at the maximum speed of 48500 RPM. The useful energy ratio of the turbojet engine varies between 0,738 and 0,435 in the minimum and maximum rev range. The effects of power settings on the exergetic performance of the turbojet engine and its components were investigated using energy, exergy and exergo-sustainability metrics.

Keywords: Energy, Entropy, Exergy, Gas turbines, Propulsion.

TEŞEKKÜR

Lisansüstü eğitimim boyunca desteğini esirgemeyen, bilgi ve birikimleri ile daima sabırla beni yönlendiren değerli danışmanım Sayın Prof. Dr. Önder TURAN’a şükranlarımı borç bilirim. Tez sürecim boyunca desteklerini esirgemeyen Sayın Doç. Dr. Tolga BAKLACIOĞLU ve Doç. Dr. Emre KIYAK’a teşekkürlerimi sunarım. Tezimin tamamlanması konusunda verdikleri destek için değerli jüri üyelerine teşekkürü borç bilirim.

Her zaman yanımda olarak desteklerini esirgemeyen kıymetli ailem, eşim Elif ÇILGIN, çalışma arkadaşlarım Dr. Süleyman Kağan AYAZ, Dr. Tarık GÜNEŞ, Barış KARABAYRAK ve Muhammet YILANLI’ya teşekkürü borç bilirim.

Mehmet Emin ÇILGIN

ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

Bu tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın hazırlık, veri toplama, analiz ve bilgilerin sunumu olmak üzere tüm aşamalarında bilimsel etik ve kurallara uygun davrandığımı; bu çalışma kapsamında elde edilen tüm veri ve bilgiler için kaynak gösterdiğimi ve bu kaynaklara kaynakçada yer verdiğimi; bu çalışmanın Eskişehir Teknik Üniversitesi tarafından kullanılan “bilimsel intihal tespit programı”yla tarandığını ve hiçbir şekilde “intihal içermediğini” beyan ederim. Herhangi bir zamanda, çalışmamla ilgili yaptığım bu beyana aykırı bir durumun saptanması durumunda, ortaya çıkacak tüm ahlaki ve hukuki sonuçları kabul ettiğimi bildiririm.

Mehmet Emin ÇILGIN

İÇİNDEKİLER

Sayfa

BAŞLIK SAYFASI	i
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	ii
DANIŞMAN ONAYI	iii
ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR	vi
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	vii
İÇİNDEKİLER.....	viii
TABLolar DİZİNİ	x
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	xi
GÖRSELLER DİZİNİ	xiii
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xiv
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Tezin Amacı	2
1.2. Tezin Özgünlüğü	4
1.3. Tezin Ekonomik ve Sosyal Katkıları.....	4
2. LİTERATÜR TARAMASI.....	5
3. İTKİ SİSTEMLERİ.....	10
3.1. Turbojet Motor.....	12
3.2. Turbofan Motorlar	16
3.2.1. CFM56-7B turbofan motoru	16
3.2.2. PW6000 turbofan motoru.....	18
3.2.3. JT9D-3 turbofan motor.....	20
3.2.4. JT8D turbofan motor	22
4. ANALİZLER.....	24

4.1. Gaz Türbinli Motorlar için Performans Parametreleri	24
4.1.1. İtki.....	24
4.1.2. İtki verimi.....	25
4.1.3. Termal verim	25
4.2. Termodinamik Analizler	25
4.2.1. Enerji Analizi.....	26
4.2.2. Entropi Analizi	26
4.2.2.1. TRS18 turbojet motorunun entropi analizi uygulaması	28
4.2.2.2. CFM56-7B turbofan motorunun entropi analizi uygulaması	36
4.2.2.3. PW6000 turbofan motorun entropi analizi uygulaması.....	40
4.2.2.4. JT9D-3 turbofan motorunun entropi analizi uygulaması	42
4.2.2.5. JT8D turbofan motorunun entropi analizi uygulaması.....	43
4.2.3. Ekserji Analizi	44
4.2.3.1. TRS18 Turbojet motorunun ekserji analizi uygulaması.....	52
5. PARAMETRİK ÇEVİRİM ANALİZİ.....	65
6. ENTROPİ ÜRETİMİNİN MODELLEMESİ	69
6.1. Regresyon Analizi	69
6.2. Off-dizayn Entropi Üretimi Modellemesi	71
6.2.1. Kalkış (take-off) fazı entropi modellemesi	71
6.2.2. Tırmanış (climb) fazı entropi modellemesi	72
7. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME	74
KAYNAKÇA.....	78
ÖZGEÇMİŞ	

TABLÖLAR DİZİNİ

Sayfa

Tablo 3.1. TRS18 turbojet motorunun termodinamik verileri	15
Tablo 3.2. CFM56-7B motorunun termodinamik verileri	17
Tablo 3.3. PW6000 motorunun termodinamik verileri	19
Tablo 3.4. JT9D-3 motorunun termodinamik verileri	21
Tablo 3.5. JT8D motorunun termodinamik verileri	23
Tablo 4.1. Test hücresi deneylerinden motorun ölçülen ve hesaplanan parametreleri	46
Tablo 4.2. Her RPM değeri için yanma denklemi katsayıları	47
Tablo 4.3. RPM değerlerine karşı ekserji yıkım oranları	53

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 1.1. Uluslararası havacılıkta 2005'ten 2050'ye CO ₂ emisyonları eğilimi.....	2
Şekil 3.1. Genel bir gaz türbinli motor şeması	10
Şekil 3.2. Bir turbofan motorun şeması.....	11
Şekil 3.3. Microjet 200 küçük yüksek performanslı jet uçağı	12
Şekil 3.4. TRS18 turbojet motorunun şeması.....	13
Şekil 3.5. Bir TRS18 turbojet motorunun temsili kesit çizimi	15
Şekil 3.6. CFM56-7B turbofan motorunun sistem şeması	16
Şekil 3.7. PW6000 turbofan motorunun sistem şeması.....	18
Şekil 3.8. JT9D-3 turbofan motorunun bileşenleri	20
Şekil 3.9. JT8D turbofan motorunun şeması	22
Şekil 4.1. Enerji, entropi ve ekserji alanları arasındaki etkileşimler	26
Şekil 4.2. TRS18'in sıcaklık-entropi (T-s) diyagramı.....	29
Şekil 4.3. TRS18 turbojet motorunun kompresöründe meydana gelen entropi üretimin değişken şaft devrine bağlı değişimi	30
Şekil 4.4. TRS18 turbojet motorunun yanma odasında meydana gelen entropi üretimin değişken şaft devrine bağlı değişimi	31
Şekil 4.5. TRS18 turbojet motorunun türbininde meydana gelen entropi üretimin değişken şaft devrine bağlı değişimi.....	32
Şekil 4.6. TRS18 turbojet motorunun egzozunda meydana gelen entropi üretimin değişken şaft devrine bağlı değişimi.....	33
Şekil 4.7. TRS18 motorunda atık enerji oranının şaft devrine bağlı değişimi	34
Şekil 4.8. Yararlı enerji oranının şaft devrine bağlı değişimi.....	35
Şekil 4.9. Atık gücün yakıt gücüne oranının şaft devrine bağlı değişimi.....	36
Şekil 4.10. Turbofan motorun bileşenlerinin entropi değerleri	37
Şekil 4.11. Turbofan motor bileşenlerinde meydana gelen entropi üretimleri	37
Şekil 4.12. CFM56-7B motorunun sıcaklık-entropi (T-s) diyagramı.....	38
Şekil 4.13. Turbofan motorun itki, termal ve toplam verimi.....	39
Şekil 4.14. Turbofan motorun güç dağılımı	39
Şekil 4.15. PW6000 turbofan motorunun sıcaklık-entropi (T-s) diyagramı.....	40
Şekil 4.16. PW6000 turbofan motorun noktasal entropi değerleri	41

Şekil 4.17. PW6000 turbofan motorunun bileşenlerinde meydana gelen entropi üretimi	41
Şekil 4.18. JT9D-3 turbofan motorunun sıcaklık-entropi (T-s) diyagramı	42
Şekil 4.19. Turbofan motorun itki (η_p), ısı (η_{th}) ve toplam verim (η_o) değerleri.....	43
Şekil 4.20. JT8D turbofan motorunun sıcaklık-entropi (T-s) diyagramı.....	43
Şekil 4.21. Turbofan motorun itki (η_p), ısı (η_{th}) ve toplam verim (η_o) değerleri.....	44
Şekil 4.22. TRS 18 motor şemasında ekserji denge diyagramının gösterilmesi	48
Şekil 4.23. TRS18 eksergo-sürdürülebilirlik değerlendirmesi için iş akışı adımları.....	51
Şekil 4.24. RPM'ye karşı kompresör ekserji giriş-çıkış değerlerinin varyasyonları	54
Şekil 4.25. RPM'ye karşı yanma odası ekserji giriş-çıkış değerlerinin varyasyonları.....	54
Şekil 4.26. Türbin ekserji giriş-çıkış değerlerinin RPM'ye karşı varyasyonları.....	55
Şekil 4.27. RPM değişiminin kompresör ve türbin güç oranları üzerine etkisi.....	57
Şekil 4.28. TRS 18 kompresörünün RPM'ye karşı ekserji verimliliğindeki değişim.....	58
Şekil 4.29. TRS 18'in yanma odasının RPM'ye karşı ekserji verimliliğindeki değişim.....	58
Şekil 4.30. TRS 18 türbininin RPM'ye karşı ekserji verimliliğindeki artış.....	59
Şekil 4.31. TRS 18 motorunun ekserji verimliliğindeki RPM'ye göre değişim.....	60
Şekil 4.32. TRS 18'in RPM'ye karşı atık ekserji oranının değişimi	61
Şekil 4.33. TRS 18'in ekserji yıkım faktörünün RPM'ye karşı değişimi.....	62
Şekil 4.34. TRS 18'in RPM'ye karşı çevresel etki faktörünün değişimi.....	63
Şekil 4.35. TRS 18'in RPM'ye karşı değişimi ve ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi	64
Şekil 6.1. Kalkış (take-off) fazında irtifa ve Mach'a bağlı entropi üretimi modellenmesi	72
Şekil 6.2. Tırmanış (climb) fazında irtifa ve Mach'a bağlı entropi üretimi modellenmesi	73

GÖRSELLER DİZİNİ

Sayfa

Görsel 3.1. Deneysel TRS18 turbojet motoru	13
Görsel 3.2. CFM56-7B motoru ve uygulandığı uçaklar	17
Görsel 3.3. PW6000 ve uçak üzerinde uygulaması.....	19
Görsel 3.4. JT9D ve uygulandığı uçaklar.....	21
Görsel 3.5. JT8D ve uçak üzerinde uygulamaları	22



SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

C_p	: Sabit Basıncıta Özgöl Isı (kJ/kg.K)
F	: Yakıt
h	: Entalpi (kJ/kg)
$\dot{m}$	: Kütle akış oranı, (kg /s)
P	: Basıncı (kPa)
$\dot{E}_x$	: Ekserji (kJ/s)
S	: Entropi (kJ/kgK)
τ	: İtke kuvveti (N)
ε	: Özgöl ekserji (kJ/kg)
η	: Verim
π	: Basıncı oranı
ξ	: Yanma sabiti
T	: Sıcaklık (K)
Θ	: Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi
ATAG	: Air Transport Action Group (Hava Taşımacılığı Eylem Grubu)
Alt.	: Altitude (İrtifa)
BPR	: By-pass Ratio (By-Pass Oranı)
CC	: Combustor Chamber (Yanma Odası)
Dest.	: Destruction (Yıkım)
EN	: Exhaust Nozzle (Egzoz Nozulu)
EEF	: Environmental Effect Factor (Çevresel Etki Faktörü)
EDF	: Exergetic Destruction Factor (Ekserjetik Yıkım Faktörü (%))
ESI	: Environmental Sustainability Index (Çevresel Sürdürülebilirlik İndeksi)
HPC	: High Pressure Compressor (Yüksek Basıncı Kompresörü)
HPT	: High Pressure Turbine (Yüksek Basıncı Türbini)
ICAO	: International Civil Aviation Organization (Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu)
IATA	: International Air Transport Association (Uluslararası Hava Taşımacılığı Birliği)
LPC	: High Pressure Compressor (Düşük Basıncı Kompresörü)
LPT	: Low Pressure Turbine (Düşük Basıncı Türbini)
LHV	: Low Heating Value (Alt Isıl Değeri (kJ/kg))
WP	: Wasted Power (Atık Güç (MW))

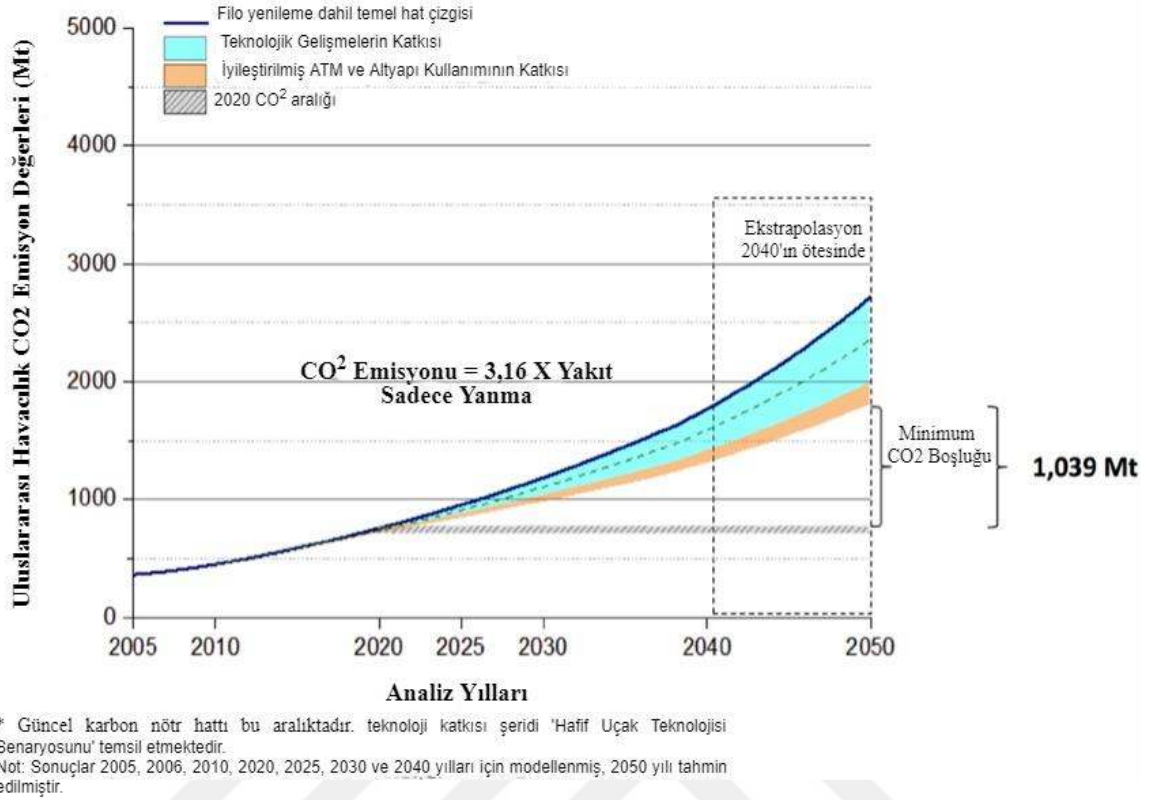
1. GİRİŞ

Havacılık taşımacılığı dünyanın en hızlı ulaşım şekli olup, dünya genelinde yapılan insan taşımacılığın %54 havayolu taşımacılığı ile gerçekleşmektedir. Havacılık sektörünün küresel ekonomiye toplam etkisi 2,7 trilyon \$'dır (IATA, 2016). Gelişimine devam eden havacılık sektörü küresel boyutta uçuş ve uçak sayılarında artışa neden olmaktadır. 2015 yılı itibariyle 22510 olan aktif uçak sayısının 20 yıl içerisinde artarak 2035 yılı itibariyle yaklaşık 40000-45000 dolaylarına ulaşması beklenmektedir. (Boeing, 2016; Airbus, 2016). Hava taşımacılığında 2015 yılı itibariyle dünya genelinde %6,7'lik bir artış gerçekleşmiştir (ICAO, 2016a).

Gerçekleşmesi beklenen bu artışlar ile birlikte havacılık sektörünün sebep olduğu çevresel etkilerinde dikkate alınması gerekmektedir. Avrupa komisyonunun raporuna göre 1990'lardan 2011'e kadar Avrupa sınırları içerisinde havacılık kaynaklı emisyonlarda %98'lik bir artış gerçekleşmiştir (Runge-Metzger, 2011).

Bir uçuş esnasında, uçaktan atılan egzoz gazlarının %7-8'ini CO₂ ve su buharı, yaklaşık %0,03'ünü nitrojen oksitler, hidrokarbonlar, karbon monoksit ve sülfür oksitler oluşturur. Egzoz gazlarının %91,5 ile %92,5 aralığındaki kısmı ise normal atmosferik oksijen ve nitrojen gazlarıdır (ATAG, 2016). 1950'lerdeki ilk havacılık jetlerinden bu yana CO₂ emisyonlarında koltuk-kilometre başına %80'lik bir düşüş gerçekleşmiş olmasına rağmen, 2019 yılı itibariyle tüm dünya genelinde ticari havayolları tarafından 188 milyar dolar değerinde 363 milyar ton jet yakıtı tüketilmiş ve insan kaynaklı CO₂ emisyonlarının %2,1'ine denk gelen 914 milyon ton CO₂ emisyonu salınımı gerçekleşmiştir (ATAG, 2020).

2010 yılında uluslararası havacılıkta 142 milyon ton yakıt tüketilmiş ve 448 milyon ton CO₂ ve 2,15 milyon ton NO₂ emisyonu meydana gelmiştir. 2020 yılında havacılık kaynaklı (Şekil 1.1'de sunulmaktadır) 682 ile 755 milyon ton arasında CO₂ ve 4.81 ile 6.35 milyon ton NO₂ emisyonlarının salınması beklenmektedir. (ICAO, 2016b)



Şekil 1.1. Uluslararası havacılıkta 2005'ten 2050'ye CO₂ emisyonları eğilimi (ICAO, 2016b, s. 17)

Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü [ICAO] havacılık kaynaklı zararlı emisyonların azaltılması için çeşitli standartlar uygulamaya başlamıştır (ICAO, 2016b). Teknolojik gelişmelerin, hava taşımacılığı genel yönetiminin ve altyapı iyileştirmelerinin temel alındığı tahminlerde (Şekil 1.1'de sunulmuştur) bulunmuştur. Çevre kirliliğinin azaltılması veya artışın indirgenebilmesi için hava araçlarında kullanılan itki sistemlerinin daha verimli olarak kullanılması ve tasarlanması çevresel sürdürülebilirliğin bir gereksinimidir. İtki sistemlerinde tersinmezliklerden kaynaklanmakta olan verim kaybının belirlenmesinde entropi devreye girmektedir.

1.1. Tezin Amacı

Bu tezin amacı, itki sistemlerinin on-dizayn ve off-dizayn analizlerinin termodinamiğin birinci ve ikinci yasalarına dayanarak gerçekleştirilerek, tersinmezliklerden dolayı meydana gelen entropi üretiminin modellenmesi amaçlanmıştır. Oluşturulan bu modelin gaz türbinli motor üreticilerine, tasarımcılara ve akademik çalışmalara katkı sağlanması hedeflenmiştir.

Bu doğrultuda tez kapsamında yapılması amaçlanan çalışmalar aşağıdaki şekilde özetlenebilir;

- Yüksek bypass oranına sahip CFM56-7B turbofan motorun on-dizayn şartlarında termodinamik olarak analiz edilmesi, motor bileşenlerinin noktasal entropi değerlerini hesaplamak, herbir bileşen için ayrı ayrı entropi üretimini hesaplamak. Termodinamik olarak incelenirken performans parametrelerini de irdelemek; motor itki, ısı ve toplam verimleri, fan, motor çekirdeğinden atılan güçleri, motor akışına verilen toplam gücü hesaplamak.
- CFM56-7B motorunun off-dizayn şartlarında termodinamik analizini gerçekleştirmek, motorda meydana gelen entropi üretimlerini hesaplamak, kalkış ve tırmanış uçuş fazları için bu motorda meydana gelen toplam entropi üretimini modellemek.
- JT9D turbofan motorunun termodinamik analizini gerçekleştirmek. Isı, itki ve toplam verimlerini hesaplamak.
- JT8D turbofan motorunun termodinamik analizini gerçekleştirmek, Isı itki ve toplam verimlerini hesaplamak.
- PW6000 turbofan motorunun termodinamik analizini gerçekleştirmek. Her bir motor bileşeni için entropi değerlerini hesaplamak.

Bunun yanı sıra deneysel TRS18 turbojet motorunun, her yük için TRS18'e ilişkin enerji, ekserji ve eksergo-sürdürülebilirlik metriklerini kullanarak güç ayarlarının TRS18 ve bileşenlerinin ekserjetik performansı üzerindeki etkilerini ortaya çıkarmak yine tezin amaçlarından biridir. Bu doğrultuda tez çalışmasında yapılması amaçlanan çalışmalar aşağıdaki şekilde özetlenmiştir:

- Ekserji verimi hesaplamak
- Atık ekserji oranını hesaplamak
- Ekserji yıkım faktörünü hesaplamak
- Çevresel etki faktörünü hesaplamak
- Ekserjetik sürdürülebilirlik endeksini hesaplamak

Son olarak tezin bir diğer amacı ise dinamik yükler altında TRS18 turbojet motorunun herbir bileşeni için entropi üretimini hesaplamaktır.

1.2. Tezin Özgünlüğü

Tez kapsamında deneysel turbojet ve farklı turbofan motorlar üzerinde performans ve termodinamik analizler gerçekleştirilerek entropi üretimleri irdelenmiştir. CFM56-7B motoru için termodinamik analiz gerçekleştirilerek literatüre katkı sağlanmıştır. Sonrasında MATLAB üzerinde kod geliştirilerek entropi üretimi irtifa ve Mach sayısına bağlı olarak model oluşturulmuştur. Oluşturulan model sayesinde belirli bir irtifa ve Mach'ta motorun ürettiği entropi hesaplanabilecektir.

İkinci olarak TRS18 motorunun dinamik yük altında termodinamik analizi gerçekleştirilerek atık enerji oranı ve yaralı enerji oranı olmak üzere iki yeni performans parametresi tanımlanmıştır.

Bununla birlikte turbojet motorun off-dizayn analizleri gerçekleştirilerek dinamik yük altında eksergo-sürdürülebilirlik indeksleri hesaplanmıştır.

1.3. Tezin Ekonomik ve Sosyal Katkıları

Günümüzde çevre kirliliğine bağlı olarak küresel ısınmanın etkileri her alanda hissedilmektedir. İklim değişikliğinin olumsuz etkilerinin azaltılması için enerji verimliliği önemli bir rol oynamaktadır. Enerjinin verimli kullanılması, çevre kirliliğinin ve sebep olduğu olumsuz etkilerinin azaltılması noktasında önem arz etmektedir. Havacılık sektörü açısından bakıldığında, artan uçuş ve uçak sayılarının, itki sistemlerindeki artan verim ve ilk üretilen gaz türbinlerine görece azalan yakıt tüketimine rağmen, toplam yakıt tüketimini artırdığı bir gerçektir. Doğal olarak havacılık kaynaklı zararlı emisyonlarda da artış devam etmektedir. Ayrıca yakıt tüketimi havayolu işletmecilerinin en büyük gider kalemlerinden birisini oluşturmaktadır. Tez çalışmaları kapsamında yapılan analizler ve modelleme, daha verimli motorlar tasarlanmasına, mevcut motorların daha verimli kullanılmasına ve havacılık kaynaklı çevre kirliliğinin, zararlı emisyonların azaltılmasına katkı sağlayabilir. Azalan yakıt tüketimi ile ekonomik olarak katkı sağlayacaktır.

2. LİTERATÜR TARAMASI

Gaz türbinli motorlar, içten yanmalı motorlara kıyasla, güvenilirlik, yüksek güç-ağırlık oranı, yüksek hızlarda kullanılabilme avantajlarına sahip olabilme özelliklerinden dolayı uçaklar için büyük önem taşımaktadır. Gaz türbinli motorların, havacılık kaynaklı emisyonların ve yakıt maliyetlerinin artışına bağlı olarak performans analizlerini ve muhtemel iyileştirmelerini tanımlamak artarak önemini korumaktadır.

Gaz türbinli motorların termodinamik analizleri birçok çalışmaya konu olmuştur. Adolfo vd. (2017) GE-90-94B havacılık motorunun kalkış ve iniş çevrimi boyunca performansını ve emisyonları öngörmek amaçlı, termodinamik analizlerini gerçekleştirmiştir. Yazarlar termodinamik analizlerden sonra off-dizayn analizlerini gerçekleştirmiştir. Haseli (2016) üç farklı açık Brayton çevrimini karşılaştırmış, minimum entropi üretimindeki verimlerini hesaplamış ve minimum entropi üretimi temelli bir dizaynın, maksimum iş çıkışı temelli dizayna eşit olmadığını rapor etmiştir. Salpingidou vd. (2017) termodinamik analiz gerçekleştirmiş ve ısı eşanjörlü gaz türbinleri ve havacılık motorları için termodinamik modeller geliştirmiştir. Gu vd. (2016) üç şaftlı bir gaz türbinli motor için termodinamik çevrim hesaplama metodu gerçekleştirek gerçek motor verileriyle sonuçları doğrulamıştır ve gaz türbinli motorun karakteristiğini araştırmıştır.

Aydın ve Turan (2014) PW6000 turbofan motoru için bazı sürdürülebilirlik indekslerini ekserji temelli olarak geliştirmiştir. Naeim vd. (2022) bir gaz türbininin termodinamik analizini, entropi-entalpi yaklaşımı ile gerçekleştirek, ortam sıcaklığının, bağıl nemin ve ortam basıncının gaz türbini çıktı parametreleri üzerindeki etkilerini incelemek için kullanmışlardır. Shao vd. (2022) gerçekçi bir gaz türbini yanma odası geometrisinden gelen yanma gürültüsü, büyük girdap simülasyonunu ve doğrusallaştırılmış bir Euler formülasyonunu birleştiren bir hibrit simülasyon çerçevesi kullanılarak parametrik olarak kalkış ve seyir koşulları için incelenmişlerdir. Sabzehali vd. (2022) uçuş Mach sayısının, uçuş yüksekliğinin, yakıt tiplerinin ve motora giren hava kütlesi debisinin, F135-PW100 motorunun itki özgül yakıt tüketimi, itki, motora giren hava kütle akış oranı, ısı ve itki verimleri, ekserjetik verimleri ve ekserji yıkım oranları üzerindeki etkilerini incelemişlerdir.

Akdeniz ve Ballı (2022) bir turbofan motorun farklı yakıt kullanımı durumundaki (kerozen ve hidrojen) termodinamik performansını incelemek için enerji, ekserji ve

sürdürülebilirlik analizlerini turbofan motora uygulamışlardır. Ballı (2017) ticari uçaklarda kullanılan bir turbofan motor üzerinde sürdürülebilirlik düzeyini değerlendirmek için ekserji modellemesi gerçekleştirmiştir. Şöhret vd. (2015) bir gözetim görevi sırasında insansız bir hava aracı için bir turbofan motorunun ekserji analizini gerçekleştirmişlerdir. Kaya vd. (2016) hidrojen yakıtlı turbofan motorlu bir İHA'nın yakıtını egzoz gazlarıyla ısıtarak ekserjetik sürdürülebilirlik iyileştirme potansiyellerini araştırmışlardır.

Colera, Soria ve Ballester (2019) gaz türbinli motorların termodinamik analizleri için bir nümerik şema geliştirmişlerdir. Wang vd. (2017) üç şaftlı bir gaz türbinli motorun termodinamik performans analizini gerçekleştirmiştir. Wenjuan vd. (2012) turbofan motorun değişken bypass oranları, farklı egzoz metotları ile termodinamik performans analizlerini gerçekleştirmişlerdir. Turan (2015) bir yüksek bypass turbofan motorun sürdürülebilirlik değerlendirmesi için yeni bir metodoloji geliştirmiştir.

Aydın vd. (2012) deneysel bir turboprop/turboşaft motor için komponent bazlı ekserjetik ölçümlerini gerçekleştirmiştir. Atılğan, Turan ve Aydın (2019) bir turboprop uçak motorunun değişik yüklerde dinamik eksergo-çevresel analizini gerçekleştirmişlerdir. Aydın vd. (2013) uçuş safhaları için bir turboprop uçağın eksergo-sürdürülebilirlik indikatörlerini tanımlamışlardır. Ballı (2017) bir uçak turboprop motorunun ileri ekserji analizlerini gerçekleştirmiştir. Aydın vd. (2012) bir turboprop motorun ekserjetik ve eksergo-ekonomik analizlerini gerçekleştirmişlerdir.

Son yirmi yılda, küçük boyutlu turbojet motorlarda üretim ve bunların çeşitli amaçlarla kullanılması, gaz türbinli motorlar alanında önemli bir kategori olmuştur (Benini ve Giacometti, 2007). Küçük boyutlu turbojetlerin en önemli özellikleri, yüksek güç/ağırlık oranı ve bileşen verimlilikleridir (Chu ve Hsiao-Wei, 1996). Bu özellikleri sayesinde birçok kullanıcı için oldukça çekicidir. Küçük boyutlu turbojet motorların çoğunluğunun genellikle yukarıda belirtilen özelliklerden yararlandığı bilinmektedir. Günümüzde küçük boyutlu turbojetlerin sivil ve askeri alanlardaki uygulamaları oldukça popüler hale gelmektedir. Malzeme, makine ve havacılık mühendisliğinin gelişmesiyle birlikte, uçaktaki pilotun doğrudan müdahalesi olmadan farklı görevleri yerine getirebilen insansız hava araçlarında (İHA) kullanılmak üzere küçük turbojet motorlar elde edilmiştir (Dinc, 2015). İHA'ların değerli özellikleri 20. yüzyılın başlarından itibaren keşfedilmiştir. Askeri görev açısından bakıldığında, turbojet ile

alışan İHA'lar, onları dışman cephesinden uzak tutan farklı menzilleri tarayabilir. Öte yandan, insanların erişiminin zor olduğu bölgeler İHA'lar tarafından kolaylıkla izlenebilir. İHA'ların hem askeri hem de sivil alanlarda sağladığı faydalar onu vazgeçilmez kılmıştır. Bu kapsamda küçük boyutlu turbojet üretiminin ve geliştirilmesinin kademeli olarak artacağı öngörülmektedir (Andreou, 1999). Güç sistemlerinin performans konuları havacılık endüstrisinde büyük önem taşımaktadır. Bunun nedeni, performans analizinin bir motorun verimliliğini artırarak çevresel etkisini azaltabilmesidir (Yucer, 2016).

Dünyadaki birçok uygulama alanı nedeniyle küçük turbojet sayısı her geçen gün artmaktadır. Öte yandan, sürdürülebilir havacılık giderek daha önemli hale geliyor. Bu nedenle, yeni nesil turbojetler, tasarım hususlarını dikkate alarak düşük çevresel etki oluşturmalıdır. Enerji kaynaklarının sürdürülebilirliği için ısı sistemlerinde israf edilen güç ve kaynak maliyetleri mümkün olduğunca azaltılmalıdır. Bu durum, çevreye verilen zararları en aza indirerek sistem verimliliğini artırmak için insanlara baskı uygulayabilir.

Bir termal sistemin sürdürülebilir çevre üzerindeki etkileri, ekserjetik yaklaşım kullanılarak araştırılabilir. Termodinamik yasalarının sistemlerin enerji verimliliğinin artmasına katkısı, bilimsel araştırmalarla gerçekleştirilmektedir. Fosil yakıtların daha etkin kullanımı, yenilenebilir enerji teknolojileri ve yeni enerji dönüşüm sistemleri, termodinamik yasasının gerçek süreçlere uygulanmasının çok önemli olduğunu kanıtlamaktadır. Öte yandan, küresel ısınma, hava kirliliğı ve ozon tabakasının incilmesi gibi stratosferik kaygıların artması, enerji kaynaklarının verimsiz kullanılmasından kaynaklanmaktadır. Bu bağlamda, termal sistemler için sürdürülebilirlik yönleri ve çevresel etkiler ekserji analizi ile değerlendirilebilir (Aghbashlo vd. 2018). Yani, ekserji verimliliğı ne kadar yüksekse, sürdürülebilirlik o kadar yüksekken, çevresel etki o kadar düşük olacaktır veya tam tersi olacaktır (Aghbashlo vd. 2019). Örneğın, küçük turbojet emisyonlarının çevreye olan olumsuz etkilerini azaltmak için, ekserjetik araçlarla fosil yakıt kullanımındaki verimsizlikler keşfedilebilir. Termodinamik performansın en iyi şekilde ekserji analizi kullanılarak incelendiğı ifade edilmektedir. Yani atık emisyonlarının çevresel etkisi ekserjetik yöntemle uygun bir şekilde ölçülebilir. Ölçülen emisyon ekserjisi, emisyonun çevreye olan potansiyel etkisi anlamına gelir (Ji vd. 2009, Rosen vd. 2008).

Bunun yanı sıra, teknolojik gelişmeler turbojetlerin çevresel etkilerinin hafifletilmesinde önemli etkiye sahiptir. Düşük çevresel etki için en yaygın yol, en son güncel teknolojiyi içeren yeni bileşenlerle küçük boyutlu turbojetlerin yakıt verimliliğini artırmaktır. Bu kapsamda turbojetlerin geliştirilmesine yönelik faydalı çözümler üzerinde çalışan ilgililer, enerji tasarrufunu en üst düzeye çıkarmayı hedeflemiştir. Buna uygun olarak, çevreye zarar vermeyen turbojetler tasarlanmıştır. Bununla birlikte, termodinamiğin ikinci yasası açısından, turbojet motorlarda verimsizliklerin azaltılması, daha iyi performans ve çevresel sürdürülebilirlik için önemli bir zorluk haline gelir.

Daha çevreci sistemlerin gerekliliği, mevcut sistemlerin daha verimli kullanımını ve mevcut yapıları ile performanslarının iyileştirilmesini gerekli kılmaktadır. Uçakların ve gaz türbinli motorların sayısındaki düzenli artışlar uçak itki sistemlerinin performans ve verimlerinin iyileştirilmesini önemli kılmaktadır. Bir havacılık motorunun tasarımında gerekli parametreler temel olarak düşük yakıt tüketimi ve düşük emisyon salınımları sağlarken mümkün olan en iyi performansı sağlamasıdır. Bu sebeple, motor performans karakteristiğini farklı ve ihtimal dahilinde olan farklı senaryolar için hesaplamak, havacılık motorunun en verimli kullanımını ve mümkün olan iyileştirmelerin tanımlanması bir ihtiyaçtır. Bu sebeple off-dizayn performans analizleri hem havacılık motoru işlemecileri hem de üreticileri için büyük önem arz etmektedir.

Açık literatürde gaz türbinli motorların off-dizayn analizleri ile ilgili çeşitli araştırmalar mevcuttur. Zhang vd. (2016) bir kombine çevrimin dizayn ve off-design şartları altında termodinamik analizini gerçekleştirmiştir. Yazarlar üç farklı çevrimin ana komponentlerin farklı basınç oranlarındaki off-dizayn karakteristiğini analiz etmiştir. Baig ve Saravanamuttoo (1997) gaz dinamiği kullanarak tek shaftlı bir turbojet motorunun off-dizayn performansını analiz etmiştir. Andriani ve Umberto (2000) bir ısı geri kazanımına sahip olan turbojet motorun off-dizayn analizini gerçekleştirmiştir. Yazarlar motorun farklı çalışma koşullarını hesaplamak için bir termodinamik nümerik kodu geliştirmişlerdir. Thorn (2010) darbeli vuruntulu yanma odasına (pulsed detonation combustor PDC) sahip yüksek bypasslı bir turbofan motorun off-dizayn performansını araştırmıştır. Yazar bir PDC modelli hibrid yüksek bypasslı turbofan motoru değerlendirerek, sonuçları hibrid motor ile aynı mimariye sahip olan klasik temel bir yüksek bypasslı turbofan motor ile karşılaştırmıştır. Gorji, Kazemi ve Ganji

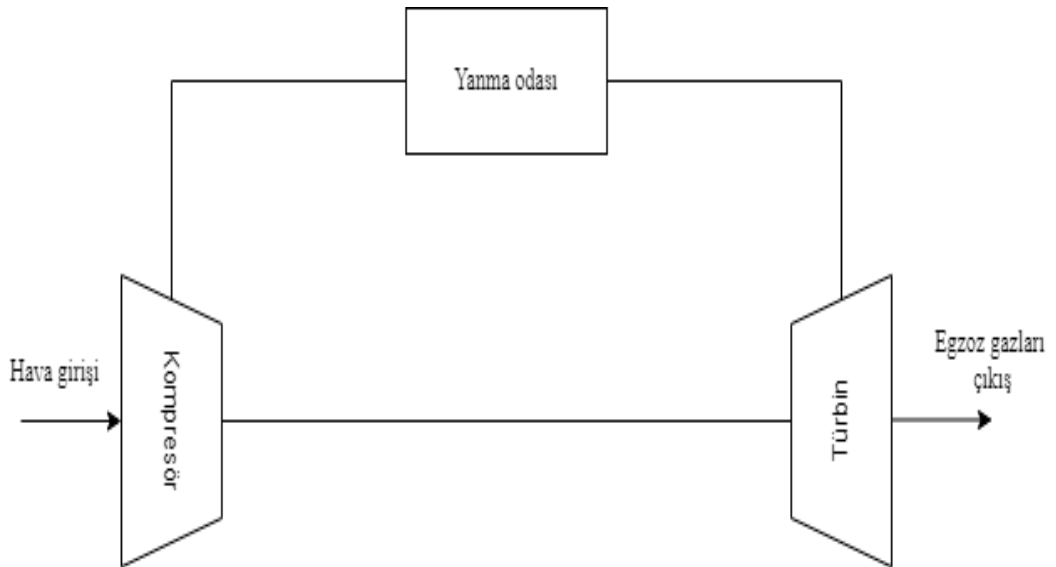
(2012) bir turbofan motorun off-dizayn koşullarındaki termodinamik analizini gerçekleştirmiştir. Lee vd. (2008) iki yanma odalı bir turbofan motorunun dizayn ve off-dizayn şartları için performans analizini gerçekleştirmiştir. Yin ve Rao (2017) türbin art yanmalı bir turbofan motorunun off-dizayn performansını araştırmıştır.



3. İTKİ SİSTEMLERİ

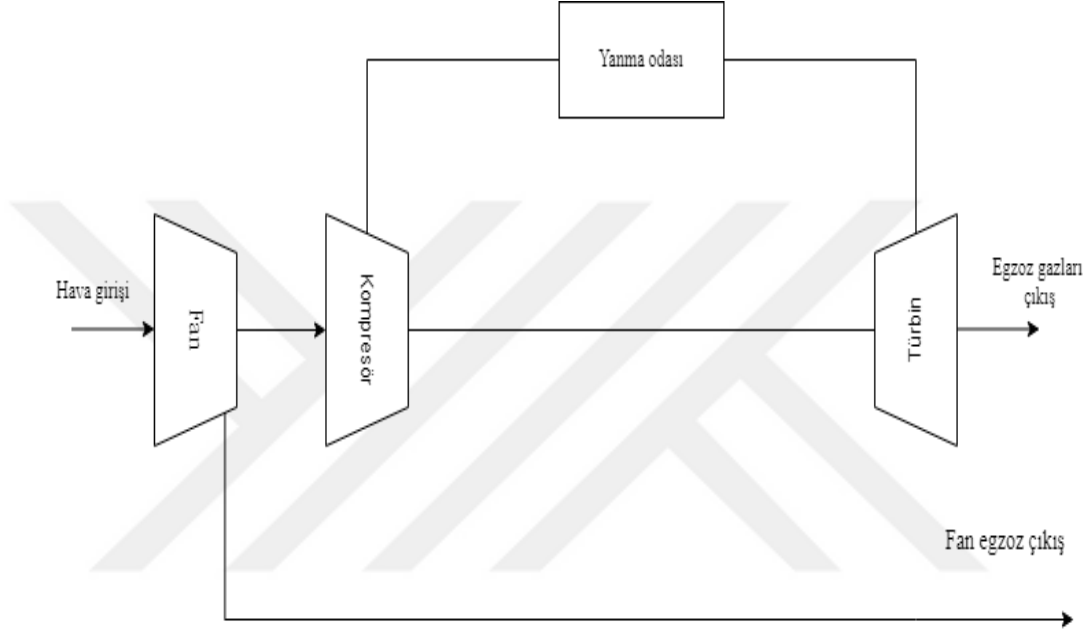
Gaz türbinli motorlar güç üretim uygulamalarının en önemlilerinden biridir. Temel olarak gaz türbinli motorlar kimyasal enerjiyi mekanik işe çevirmek ve güç ya da itki kuvveti sağlamak amaçlı kullanılmaktadır. Gaz türbinli motorlar Brayton çevrimine dayalı olarak çalışmaktadırlar.

Gaz türbinli motorları gaz jeneratörü ve güç çevirici bölüm olarak iki kısma ayırmak mümkündür. Kompresör, yanma odası ve türbin bölümleri gaz jeneratör kısmını oluştururken, türbin bileşeni sadece kompresörü çevirmek için faydalı güç sağlayarak, türbin çıkışında yüksek basınç ve sıcaklıkta gaz akışı olmaktadır (Turan, 2000). Bir gaz türbinli motorda çevre havası kompresöre alınarak bu bileşende basıncı ve sıcaklığı artar. Bu süreç ideal çevrimde izentropik olarak gerçekleşirken gerçek bir gaz türbini çevriminde entropi artışı gerçekleşir. Ardından yüksek basınçlı hava yanma odasına girer ve yakıtında girmesiyle beraber yanma işlemi gerçekleşir. Bu süreç ideal çevrimde izobarik olarak gerçekleşirken gerçek çevrimde az da olsa bir basınç kaybı gerçekleşir ve bu kayıp çok küçük bir değer olduğundan termodinamik analizler gerçekleşirken genellikle ihmal edilir. Yanma sonucu meydana gelen atık gazlar türbine geçerek burada genleşir. İdeal çevrimde bu süreç izentropik olarak gerçekleşirken gerçek bir çevrimde entropi artışı gözlemlenir. Temel bir gaz türbinin şeması Şekil 3.1’de verilmiştir.



Şekil 3.1. Genel bir gaz türbinli motor şeması

Temel bir jet motorunda kompresör bileşeninden önce bir fan bileşenin kullanıldığı uygulamalar da mevcut olup, bu motorlar turbofan motor olarak adlandırılmaktadır. Turbofan motorlarının turbojet motorlara göre avantajları temelde düşük yakıt tüketimi ve daha az motor gürültüsüne sahip olmalarıdır. Şekil 3.2’de genel bir turbofan motoru şeması görülmektedir.



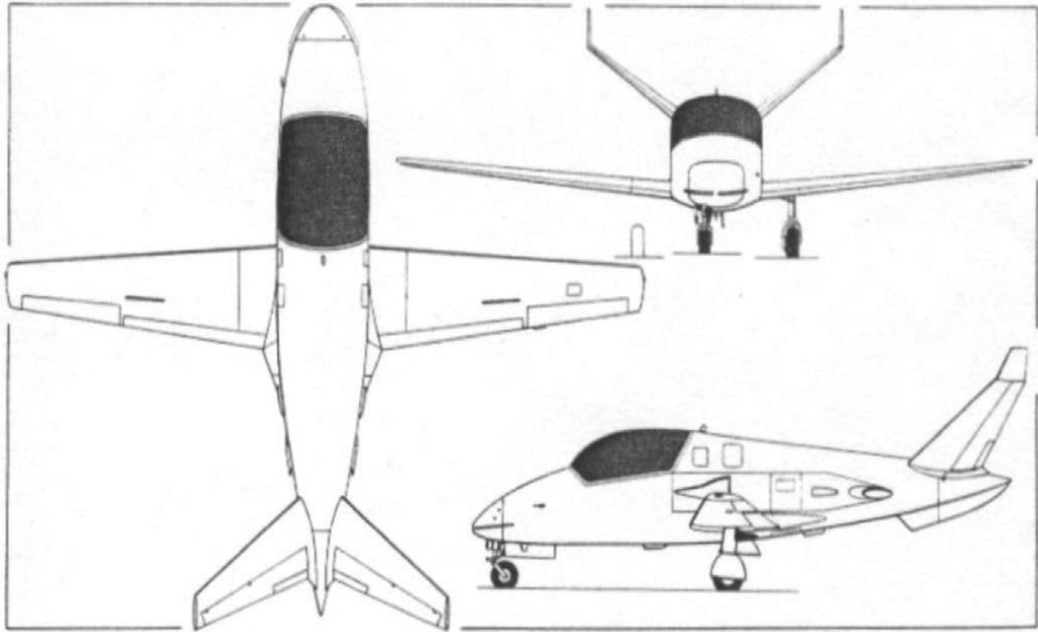
Şekil 3.2. Bir turbofan motorun şeması

Turbofan motorlarda fandan geçen hava ikiye ayrılır; motorun çekirdek kısmına giren hava, diğer adıyla birincil akış ve çekirdek kısmının dışından geçen bypass havası diğer adıyla ikincil akıştır. Turbofan motorlarda üretilen itki gücünün çoğu ikincil akıştan elde edilmektedir. Bypass havasının doğrudan egzozdan atıldığı turbofan motorlar ayrık akışlı, egzozda çekirdek ve fan havalarının karıştığı turbofan motorlar karışık akışlı olarak isimlendirilmektedir.

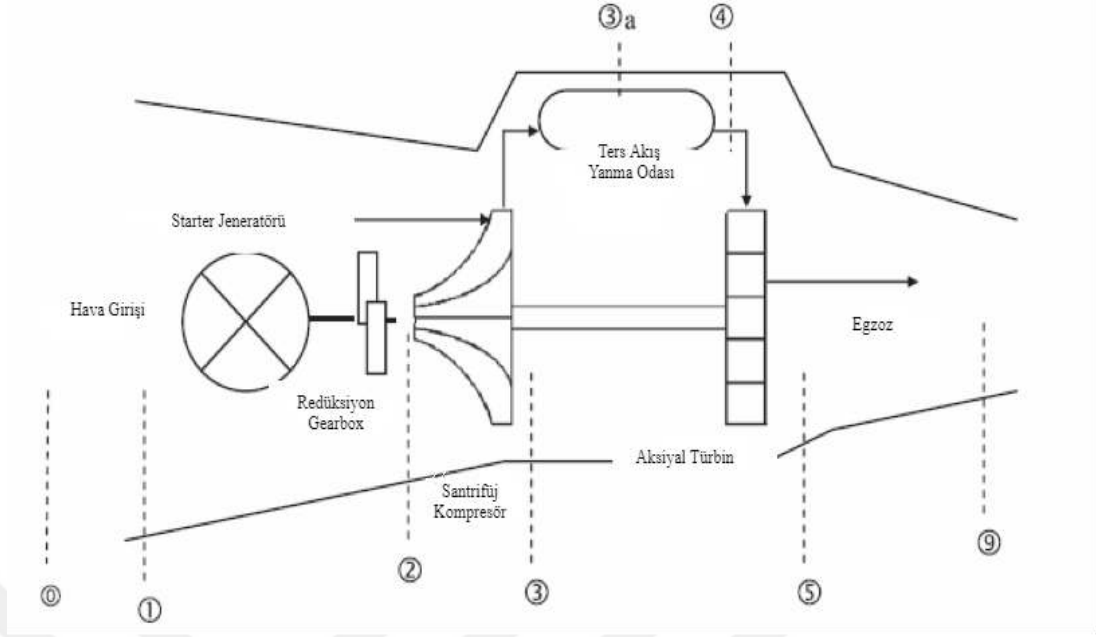
Günümüzde gaz türbinleri elektrik üretiminde, hava, kara ve deniz taşımacılığında kullanılmaktadırlar. Birçok farklı alanda gaz türbinli motorların kullanımı, çevresel etkileri ve yakıt tüketimine bağlı işletme maliyetleri bu motorların verimli kullanımı gereksinimini ortaya koymaktadır.

3.1. Turbojet Motor

Jet motorları itki üretmek için kullanılırlar. Bu jet motorunda kütle akışı ve yakıt itki üretmek için kullanılmıştır. Tez kapsamında küçük bir turbojet motor olan TRS18'in test sonucu elde edilen parametreleri kullanılarak termodinamik analizleri ve kalkış şartlarında değişen devir hızlarındaki performansı incelenmiştir. TRS18 motorlarının tasarımı ve üretimi 1970 yılından bu yana Fransa'da gerçekleştirilmektedir. Turbojet motor tek şaftlı, bir hava alığı, santrifüj kompresör, ters akışlı yanma odası, aksiyel akışlı türbin ve egzozdan oluşmaktadır. İnsanlı ve insansız uçaklarda güç sistemi olarak kullanılmıştır. 1971'de Microturbo Inc., TRS18'in üretimine başladı (http1). Bu küçük boyutlu turbojet motorlar, askeri uygulamalar, insansız uçaklar, güdümlü füzeler ve yardımcı güç üniteleri için yüksek güç/ağırlık oranı, güvenilirlik ve düşük maliyet özellikleri ile karakterize edilir. TRS18 turbojet motorunun birkaç modeli insanlı uçaklara (Bede BD-5J, Microjet-200 Şekil 3.3'te gösterilmiştir) ve Galileo Avionica tarafından üretilen Mirach 100 tipi güdümlü füzelere yerleştirilmiştir (http-2). TRS18 motor, sürekli gelişen sistemleri sayesinde 160 daN'ye kadar tahrik üretir. Turbojet motorun şeması Şekil 3.4'te (Aydın, 2018), deney düzeneği Görsel 3.1'de (Metin ve Aygün, 2019) gösterilmiştir.



Şekil 3.3. Microjet 200 küçük yüksek performanslı jet uçağı (http-2)



Şekil 3.4. TRS18 turbojet motorunun şeması (Aydın, 2018)



Görsel 3.1. DeneySEL TRS18 turbojet motoru (Metin ve Aygün, 2019)

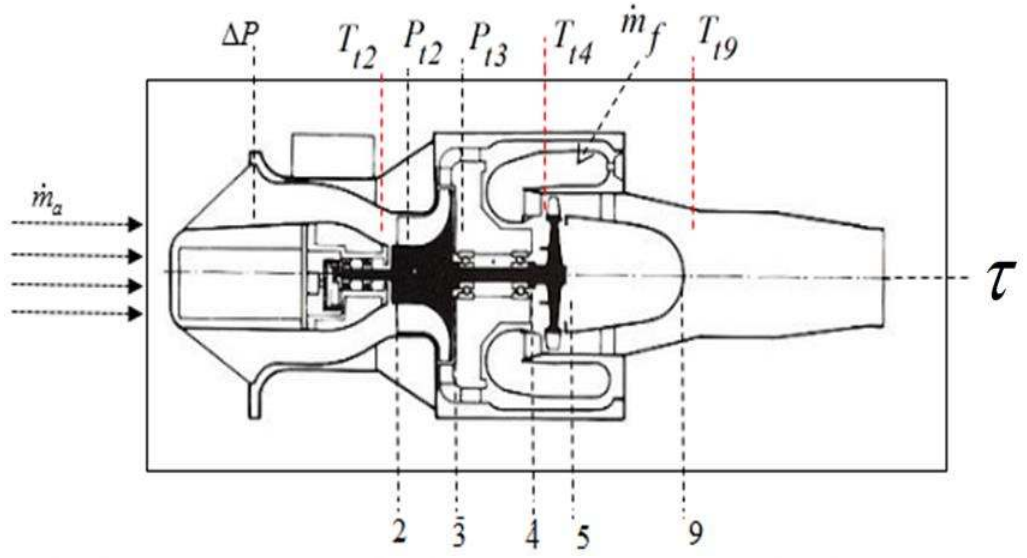
Test bremzesine kurulan motor veri ölçümü, motor çalıştırma prosedürü uygulanarak başlatılır. BAŞLAT düğmesine 3 sn basılarak motor testi başlatılır. Motorun çalıştırılmasından durdurulmasına kadar, görüntülenen değerlerin teknik özelliklerle uyumlu olup olmadığı kontrol edilmelidir (Turan, 2017). Deneysel turbojet motorunun test edilmesi ve testten elde edilen motor parametrelerinin değerlendirilmesi, TRS18 motorunun enerji ve ekserji sonuçlarını etkilediği için büyük önem taşımaktadır. Motor göstergesinden elde edilen performans parametrelerini doğrudan ölçülebilen ve formüller yardımıyla hesaplanabilen iki kısma ayırmak mümkündür. Bunlardan biri, iki şekilde hesaplanan motor hava debisidir. Bir yöntem, motor el kitabındaki formüldür.

$$\dot{m}_0 = K \left(1 - A \frac{\Delta P}{P_{t2}} \right) \left(\sqrt{\frac{\Delta P P_{t2}}{T_{t2}}} \right) \quad (3.1)$$

ve diğer yaklaşım bir süreklilik formülüdür:

$$\dot{m}_0 = \rho_{air} V_0 A \quad (3.2)$$

Egzoz gazı sıcaklığı, sıcaklık bilgisini elektrik sinyaline dönüştüren bir ısı sensörü ile ölçülür. Ayrıca basınç göstergelerinden Bellmouth diferansiyel basıncı, kompresör giriş ve çıkış basıncı ve yağ basıncı ölçülebilir (Turan, 2017). Turbojet motorların çevrim analizi için denklemler çeşitli kaynaklarda bulunabilir (Oates, 1997; Mattingly, 2006). Bu denklemler yardımıyla motor istasyonlarının basınç ve sıcaklık gibi ölçülmeyen ve bilinmesi gereken değerleri bulmak mümkündür. Bir motorun ana performans parametrelerinden biri, özgül itki değeridir. Deneysel turbojet motorunun itki kuvveti (τ), motor bremzesine yerleştirilen yük hücresi ile ölçülür. Bir turbojet motorunun itki kuvvetini teorik olarak elde etmek için, motordan geçen akışa kütle ve momentumun korunumu yasaları uygulanır. Şekil 3.5 bir turbojet motorunun kontrol hacmini göstermektedir.



Şekil 3.5. Bir TRS18 turbojet motorunun temsili kesit çizimi

TRS18 turbojet motorunun ölçülen ve hesaplanan verileri Tablo 3.1’de gösterilmiştir.

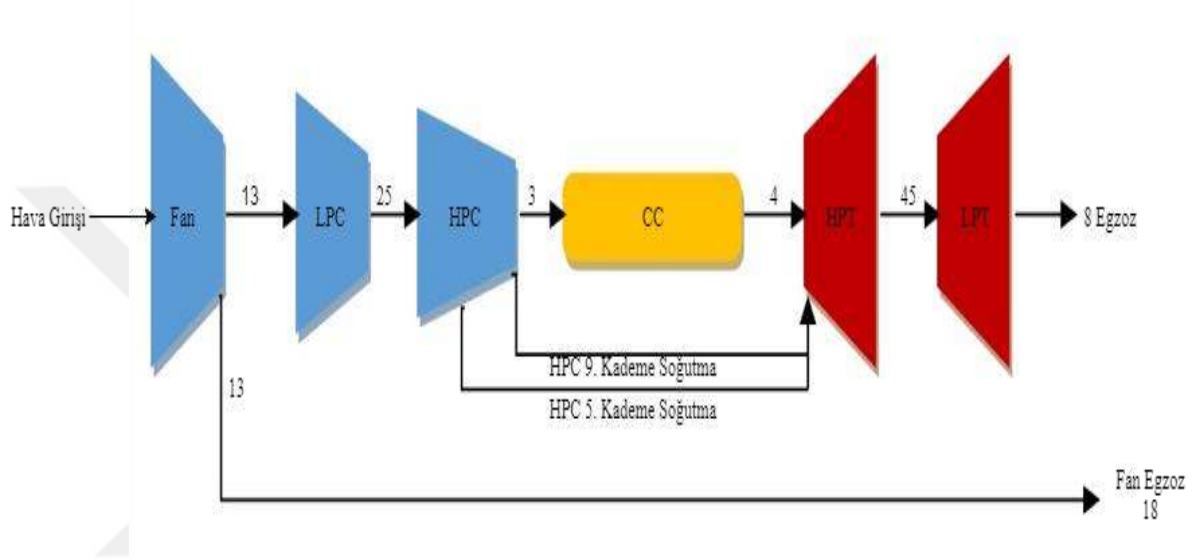
Tablo 3.1. TRS18 turbojet motorunun termodinamik verileri

İstasyon No	Konum	Kütle akışı (kg/s)	Sıcaklık (K)	Basınc (kPa)	Entropi (kJ/kg.K)	Hacim (m ³ /kg)
0	Ortam	0	288	101	-	-
2	Kompresör Girişi	2,273	288	101	-	0,8185
3	Kompresör Çıkışı	2,273	424,15	331,28	0,0502	0,3675
3	Yanma Odası Girişi	2,273	424,15	331,28	0,0502	0,3675
	Yakıt	0,04402	288	321,342	-	-
4	Yanma Odası Çıkışı	2,317	1150	321,342	1,1725	1,0273
4	Türbin Girişi	2,317	1150	321,342	1,1725	1,0273
5	Türbin Çıkışı	2,317	1037	197,532	1,1886	1,5069
9	Egzoz	2,317	1037	197,532	1,1886	1,5069

3.2. Turbofan Motorlar

3.2.1. CFM56-7B turbofan motoru

Tez çalışmaları kapsamında CFM56-7B turbofan motorunun termodinamik analizlerini gerçekleştirilmiştir. İki şaftlı, yüksek bypasslı turbofan motorun sistem diyagramı Şekil 3.6’da gösterilmiştir.



Şekil 3.6. CFM56-7B turbofan motorunun sistem şeması (Aydın vd. 2015)

Boeing 737 (B-737) serisi ticari uçklarda, AEW&C ve Poseidon askeri uçklarında güçsistemi olarak CFM56-7B turbofan motorları kullanılmaktadır. Hava yüksek basınçtürbininden (HPT) alçak basınçtürbinine (LPT) geçerek genişler ve alçak basınçkompresörü (LPC) ile yüksek basınçkompresörü (HPC) için şaft gücü üretir. Art yanmada ise ek yakıt yakılarak itkinin artırılması sağlanır. B-737 serilerinde 8000'den fazla CFM56-7B motorları kullanılmıştır (CFM, 2017). 121 kN itki üretirken, 5.1 bypass oranı ve 32.8 basınç oranına sahiptir. 1-kademe fandan, 3-kademe alçak basınç (LPC) ve 9-kademe yüksek basınç (HPC) olmak üzere 12-kademe kompresörden, annular tipte bir yanma odasından (CC-kademe yüksek basınç (HPT) ve 3-kademe alçak basınç (LPT) olmak üzere 4-kademe türbinden oluşmaktadır (Aydın vd. 2015). CFM56-7B motorlarının kullanıldığı bazı uçaklar Görsel 3.2’de verilmiştir (http-3, http-4, http-7).



Görsel 3.2. CFM56-7B motoru ve uygulandığı uçaklar (<http-3>, <http-4>, <http-7>)

CFM56-7B motorunun test edilmiş ve hesaplanmış verileri tablo 3.2’de verilmiştir. (Aydın vd. 2015)

Tablo 3.2. CFM56-7B motorunun termodinamik verileri

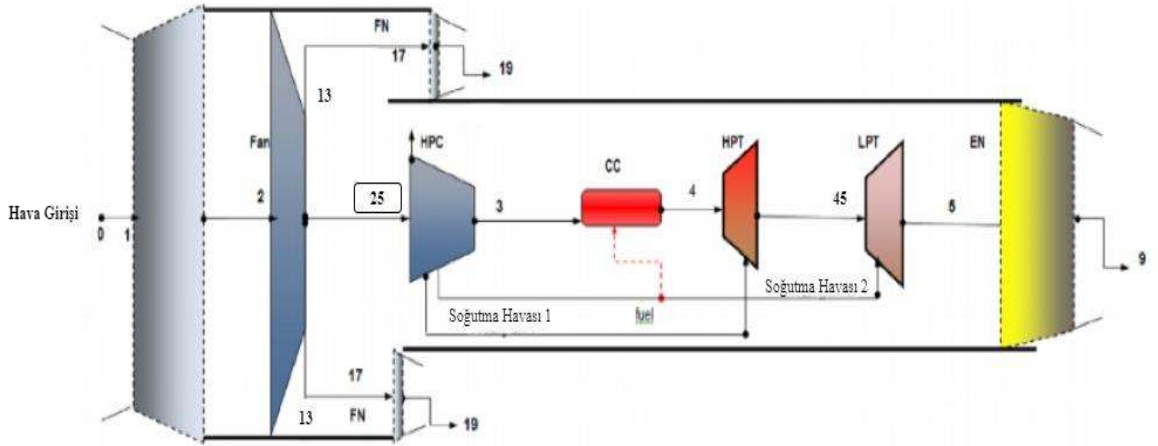
İstasyon No	Konum	Hız (m/s)	Kütle akışı (kg/s)	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)	Enerji akışı (kW)	Ekserji akışı (kW)	Entropi (kJ/kg.K)	Hacim (m ³ /kg)
Ambiyans	Hava	-	361	288	101,4	-	-	-	-
0	Fan girişi	166,225	361	288	100,4	-	-	-	0,8183
13	Fan çıkışı	155,531	361	337	163,6	18.106	15.654	0,0291	0,4275
13	Fan egzoz girişi	116,796	301,8	337	163,6	15.137	13.087	0,0171	0,5467
18	Fan egzoz çıkışı	320,622	301,8	337	159,5	15.137	12.446	0,0258	0,5635
21	LPC girişi	170,4	59,2	314	130,5	1.557	1.300	0,0295	0,4290
25	LPC çıkışı	192,772	59,2	445	370,9	9.734	8.255	0,0320	0,4318
25	HPC girişi	192,772	59,2	445	370,9	9.734	8.255	0,0320	0,4318
31	HPC çıkışı	113,758	56,8	872	3.338	38.770	33.170	0,1086	0,0727

[Tablo 3.2 (Devam) CFM56-7B motorunun termodinamik verileri]

31	Yanma odası girişi	113,758	56,8	872	3.338	38.770	33.170	0,1086	0,0727
yakıt	Yakıt	-	1,284	288	3,5	55.450	59.200	-	-
4	Yanma odası çıkışı	154,866	58,1	1.624	3.171,5	104.000	78.850	0,9590	0,1478
4	HPT giriş	220,0	58,7	1.617	3.171,5	105.000	79.700	0,9800	0,3220
44	HPT çıkış	335,369	58,7	1.244	890	72.800	49.130	1,0130	0,4420
45	LPT giriş	335,369	59,3	1.241	872	73.245	49.315	1,0159	0,4464
5	LPT çıkış	288,934	59,3	897	200,7	44.360	22.660	1,0772	1,4909
8	Egzoz çıkış	507,841	60,5	894	198,7	44.980	22.900	1,0830	1,5216

3.2.2. PW6000 turbofan motoru

Tez çalışmaları kapsamında PW6000 turbofan motorunun termodinamik analizlerini gerçekleştirilmiştir. İki şaftlı, yüksek bypasslı turbofan motorun sistem diyagramı Şekil 3.7’de gösterilmiştir (Aydın vd. 2014).



HPC: Yüksek Basınç Kompresörü, CC: Yanma Odası, HPT: Yüksek Basınç Türbini, LPT: Düşük Basınç Türbini, EN: Egzoz Nozulu, FN: Fan Nozulu

Şekil 3.7. PW6000 turbofan motorunun sistem şeması (Aydın vd. 2014)

PW6000 turbofan motoru Pratt-Whitney, MTU ve FIAT şirketlerinin ortaklığıyla üretilmiştir (Hongxia, 2015). Airbus A318 serisi uçaklara PW6000 turbofan motoru güç vermektedir. 106 kN itki gücüne sahip olan PW6000 motorlarını bypass ve toplam basınç oranları sırasıyla, 4.8 ve 26.6’dır (Aydın vd. 2014). Görsel 3.3’te PW6000 turbofan ve uygulandığı uçak görülmektedir ([http-5](#); [http-6](#)).



Görsel 3.3. PW6000 ve uçak üzerinde uygulaması (<http-5>; <http-6>)

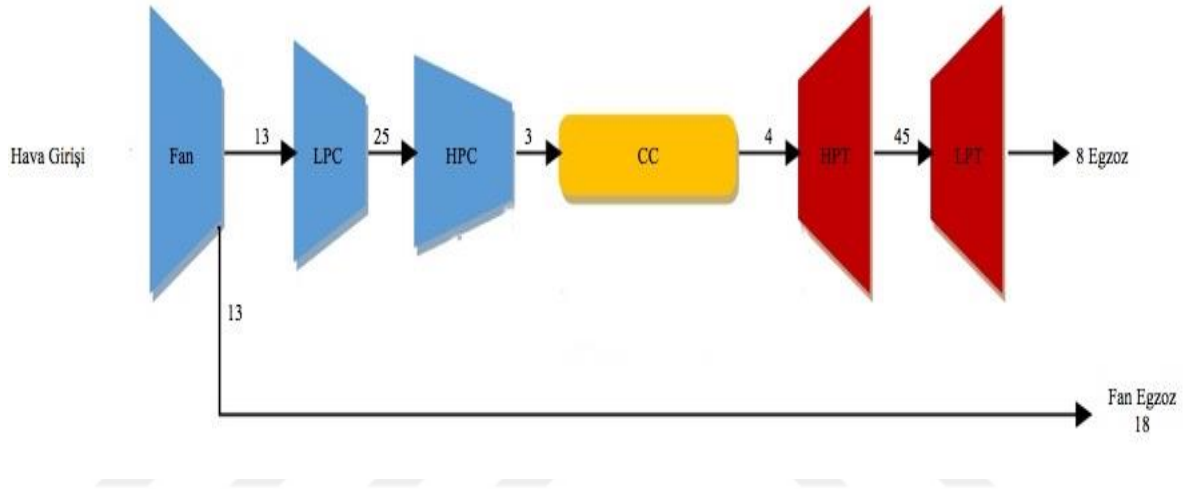
PW6000 motorunun termodinamik verileri Tablo 3.3'te verilmiştir. (Aydın vd. 2014)

Tablo 3.3. PW6000 motorunun termodinamik verileri

İstasyon No	Konum	Kütle akışı (kg/s)	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)	Enerji akışı (kW)	Ekserji akışı (kW)	Entropi (kJ/kg.K)	Hacim (m ³ /kg)
Ambiyans	Hava	290	293	100	-	-	-	-
0	Fan girişi	290	293	100	-	-	-	0,8411
13	Fan çıkışı	240	340	160	11,55	10,31	0,0344	0,6093
13	LPC giriş	50	320	140	1,37	1,47	0,036	0,6103
25	LPC çıkış	50	391	160	5,07	2,65	0,0743	0,6975
25	HPC giriş	50	391	160	5,07	2,65	0,0743	0,6975
3	HPC çıkış	50	830	2.600	31,14	26,51	0,1575	0,909
	Yanma odası girişi	50	830	2.600	31,14	26,51	0,1575	0,909
	Yakıt	1,11	293	3.500	47,95	51,16	-	-
4	Yanma odası çıkışı	51,1	1.500	2.500	82,85	61,41	0,9114	0,1723
4	HPT giriş	51,1	1.500	2.500	82,85	61,41	0,9114	0,1723
45	HPT çıkış	51,1	1.040	600	48,53	30,69	0,9361	0,5276
45	LPT giriş	51,1	1.040	600	48,53	30,69	0,9361	0,5276
5	LPT çıkış	51,1	740	140	27,61	11,56	1,0776	1,7767

3.2.3. JT9D-3 turbofan motor

Tez çalışmaları kapsamında JT9D-3 turbofan motorunun termodinamik analizlerini gerçekleştirilmiştir. Ticari uçaklarda kullanılan bir turbofan motorunun şematik düzeni Şekil 3.8’de gösterilmiştir. Motor bir kademe fan, üç kademe düşük basınç kompresörü, on bir kademe yüksek basınç kompresörü, bir yanma odası, iki kademe yüksek basınç türbini ve dört kademe düşük basınç kompresöründen oluşmaktadır.



Şekil 3.8. JT9D-3 turbofan motorunun bileşenleri

JT9D turbofan motorları B747, B767, A300, A310 gibi havacılık tarihinin önemli geniş gövdeli uçaklarında kullanılmıştır. JT9D ve uygulandığı uçaklar Görsel 3.4’te verilmiştir (http-7; http-8).



Görsel 3.4. JT9D ve uygulandığı uçaklar (<http-7>; <http-8>)

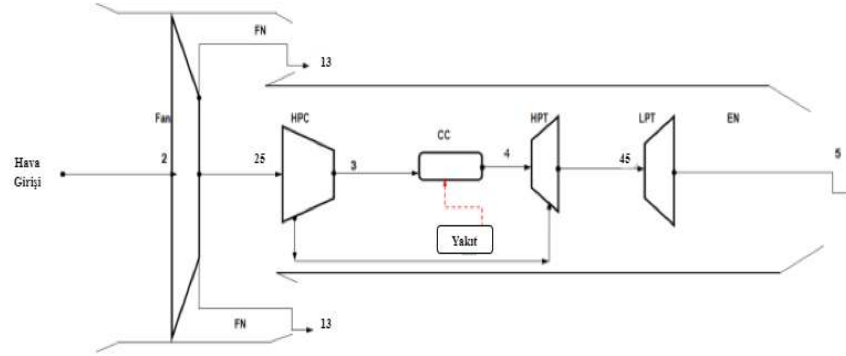
JT9D-3 motorunun termodinamik verileri Tablo 3.4'te verilmiştir.

Tablo 3.4. JT9D-3 motorunun termodinamik verileri

İstasyon No	Konum	Kütle akışı (kg/s)	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)	Entropi (kJ/kg.K)	Hacim (m ³ /kg)
2	Fan giriş	677,207	288,15	101,35	-	0,8162
13	Fan bypass çıkış	564,339	329,9	155,775	0,0127	0,6079
25	Fan çıkış	112,868	368,66	220,943	0,0244	0,0244
25	LPC giriş	112,868	368,66	220,943	0,0273	0,4838
3	HPC çıkış	112,868	742,23	2.153,43	0,0949	0,099
31	Yanma odası giriş	112,868	742,23	2.153,43	0,0949	0,099
	Yakıt	1,95398	288,15	2.000	-	-
4	Yanma odası çıkış	114,822	1350	2.058,68	0,8275	0,1883
41	HPT giriş	114,822	1350	2.058,68	0,8275	0,1883
44	HPT çıkış	114,822	1028,69	547,848	0,8829	0,539
45	LPT giriş	114,822	1028,69	536,891	0,8887	0,55
5	LPT çıkış	114,822	779,77	148,427	0,9394	1,508
8	Egzoz çıkış	114,822	779,77	145,458	0,9453	1,5388

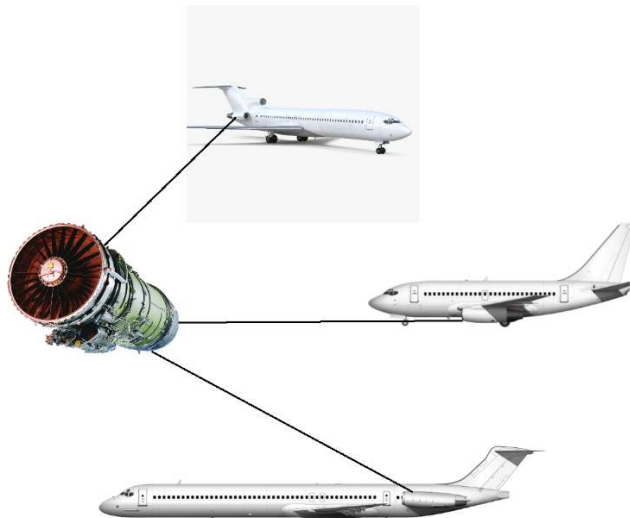
3.2.4. JT8D turbofan motor

Tez çalışmaları kapsamında JT8D turbofan motorunun termodinamik analizlerini gerçekleştirilmiştir. Ticari uçaklarda kullanılan bir turbofan motorunun şematik düzeni Şekil 3.9’da gösterilmiştir. Motor bir kademe fan, aksiyal düşük basınç kompresörü, aksiyal yüksek basınç kompresörü, bir yanma odası, yüksek basınç türbini ve düşük basınç türbininden oluşmaktadır (Turan, 2014).



Şekil 3.9. JT8D turbofan motorunun şeması (Turan, 2014)

JT8D turbofan motorlar dar gövde li uçklarda (B727, B737, MD80 gibi) kullanılmıştır. JT8D turbofan motoru ve uygulandığıuçaklarGörsel 3.5’te verilmiştir (<http-7>; <http-9>; <http-10>).



Görsel 3.5. JT8D ve uçak üzerinde uygulamaları (<http-7>; <http-9>; <http-10>)

JT8D motorunun termodinamik verileri Tablo 3.5’te verilmiştir. (Turan ve Aydın, 2016)

Tablo 3.5. JT8D motorunun termodinamik verileri

İstasyon No	Konum	Hız (m/s)	Kütle akışı (kg/s)	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)	Enerji akışı (kW)	Ekserji akışı (kW)	Entropi (kJ/kg.K)	Hacim (m ³ /kg)
0	Hava	-	142,7	288,15	101,35	-	-	-	-
2	Fan/LPC giriş	166,055	142,7	288,15	101,35	-	-	-	-
13	Fan bypass çıkış	148,388	74,74	361	193	5,6	4,58	0,0226	0,5275
21	Fan /LPC çekirdek çıkış	211,336	67,95	453	413,6	11,77	10,3	0,0897	0,3257
25	HPC inlet	211,336	67,95	453	413,6	11,77	10,3	0,0926	0,3291
3	HPC çıkış	105,402	67,95	700	1.606,50	31,42	26,92	0,1443	0,1292
3	Yanma odası girişi	105,402	67,95	700	1.606,50	31,42	26,92	0,1443	0,1292
	Yakıt		1,05	288,15	2.000	44,94	46,96		
4	Yanma odası çıkış	201,413	69	1211	1.517	73,76	55,01	0,78	0,2303
4	HPT giriş	201,413	69	1211	1.517	73,76	55,01	0,78	0,2303
44	HPT çıkış	272,984	69	967	567	52,95	34,8	0,8088	0,4695
45	LPT giriş	243,433	69	967	567	52,95	34,8	0,8146	0,4791
5	LPT çıkış	268,162	69	773	186	-		0,8474	0,8474
8	Egzoz çıkış	416,934	143,75	561,6	181,6	-	-	0,5073	0,8609

4. ANALİZLER

4.1. Gaz Türbinli Motorlar için Performans Parametreleri

4.1.1. İtki

İtki, bir uçağın uçuşunu sürdürebilmesinden sorumlu olan dört ana kuvvetten birisidir. Kontrol hacmi için, süreklilik denkleminin genel formu şu şekilde verilir (Farokhi, 2014):

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{CV} \rho dv + \iint_{CS} \rho \bar{u} d\bar{A} = 0 \quad (4.1)$$

Süreklilik denklemi tek boyutlu uygulandıktan sonra momentum denklemi aşağıdaki gibi uygulanmalıdır (Mattingly, 2006).

$$\sum \bar{F} = \frac{\partial}{\partial t} \iiint_{CV} \rho \bar{u} dv + \iint_{CS} \bar{u} (\rho \bar{u} d\bar{A}) = 0 \quad (4.2)$$

Akışkana tek boyutlu (x yönünde) etki eden net kuvvetler, kontrol hacmine giren ve çıkan akışın momentumları arasındaki farktan hesaplanır (Farokhi, 2014). Kararlı hal, düzgün akış varsayıldığında, momentum denklemi aşağıdaki gibi düzenlenebilir:

$$\sum (\dot{m} V_x)_{\text{çıkan}} - \sum (\dot{m} V_x)_{\text{giren}} = \sum (F_x)_{\text{akışkan}} \quad (4.3)$$

Yukarıdaki denklemler vasıtasıyla bir turbojet motor için itki kuvvetini aşağıdaki denklem vasıtasıyla hesaplanabilir (Farokhi, 2014);

$$\tau = \dot{m}_a [(1+f)u_e - u] + (P_e - P_a)A_e \quad (4.4)$$

Bir turbofan motorunun itki kuvveti aşağıdaki denklem vasıtasıyla hesaplanabilir (El-Sayed, 2011).

$$\tau = \dot{m}_h [(1+f)u_{eh} - u] + \dot{m}_c (u_{ec} - u) + A_{eh} (P_{eh} - P_a) + A_{ec} (P_{ec} - P_a) \quad (4.5)$$

Formülde $\dot{m}_h$ turbofan motorun çekirdek kısmından geçen hava kütlesi akışını, $\dot{m}_c$ turbofan motorun fanından geçerek fan egzoz çıkışından atılan hava kütlesi akışını, u uçuş hızını, P_{eh} çekirdek kısmından dışarı atılan akışkanın egzoz basıncını, P_{ec} fanından dışarı atılan akışkanın egzoz basıncını, u_{eh} ve u_{ec} , sırasıyla, türbini ve fan lülesini terk eden gazların hızlarını, A_{eh} ve A_{ec} terimleri sırasıyla, sıcak ve soğuk akışların çıkış alanlarını temsil etmektedir. f terimi yakıt-hava oranını temsil etmektedir.

4.1.2. İtke verimi

İtke verimi itke gücünün motor hava akışına verilen güce oranı ile hesaplanabilir. İtke verimi aşağıdaki eşitlik yoluyla hesaplanabilir (El-Sayed, 2011).

$$\eta_p = \frac{u(\tau_f + \tau_c)}{u(\tau_f + \tau_c) + W_f + W_c} \quad (4.6)$$

Eşitlikte u uçuş hızını, τ_f ve τ_c sırasıyla, fan ve çekirdek kısımlarında üretilen itke kuvvetlerini, W_f ve W_c sırasıyla fan ve çekirdek kısımlarından atılan atık gücü sembolize eder. W_f ve W_c aşağıdaki eşitlikler vasıtası ile hesaplanabilir (El-Sayed, 2011).

$$\begin{aligned} W_c &= 0.5\dot{m}_h(1+f)(u_{eh}-u)^2 = 0.5\dot{m}_{eh}(u_{eh}-u)^2 \\ W_f &= 0.5\dot{m}_c(u_{ec}-u)^2 \end{aligned} \quad (4.7)$$

4.1.3. Termal verim

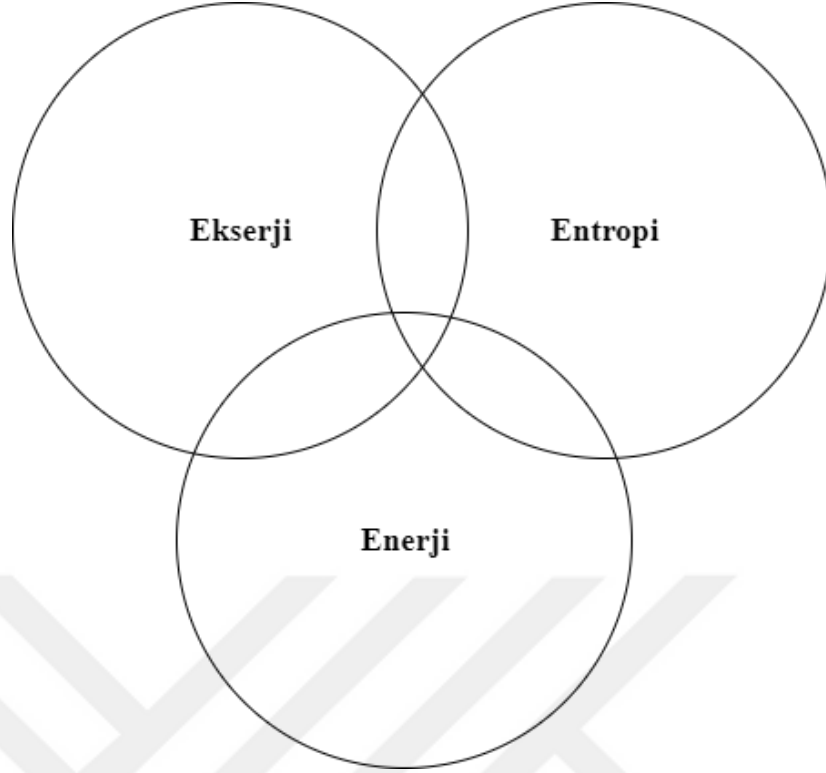
Termal verim basitçe net mekanik çıkışın termal girişe oranıdır (Farokhi, 2014) Aşağıdaki eşitlikten hesaplanabilir (El-Sayed, 2011).

$$\eta_{th} = \frac{u\tau + 0.5\dot{m}_h(f+1)(u_{eh}-u)^2 + 0.5\dot{m}_c(u_{ec}-u)^2}{\dot{m}_f Q_{LHV}} \quad (4.8)$$

Q_{LHV} terimi yakıtın alt ısı değerini temsil etmektedir.

4.2. Termodinamik Analizler

Termodinamik mevcut enerjinin en iyi şekilde kullanılmasını hedefler. Termodinamiğin birinci kanunu enerji ile ilgilidir ve enerjinin termodinamik bir özellik olduğunu ve bir etkileşim sırasında enerjinin bir biçimden diğerine değişebileceğini, ancak toplam enerji miktarının sabit kaldığını iddia eder. Termodinamiğin ikinci yasası, enerjinin niceliği kadar niteliği de olduğunu ve gerçek süreçlerin azalan enerji kalitesi yönünde gerçekleştiğini ileri sürer ve bu noktada entropi ve ekserji devreye girer (Dinçer ve Çengel, 2001). Enerji, entropi ve ekserji alanları arasındaki ilişki Şekil 4.1’de gösterilmiştir (Dinçer ve Çengel, 2001).



Şekil 4.1. Enerji, entropi ve ekserji alanları arasındaki etkileşimler (Dinçer ve Çengel, 2001)

4.2.1. Enerji Analizi

Temel denge eşitlikleri (kütle, enerji, entropi ve ekserji) enerji ve ekserji verimleri ile birlikte tersinmezliklerin miktarını hesaplamak için kullanılırlar (Aydın vd. 2012; Dincer, Hussain ve Al-Zaharnah, 2004). Kararlı hal ve daimî akış için kütle dengesi eşitliği aşağıdaki gibidir:

$$\sum \dot{m}_g = \sum \dot{m}_\varphi \quad (4.9)$$

Genel enerji dengesi aşağıdaki eşitlik ile ifade edilir:

$$\sum \dot{E}_g = \sum \dot{E}_\varphi \quad (4.10)$$

Eşitlik 3.2’de görüldüğü üzere giren enerji çıkan enerjiye eşittir.

4.2.2. Entropi Analizi

Termodinamiğin birinci yasası, yani enerji kavramı, verimlerin belirlenmesinde gerekli olmasına karşın, verimsizliklerin tanımlanmasında ve ölçülmesinde yeterli değildir. Verimsizlik, entropi üretiminin meydana geldiği tersinmez bir sürecin

sonucudur. Bu anlamda entropi dengesinin, yani termodinamiğin ikinci yasasının enerji dengesine uygulanması enerji dönüşüm sistemlerinin verimsizliklerinin tanımlanmasında ve ölçülmesinde asli öneme sahiptir (Oliveira,2013).

Entropi moleküler düzensizliktir. Bir sistem daha düzensiz bir hal aldıkça moleküllerin konumları belirsizleşir ve entropi artar. İstatiksel açıdan entropi, moleküler rastgeleliğin bir ölçüsüdür. Benzer olarak entropi üretimi de bir hal değişimi sırasında oluşan düzensizlik olarak görülebilir (Cengel ve Boles, 2013). Maksimum güç elde edebilmek için entropi üretimi oranının minimum olması gerekir (Bejan, 1996).

Bir ideal gaz için entropinin hesaplanması (Bejan, Tsatsaronis ve Moran, 1996);

$$s_2 - s_1 = \int_1^2 \frac{C_p(T) dT}{T} - R \ln \frac{P_2}{P_1} \quad (4.11)$$

denklemleriyle olmaktadır. Entropinin sıcaklıkla değişen kısmı ise,

$$\int_1^2 \frac{C_p(T) dT}{T} = s_2^o - s_1^o \quad (4.12)$$

olarak alındığında (Cengel ve Boles, 2013),

$$s_2 - s_1 = s_2^o - s_1^o - R \ln \frac{P_2}{P_1} \quad (4.13)$$

denklemleri elde edilir. Bir sistem için genel entropi denklemi aşağıdaki gibidir (Dincer ve Cengel, 2001).

$$S_g - S_{\dot{\epsilon}} + S_{\dot{u}retim} = \Delta S_{sistem} \quad (4.14)$$

Bir giriş ve bir çıkışlı kontrol hacmi için entropi dengesi ise (Bejan, 1996),

$$\frac{dS_{KH}}{dt} = \sum \frac{\dot{Q}_j}{T_j} + \sum \dot{m}_g s_g - \sum \dot{m}_{\dot{\epsilon}} s_{\dot{\epsilon}} + \dot{S}_{\dot{u}retim} \quad (4.15)$$

olmaktadır. Burada $\frac{dS_{KH}}{dt}$ terimi kontrol hacmi içerisindeki zamanla entropi değişimini, $\dot{m}_g s_g$ ve $\dot{m}_{\dot{\epsilon}} s_{\dot{\epsilon}}$ terimleri kontrol hacmine kütle akışıyla giren ve çıkan entropi transferini, $\sum \frac{\dot{Q}_j}{T_j}$ terimi ise sınır sıcaklığı T_j olan yüzeyden birim zamanda meydana gelen ısı transferini göstermektedir. $\dot{Q}_j / T_j$ oranı entropi transfer oranıdır. $\dot{S}_{\dot{u}retim}$ ise birim zamanda üretilen entropi miktarıdır. Üretilen entropi miktarı, sistemdeki tersinmezliklerle alakalıdır.

Bir gaz türbini çevrimi daimî akış sürecidir. Bu yüzden, entropi dengesi aşağıdaki gibi tanımlanabilir (Hepbasli, 2008).

$$0 = \sum \frac{\dot{Q}_j}{T_j} + \sum \dot{m}_g s_g - \sum \dot{m}_\varphi s_\varphi + \dot{S}_{\text{üretim}} \quad (4.16)$$

İtki sistemlerinde bir yanma reaksiyonu meydana gelir ve yanma reaksiyonları sonucunda yanma sonu ürünleri meydana gelir. Bu ürünler ideal gaz olarak kabul edilebilir. Bu nedenle ideal gaz karışımının entropisi belirlenebilir (Hepbasli, 2008).

$$S = \sum_{k=1}^N x_k \bar{s}_k \quad (4.17)$$

Burada x_k herhangi bir k bileşenin mol kesridir ve k bileşenin mol sayısı n_k ve karışımın mol sayısı n ise,

$$x_k = \frac{n_k}{n} \quad (4.18)$$

şeklinde hesaplanmaktadır. Bu durumda basıncı p_k ve sıcaklığı T olan ve bir gaz karışımı içerisinde bulunan herhangi bir k ideal bir gazının entropisi (Tona vd., 2010):

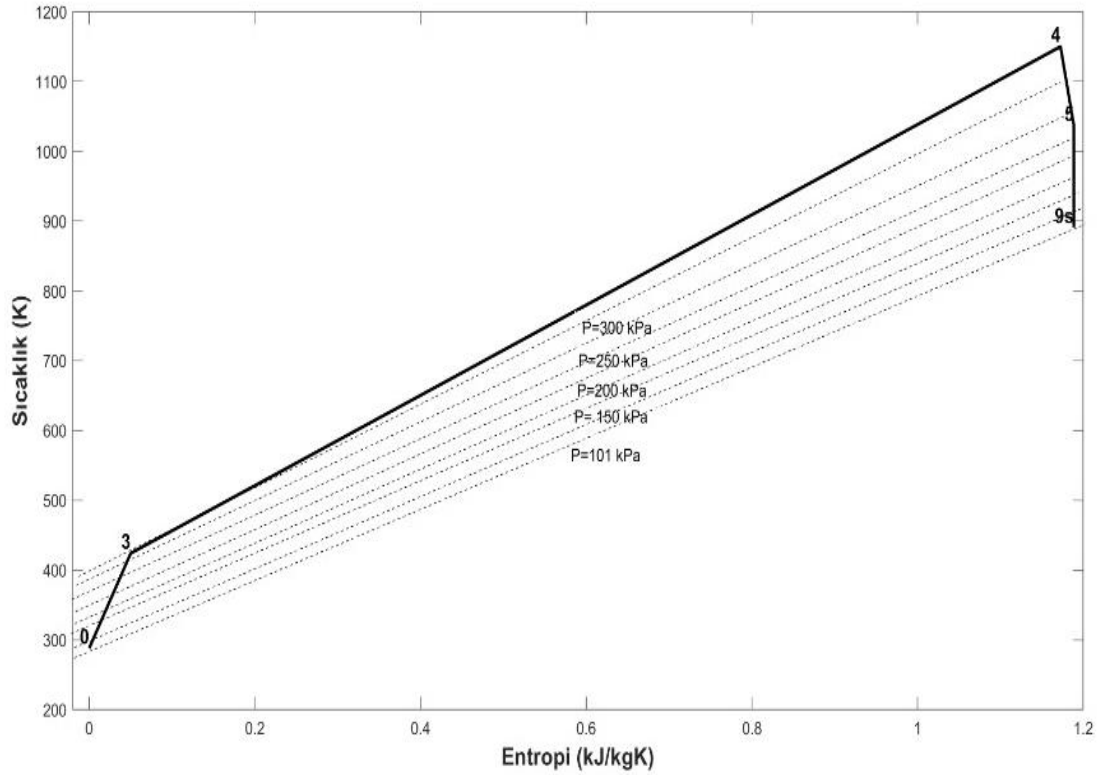
$$\bar{s}_k(T, p_k) = \bar{s}_k^o(T) - \bar{R} \ln \frac{x_k p}{p_{ref}} \quad (4.19)$$

olmaktadır. Burada $\bar{s}_k^o(T)$ gazın mutlak entropisi, p gaz karışımının toplam basıncı, p_{ref} ise referans basıncıdır.

Entropi analizleri için GASTURB12 programından faydalanılmıştır (Kurzke, 2018). GASTURB12 programı akademik ve sektörel olarak geniş bir çevrede kullanılmaktadır.

4.2.2.1. TRS18 turbojet motorunun entropi analizi uygulaması

Şekil 4.2’de TRS18 motorunun on-dizayn koşullarında entropi-sıcaklık (T-s) grafiği görülmektedir. Entropi-sıcaklık grafiği aracılığıyla motor ve tüm bileşenlerinde meydana gelen tersinmezlikler ve sebep olduğu entropi üretimi görülebilmektedir. Grafikler Matlab programında geliştirilen kod kullanılarak elde edilmiştir.



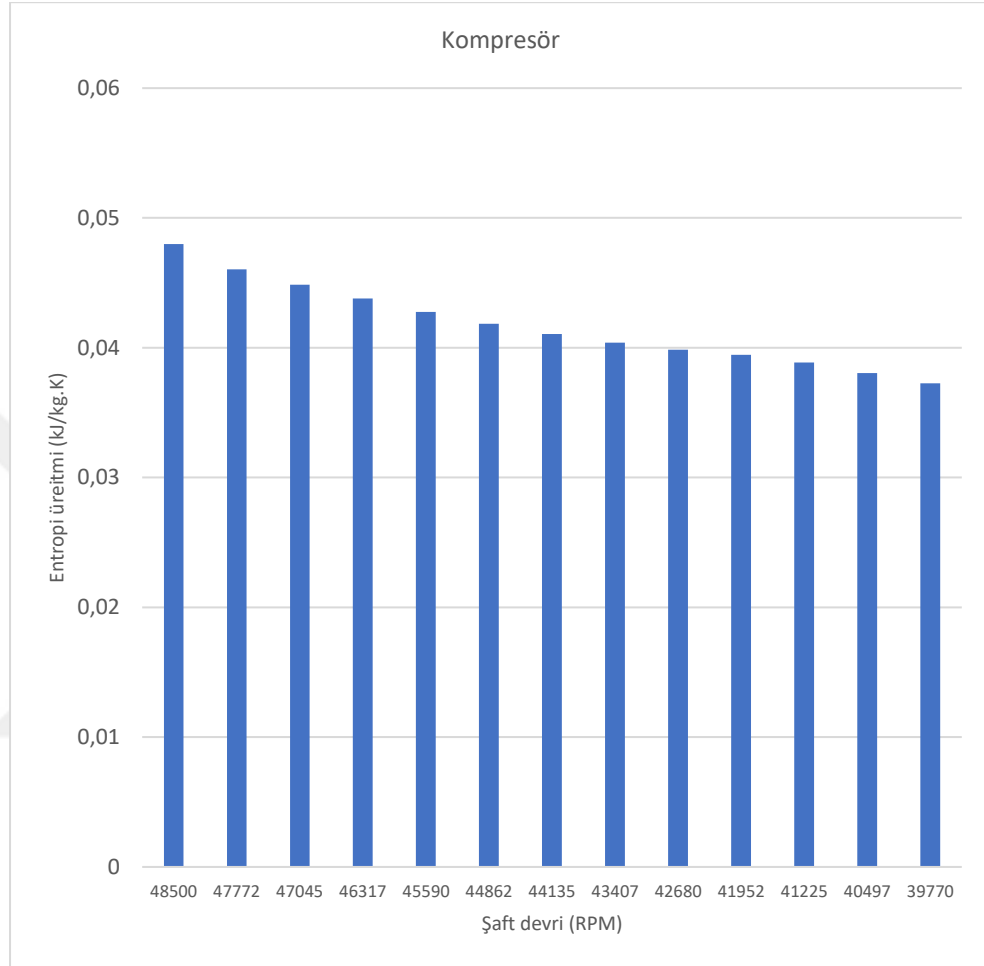
Şekil 4.2. TRS18'in sıcaklık-entropi (T-s) diyagramı

Off-dizayn analizleri

TRS18 turbojet motorunun termodinamiğin birinci ve ikinci yasalarına dayanarak entropi ve çevrim analizleri; kalkış şartları altında motor davranışını özellik diyagramları aracılığıyla net bir perspektif ile sunar. Bütün komponentler tersinmezdir. Türbinde sürtünme kaynaklı entropi artışı meydana gelmektedir. Kompresörde sıkıştırma işlemi esnasında sürtünme ve türbülans kaynaklı entropi artışı gerçekleşir. En fazla entropi artışı yanma odasında gerçekleşmektedir. Entropi üretimi %1,5 azalan devir oranlarında motor bileşenleri boyunca irdelenmiştir. Analiz boyunca aşağıdaki kabuller yapılmıştır:

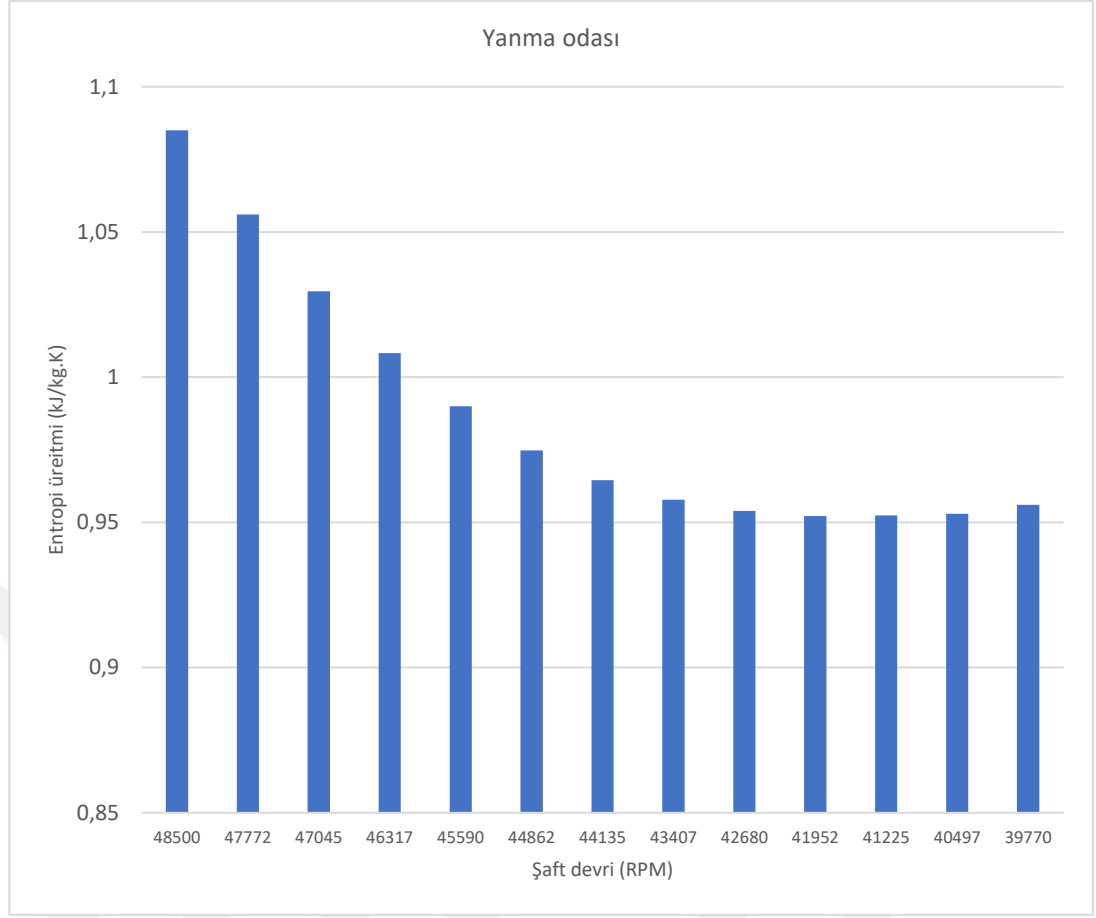
- Akış düzgün ve tek-yönlü kabul edilmiştir.
- Uçağın hızı 102,087 m/s'dir.
- Çevre sıcaklığı ve basıncı sırasıyla 288,15 K ve 101,35 kPa'dır.
- Yakıtın kimyasal formülü $C_{12}H_{23}$ 'tür.
- Yakıtın alt ısı değeri (Q_{LHV}) 43,124 MJ/kg'dır.

Şekil 4.3 – 4.6 TRS18 turbojet motorunun değişken şaft devirlerinde motor bileşenleri boyunca meydana gelen entropi üretimlerini göstermektedir.



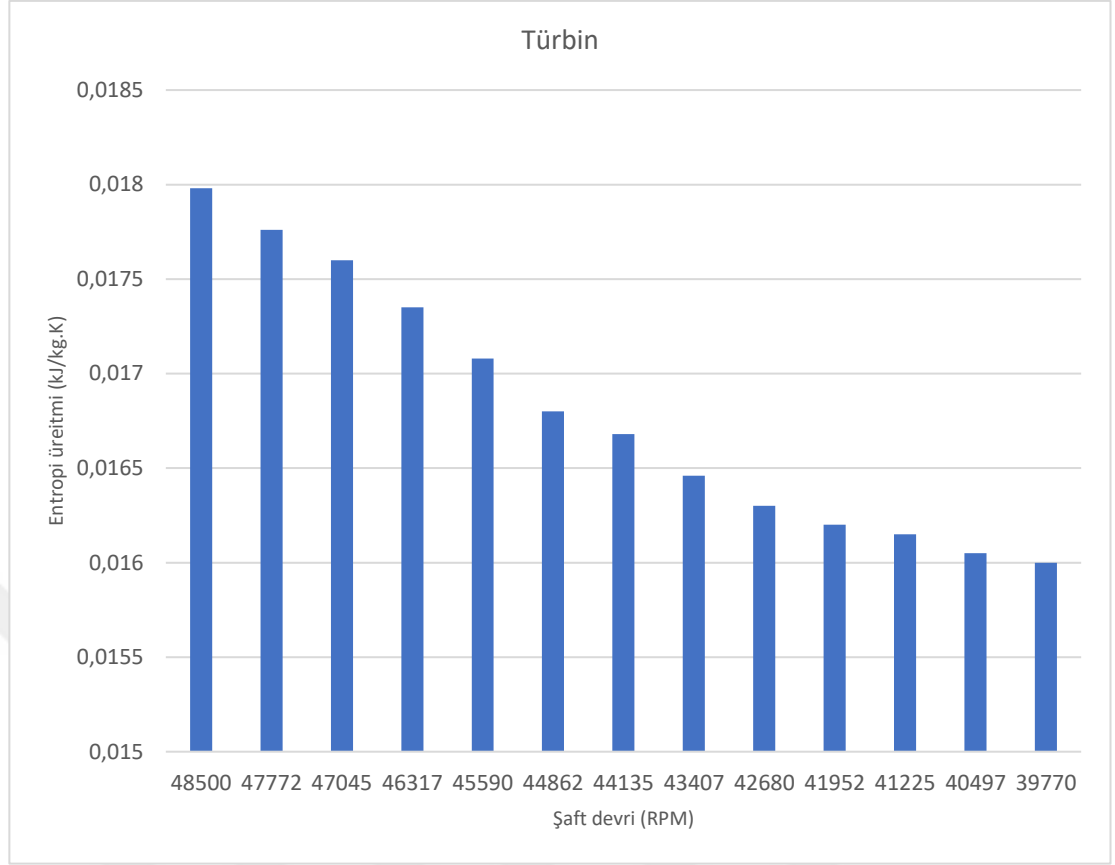
Şekil 4.3. TRS18 turbojet motorunun kompresöründe meydana gelen entropi üretimin değişken şaft devrine bağlı değişimi

Şekil 4.3'te kompresör komponentinde meydana gelen entropi üretimi gösterilmektedir. 48500 RPM ve 39770 RPM değerleri için, sırasıyla, 0,04799 kJ/kg.K ve 0,03725 kJ/kg.K'dir.



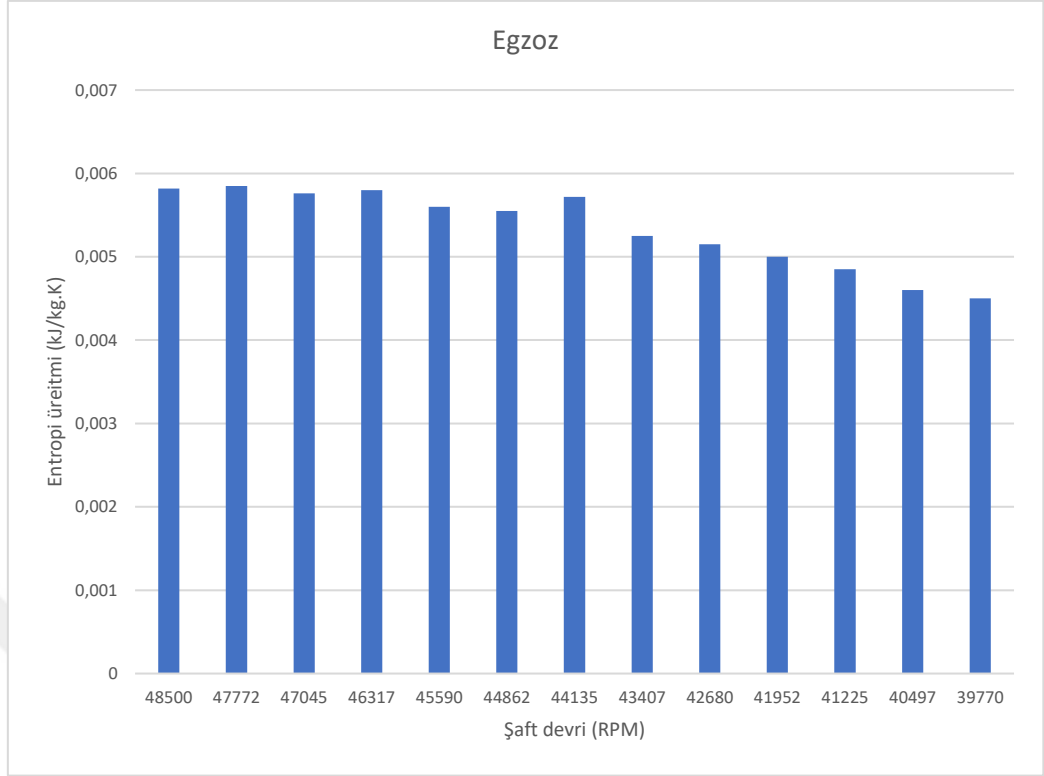
Şekil 4.4. TRS18 turbojet motorunun yanma odasında meydana gelen entropi üretimin değişken şaft devrine bağlı değişimi

Şekil 4.4'te yanma odasında meydana gelen entropi üretimi gösterilmiştir. 48500 RPM için entropi üretimi değeri 1,08506 kJ/kg.K ve 39770 RPM için bu değer 0,956 kJ/kg.K olarak gerçekleşmiştir. Entropi üretimi en yüksek değere yanma odasında ulaşmaktadır.



Şekil 4.5. TRS18 turbojet motorunun türbininde meydana gelen entropi üretimin değişken şaft devrine bağlı değişimi

Şekil 4.5'te türbin komponentinde meydana gelen entropi üretimi gösterilmiş, 48500 RPM için 0,01798 kJ/kg.K ve 39770 RPM için 0,016 kJ/kg.K olarak gerçekleşmiştir.



Şekil 4.6. TRS18 turbojet motorunun egzozunda meydana gelen entropi üretimin değişken şaft devrine bağlı değişimi

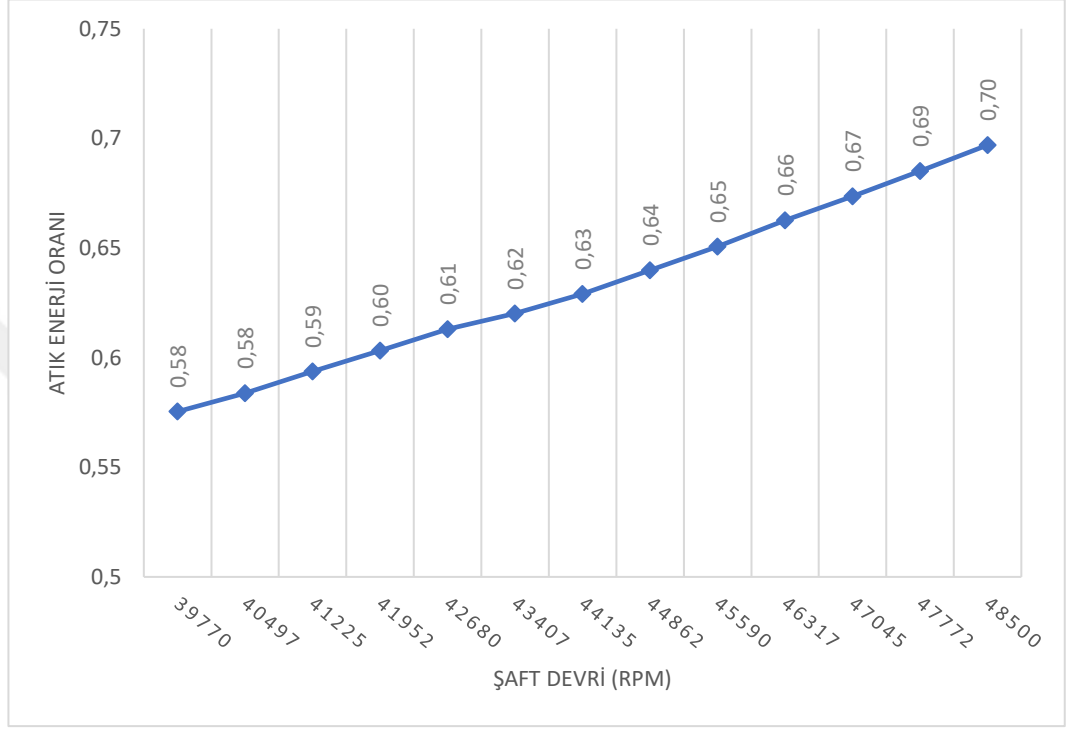
Şekil 4.6’da turbojet motorun son bileşeni olan egzoz komponentinde meydana gelen entropi üretimi gösterilmiştir. 48500 RPM için entropi üretimi 0,00582 kJ/kg.K olarak gerçekleşirken 39770 RPM için 0,0045 kJ/kg.K olarak gerçekleşmiştir.

TRS18 motorunun performans analizleri de değişken şaft devrine bağlı olarak hesaplanmıştır. Atık enerji oranı; atık gücün toplam güce oranı olarak yeni bir indeks olarak tanımlanmıştır.

$$\text{Atık enerji oranı} = \frac{\text{Atık güç}}{\text{Toplam güç}} \quad (4.20)$$

$$\begin{aligned} \zeta &= \frac{0.5\dot{m}_e(u_e - u)^2}{u\tau + 0.5\dot{m}_e(u_e - u)^2} \\ &= \frac{0.5\dot{m}_e(u_e - u)^2}{u\{\dot{m}_a[(1+f)u_e - u] + (P_e - P_a)A_e\} + 0.5\dot{m}_e(u_e - u)^2} \end{aligned} \quad (4.21)$$

Turbojet motorun atık enerji oranı 39770 RPM’de 0,58 değerini alırken maksimum devir olan 48500 RPM’de 0,70 değerini almaktadır. Şekil 4.7’de atık enerji oranının değişken şaft hızına bağlı olarak değişimi gösterilmektedir.



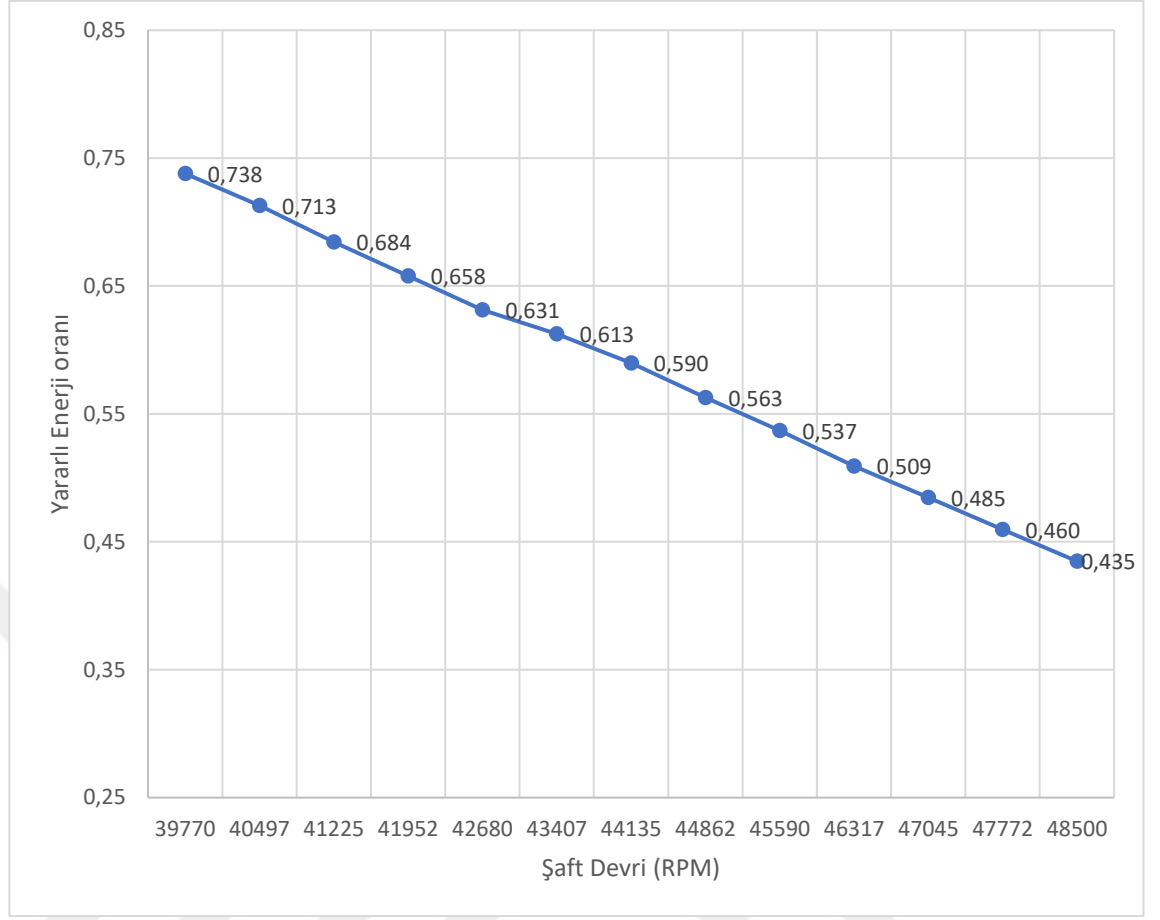
Şekil 4.7. TRS18 motorunda atık enerji oranının şaft devrine bağlı değişimi

Yeni olarak tanımlanan bir diğer indeks yararlı enerji oranıdır. Motorda üretilen itki gücünün atık güce oranı olarak tanımlanmıştır.

$$\text{Yararlı enerji oranı} = \frac{\text{İtke gücü}}{\text{Atık güç}} \quad (4.22)$$

$$\begin{aligned} \xi &= \frac{u\tau}{0.5\dot{m}_e(u_e - u)^2} \\ &= \frac{u \{ \dot{m}_a [(1+f)u_e - u] + (P_e - P_a)A_e \}}{0.5\dot{m}_e(u_e - u)^2} \end{aligned} \quad (4.23)$$

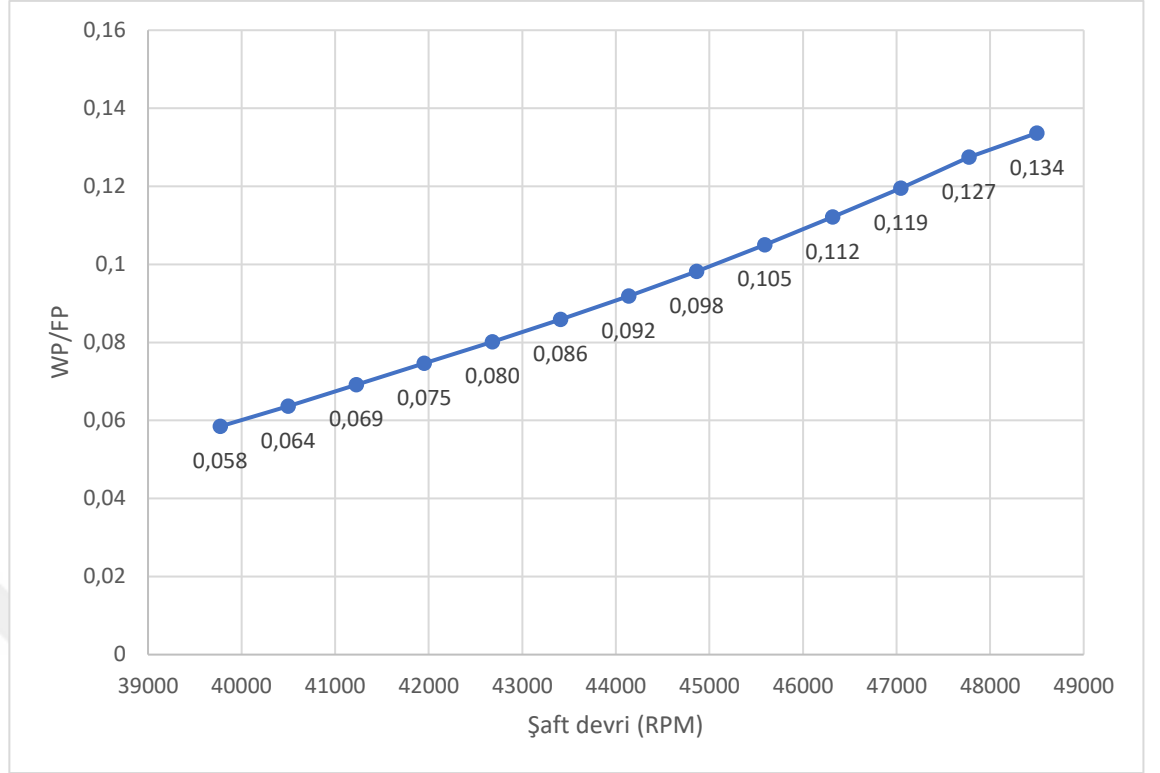
TRS18 turbojet motorunun yararlı enerji oranının şaft devrine bağlı değişimi Şekil 4.8’de gösterilmiştir.



Şekil 4.8. Yararlı enerji oranının şaft devrine bağlı değişimi

TRS18 motoru için yararlı enerji oranı 39770 RPM ve 48500 RPM şaft devirleri için sırasıyla 0,738 ve 0,435 değerlerini almıştır.

Şekil 4.9 atık gücün (WP), yakıttan elde edilen güce (FP) oranının şaft hızına bağlı değişimini göstermektedir. Bu oran 39770 RPM ve 48500 RPM şaft devirleri için sırasıyla 0,058 ve 0,134 değerlerini almıştır.



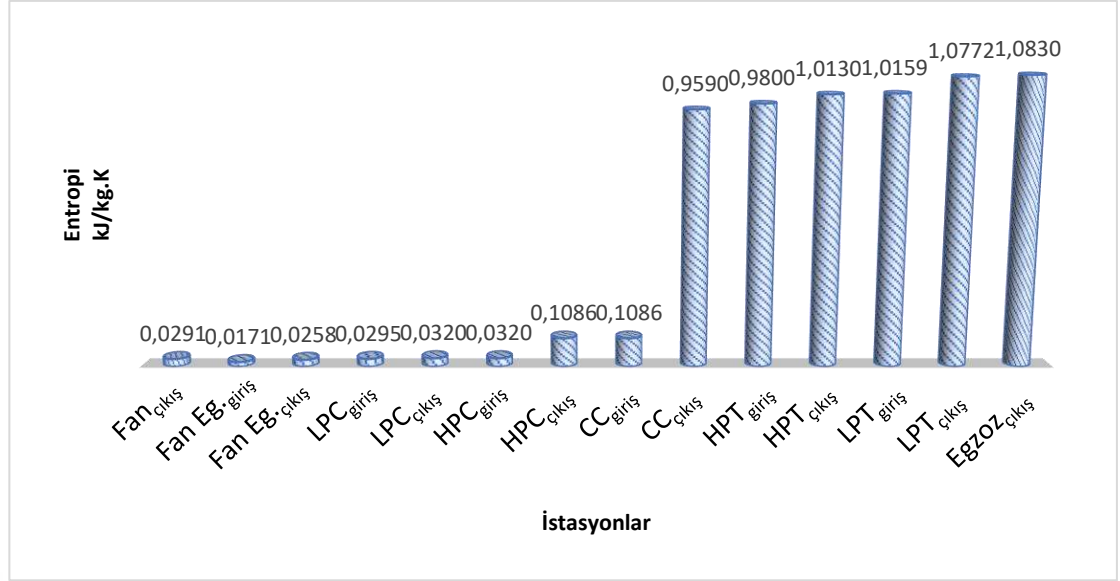
Şekil 4.9. Atık gücün yakıt gücüne oranının şaft devrine bağlı değişimi

4.2.2.2. CFM56-7B turbofan motorunun entropi analizi uygulaması

CFM56-7B turbofan motorunun entropi analizi termodinamiğin birinci ve ikinci yasaları aracılığıyla gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada aşağıdaki kabuller yapılmıştır:

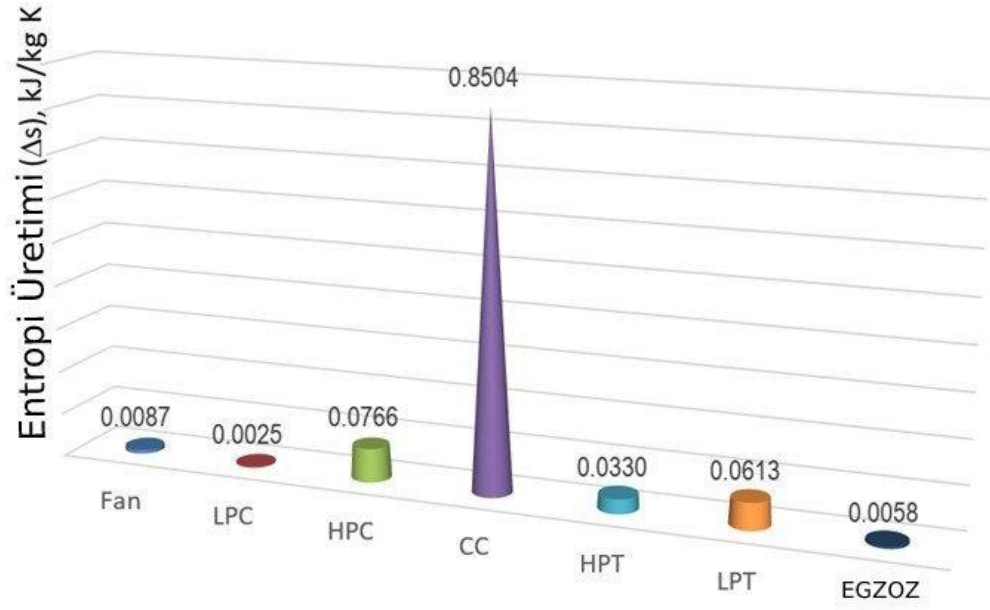
- Akış sabit ve tek boyutlu kabul edilir.
- Çevrim sırasında tüm gazlar mükemmel bir gaz gibi davranır.
- LPT, fanı çalıştırır, HPT, HPC'yi çalıştırır.,
- Yakıtın kimyasal formülü $C_{12}H_{23}$ 'tür.
- Kalkış durumunda uçuş hızı yaklaşık 67 m/s'dir.

Şekil 4.10'da CFM56-7B motorunun bileşenlerinin entropi değerleri gösterilmiştir.

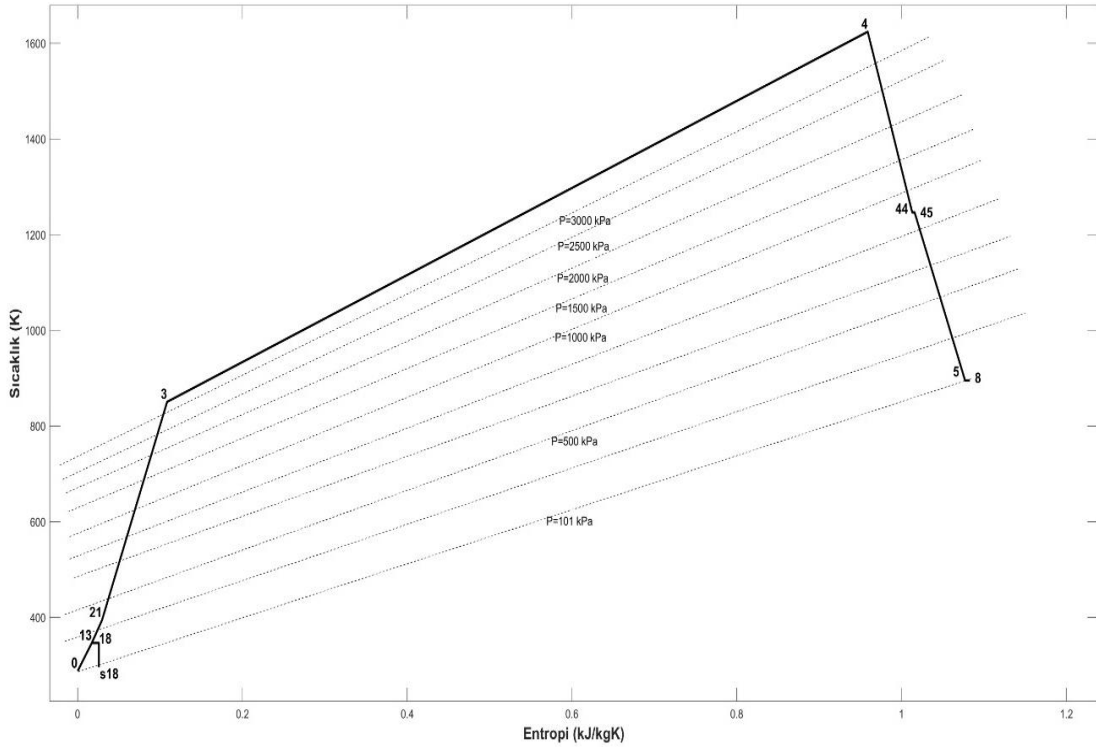


Şekil 4.10. Turbofan motorun bileşenlerinin entropi değerleri

Entropi değerleri fan ve egzoz komponentleri için sırasıyla 0,0291 kJ/kg.K ve 1,0830 kJ/kg.K'dir. En yüksek entropi değerine egzozda ulaşılırken, entropi üretimi en çok yanma odasında meydana gelmiştir. Şekil 4.11'de motor bileşenlerinde meydana gelen entropi üretimleri gösterilmiştir.

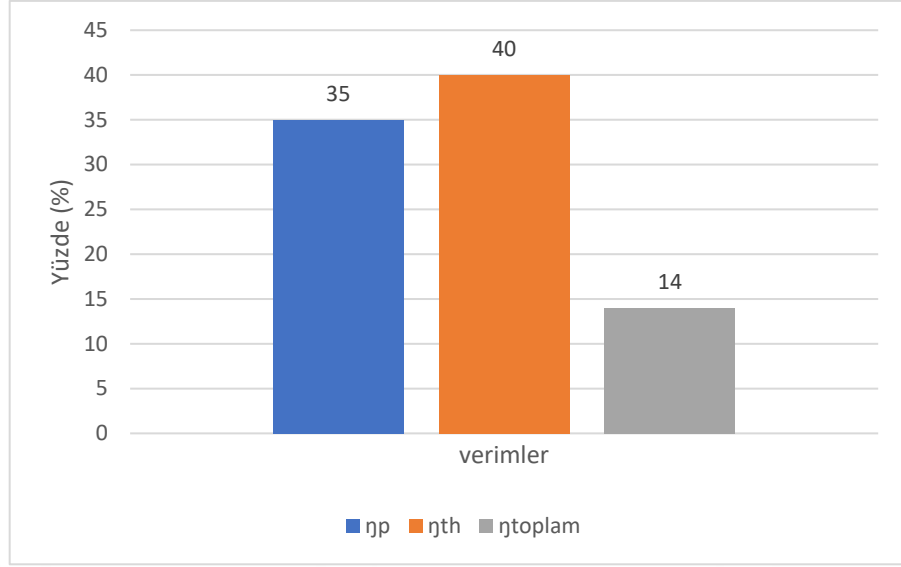


Şekil 4.11. Turbofan motor bileşenlerinde meydana gelen entropi üretimleri



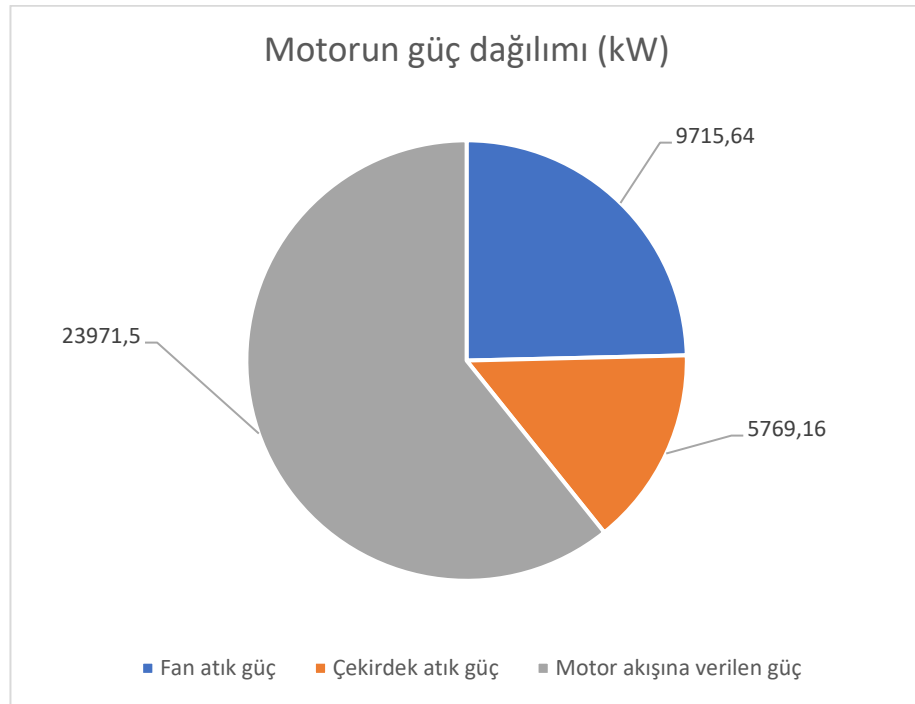
Şekil 4.12. CFM56-7B motorunun sıcaklık-entropi (T-s) diyagramı

Bir turbofan motorunun nasıl çalıştığını anlamak için gazların temel termodinamik parametrelerinin bilinmesi gerekir. Gazlar, gaz basıncı p , sıcaklık T , kütle ve hacim v dahil olmak üzere çeşitli özelliklere sahiptir. Gaz türbini çevrimlerini analiz etmek için sıklıkla T - s diyagramı kullanılır. Entropi tanımlarına göre, sisteme veya sistemden aktarılan ısı transferi, T - s eğrisinin altındaki alana eşittir. Şekil 4.13'te turbofan motora ait verim değerleri gösterilmiştir.



Şekil 4.13. Turbofan motorun itki, termal ve toplam verimi

Şekil 4.13'te turbofanın toplam verimi %14, itki ve ısı verimi sırasıyla %35 ve %40 olarak belirlenmiştir. Atmosfere yüksek düzeyde boşa giden enerji nedeniyle bu verim değerleri beklendiği gibi kojenerasyon gaz türbinli motorlara göre çok düşüktür. Şekil 4.14'te turbofan motorun güç dağılımı gösterilmiştir.

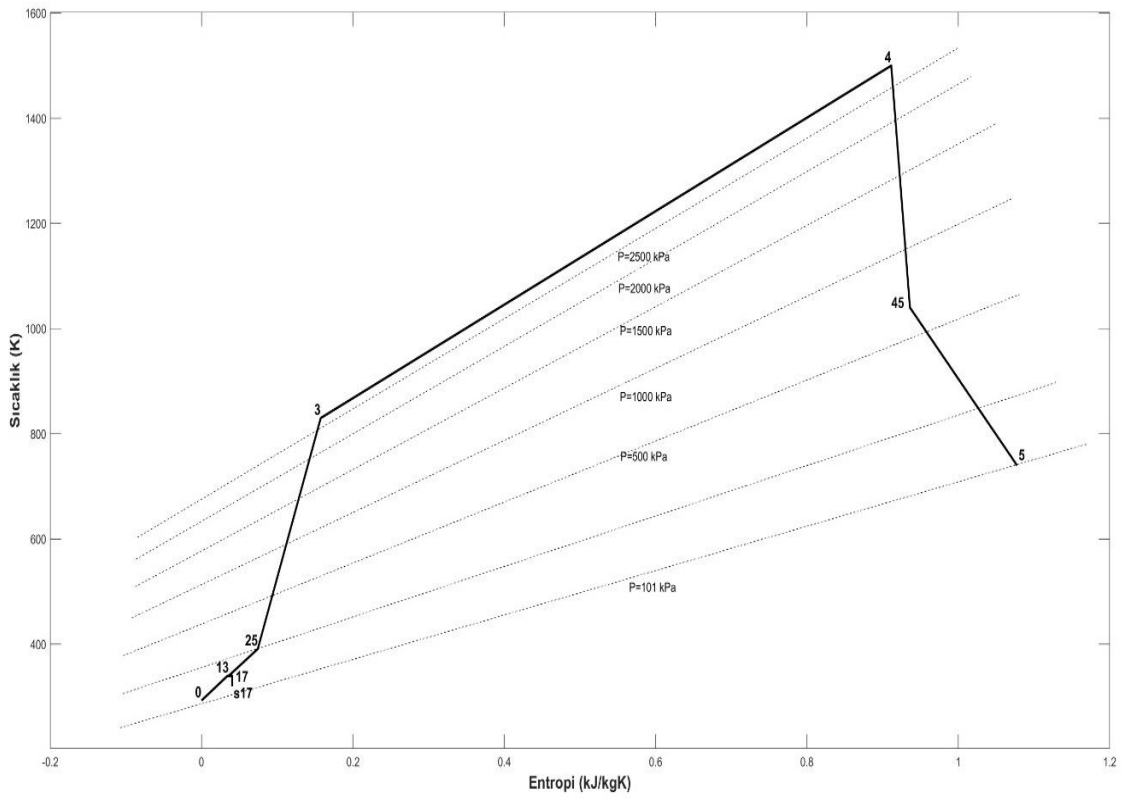


Şekil 4.14. Turbofan motorun güç dağılımı

Ölçülen motor verilerine ve ilgili güç denklemlerine göre fan ve çekirdek egzozu için atık güç ve turbofanın toplam hava akış gücü sırasıyla 9715.14 kW, 5769.16 kW ve 23971.5 kW olarak hesaplanmıştır.

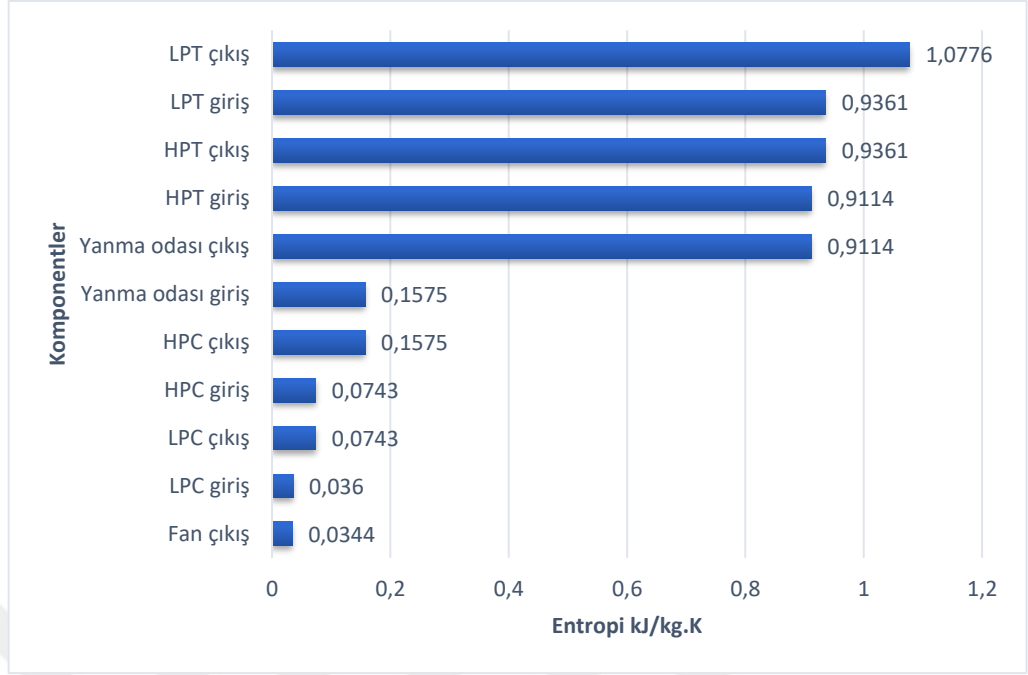
4.2.2.3. PW6000 turbofan motorunun entropi analizi uygulaması

PW6000 turbofan motorunun sıcaklık-entropi diyagramı Şekil 4.15'te gösterilmiştir.



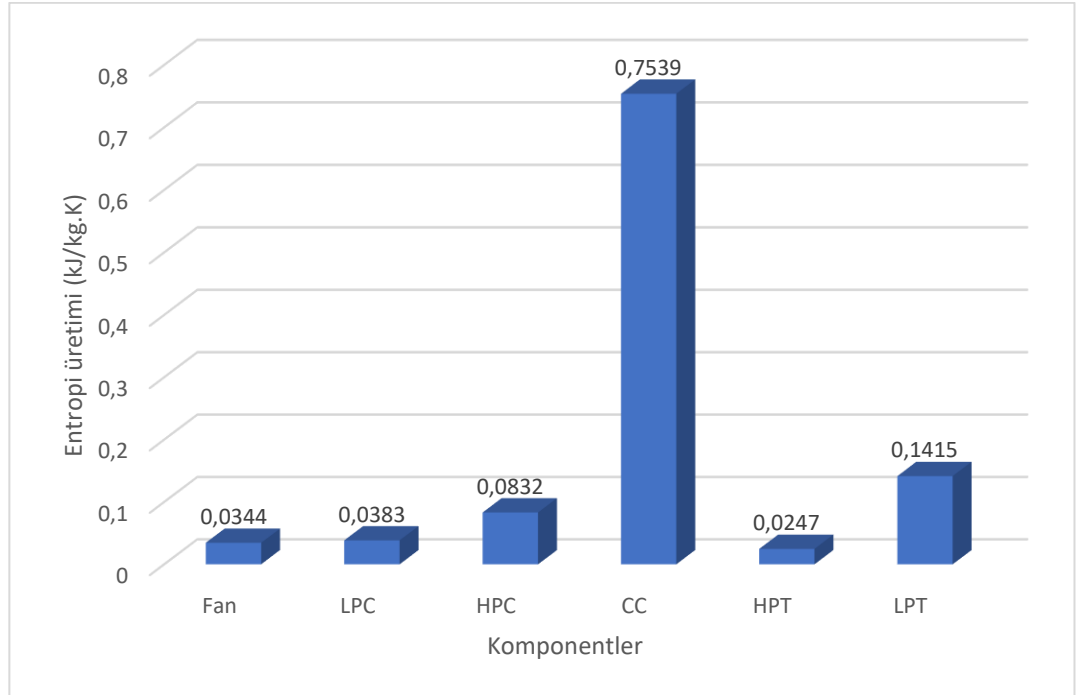
Şekil 4.15. PW6000 turbofan motorunun sıcaklık-entropi (T-s) diyagramı

Şekil 4.16'da her bir komponentin entropi değerlerini göstermektedir. Fan ve alçak basınç türbini çıkışı (LPT) için entropi değerleri sırasıyla, 0,0344 kJ/kg.K ve 1,0776 kJ/kg.K'dir. En yüksek entropi değerine alçak basınç türbininde ulaşılırken, entropi üretimi en çok yanma odasında meydana gelmiştir.



Şekil 4.16. PW6000 turbofan motorun noktasal entropi değerleri

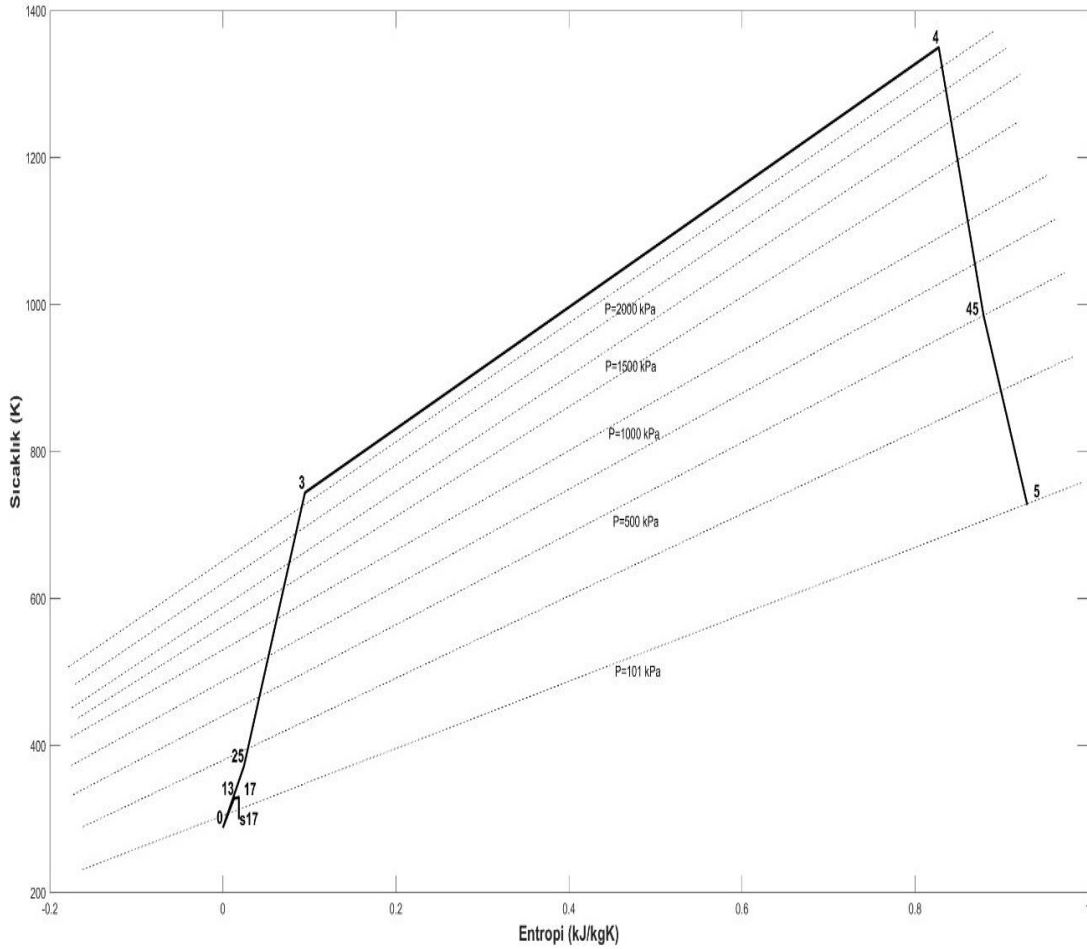
Turbofan motorun komponentlerinde meydana gelen entropi üretimi ise Şekil 4.17’de gösterilmiştir. Entropi üretimi maksimum değere yanma odasında 0,7539 kJ/kg.K değeri ile ulaşmaktadır.



Şekil 4.17. PW6000 turbofan motorunun bileşenlerinde meydana gelen entropi üretimi

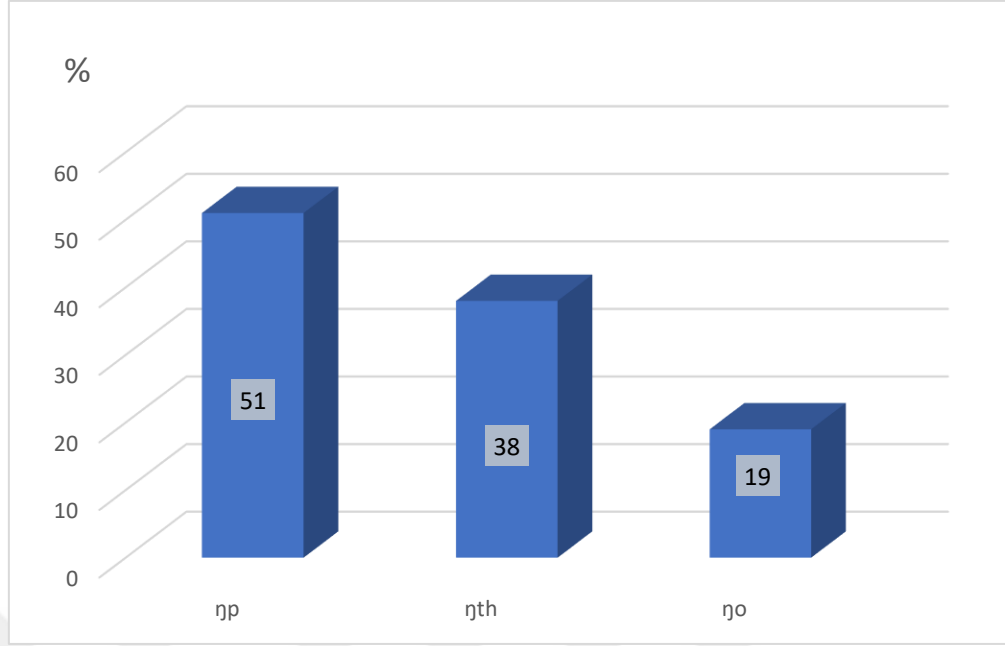
4.2.2.4. JT9D-3 turbofan motorunun entropi analizi uygulaması

JT9D-3 turbofan motorunun sıcaklık-entropi diyagramı Şekil 4.18’de gösterilmiştir. Fan, alçak basınç kompresörü, yüksek basınç kompresörü, yanma odası, yüksek basınç türbini ve alçak basınç türbini komponentleri için entropi değerleri sırasıyla, 0,0127 kJ/kg.K, 0,0244 kJ/kg.K, 0,0978 kJ/kg.K, 0,8304 kJ/kg.K, 0,8829 kJ/kg.K ve 0,9394 kJ/kg.K olarak hesaplanmıştır.



Şekil 4.18. JT9D-3 turbofan motorunun sıcaklık-entropi (T-s) diyagramı

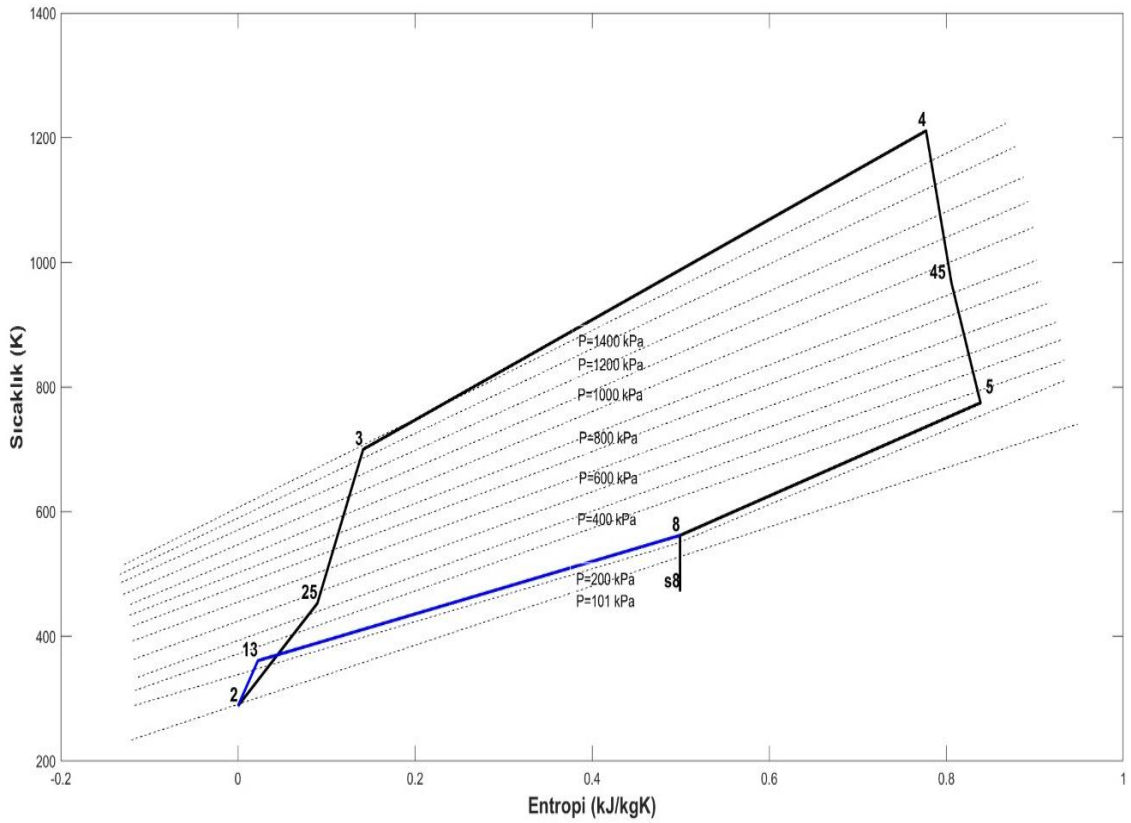
Turbofan motorun hesaplanan verim değerleri Şekil 4.19’da gösterilmiştir. İtke, ısı ve toplam verimleri sırasıyla, %51, %38 ve %19 olarak hesaplanmıştır.



Şekil 4.19. Turbofan motorun itki (η_p), ısııl (η_{th}) ve toplam verim (η_o) değerleri

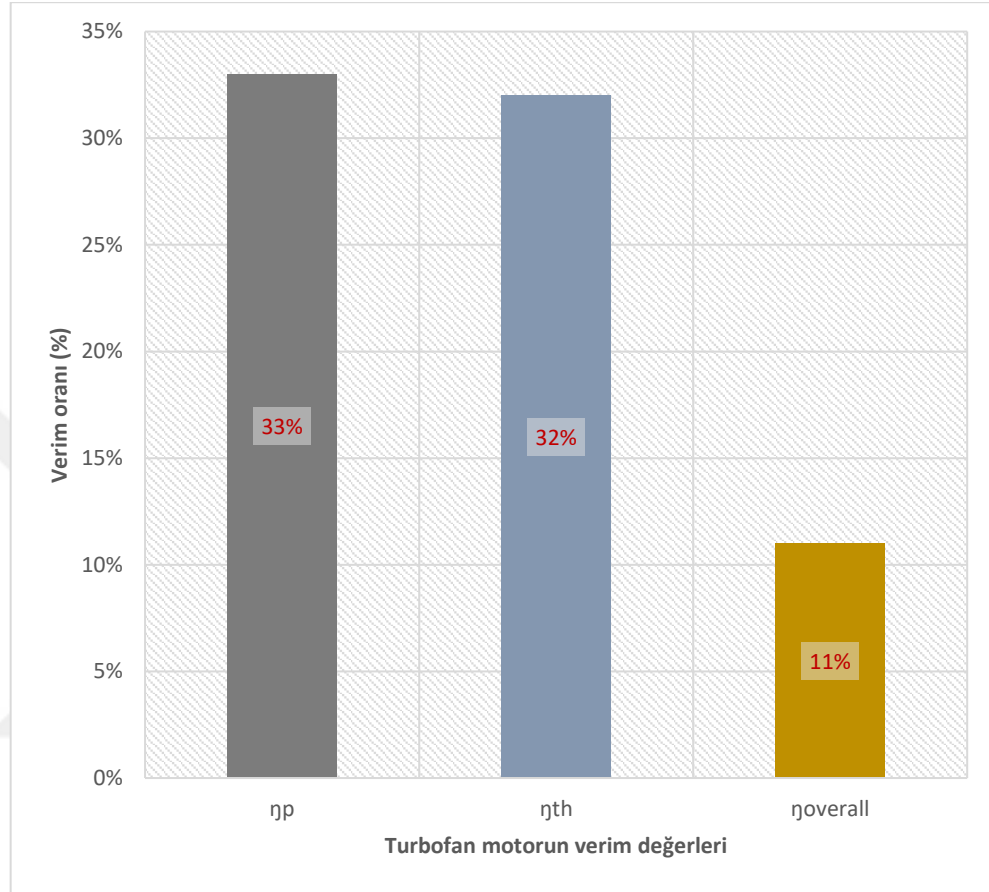
4.2.2.5. JT8D turbofan motorunun entropi analizi uygulaması

JT8D turbofan motorunun sıcaklık-entropi diyagramı Şekil 4.20’de gösterilmiştir.



Şekil 4.20. JT8D turbofan motorunun sıcaklık-entropi (T-s) diyagramı

Turbofan motorun verim oranları Şekil 4.21’de gösterilmiştir. İtki, ısı ve toplam verim sırasıyla, %33, %32 ve %11 olarak hesaplanmıştır.



Şekil 4.21. Turbofan motorun itki (η_p), ısı (η_{th}) ve toplam verim (η_o) değerleri

4.2.3. Ekserji Analizi

Termodinamiğin ikinci yasası, enerjinin niceliğinden çok niteliğini dikkate alır. Bu sayede düşük bileşen verimlerine yol açan tersinmezlik ve kayıp nedenleri belirlenir. Enerji analizi ile karşılaştırıldığında, ikinci yasaya dayanan ekserji analizi daha fazla avantaja sahiptir. Ekserji verimliliğinin tanımı yardımıyla verimsizlikler neden ve büyüklük açısından daha iyi anlaşılır. Genel bir kararlı durumda, iş ve ısı etkileşimleri, entropi üretimi, ekserji yıkımı ve birinci/ikinci yasa verimleri dört denge denklemi (kütle, enerji, entropi ve ekserji) uygulanarak bulunur. Yani, termodinamiğin ikinci yasasını hem kütlenin korunumu hem de enerjinin denge ilkesi ile birleştirmek, ekserji

analizinin yapılmasına izin verir (Hepbaşlı, 2008). Tersinmezliğin bir ölçüsü, aşağıda gösterilen ekserji yıkımı ile ifade edilir.

$$\dot{Ex}_{dest} = \sum (1 - \frac{T_0}{T_k}) \dot{Q}_k - \dot{W} + \sum_{in} \dot{Ex}_{in} - \sum_{out} \dot{Ex}_{out} \quad (4.24)$$

$\dot{Ex}_{dest}$ ekserji yıkım (tersinmezlik) oranını, T_0 irtifa ile değişen referans hali sıcaklığını, T_k k komponentinin sınır sıcaklığını, $\dot{Q}_k$ k bileşeninin çevreye çıkış ısı oranını, $\dot{W}$ iş oranını ve $\dot{Ex}$ giriş ve çıkış akışının ekserji oranını temsil eder. Termal sistemlerde manyetizma, yüzey gerilimi, nükleer ve elektrik etkileri dikkate alınmazsa, motordan geçen hava veya gaz akımının toplam ekserjisi fiziksel ekserji ($\dot{Ex}^{PH}$), kimyasal ekserji ($\dot{Ex}^{CH}$), potansiyel ekserjiden ($\dot{Ex}^{PT}$) ve kinetik ekserji ($\dot{Ex}^{KN}$)'den oluşur (Hepbaşlı, 2008).

$$\dot{Ex}_{dest} = \sum (1 - \frac{T_0}{T_k}) \dot{Q}_k - \dot{W} + \sum_{in} \dot{Ex}_{in} - \sum_{out} \dot{Ex}_{out} \quad (4.25)$$

Kinetik ve potansiyel ekserjiler nispeten küçük değerler olduğundan, genellikle hesaplamalarda ihmal edilirler. Özgül ısı kapasitesi değeri sabit olarak alınırsa, iş akışı için özgül fiziksel ekserji şu şekilde ifade edilebilir (Aygün ve Turan, 2020):

$$\varepsilon^{PH} = C_{p,a} (T - T_0 - T_0 \ln \frac{T}{T_0}) + R_a T_0 \ln \frac{P}{P_0} \quad (4.26)$$

Yakıt ekserji oranı, kimyasal ekserji formülü kullanılarak belirlenir.

$$Ex_f = \dot{m}_f \varepsilon_f \quad (4.27)$$

ε_f yakıtın özgül ekserjisini temsil eder. Bunu hesaplamak için birkaç yöntem var. Doğal gazın birim kütle üzerindeki özgül kimyasal ekserjileri ($\varepsilon_{ch,f}$) şu şekilde hesaplanabilir (Hepbaşlı, 2008):

$$\varepsilon_{ch,f} = \gamma_f \cong 1.0401 + 0.01728 \frac{y}{x} + 0.0432 \frac{z}{x} + 0.2196 \frac{\sigma}{x} (1 - 2.0628 \frac{y}{x}) \quad (4.28)$$

γ_f yakıt ekserji derecesi fonksiyonu olarak bilinir. Kerozen jet yakıtı için değeri 1,06789 olarak bulunmuştur. TRS18 jet motoru, yanma için kimyasal formül olan kerozen (Jet-A1) kullanır. Bu yakıtın alt ısı değeri 42.800 kJ/kg'dır.

TRS 18 motor için egzozdan ne kadar yanma gazlarının çıktığını görebilmek için her bir RPM değeri için gaz bileşenlerinin mol fraksiyonları aşağıdaki gibi belirlenmiştir. Havanın mol oranları literatürden bulunmuştur (Aydın vd. 2015). Yanma sonrası başlıca emisyon gazları CO₂, H₂O, N₂ ve O₂ olarak kabul edilir ve kütleleri aşağıdaki kimyasal denkleme göre hesaplanmıştır. TRS18 deneysel turbojet motor için, minimum ve maksimum yüklerde, yanma odasındaki hava yakıt oranı 111,84 ve 68,57'dir. Bu oran farklı yüklere göre değişir ve Tablo 4.1'de gösterilmiştir.

Tablo 4.1. Test hücresi deneylerinden motorun ölçülen ve hesaplanan parametreleri

RPM	İtki (N)	Kompresör basınç oranı	Yakıt akışı (kg/s)	Hava kütlesi akışı (kg/s)	Egzoz gaz hızı (m/s)	Hava/Yakıt oranı
25000	130,00	1,35	0,0076	0,85	153,23	111,84
27500	190,00	1,55	0,00826	0,97	199,27	117,43
30000	280,00	1,85	0,00962	1,2	236,85	124,74
32500	360,00	2,1	0,01118	1,36	270,28	121,65
35000	450,00	2,45	0,01237	1,52	297	122,88
37500	550,00	2,7	0,01436	1,75	315,11	121,87
40000	730,00	2,9	0,01887	2,12	349,45	112,35
42500	880,00	3	0,02316	2,3	386,11	99,31
45000	1080,00	3,14	0,02984	2,39	455,18	80,09
47500	1260,00	3,25	0,03660	2,51	508,74	68,58

$$C_{12}H_{23} + \xi_1 \begin{pmatrix} 0.7748N_2 + \\ 0.2059O_2 + \\ 0.0003CO_2 + \\ 0.019H_2O \end{pmatrix} \rightarrow \xi_2(CO_2) + \xi_3(H_2O) + \xi_4(O_2) + \xi_5(N_2) \quad (4.29)$$

burada ξ yanma sabitini gösterir. Her bir RPM değeri için, $\xi_1, \xi_2, \xi_3, \xi_4$ ve ξ_5 değerleri Tablo 4.2'de gösterilmiştir.

Tablo 4.2. Her RPM değeri için yanma denklemi katsayıları

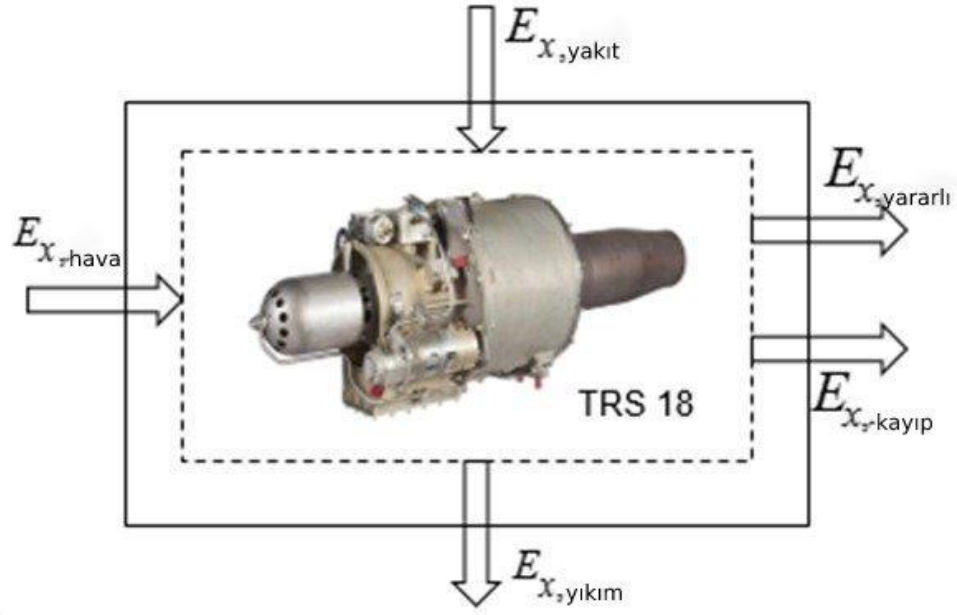
Motor RPM	ξ_1	ξ_2	ξ_3	ξ_4	ξ_5
25000	644,71	12,19	23,74	115	499,52
27500	679,93	12,2	24,36	121,63	524,48
30000	719,07	12,215	25,16	130,3	557,13
32500	701,26	12,21	24,82	126,64	543,33
35000	708,35	12,212	24,95	128,1	548,83
37500	702,52	12,21	23,84	127,4	544,32
40000	647,65	12,19	23,8	115,6	501,8
42500	572,48	12,17	22,37	100,1	443,55
45000	461,68	12,13	20,27	77,32	357,71
47500	395,33	12,11	19,01	63,64	306,26

Ekserjetik yaklaşıma dayalı sürdürülebilirlik parametreleri

Sürdürülebilirliğin bir tanımı, enerji kaynaklarının kabul edilebilir maliyet ve en düşük hasarla sağlanabilmesidir (Aydın, 2013). Fosil yakıtlı sistemlerin sürdürülebilirlik düzeyi de ekserjetik yaklaşımla araştırılabilir. TRS 18 için incelenen ekserjetik sürdürülebilirlik parametreleri çevresel etkinin boyutunu ve bileşenlerin sürdürülebilir gelişimini gösterebilir. Böylece benzer sistemlerin birbirleri ile karşılaştırma kolaylığı elde edilecektir.

TRS 18 için eksergo-sürdürülebilirlik değerlendirmesi yapılmadan önce, termodinamiğin birinci ve ikinci kanunu kullanılarak enerji ve ekserji analizi yapılmalıdır. Hesaplanan ekserjetik sonuçlar, TRS 18'in ekserjiye dayalı sürdürülebilirlik göstergelerini türetmek için kullanılacaktır. TRS 18'in ekserjiye dayalı sürdürülebilirlik yönlerini incelemek için birkaç varsayımda bulunmak gereklidir. Daha sonra, eksergo-sürdürülebilirlik göstergeleri türetilir. Bu varsayımlar aşağıdaki gibi ifade edilir:

- Ortam koşulları değişiklik gerçekleşmez.
- Her yük için 281 K sıcaklık ve 101,325 kPa basınç kabul edilmiştir.
- Her motor çalışması için bir sabit durum ve sabit akış koşulları elde edilir.
- Kullanılan ana yakıt, kimyasal formüle sahip $C_{12}H_{23}$ olan kerozendir.
- Yanma odasında tam yanma gerçekleşir.
- Kompresör ve türbin gibi döner elemanlardaki ısı kayıpları ihmal edilir, yani bunlar adyabatiktir.



Şekil 4.22. TRS 18 motor şemasında ekserji denge diyagramının gösterilmesi (Turan, 2017)

Test hücresinde bazı performans parametreleri ölçülürken bilinmeyen ancak gerekli parametreler tersine mühendislik ile hesaplanmıştır. Yani, ilgili termodinamik süreçlerin arkasındaki teori, deneylerle ortaya çıkarılabilir. Bu analiz aynı zamanda bazı bilinmeyen istasyon basınçlarını ve sıcaklıklarını ve ayrıca bileşenlerin politropik verimliliklerini hesaplamalarını sağlar. Ayrıca, her bir güç ayarının TRS18 ve bileşenlerinin ekserjetik performansı üzerindeki etkisi bu deneyler aracılığıyla araştırılabilir. Yukarıdaki varsayımlar dikkate alınarak TRS18 için genel ekserji dengesi denklemleri Şekil 4.22'de gösterilmiştir. Bu şekle göre TRS18'in ekserji dengesi şu şekilde ifade edilebilir (Aydın vd. 2014, Aydın, 2013):

$$\sum \dot{E}x_{giriş}^{TRS18} = \sum \dot{E}x_{çıkış}^{TRS18} + \sum \dot{E}x_{kayıp}^{TRS18} + \sum \dot{E}x_{yıkım}^{TRS18} \quad (4.30)$$

Aşağıdaki beş exergo-sürdürülebilirlik göstergesi verilmiştir ve bu motor için uyarlanmıştır.

- Ekserji verimi
- Atık ekserji oranı
- Ekserji yıkım faktörü
- Çevresel etki faktörü
- Ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi

Ekserji verimi (η_{ex}^{TRS18})

TRS18 için ekserji verimliliği, toplam faydalı ekserji çıktısının (itki gücü) toplam ekserji girdisine bölünmesiyle hesaplanabilir. Bu tanımdan, TRS 18'in ekserjetik verimliliği aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$\eta_{ex}^{TRS18} = \sum \dot{Ex}_{faydalı}^{TRS18} / \sum \dot{Ex}_{giren}^{TRS18} = (\tau \cdot V_{giriş}) / (Ex_{3f}) \quad (4.31)$$

burada τ ve $V_{giriş}$ sırasıyla motor itkisini ve havanın giriş hızını temsil ederken, Ex_{3f} yakıtın ekserji gücünü gösterir.

Atık ekserji oranı (r_{wex}^{TRS18})

Turbojet egzozundan çıkan gazlar iki kategoride değerlendirilir. Bunlar faydalı güç ve boşa harcanan güçtür. Ayrıca boşa harcanan güç, kullanılabilir ve kullanılamaz olarak ikiye ayrılabilir. Egzozdan çıkan gazlar tekrar değerlendirilemeyeceği için TRS18'de diğer turbojet motorlarında olduğu gibi kullanılabilir israf gücü yoktur. Toplam atık ekserjisi, toplam ekserji yıkımını ve toplam kaybı içerir. Toplam giriş ekserjisinden faydalı ekserjinin çıkarılmasıyla hesaplanabilir. Atık ekserji oranı, toplam atık ekserjisinin tüm giriş ekserjisine bölünmesiyle hesaplanabilir. Aşağıdaki gibi yazılabilir (Aydın vd. 2014, Aydın, 2013):

$$\begin{aligned} r_{wex}^{TRS18} &= (\sum \dot{Ex}_{loss}^{TRS18} + \sum \dot{Ex}_{dest}^{TRS18}) / \sum \dot{Ex}_{in}^{TRS18} \\ &= (\dot{Ex}_{exh} + \dot{Ex}_{dest}^{comp} + \dot{Ex}_{dest}^{cc} + \dot{Ex}_{dest}^{turb}) / (\dot{Ex}_{3f}) \end{aligned} \quad (4.32)$$

burada $\dot{Ex}_{exh}$, egzozdan çıkan atık gücü temsil ederken, $\dot{Ex}_{dest}^{comp}$, $\dot{Ex}_{dest}^{cc}$ ve $\dot{Ex}_{dest}^{turb}$ sırasıyla kompresör, yanma odası ve türbinin ekserji yıkımını ifade eder.

Ekserji yıkım faktörü (f_{exd}^{TRS18})

Ekserji yıkım faktörü, giriş ekserji birimi başına ne kadar ekserji yıkımının meydana geldiğini gösteren önemli bir indekstir. Yani bu parametre yüksek değerde kaldığı sürece motorun eksergo-sürdürülebilirliği düşük olacaktır. Ekserji yıkım faktörü, toplam ekserji yıkımının toplam ekserjiye bölünmesiyle hesaplanır. Aşağıdaki gibi kolayca formüle edilebilir (Aydın vd. 2014, Aydın, 2013):

$$f_{exd}^{TRS18} = \sum \dot{E}x_{dest}^{TRS18} / \sum \dot{E}x_{in}^{TRS18} \\ = (\dot{E}x_{dest}^{comp} + \dot{E}x_{dest}^{cc} + \dot{E}x_{dest}^{turb}) / (\dot{E}x_{3f}) \quad (4.33)$$

Çevresel etki faktörü (f_{eef}^{TRS18})

Motorun çevreye verdiği zararın boyutu çevresel etki faktörü ile ölçülebilir. Bu hasarın ana nedeni, kullanılamayan atık ekserji çıktısının yanı sıra bileşenlerin ekserji tahribatıdır. 0 ile ∞ arasında değişen çevresel etki faktörü aşağıdaki şekilde uyarlanabilir :

$$f_{eef}^{TRS18} = r_{wex}^{TRS18} / \eta_{ex}^{TRS18} \quad (4.34)$$

Yeniden düzenlendikten sonra aşağıdaki gibi ifade edilir.

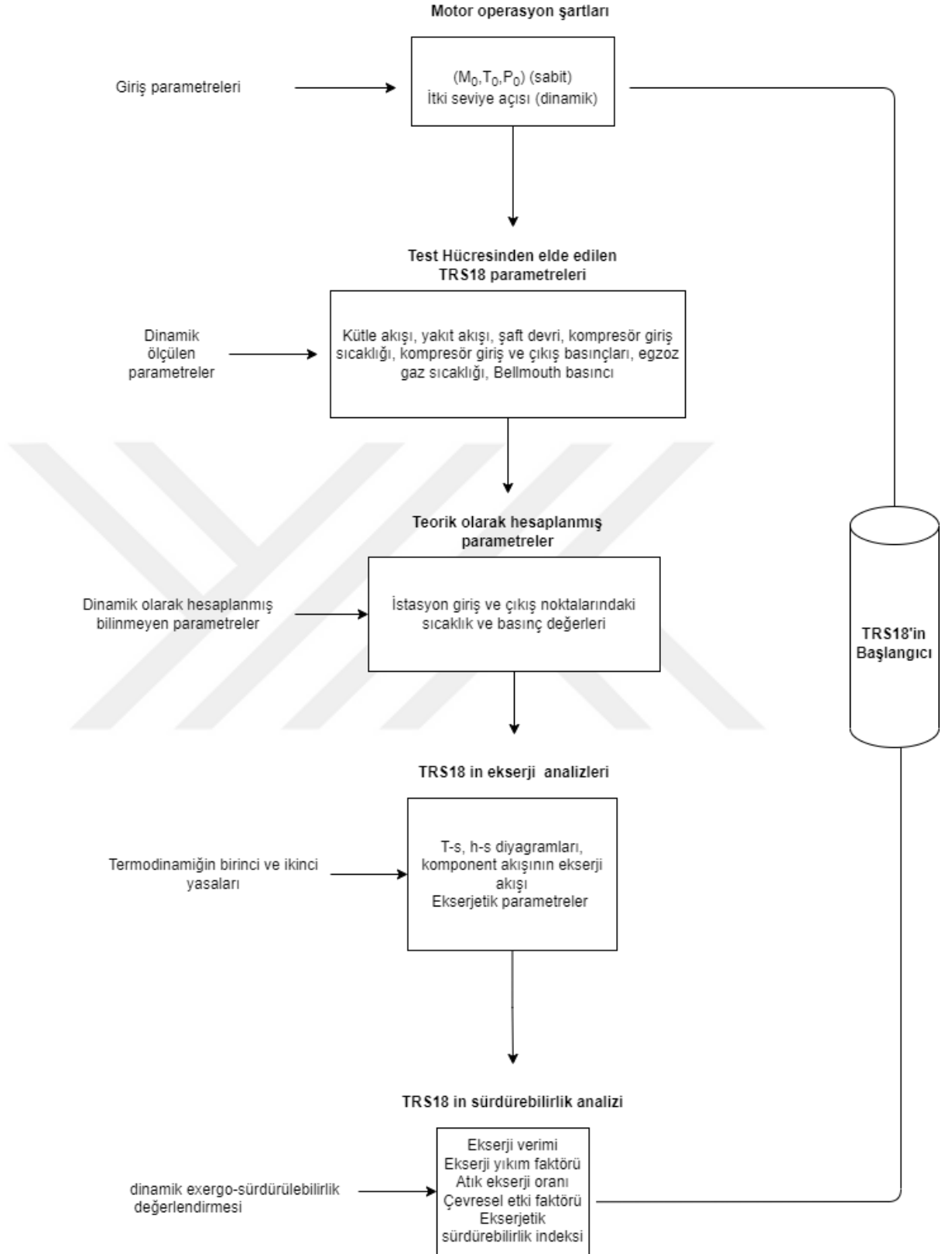
$$= ((\sum \dot{E}x_{loss}^{TRS18} + \sum \dot{E}x_{dest}^{TRS18}) / \sum \dot{E}x_{useful}^{TRS18}) \quad (4.35)$$

Ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi (Θ_{esi}^{TRS18})

Ekserjetik sürdürülebilirlik parametresi, TRS18'in doğrudan ekserjiye dayalı sürdürülebilirliğini gösterir. Bu nedenle büyük önem taşımaktadır. Ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi, çevresel etki faktörünün karşılığı alınarak belirlenebilir. Yani 1'in çevresel etki faktörüne oranıdır. Bu parametre 0 ile 1 arasında bir değer alır ve bazı düzenlemeler yapıldıktan sonra şu şekilde ifade edilebilir:

$$\Theta_{esi}^{TRS18} = 1 / f_{eef}^{TRS18} \\ = (\sum \dot{E}x_{useful}^{TRS18} / (\sum \dot{E}x_{loss}^{TRS18} + \sum \dot{E}x_{dest}^{TRS18})) \quad (4.36)$$

TRS18 eksergo-sürdürülebilirlik değerlendirmesi için iş akışı adımları Şekil 4.23'te verilmiştir.



Şekil 4.23. TRS18 eksergo-sürdürülebilirlik değerlendirmesi için iş akışı adımları.

4.2.3.1. TRS18 Turbojet motorunun ekserji analizi uygulaması

Tez kapsamında, test hücresinden elde edilen deneysel verileri kullanarak küçük ölçekli turbojet motor TRS 18'in eksergo-sürdürülebilirliğini araştırılmıştır. Ekserjetik terimlerin hesaplanmasında gerekli olan bazı bilinmeyen parametreler parametrik çevrim denklemleri ile elde edilmiştir. Yani kompresör giriş ve çıkış basınçları ile kompresör giriş ve egzoz gazı sıcaklıkları dışında her bir RPM değeri için TRS 18 motoru için diğer istasyon termodinamik değerleri, çalışma hızları ve ekserji oranları hesaplanmıştır. İş hızlarının ve enerji hızlarının hesaplanması için gerekli olan enerji değerlendirmesi yardımı ile istasyonların termodinamik özellikleri belirlenir. TRS 18 motorunu daha derinlemesine değerlendirmek ve motora verimli ve optimal RPM değerleri atamak için farklı RPM değerleri belirlendi. TRS 18'in her bir RPM durumu için termodinamiğin birinci ve ikinci yasaları uygulanmıştır. Elde edilen bulgular, eksergo-sürdürülebilirlik göstergelerinin hesaplanmasında kullanılmıştır. Belirli bir RPM'nin her biri için ekserji analizi yapıldı. TRS 18'in eksergo-sürdürülebilirlik performansının şaft gücüne göre değişimi, ekserjiye dayalı beş sürdürülebilirlik göstergesi aracılığıyla değerlendirilir. Bunlar ekserji verimliliği, atık ekserji oranı, ekserji yıkım faktörü, çevresel etki faktörü, ekserjetik sürdürülebilirlik indeksidir.

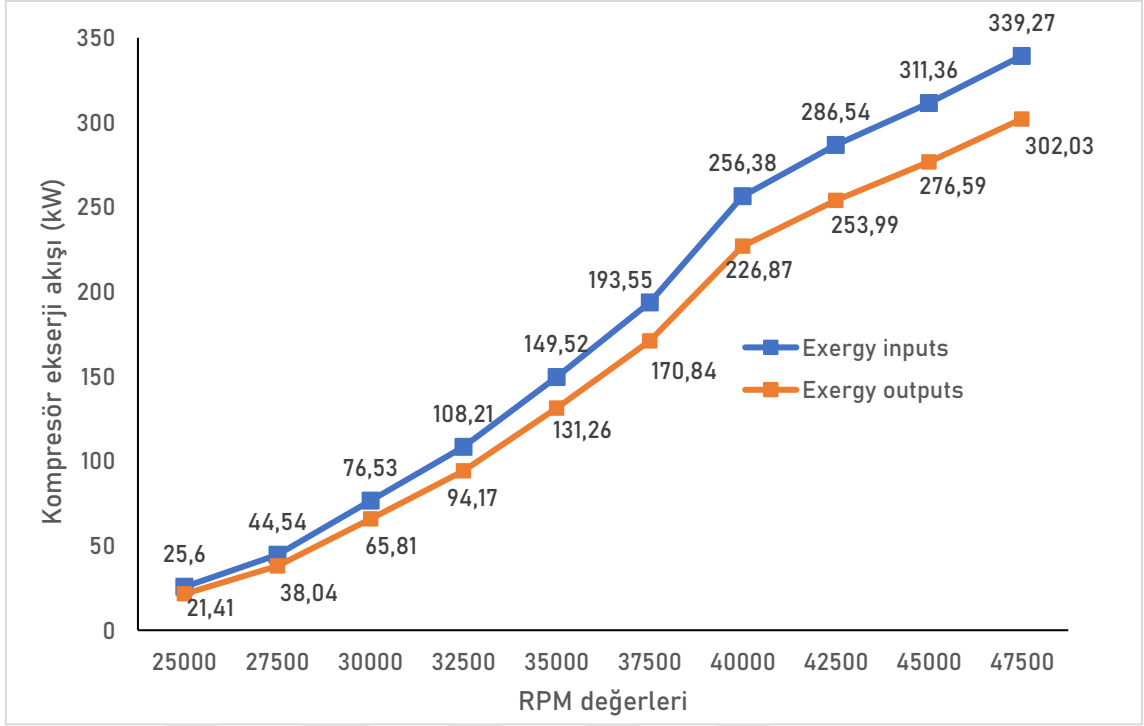
Şekil 4.24-4.26 sırasıyla kompresör, yanma odası ve türbindeki ekserji giriş ve çıkış değerlerinin RPM değerinin bir fonksiyonu olarak değişimini gösterir. Ekserjetik hesaplamalara bağlı olarak motor RPM değerlerinin dinamik ve lineer olmayan koşullarda hangi koşullarda adreslenmesi amacıyla TRS 18 motor daha iyi exergo sürdürülebilirliği için daha fazla gelişme gösterir. Böylece farklı devirlerde elde edilen sonuçlar birbiriyle karşılaştırılmıştır.

Ekserji girdi-çıkış değerleri arasındaki fark, ekserji yıkımı olarak tanımlanır. Ekserji yıkımı, bileşenlerde ne kadar verimsizlik ortaya çıktığı anlamına gelir. Ekserji denge denklemleri kullanılarak bu parametreler belirlenir. Tablo 4.3'te gösterilen ekserji yıkım değerleri ana bileşenlerde hesaplanmıştır. Tablo 4.3'ten de anlaşılacağı gibi, RPM yükseldikçe ekserji yıkım değeri artmakta ve 47500 RPM değerinde 722,54 kW ile en yüksek ekserji yıkımına sahip olan yanma odasıdır. Bulgular yükselen RPM değerine göre verilmiştir. On farklı şaft hızı için bulunan sonuçlar yaklaşık 214 kW, 230 kW, 258 kW, 294 kW, 315 kW, 358 kW, 459 kW, 538 kW, 649 kW ve 722 kW şeklindedir. 37500 RPM'den sonra ekserji yıkımında dik artışlar yaşanır. Yanma odası için bu artışın

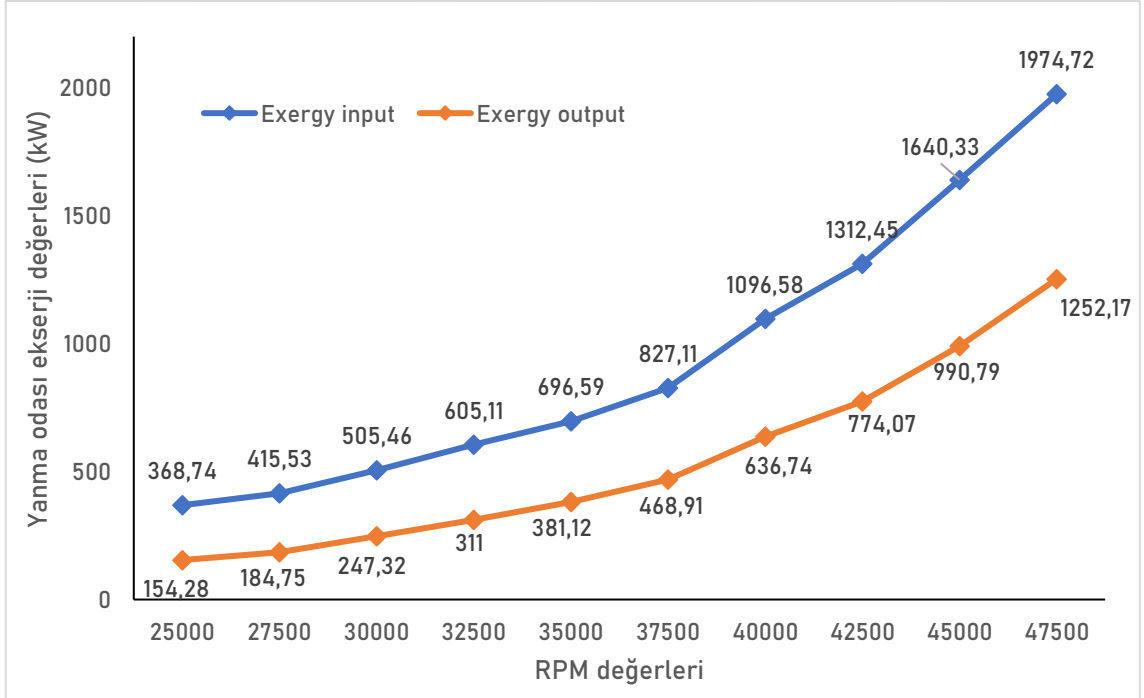
nedeni yakıt akışındaki ve türbin giriş sıcaklığındaki artışa bağlanabilir. Bu işlem kompresör için de aynıdır. Yani kompresöre gelen havanın sıcaklığı yükseldikçe kompresörün ekserji yıkım hızı daha yüksek olacaktır. Öte yandan, türbin bileşeni yüksek RPM'de büyük ısı kayıplarının etkisine maruz kalır, bu nedenle kayıpların artması, daha yüksek ekserji yıkımı olarak yansıtılır. İlk bakışta RPM'nin yükselmesi, motorun çevresel etki açısından en düşük ekserji performansına sahip olduğu anlamına gelebilir, ancak aslında bu yorumları yapabilmek için diğer sürdürülebilirlik parametrelerinin dikkate alınması gerekir.

Tablo 4.3. RPM değerlerine karşı ekserji yıkım oranları

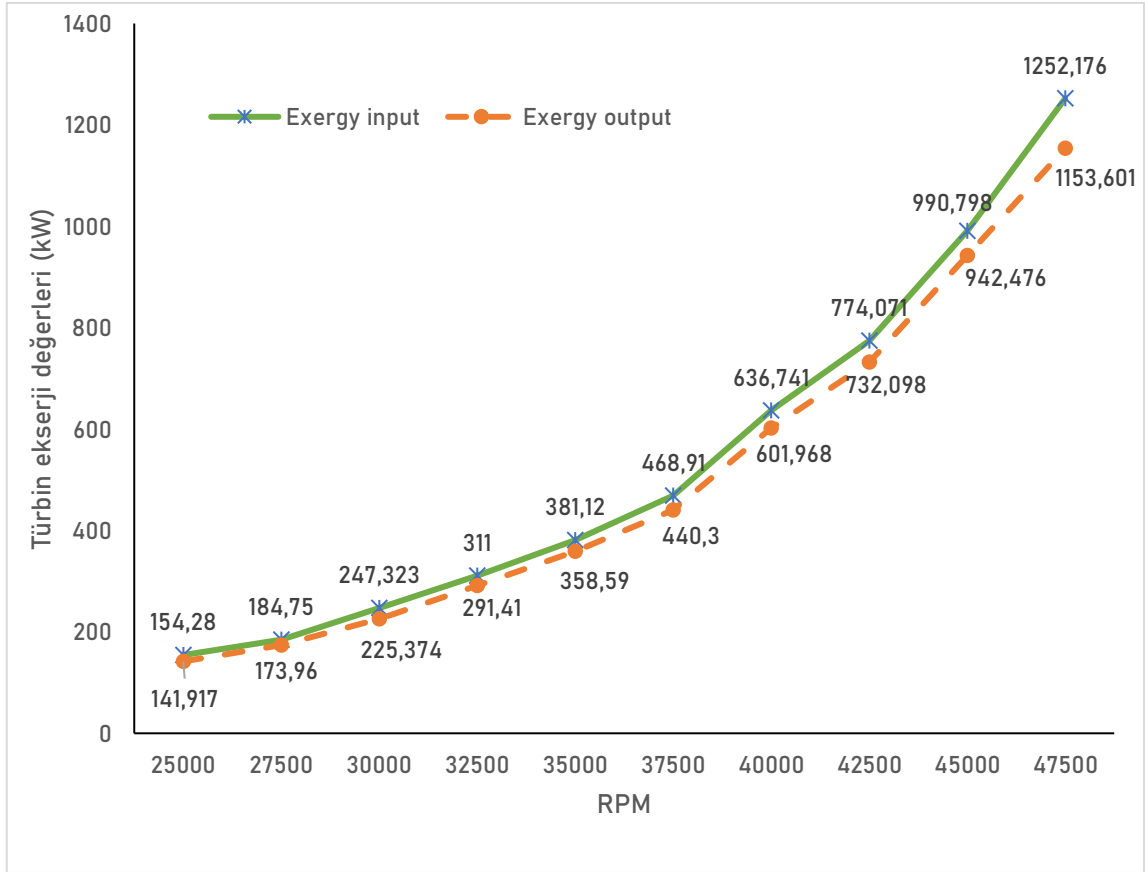
Motor RPM	Kompresör (kW)	Yanma odası (kW)	Türbin (kW)
25000	4,19	214,46	12,36
27500	6,5	230,78	10,79
30000	10,71	258,13	21,97
32500	14,04	294,11	19,59
35000	18,25	315,47	22,23
37500	22,70	358,2	28,61
40000	29,5	459,84	34,77
42500	32,54	538,38	41,97
45000	34,77	649,53	47,97
47500	37,23	722,54	98,57



Şekil 4.24. RPM'ye karşı kompresör ekserji giriş-çıkış değerlerinin varyasyonları



Şekil 4.25. RPM'ye karşı yanma odası ekserji giriş-çıkış değerlerinin varyasyonları

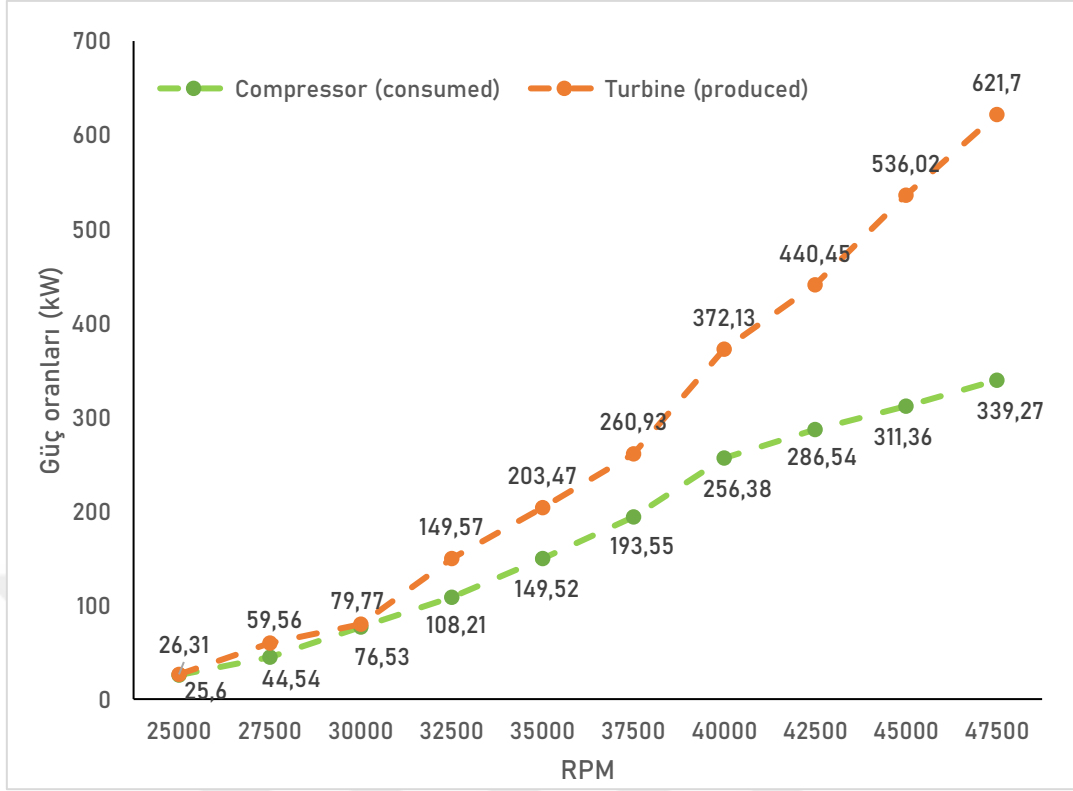


Şekil 4.26. Türbin ekserji giriş-çıkış değerlerinin RPM'ye karşı varyasyonları

Şekil 4.24-4.26'da sırasıyla kompresör, yanma odası ve türbinin ekserji giriş-çıkış değerleri gösterilmektedir. Ekserji oranlarının yükselme eğilimleri, her bileşen için farklı eğri özelliklerine sahiptir. Yakıt ekserjisinden dolayı maksimum ekserji girdi-çıkış oranları yanma odasına aittir. Gaz akımının yüksek termodinamik özelliklerinden dolayı türbinin ekserji hızlarını takip eder. Kompresörde, hava akımı ortam havasına göre nispeten küçük farklılıklar gösterir, bu nedenle kompresörün ekserji hızları diğer bileşenlere göre en düşük değere sahiptir. Ayrıca kompresörün ekserji hızındaki artış 40000 RPM'de bozulur. Yanma odası ve türbinin artış eğrisi, tüm RPM'ler sırasında üstel fonksiyon modelini gösterir. 47500 RPM'de kompresör, yanma odası ve türbinin ekserji giriş değerleri sırasıyla 339 kW 1974 kW ve 1252 kW, bu bileşenlerin ekserji çıkış değerleri ise sırasıyla 302 kW 1252 kW 1153 kW'tır. Görüldüğü gibi bu rakamlar, girdi ekserji değerleri çıktı olanlardan daha büyüktür. Ekserji açısından tüm ekserji çıktılarının değerinin düşük olması TRS 18 için anlamlı hale gelmektedir çünkü turbojetler çevrede ekserji yıkımı veya kaybı oluşturma eğilimindedir. Küçük ölçekli

turbojet motorlar, diğer gaz türbinleri gibi egzozdan yanmış gazlar çıkarır. Enerjisi yüksek olan bu gazların büyük bir kısmı itme gücü, kalan kısmı ise boşa harcanan güç olarak kabul edilir. Egzoz gazlarının tekrar kullanım alternatifi olmadığı için tüm RPM değerleri için geri kazanılabilir ekserji oranı da sıfırdır. Termodinamiğin ikinci yasası göz önüne alındığında, yüksek potansiyelli ürünler (boşa harcanan güç) çevreye iletildiğinden ve çevreye zarar verdiğinden, söz konusu atık emisyonlarının azaltılması ayrıntılı olarak analiz edilmelidir.

Şekil 4.27, türbinde üretilen ve kompresörde tüketilen güçlerini ifade etmektedir. Minimum RPM (25000 RPM) değerindeki güçler kompresör ve türbin üniteleri için sırasıyla 25,6 kW ve 26,31 kW olarak belirlenirken, bu bileşenlere karşılık gelen güçler kompresör için 339,27 kW ve türbin için 621,7 kW'tır. Şekil 4.27'de görüldüğü gibi bu bileşenlerin güçleri arasındaki fark RPM değeri arttıkça artmaktadır. Bu fark minimum devirde 0,71 kW iken maksimum devirde 282,43 kW civarına ulaşıyor. Bu durumun bir nedeni sıcaklık, havanın basıncı ve yanma gazları gibi termodinamik özelliklerin minimum RPM'de düşük değerde kalmasıdır. Bu sonuçlar, RPM maksimum yüke ulaştıkça artar. Yani shaft hızının artmasıyla yanma odasından ısı çıkışı ve buna bağlı olarak gaz hızı artar, dolayısıyla iş hızları maksimum değere yaklaşır. Santrifüj kompresöre gelen hava ortam şartlarında olduğundan ekserji oranları tüm devir için sıfır kabul edilmiştir. Kompresör ve yanma odası vasıtasıyla sıcaklık ve basınç değerlerinin yükselmesi nedeniyle hava akımları yüksek enerjiye sahiptir. Türbinden çıkan yanma gazlarının enerji hızının bir kısmı kompresör işini karşılamak için makaraya veya mile iletilir. Geri kalan enerji, itme veya kayıp olarak atmosfere atılır. Bilindiği gibi bileşenlerin ekserji hızları enerji oranından daha düşük değerdedir. Bu durum, işlem sırasında bileşenlerdeki tersinmezliklerin yüksek olduğunu gösterir.

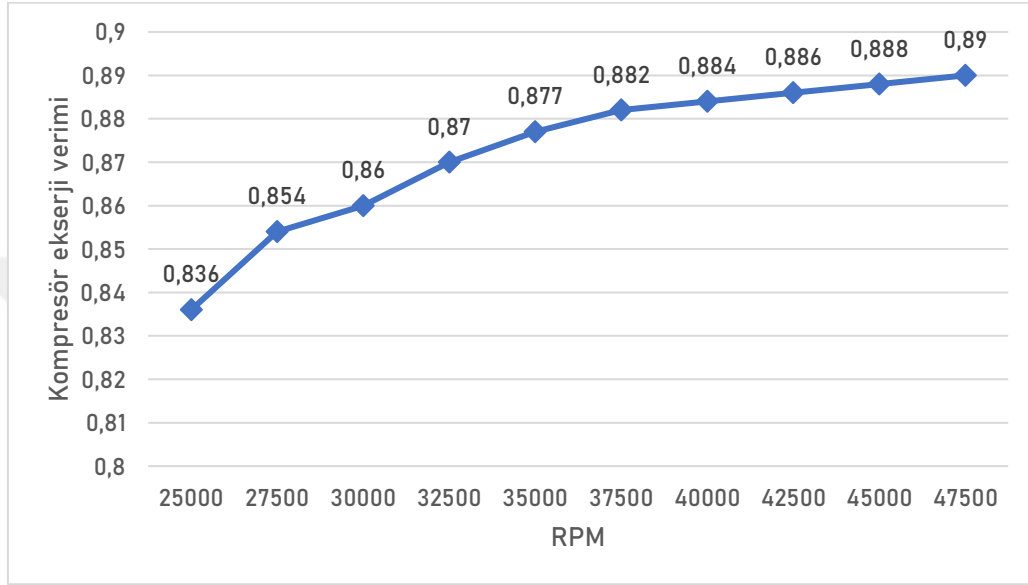


Şekil 4.27. RPM değişiminin kompresör ve türbin güç oranları üzerine etkisi

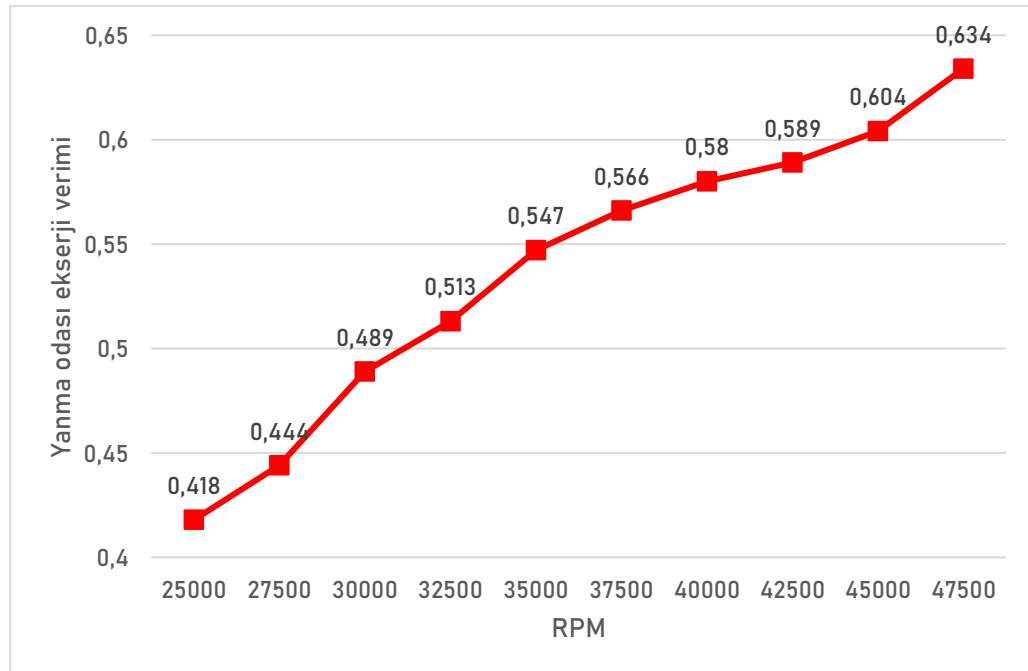
Termodinamiğin birinci ve ikinci yasaları göz önüne alındığında, şaft hızının artması kompresör basınç oranı ve türbin giriş sıcaklığındaki değişimden dolayı daha yüksek ekserji verimine yol açar. Minimum RPM'den maksimum RPM'ye, ana bileşenlerin ekserji verimliliğinin değeri, doğrusal olmayan artışı deneyimler. Ekserji verimliliğinde kompresör, yanma odası ve türbinin artan trendi birbirinden farklıdır. Yukarıda bahsedildiği gibi, bu veriler kullanılarak bileşenlerin ekserji verimliliği ile RPM değerleri arasındaki ilişki ortaya çıkarılabilir.

Ekserji verimliliği değerlerinin RPM'ye karşı değişiklikleri, Şekil 4.28-4.30'da gösterilmiştir. Başlangıç mil hızlarında ekserji yıkım hızı düşük bir değer olmasına rağmen, bileşenlerin ekserji verimliliği maksimum RPM'de yüksek değerlere ulaşmaktadır. Şekil 4.29'da görüldüğü gibi, yanma odası, 0,41 ve 0,61 aralığında olmak üzere nispeten en düşük ekserji verimliliğine sahiptir. Bunu 0,83 ile 0,89 arasında değişen kompresörün ekserji verimi takip etmektedir. Türbin ekserji veriminde ise 0,91 ile 0,96 arasında değişen maksimum ekserji verim değeri bu bileşene aittir. Aydın vd. (2018) makalesinde maksimum güçte kompresör, yanma odası ve türbinin ekserji verim

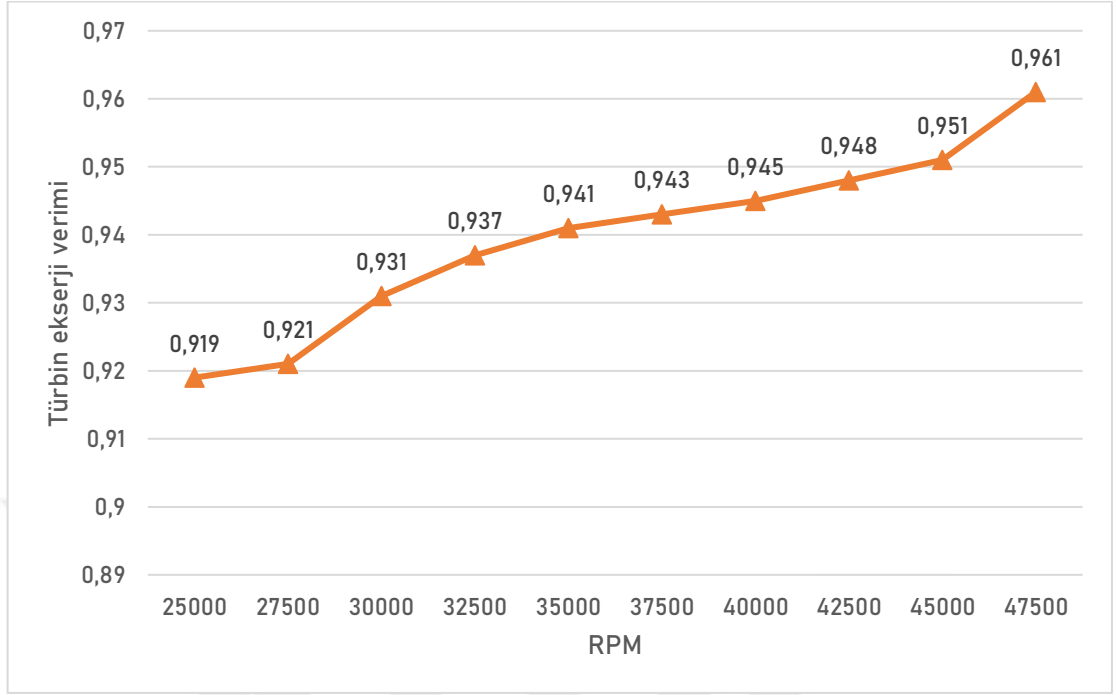
büyüklikleri sırasıyla 0,91, 0,60 ve 0,77 olarak hesaplanmıştır. Bu çalışmada ekserji verimleri kompresör için 0,89, yanma odası için 0,63 ve türbin için 0,96 olarak hesaplanmıştır. Aynı motor için sonuç farklılıklarının nedeni, ölçümün hassasiyetine ve dolayısıyla hesaplama sapmalarına bağlanabilir.



Şekil 4.28. TRS 18 kompresörünün RPM'ye karşı ekserji verimliliğindeki değişim

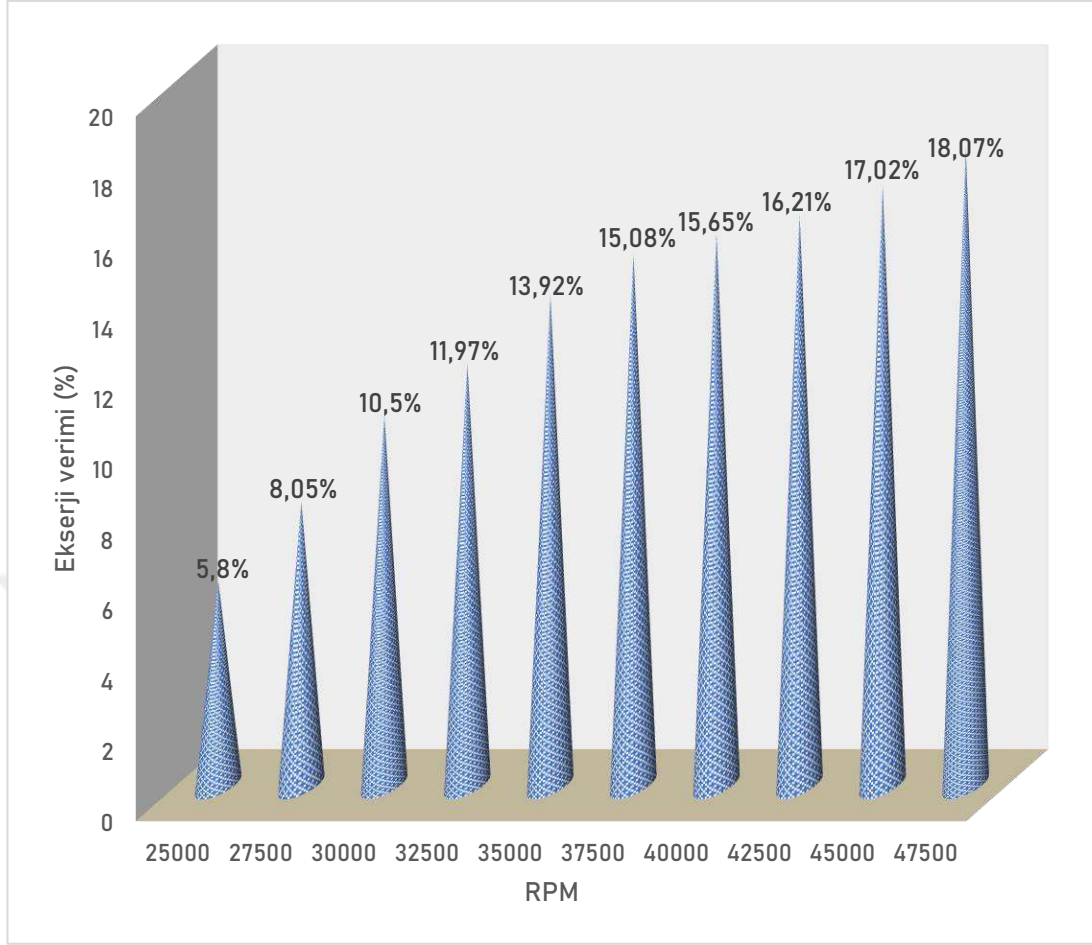


Şekil 4.29. TRS 18'in yanma odasının RPM'ye karşı ekserji verimliliğindeki değişim



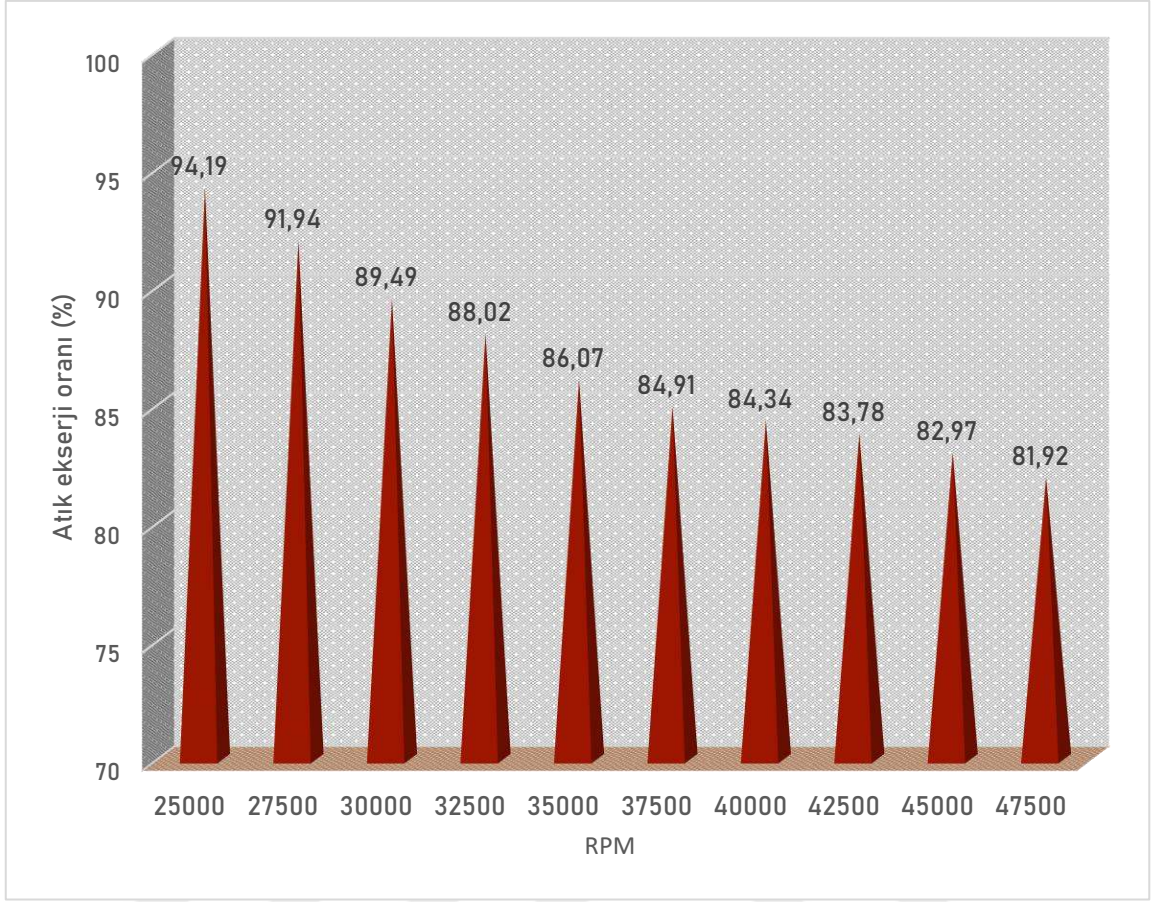
Şekil 4.30. TRS 18 türbininin RPM'ye karşı ekserji verimliliğindeki artış

Şekil 4.31, TRS 18 motorunun şaft gücüne dayalı olarak RPM'nin bir fonksiyonu olarak ekserji verimliliğindeki değişiklikleri göstermektedir. Motorun eksergo-sürdürülebilirliği için en önemli parametrelerden biri olan ekserji verimliliği, temel olarak ekserji girdisi ve elde edilen çıktı ile ilişkilendirilebilir. Ayrıca ekserji verimliliği de RPM değerinden ve dolayısıyla bir diğer önemli değişken olan şaft gücünden etkilenmektedir. Öte yandan, TRS 18 bileşenlerinin giriş-çıkış ekserjetik değerlerinin, çeşitli RPM değerlerinde ekserji verimini oldukça etkilediği fark edilebilir. Motor düşük devir değerlerinde çalıştığında bu ekserji veriminin düşmesine neden olur. Aksine, şaft gücünün artması ekserji verimliliğini artırır. Sonuçlar, tüm çalışma aralıklarında ekserji verimliliğinin %5,8 ile %18,07 arasında değiştiğini göstermektedir. Şekil 4.31'de görülebileceği gibi, ekserji verimliliği 25000 RPM ile 37500 RPM arasında %5,8'den %15,08'e keskin bir şekilde artar. Bu noktadan sonra bu iyileşme nispeten düşük seviyede kalmaktadır. Maksimum 47500 RPM'de TRS 18'in ekserji verimliliği %18,07 ile en yüksek değer iken, 25000 RPM'de % 5,8 ile minimum değere yaklaşmaktadır. Bu parametre diğer sürdürülebilirlik parametreleri ile ilişkilendirildiği için her durum için yüksek ekserji verimliliği hedeflenmektedir.



Şekil 4.31. TRS 18 motorunun ekserji verimliliğindeki RPM'ye göre değişim

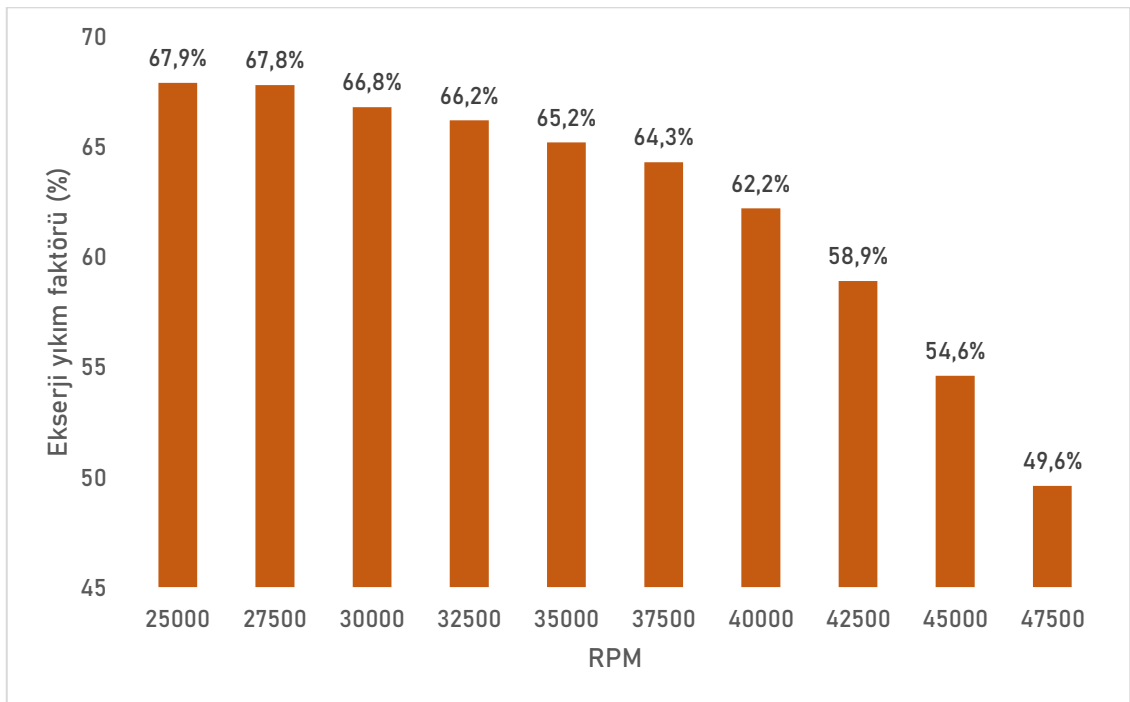
Şekil 4.32, itkinin bir fonksiyonu olarak atık ekserji oranındaki değişiklikleri ve dolayısıyla on farklı RPM'yi göstermektedir. Açıkça bu rakamdan, RPM yükseldikçe atık ekserji oranı azalır. Bu durum, maksimum güce yakın olan RPM'ler için daha iyi sonuçlar sağlar. Aynı şekilde atık ekserji oranının 25000 RPM ile 47500 RPM arasında %81,92 ile %94,19 arasında olduğu belirlenmiştir. Motorun 37500-47500 RPM aralığında çalıştırılmasının atık ekserji oranını nispeten yüksek oranlarda etkilemediği Şekil 4.32'den çıkarılabilir. Bu RPM değerlerinde TRS 18'in atık ekserji oranının %84,91 ile %81,92 arasında değiştiği kolaylıkla fark edilebilir. Motor operasyonlarında minimum atık ekserji oranını veren optimum RPM değeri belirlenmelidir.



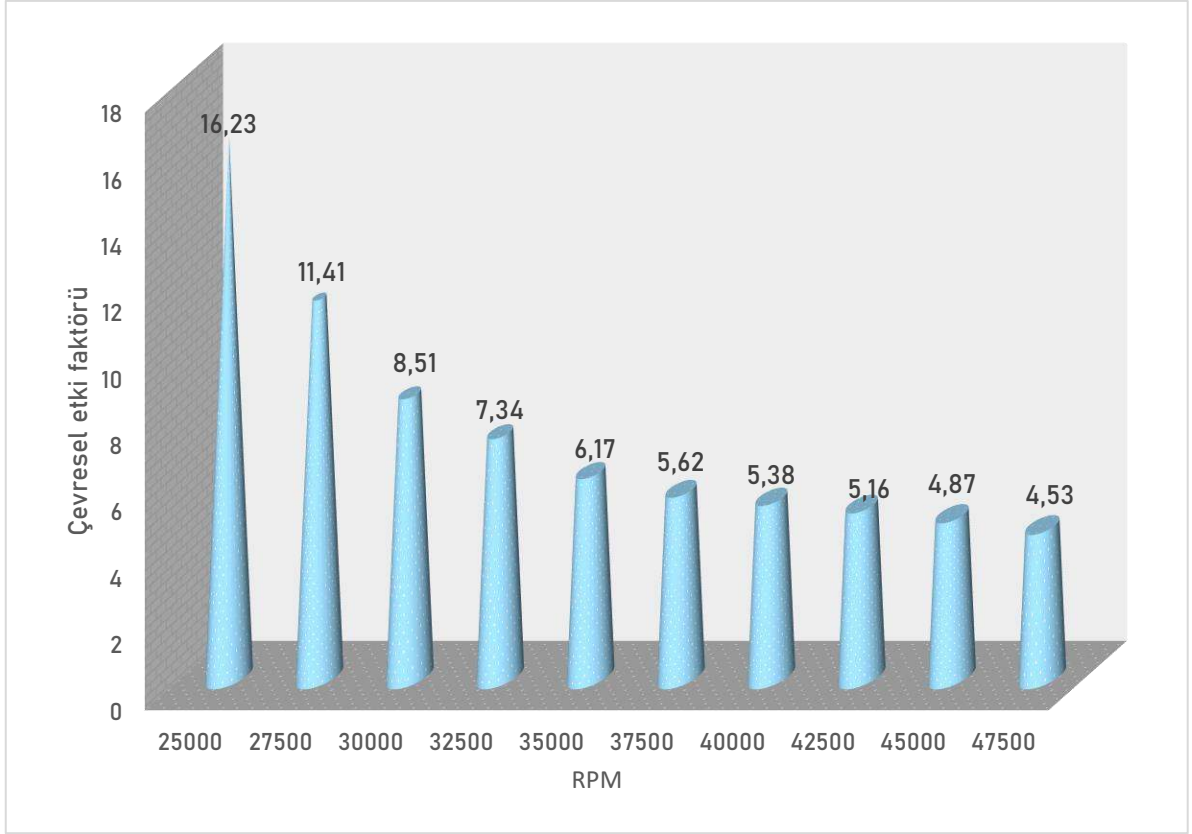
Şekil 4.32. TRS 18'in RPM'ye karşı atık ekserji oranının değişimi

Şekil 4.33-4.34, sırasıyla farklı RPM değerlerinde ekserji yıkım oranını ve çevresel etki faktörünü göstermektedir. TRS 18 motorunun ekserji tahribat oranı ve çevresel etki faktörünün eksergo-sürdürülebilirliği üzerindeki etkileri dikkate alınmalıdır. RPM değeri arttığında, bu çizimlerde gösterildiği gibi çevresel etki faktörü ve ekserji yıkım oranı azalmaktadır. Bu nedenle, motor maksimum RPM'lere yakın çalıştırılabilirse, ekserji yıkım oranı ve çevresel etki faktörünün etkileri azaltılmış olacaktır. Ekserji yıkım oranının %49,6 ile %69,7 aralığında olduğu tespit edilmiştir. 25000 RPM ile 47500 RPM arasında, ekserji yıkım oranının değişimi 25000 RPM ile 37500 RPM arasında düşük seviyelerde kalırken, dik düşüş 37500 RPM'den sonra 47500 RPM'ye kadar devam eder. Bu parametrenin teorik değeri 0 ile 1 arasında değiştiğinden, ekserjetik performans açısından sıfıra yakın ekserji yıkım oranı değerleri amaçlanmaktadır.

Diğer bir exergo-sürdürülebilirlik parametresine gelince, tüm RPM'ler sırasında çevresel etki faktörü 4,53 ile 16,57 arasında değişmektedir. Bu parametrenin teorik değeri 0'dan ∞ 'a değişir. Çevresel etki faktörünün yükselme eğrisinin lineer model olmadığı görülmektedir. 25000 RPM ile 32500 RPM arasında keskin bir düşüş yaşanmaktadır. Yani bu parametre bu devir aralıklarında 16,23'ten 7,34'e düşmektedir. Bu, motorun mümkün olduğunca düşük devirlerde çalıştırılmaması gerektiği anlamına gelmektedir.

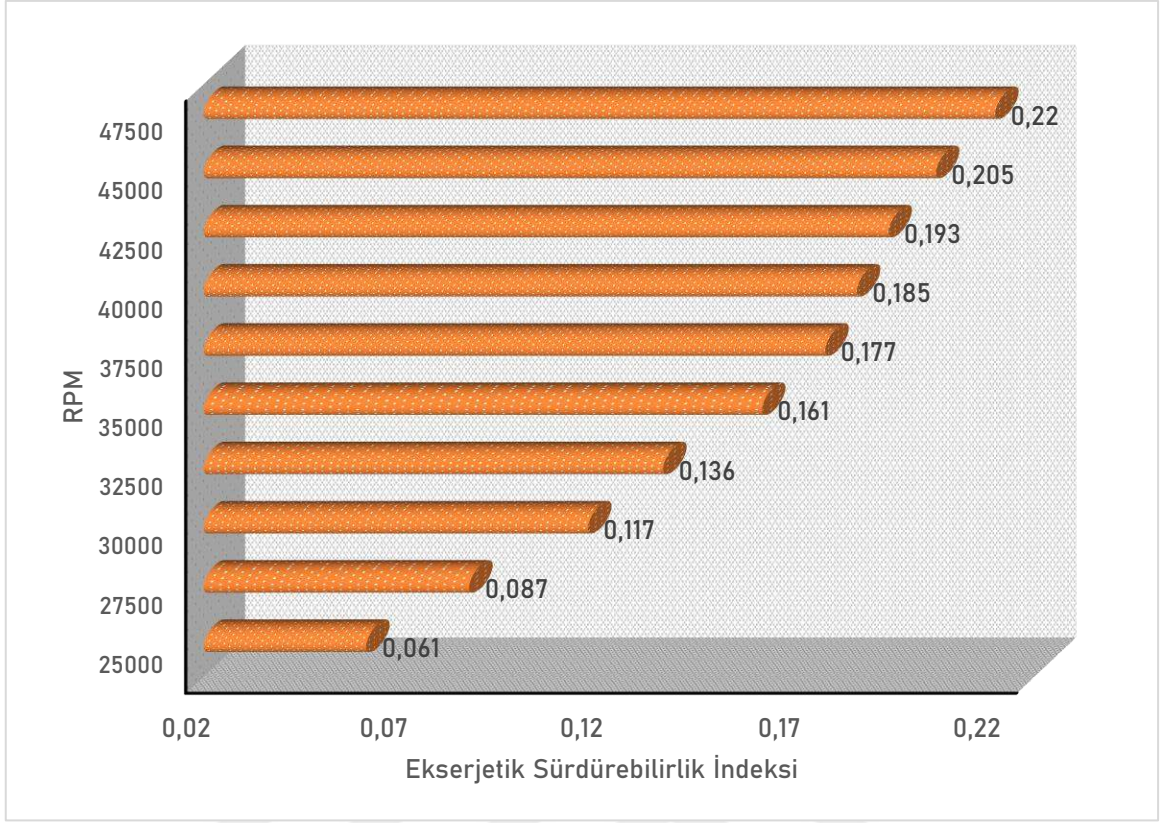


Şekil 4.33. TRS 18'in ekserji yıkım faktörünün RPM'ye karşı değişimi



Şekil 4.34. TRS 18'in RPM'ye karşı çevresel etki faktörünün değişimi

Ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi, değişen RPM değerleri ile TRS 18'in eksergo-sürdürülebilirliği üzerindeki etkilerini göstermek için dikkate alınmıştır. 27500 RPM ile 32500 RPM arasında ekserjetik sürdürülebilirlik endeksinin oldukça düşük olduğu görülmektedir. Bu parametre değeri teorik olarak 0 ile 1 arasında değişmektedir. Bu indeksin 1 değerine yaklaşması istenmektedir, bu da motorun daha çevre dostu olduğu anlamına gelmektedir. Şekil 4.35'e göre, ekserjetik sürdürülebilirlik parametresi tüm RPM'ler boyunca ortalama 0,1542'ye ulaşmaktadır. Görüldüğü gibi 25000 RPM ve 47500 RPM için ekserjetik sürdürülebilirlik endeksinin büyüklüğü 0,22'den 0,06'ya kadar çıkmaktadır. 25000 RPM'de motor 0,06 ile en düşük ekserjetik sürdürülebilirlik indeksine sahip olduğundan, bu durum motorun düşük RPM'lerde çalıştırılmasının çevreye en büyük zararı vermek olduğunu kanıtlamaktadır.



Şekil 4.35. TRS 18'in RPM'ye karşı değişimi ve ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi

5. PARAMETRİK ÇEVİRİM ANALİZİ

Parametrik çevrim analizleri sayesinde tasarım limitleri ve seçimleri, uçuş koşullarına göre performans parametreleri elde edilebilmektedir (Aygün, 2020). Ardyanmasız, ayırık akışlı yüksek bypass oranına sahip bir turbofan motor için tasarım denklemleri şu şekildedir (Turan, 2000):

Yüksek bypass oranlı turbofan motorunun tasarım analiz denklemleri:

Girdi parametreleri:

$M_0, h(\text{ft}), T_0(^{\circ}\text{R}), p_0(\text{psia}), \beta, C_{TO}, \gamma_c, \gamma_t, C_{pc}, C_{pt}(\text{Btu/lbm}^{\circ}\text{R})$
 $h_{PR}(\text{Btu/lbm}), \varepsilon_1, \varepsilon_2, \pi_b, \pi_{d\max}, \pi_{n'}, \pi_n, e_{c'}, e_{cH}, e_{tH}, e_{tL}, \eta_b, \eta_{mL}$
 $\eta_{mP}, \eta_{mH}, \pi_{c'}, \pi_c, \alpha, T_{t4} (^{\circ}\text{R}), \dot{m}_0(\text{lbm/s})$

Çıktı parametreleri:

$F(\text{lbs}), F/\dot{m}_0(\text{lbf/lbm/s}), S(1/h), f_0, \eta_P, \eta_{TH}, V_9/V_0, V_{9'}/V_0, p_{t9}/p_9, p_{t9'}/p_9, T_9/T_0, T_{9'}/T_0$
 $\pi_{tH}, \pi_{tL}, \pi_M, \tau_{c'}, \tau_{cH}, \tau_{tH}, \tau_{tL}, \tau_{\lambda}, f, \eta_{c'}, \eta_{cH}, \eta_{tH}, \eta_{tL}, M_{9'}, M_9, p_0/p_9, p_0/p_{9'}$

Denklemler:

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \quad (5.1)$$

$$\pi_r = \tau_r^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)} \quad (5.2)$$

$$\pi_d = \pi_{d\max} \quad M_0 \leq 1 \quad (5.3)$$

$$\pi_d = \pi_{d\max} \{1 - 0.075(M_0 - 1)^{1.35}\} \quad M_0 > 1$$

$$\tau_{\lambda} = \frac{C_{pc} T_{t4}}{C_{pc} T_0} \quad (5.4)$$

$$\pi_{cH} = \pi_c / \pi_{c'} \quad (5.5)$$

$$R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} C_{pc} \times 778.16 \quad (5.6)$$

$$R_t = \frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} C_{pt} \times 778.16 \quad (5.7)$$

$$h_0 = C_{pc} T_0 \times 778.16 \quad (5.8)$$

$$\tau_{c'} = \pi_{c'}^{(\gamma_c - 1)/(\gamma_c e_{c'})} \quad (5.9)$$

$$\eta_{c'} = \frac{\pi_{c'}^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1}{\tau_{c'} - 1} \quad (5.10)$$

$$\tau_{cH} = \pi_{cH}^{(\gamma_c - 1)/(\gamma_c e_{cH})} \quad (5.11)$$

$$\eta_{cH} = \frac{\pi_{cH}^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1}{\tau_{cH} - 1} \quad (5.12)$$

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_{c'} \tau_{cH}}{h_{PR} \eta_b / (C_{pc} T_0) - \tau_\lambda} \quad (5.13)$$

$$\tau_{m1} = \frac{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 \tau_r \tau_{c'} \tau_{cH} / \tau_\lambda}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1} \quad (5.14)$$

$$\tau_{tH} = 1 - \frac{\tau_r \tau_{c'} (\tau_{cH} - 1)}{\eta_{mH} \tau_\lambda \{ (1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 \tau_r \tau_{c'} \tau_{cH} / \tau_\lambda \}} \quad (5.15)$$

$$\pi_{tH} = \tau_{tH}^{\gamma_t / \{ (\gamma_t - 1) e_{tH} \}} \quad (5.16)$$

$$\eta_{tH} = \frac{1 - \tau_{tH}}{1 - \pi_{tH}^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}} \quad (5.17)$$

$$\tau_{m2} = \frac{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2 \{ \tau_r \tau_{c'} \tau_{cH} [\tau_\lambda \tau_{m1} \tau_{tH}]^{-1} \}}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2} \quad (5.18)$$

$$\tau_{tL} = 1 - \frac{(1 + \alpha) \{ \tau_r (\tau_{c'} - 1) + C_{TO} / \eta_{mP} \}}{\eta_{mL} \tau_\lambda \tau_{tH} [(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + (\varepsilon_1 + \varepsilon_2 / \tau_{tH}) \tau_r \tau_{c'} \tau_{cH} / \tau_\lambda]} \quad (5.19)$$

$$\pi_{tL} = \tau_{tL}^{\gamma_t / \{ (\gamma_t - 1) e_{tL} \}} \quad (5.20)$$

$$\eta_{tL} = \frac{1 - \tau_{tL}}{1 - \pi_{tL}^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}} \quad (5.21)$$

$$p_{t9}/p_0 = \pi_r \pi_d \pi_{c'} \pi_{cH} \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_n \quad (5.22)$$

$$\text{Eğer } p_{t9}/p_0 > \left(\frac{\gamma_t + 1}{2}\right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)} \text{ ise } M_9 = 1, \frac{p_{t9}}{p_9} = \left(\frac{\gamma_t + 1}{2}\right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}, \quad (5.23)$$

$$\frac{p_0}{p_9} = \frac{p_{t9}/p_9}{p_{t9}/p_0} \text{ değilse } \frac{p_0}{p_9} = 1, \frac{p_{t9}}{p_9} = \frac{p_{t9}}{p_0} \text{ ve}$$

$$M_9 = \left\{ \frac{2}{\gamma_t - 1} \left[\left(\frac{p_{t9}}{p_0} \right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} - 1 \right] \right\}^{1/2}$$

$$\frac{p_{t9'}}{p_0} = \pi_r \pi_d \pi_{c'} \pi_n, \quad (5.24)$$

$$\text{Eğer } p_{t9'}/p_0 > \left(\frac{\gamma_c + 1}{2}\right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)} \text{ ise} \quad (5.25)$$

$$M_{9'} = 1, \frac{p_{t9'}}{p_9} = \left(\frac{\gamma_c + 1}{2}\right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}, \frac{p_0}{p_{9'}} = \frac{p_{t9'}/p_{9'}}{p_{t9'}/p_0}$$

$$\text{değilse } \frac{p_0}{p_{9'}} = 1, \frac{p_{t9'}}{p_{9'}} = \frac{p_{t9'}}{p_0} \text{ ve } M_{9'} = \left\{ \frac{2}{\gamma_c - 1} \left[\left(\frac{p_{t9'}}{p_0} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1 \right] \right\}^{1/2}$$

$$f_0 = f(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)/(1 + \alpha) \quad (5.26)$$

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{C_{pc} \tau_\lambda \tau_{m1} \tau_{tH} \tau_{m2} \tau_{tL}}{C_{pt} (p_{t9}/p_9)^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}} \quad (5.27)$$

$$\frac{T_{9'}}{T_0} = \frac{\tau_r \tau_{c'}}{(p_{t9'}/p_{9'})^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c}} \quad (5.28)$$

$$\frac{V_9}{V_0} = \left\{ \frac{\tau_\lambda \tau_{m1} \tau_{tH} \tau_{m2} \tau_{tL}}{\tau_r - 1} [1 - (p_{t9}/p_9)^{(1-\gamma_t)/\gamma_t}] \right\}^{1/2} \quad (5.29)$$

$$\frac{V_{9'}}{V_0} = \left\{ \frac{\tau_r \tau_{c'}}{\tau_r - 1} [1 - (p_{t9'}/p_{9'})^{(1-\gamma_c)/\gamma_c}] \right\}^{1/2} \quad (5.30)$$

$$V_0 = M_0 \sqrt{\gamma_c R_c g_c T_0} \quad (5.31)$$

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{V_0}{g_c} \frac{1}{1+\alpha} \left\{ \left[\left(1 + f_0 - \frac{\beta}{1+\alpha} \right) \frac{V_9}{V_0} - 1 \right] \right. \quad (5.32)$$

$$+ \left[\left(1 + f_0 (1 + \alpha) - \beta \right) \frac{R_t}{R_c} \frac{V_0}{V_9} \frac{T_9}{T_0} \frac{(1-p_0/p_9)}{\gamma_c M_0^2} \right]$$

$$+ \alpha \left[\frac{V_{9'}}{V_0} - 1 + \frac{V_0}{V_{9'}} \frac{T_{9'}}{T_0} \frac{(1-p_0/p_{9'})}{\gamma_c M_0^2} \right] \left. \right\}$$

$$S = \frac{f_0 \times 3600}{F / \dot{m}_0} \quad (5.33)$$

$$\eta_P = \frac{2(1+\alpha) \frac{F}{\dot{m}_0} \frac{g_c}{V_0}}{\{1 + f_0(1 + \alpha) - \beta\} \left(\frac{V_9}{V_0} \right)^2 - 1 + \alpha \left[\left(\frac{V_{9'}}{V_0} \right)^2 - 1 \right]} \quad (5.34)$$

$$\eta_{TH} = \frac{\frac{V_0^2}{g_c} \frac{1}{1+\alpha} \left\{ \left(1 + f_0 - \frac{\beta}{1+\alpha} \right) \left(\frac{V_9}{V_0} \right)^2 - 1 + \alpha \left[\left(\frac{V_{9'}}{V_0} \right)^2 - 1 \right] \right\} + C_{TO} h_0}{f_0 h_{PR} \times 778.16} \quad (5.36)$$

6. ENTROPİ ÜRETİMİNİN MODELLEMESİ

6.1. Regresyon Analizi

Regresyon analizi, değişkenler arasında fonksiyonel ilişkileri araştırmak için kavramsal olarak kullanılan basit bir yöntemdir. Regresyon analizinin ekonomi, finans, işletme, hukuk, meteoroloji, tıp, biyoloji, kimya, mühendislik, fizik, eğitim, spor, tarih, sosyoloji ve psikoloji gibi çok sayıda uygulama alanı vardır (Chatterjee ve Hadi, 2015).

Regresyon analizi, bağımsız değişkenler ile bir bağımlı değişken arasındaki ilişkileri matematiksel olarak tanımlar. Regresyon analizinin iki ana amacı vardır (Frost, 2019). Bunlar;

- Bu değişkenler arasındaki ilişkileri anlamak. Bağımsız değişkenlerdeki değişiklikler, bağımlı değişkendeki değişikliklerle nasıl ilişkilidir?
- Bağımsız değişkenler için değerleri regresyon denkleminde girerek bağımlı değişkeni tahmin etmek.

Regresyon analizi aracılığıyla yapılabilecek analizlerin bazıları şunlardır (Frost, 2020):

- Birden çok bağımsız değişkenin modellenmesi
- Sürekli ve kategorik değişkenlerin dahil edilmesi
- Doğrusal ve eğrisel ilişkilerin modellenmesi
- Bir bağımsız değişkenin etkisinin başka bir değişkenin değerine bağlı olup olmadığını belirlemek için etkileşim terimlerinin değerlendirilmesi

Regresyon analizi aşağıdaki adımları içerir (Chatterjee ve Hadi, 2015):

1. Problemin belirlenmesi: Regresyon analizi genellikle problemin formülasyonu ile başlar. Bu, analiz tarafından ele alınacak soru(lar)ın belirlenmesini içerir. Sorun ifadesi, regresyon analizindeki ilk ve belki de en önemli adımdır. Bu önemlidir, çünkü tam olarak tanımlanmamış bir problem veya yanlış formüle edilmiş bir soru, boşa çabaya yol açar. Alakasız değişkenler kümesinin seçilmesine veya istatistiksel analiz yönteminin yanlış seçimine. Dikkatli bir şekilde formüle edilmeyen bir soru, yanlış bir model seçimine de yol açabilir.

2. İlgili değişkenlerin seçimi: Problemin belirlenmesinden sonraki adım, bir dizi değişken seçmektir. Değişkenler yanıtı açıklamak veya tahmin etmek için çalışma alanındaki uzmanlar tarafından belirlenir. Yanıt değişkeni Y ile gösterilir ve açıklayıcı veya tahmin edici değişkenler $X_1, X_2, \dots, X_p$ ile gösterilir, burada p , tahmin edicinin sayısını gösterir
3. Veri toplama: İlgili değişkenlerin seçiminden sonraki adım, analizde kullanılmak üzere incelenen ortamdan verileri toplamaktır. Bazen veriler kontrollü bir ortamda toplanır, böylece birincil ilgi alanı olmayan faktörler sabit tutulabilir. Daha sıklıkla veriler deneysel olmayan yöntemlerle toplanır.
4. Modelin belirlenmesi: Bağımlı değişkenini bağımsız değişkenler seti ile ilişkilendirdiği düşünülen modelin formu, öncelikle çalışma alanındaki uzmanlar tarafından belirlenebilir. Bu durum uzmanların bilgilerine veya nesnel ve/veya öznel yargılarına dayalıdır. Varsayımlanan model daha sonra toplanan verilerin analizi ile doğrulanabilir veya reddedilebilir. Bu aşamada fonksiyonun formunun seçilmesi gerekmektedir $f(X_1, X_2, \dots, X_p)$. Bu fonksiyon lineer ve lineer olmayan fonksiyonlar olarak iki tipte sınıflandırılabilir.
5. Bağlanma yöntemi seçimi: Model tanımlandıktan ve veriler toplandıktan sonra sıradaki görev toplanan verilere dayanarak modelin parametrelerini tahmin etmektir. En sık kullanılan tahmin yöntemine en küçük kareler yöntemi denir. En küçük kareler yöntemi belirli varsayımlarla, istenen özelliklere sahip tahmin ediciler üretmektedir. Bazı durumlarda (örneğin bir veya daha fazla varsayım geçerli olmadığında) diğer tahmin yöntemleri en küçük karelerden daha üstün olmaktadır.
6. Modelin ilişkilendirilmesi: Analizdeki bir sonraki adım, regresyon parametrelerini tahmin etmek veya seçilen tahmin yöntemini (örneğin, en küçük kareler) kullanarak toplanan verilere model oluşturmaktır.
7. Modelin doğrulanması ve analizinin yapılması: Regresyon analizi gibi bir istatistiksel yöntemin geçerliliği, belirli koşullara bağlıdır. Varsayımlar genellikle veriler ve model hakkında yapılır. Analizin doğruluğu ve bir analizden elde edilen sonuçlar için önemli olan bu varsayımların geçerliliğidir.

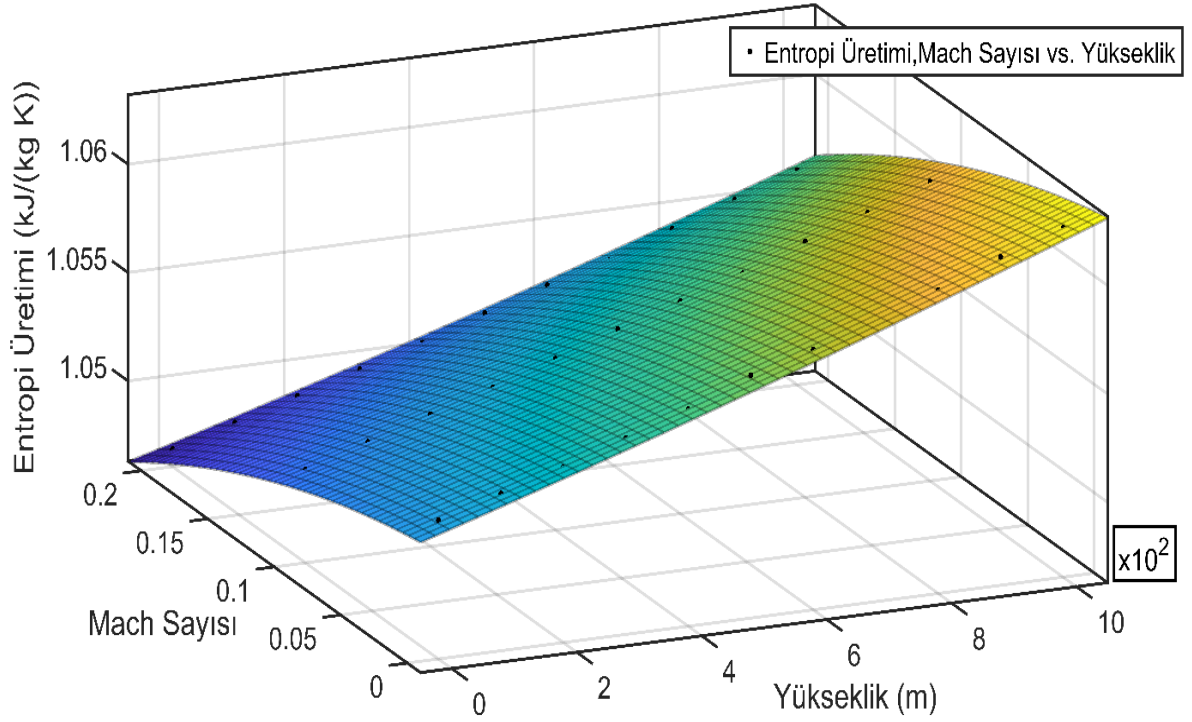
8. Belirlenen problemin çözümü için seçilen model(ler)in kullanılması: Regresyon denkleminin açık olarak belirlenmesi analizin en önemli ürünüdür. Tahmin değişkenleri kümesi X_1, X_2, X_p ile Y arasındaki ilişkinin bir özetidir. Denklem birkaç amaç için kullanılabilir. Bireysel tahmin edicilerin önemini değerlendirmek, tahmin değişkenlerinin değişen değerlerini içeren sürecin etkilerini analiz etmek veya belirli bir tahmin kümesi için yanıt değişkeninin değerlerini tahmin etmek için kullanılabilir.

6.2. Off-dizayn Entropi Üretimi Modellemesi

Bir uçuş, kalkış (take-off), tırmanış (climb), düz uçuş (cruise), alçalma ve yaklaşma (decent ve approach), iniş (landing) safhalarından oluşmaktadır. Kalkış ve tırmanış safhalarında motor tam devirde kullanıldığından dolayı entropi üretimlerinin en fazla gerçekleştiği aşamalardır. Tez kapsamında yüksek bypass oranına sahip bir turbofan motorun kalkış ve tırmanış safhalarında meydana gelen entropi üretimi irtifa ve Mach'a göre modellenmiştir. Modelleme yapılırken Gasturb verileri üzerinden çoklu regresyon analizi gerçekleştirilmiştir. Burada Gasturb yazılımı yalnızca veri seti oluşturmak amacıyla kullanılmış olup elde edilen parametreler MATLAB ortamında modelleme için kullanılmıştır.

6.2.1. Kalkış (take-off) fazı entropi modellemesi

Şekil 6.1 CFM56-7B turbofan motorunun kalkış (take-off) uçuş fazındaki entropi üretiminin irtifa ve Mach'a göre değişimini göstermektedir. Elde edilen entropi üretimi değerlerine en uygun yüzey elde edilmeye çalışılmıştır. Sonuç olarak denklem (6.1) elde edilmiştir. Denk. (6.1) irtifa ve mach sayılarına bağlı entropi üretimi için non-lineer regresyon denklemini ifade etmektedir. Bu model sayesinde turbofan motorun herhangi bir irtifa ve Mach sayısında üretilen entropi değeri 0,9998 model tahmini ile belirlenebilecektir. Model 0-1000 m irtifa ile 0-0,2 Mach arasında oluşturulmuştur.

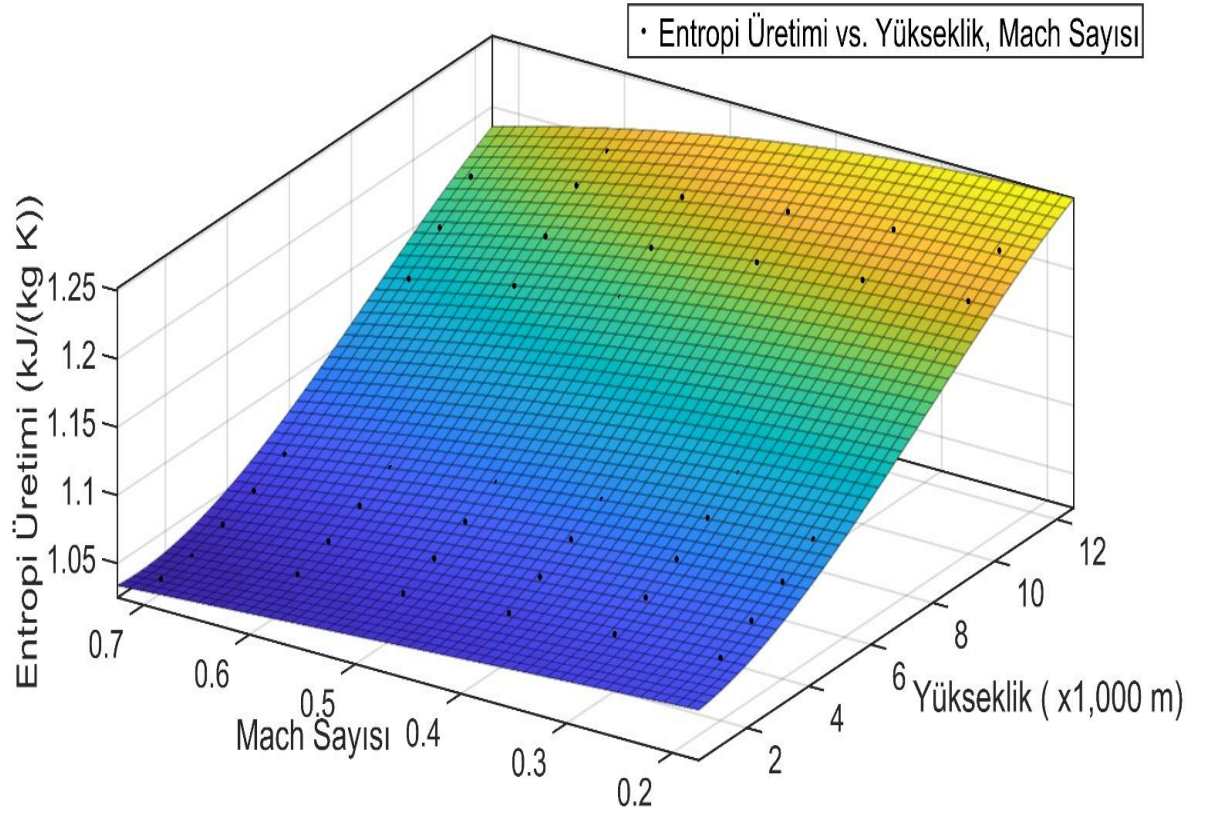


Şekil 6.1. Kalkış (take-off) fazında irtifa ve Mach'a bağlı entropi üretimi modellemesi

$$S_{gen}(Alt, Mach) = 1.053 + 0.0008926 * A - 0.0124 * M + 8.613 * 10^{-6} * A^2 - 0.0003477 * M * A - 0.07636 * M^2 \quad (6.1)$$

6.2.2. Tırmanış (climb) fazı entropi modellemesi

Şekil 5.2 CFM56-7B turbofan motorunun tırmanış (climb) uçuş fazındaki entropi üretiminin irtifa ve Mach'a göre değişimini göstermektedir. Elde edilen entropi üretimi değerlerine en uygun yüzey elde edilmeye çalışılmıştır. Sonuç olarak denklem (6.2) elde edilmiştir. Denk. (6.2) irtifa ve mach sayılarına bağlı entropi üretimi için non-lineer regresyon denklemini ifade etmektedir. Bu model sayesinde turbofan motorun herhangi bir irtifa ve Mach sayısında üretilen entropi değeri 0,9975 model tahmini ile belirlenebilecektir. Tırmanış fazı 1000m – 12000 m arasında irtifada, Mach sayısı 0,2 ile 0,7 arasında modellenmiştir.



Şekil 6.2. Tırmanış (climb) fazında irtifa ve Mach'a bağlı entropi üretimi modellemesi

$$S_{gen}(Alt, Mach) = 1.069 + 0.0009823 * A - 0.04437 * M + 0.002342 * A^2 - 0.002297 * M * A - 0.005844 * M^2 - 0.000102 * A^3 + 0.0004526 * M * A^2 - 0.01555 * M^2 * A + 0.005625 * M^3 \quad (6.2)$$

7. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME

Bu tez çalışmasında turbojet ve turbofan motorların enerji, ekserji, entropi ve performans analizleri gerçekleştirilmiştir.

CFM56-7B turbofan motorundaki entropi üretimi analizinin sonuçları, maksimum itki durumunda motor gücü ve verimlilik analizinin yanı sıra entropi değerleri hesaplamasını içerir. Yüksek bypasslı bir turbofan motorunun bileşen bazlı entropi, güç ve verimlilik analizlerinin sonuçlarından çıkarılabilecek başlıca sonuçlar şunlardır:

- Kalkış durumu için en büyük entropi üretimine sahip birim 0,8504 kJ/kg K değeri ile yanma odasında bulunur.
- ≈ 121 kN itme kuvvetine sahip CFM56-7B turbofan motor için T-s diyagramı çizilmiştir.
- Turbofanın toplam verimi %14, itki verimi %35 ve ısı verimi %40 olarak belirlenmiştir.
- Fan-çekirdek egzozlarındaki atık güçleri ve motor hava akışına verilen güç, ≈ 121 kN kalkış itki kuvvetinde hesaplanmıştır.

Ticari turbofan motorlara yönelik analiz, tasarım, test ve güvenilirlik çalışmaları için, en büyük kayıpların yerleri ve değerleri ile bu kayıpların sebepleri doğru bir şekilde tanımlandığından, motor bileşenlerinin entropi üretiminin belirlenmesi, teknolojik iyileştirme çabalarının doğru sonuç vermesi için uygun hale gelmektedir. Bu çalışmanın ticari hava taşımacılığı için turbofan sistem tasarımında faydalı olması beklenmektedir.

Entropi üretimi, güç ve verimlilik hesaplamaları, yüksek baypaslı turbofan motorların enerji kayıplarının etkisini iyileştirmeye yardımcı olabilir ve elbette bu, aero-derivatif gaz türbini kojenerasyon santrali uygulamaları ile ilgili sonraki çalışmalarda dikkate alınabilir.

CFM56-7B turbofan motorun üzerinden oluşturulan entropi üretimi modeli sayesinde herhangi bir irtifa ve Mach sayısında üretilen entropi miktarı belirlenebilmektedir. Sonraki çalışmalarda bir yazılım geliştirilerek değişen irtifa ve uçuş hızında entropi üretimi yazılım aracılığıyla hızlı bir şekilde hesaplanabilir.

Oluşturulan modelin gaz türbinli motor tasarımcıları, uçak operatörleri için katkı sağlaması beklenmektedir. Ayrıca benzer bir modelin ekserji analizleri için oluşturulması da sonraki çalışmaların konusu olabilir.

TRS18 turbojet motorunun değişken şaft devrine bağlı olarak yapılan termodinamik analizlerinden çıkarılacak sonuçlar şunlardır:

- Kompresör komponentinde meydana gelen entropi üretimi, 48500 RPM ve 39770 RPM değerleri için sırasıyla, 0,04799 kJ/kg.K ve 0,03725 kJ/kg.K'dir.
- Yanma odasında 48500 RPM için entropi üretimi değeri 1,08506 kJ/kg.K ve 39770 RPM için entropi üretimi 0,956 kJ/kg.K olarak hesaplanmıştır. En yüksek entropi üretimi yanma odasında gerçekleşmiştir.
- Türbin komponentinde meydana gelen entropi üretimi, 48500 RPM için 0,01798 kJ/kg.K ve 39770 RPM için 0,016 kJ/kg.K olarak gerçekleşmiştir.
- Turbojet motorun son bileşeni olan egzoz komponentinde meydana gelen entropi üretimi, 48500 RPM için entropi üretimi 0,00582 kJ/kg.K olarak gerçekleşirken 39770 RPM için 0,0045 kJ/kg.K olarak gerçekleşmiştir.
- Turbojet motorun atık enerji oranı 39770 RPM'de 0,58 değerini alırken maksimum devir olan 48500 RPM'de 0,70 değerini almaktadır.
- TRS18 motoru için yararlı enerji oranı 39770 RPM ve 48500 RPM şaft devirleri için sırasıyla 0,425 ve 0,303 değerlerini almıştır.

TRS18 turbojet motorunun değişken yüklerdeki eksergo-sürdürülebilirlik analizlerinden çıkarılabilecek başlıca sonuçlar şunlardır:

- Ekserji verimliliği ve ekserjetik sürdürülebilirlik endeksinin en büyük değere sahip olduğu maksimum RPM'de atık ekserji oranı, ekserjetik yıkım oranı ve çevresel etki faktörü minimum değere yaklaşmaktadır.
- 47500 RPM'de ekserji verimliliği ve ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi sırasıyla %18.07 ve 0.22 ile en yüksek değere sahipken, diğer üç parametre en düşük değerde atık ekserji oranı için %81.92, ekserji yıkım oranı için %49.6 ve çevresel etki faktörü için 4.53.
- Ayrıca kompresör, yanma odası ve türbin gibi ana bileşenlerin ekserji giriş ve çıkışları RPM değeri ile orantılı olarak ilişkilendirilebilir.

- Şaft hızının 25000 RPM'den 47500 RPM'ye yükselmesi nedeniyle atık ekserji oranı %81.92'den %94.19'a, ekserji yıkım oranı %49.6'dan %67.9'a ve çevresel etki faktörü 16.23'ten 4.53'e düşmektedir. Ekserjetik verimlilik %5.8'den %18.07'ye değişir ve ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi 0.061'den 0.22'ye yükselmektedir.
- Beş sürdürülebilirlik parametresinin tüm RPM değerleri boyunca şaft hızı ile değişimi karşılaştırıldığında, bazı göstergeler RPM değerine göre üssel olarak azalırken, bazı göstergeler artma eğilimindedir. Bu eğilim, üstel bir fonksiyon elde edilerek modellenenebilir, böylece bu model benzer motor sistemlerine uyarlanabilir.

PW6000 turbofan motorun entropi analizi sonucunda;

- En yüksek entropi değeri alçak basınç türbini çıkışında 1,0776 kJ/kg.K olarak hesaplanmıştır,
- En yüksek entropi üretimi yanma odasında 0,7539 kJ/kg.K olarak gerçekleşmiştir.
- Turbofan motora ait entropi-sıcaklık diyagramı oluşturulmuştur.

JT9D-3 turbofan motorunun termodinamik analizinden çıkarılabilecek başlıca sonuçlar şunlardır:

- En yüksek entropi değeri alçak basınç türbini çıkışında 0,9394 kJ/kg.K olarak hesaplanmıştır.
- En yüksek entropi üretimi yanma odasında 0,7326 kJ/kg.K olarak gerçekleşmiştir.
- İtke verimi %51, ısı verimi %38 ve toplam verimi %19 olarak hesaplanmıştır.
- JT9D-3 turbofan motorunun T-s diyagramı oluşturulmuştur.

JT8D turbofan motorunun termodinamik analizlerinden çıkarılacak başlıca sonuçlar şunlardır:

- En yüksek entropi değeri alçak basınç türbini çıkışında 0,8474 kJ/kg.K olarak hesaplanmıştır.

- En yüksek entropi üretimi yanma odasında 0,6357 kJ/kg.K olarak gerçekleşmiştir.
- İtki verimi %33, ısı verimi %32 ve toplam verimi %11 olarak hesaplanmıştır.
- JT8D turbofan motorunun T-s diyagramı oluşturulmuştur.



KAYNAKÇA

- Adolfo, D., Bertini, D., Gamannossi, A., Carcasci, C. (2017). Thermodynamic Analysis of an Aircraft Engine to estimate performance and emissions at LTO cycle. *Energy Procedia*, 126, 915–922. <https://doi.org/10.1016/j.egypro.2017.08.162>
- Airbus. (2016). *Global Market Forecast 2016*.
<http://www.airbus.com/company/market/forecast/>. (Erişim Tarihi: 10 11 2016)
- Aghbashlo, M., Mandegari, M., Tabatabaei, M., Farzad, S., Mojarab Soufiyan, M., Görgens, J. F. (2018). Exergy analysis of a lignocellulosic-based biorefinery annexed to a sugarcane mill for simultaneous lactic acid and electricity production. *Energy*, 149, 623–638. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2018.02.063>
- Aghbashlo, M., Tabatabaei, M., Soltanian, S., Ghanavati, H., Dadak, A. (2019). Comprehensive exergoeconomic analysis of a municipal solid waste digestion plant equipped with a biogas genset. *Waste Management*, 87, 485–498.
<https://doi.org/10.1016/j.wasman.2019.02.029>
- Akdeniz, H. Y., Balli, O. (2022). Impact of different fuel usages on thermodynamic performances of a high bypass turbofan engine used in commercial aircraft. *Energy*, 238, 121745. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.121745>
- Andreou, L. (1999). “Performance of a ducted micro-turbojet engine”. Master Thesis., *Naval Postgraduate School*, Monterey, California, USA
<http://hdl.handle.net/10945/13655>
- Andriani, R., Ghezzi, U. (2000). Off-design analysis of a jet engine with heat recovery. *38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. <https://doi.org/10.2514/6.2000-743>

- ATAG. (2016). *Aviation and climate change. Aviation benefits beyond borders*.
<http://aviationbenefits.org/environmental-efficiency/aviation-and-climate-change/> (Erişim Tarihi: 10 12 2016).
- ATAG. (2020). *Full report. Aviation benefits beyond borders*.
https://aviationbenefits.org/media/167186/abbb2020_full.pdf (Erişim Tarihi: 20 07 2021)
- Atilgan, R., Turan, O., Aydin, H. (2019). Dynamic exergo-environmental analysis of a turboprop aircraft engine at various torques. *Energy*, 186, 115894.
<https://doi.org/10.1016/j.energy.2019.115894>
- Aydin E. 2018. Füzelerde kullanılan bir turbomakinenin ekserji analizi, *Anadolu Üniversitesi, Yüksek Lisans Tezi*
- Aydin, E., Turan, O., Kose, R. (2018). Exergy analysis of a target drone engine: an experimental study for TRS18. *International Journal of Exergy*, 27(2), 206.
<https://doi.org/10.1504/ijex.2018.094595>
- Aydin, H. (2013). Exergetic sustainability analysis of LM6000 gas turbine power plant with steam cycle. *Energy*, 57, 766–774.
<https://doi.org/10.1016/j.energy.2013.05.018>
- Aydin, H., Turan, O., Karakoc, T. H., Midilli, A. (2012). Component-based exergetic measures of an experimental turboprop/turboshaft engine for propeller aircrafts and helicopters. *International Journal of Exergy*, 11(3), 322.
<https://doi.org/10.1504/ijex.2012.050228>
- Aydin, H., Turan, O., Karakoc, T. H., Midilli, A. (2015). Exergetic Sustainability Indicators as a Tool in Commercial Aircraft: A Case Study for a Turbofan Engine. *International Journal of Green Energy*, 12(1), 28–40.
<https://doi.org/10.1080/15435075.2014.889004>

- Aydin, H., Turan, O., Midilli, A., Karakoc, T. H. (2012). Exergetic and exergo-economic analysis of a turboprop engine: a case study for CT7-9C. *International Journal of Exergy*, 11(1), 69. <https://doi.org/10.1504/ijex.2012.049089>
- Aydın, H., Turan, O., Karakoç, T. H., Midilli, A. (2013). Exergo-sustainability indicators of a turboprop aircraft for the phases of a flight. *Energy*, 58, 550–560. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2013.04.076>
- Aydın, H., Turan, O., Karakoc, T. H., Midilli, A. (2014). Sustainability assessment of PW6000 turbofan engine: an exergetic approach. *International Journal of Exergy*, 14(3), 388. <https://doi.org/10.1504/ijex.2014.061025>
- Aygun, H., Turan, O. (2020). Exergetic sustainability off-design analysis of variable-cycle aero-engine in various bypass modes. *Energy*, 195, 117008. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.117008>
- Aygün, H. (2020). Uçuş Profili Belirlenmiş Değişken Çevrimli İtki Sisteminin Performans Optimizasyonu, *Eskişehir Teknik Üniversitesi, Doktora Tezi*.
- Baig, M. F., Saravanamuttoo, H. I. H. (1997). Off-Design Performance Prediction of Single-Spool Turbojets Using Gasdynamics. *Journal of Propulsion and Power*, 13(6), 808–810. <https://doi.org/10.2514/2.5240>
- Balli, O. (2017). Advanced exergy analyses of an aircraft turboprop engine (TPE). *Energy*, 124, 599–612. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2017.02.121>
- Balli, O. (2017). Exergy modeling for evaluating sustainability level of a high by-pass turbofan engine used on commercial aircrafts. *Applied Thermal Engineering*, 123, 138–155. <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2017.05.068>
- Bejan, A., Tsatsaronis, G., Moran, M. J. (1995). *Thermal Design and Optimization* (1st ed.). Wiley-Interscience.

- Benini, E., Giacometti, S. (2007). Design, manufacturing and operation of a small turbojet-engine for research purposes. *Applied Energy*, 84(11), 1102–1116.
<https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2007.05.006>
- Boeing. (2016). *Current market outlook 2016–2035*.
http://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/commercial/about-our-market/assets/downloads/cmo_print_2016_final_updated.pdf. (Erişim tarihi: 10 Kasım 2016)
- CFM56- *CFM International Jet Engines*. (2020, August 10). CFM International.
<https://www.cfmaeroengines.com/engines/cfm56/> (Erişim tarihi: 13 Nisan 2017)
- Chatterjee, S., Hadi, A. S. (2015). *Regression Analysis by Example*. Wiley.
- Chen, W., Fan, W., Qiu, H., Qin, H., Yan, C. (2012). Thermodynamic performance analysis of turbofan engine with a pulse detonation duct heater. *Aerospace Science and Technology*, 23(1), 206–212.
<https://doi.org/10.1016/j.ast.2011.07.002>
- Colera, M., Soria, N., Ballester, J. (2019). A numerical scheme for the thermodynamic analysis of gas turbines. *Applied Thermal Engineering*, 147, 521–536.
<https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2018.10.103>
- Chu H, Hsiao-Wei C. Aerospace technology development-Small gas-turbine development. Taiwan. In: *ROC: aerospace development planning*. National Science Council; 1996. p. 4-22.
- Dinc, A. (2015). Sizing of a Turboprop Unmanned Air Vehicle and Its Propulsion System. *J. of Thermal Science and Technology*, 35(2), 53–62.
<https://dergipark.org.tr/tr/download/article-file/400601>
- Dincer, I., Cengel, Y. (2001). Energy, Entropy and Exergy Concepts and Their Roles in Thermal Engineering. *Entropy*, 3(3), 116–149. <https://doi.org/10.3390/e3030116>

- Dincer, I., Hussain, M., Al-Zaharnah, I. (2004). Energy and exergy use in public and private sector of Saudi Arabia. *Energy Policy*, 32(14), 1615–1624.
[https://doi.org/10.1016/s0301-4215\(03\)00132-0](https://doi.org/10.1016/s0301-4215(03)00132-0)
- El-Sayed, A. F. (2014). *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines*. CRC Press.
- Farokhi, S. (2014). *Aircraft Propulsion* (2nd ed.). Wiley.
- Frost, J. (2020). *Regression Analysis: An Intuitive Guide for Using and Interpreting Linear Models*. Statistics By Jim Publishing.
- Gorji, M., Kazemi, A., Ganji, D. D. (2012). Thermodynamic study of turbofan engine in off-design conditions. *Journal of Basic and Applied Scientific Research*, 2(11), 11239–11253.
<https://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.1043.6090&rep=rep1&type=pdf>
- Gu, C. W., Wang, H., Ji, X. X., Li, X. S. (2016). Development and application of a thermodynamic-cycle performance analysis method of a three-shaft gas turbine. *Energy*, 112, 307–321. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2016.06.094>
- Haseli, Y. (2016). Efficiency of irreversible Brayton cycles at minimum entropy generation. *Applied Mathematical Modelling*, 40(19–20), 8366–8376.
<https://doi.org/10.1016/j.apm.2016.04.031>
- Hepbasli, A. (2008). A key review on exergetic analysis and assessment of renewable energy resources for a sustainable future. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 12(3), 593–661. <https://doi.org/10.1016/j.rser.2006.10.001>
- Hongxia, L., Shifu, Z., Chunhua, L., Qi, L. (2015). Development Strategy Study for Commercial Aero Engine Companies in European Countries and the United States. *Procedia Engineering*, 99, 804–811.
<https://doi.org/10.1016/j.proeng.2014.12.605>

- IATA. (2016). *Fact Sheet Economic and Social Benefits of Air Transport*.
http://www.iata.org/pressroom/facts_figures/fact_sheets/Documents/fact-sheet-economic-and-social-benefits-of-air-transport.pdf.
- ICAO. (2016a). *Air Navigation Report. 2016a*.
http://www.icao.int/airnavigation/Documents/ICAO_AN%202016_final_19July.pdf. (Erişim Tarihi: 05 12 2016).
- ICAO. (2016b). *Environmental report. 2016b*. <http://www.icao.int/environmental-protection/Documents/ICAO%20Environmental%20Report%202016.pdf>. (Erişim Tarihi: 15 12 2016)
- Ji, X., Chen, G., Chen, B., Jiang, M. (2009). Exergy-based assessment for waste gas emissions from Chinese transportation. *Energy Policy*, 37(6), 2231–2240.
<https://doi.org/10.1016/j.enpol.2009.02.012>
- Kaya, N., Turan, N., Midilli, A., Karakoç, T. H. (2016). Exergetic sustainability improvement potentials of a hydrogen fuelled turbofan engine UAV by heating its fuel with exhaust gasses. *International Journal of Hydrogen Energy*, 41(19), 8307–8322. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2015.08.089>
- Kurzke, J., Halliwell, I. (2018). *Propulsion and Power*. Springer Publishing.
- Lee, A. S., Singh, R., Probert, S. (2008, July). Performances of a Two-Combustor Turbofan Engine Under Design and Off-Design Conditions. *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*.
<https://doi.org/10.2514/6.2008-4901>
- Mattingly, J. D. (2006). *Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets*. AIAA (American Institute of Aeronautics & Astronautics).
- Naeim, K. A., Hegazi, A. A., Awad, M. M., & El-Emam, S. H. (2022). Thermodynamic analysis of gas turbine performance using the enthalpy–entropy approach. *Case*

- Studies in Thermal Engineering*, 34, 102036.
<https://doi.org/10.1016/j.csite.2022.102036>
- Oates, G. C. (1997). *Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion*. American Institute of Aeronautics & Astronautics.
- Oliveira, D. S., Junior. (2014). *Exergy: Production, Cost and Renewability (Green Energy and Technology)* (2013th ed.). Springer.
- Rosen, M. A., Dincer, I., & Kanoglu, M. (2008). Role of exergy in increasing efficiency and sustainability and reducing environmental impact. *Energy Policy*, 36(1), 128–137. <https://doi.org/10.1016/j.enpol.2007.09.006>
- Runge-Metzger, A. (2011, September). *European Commission Report*.
http://ec.europa.eu/clima/policies/transport/aviation/docs/presentation_icao_en.pdf.
- Sabzehali, M., Hossein Rabiee, A., Alibeigi, M., & Mosavi, A. (2022). Predicting the energy and exergy performance of F135 PW100 turbofan engine via deep learning approach. *Energy Conversion and Management*, 265, 115775.
<https://doi.org/10.1016/j.enconman.2022.115775>
- Salpingidou, C., Vlahostergios, Z., Misirlis, D., Donnerhack, S., Flouros, M., Goulas, A., Yakinthos, K. (2017). Thermodynamic analysis of recuperative gas turbines and aero engines. *Applied Thermal Engineering*, 124, 250–260.
<https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2017.05.169>
- Shao, C., Brouzet, D., Rock, N., & Ihme, M. (2022). Parametric analysis of core-noise from a realistic gas-turbine combustor for cruise and take-off conditions. *Applications in Energy and Combustion Science*, 9, 100045.
<https://doi.org/10.1016/j.jaecs.2021.100045>

- Sohret, Y., Dinc, A., Karakoc, T. H. (2015). Exergy analysis of a turbofan engine for an unmanned aerial vehicle during a surveillance mission. *Energy*, 93, 716–729.
<https://doi.org/10.1016/j.energy.2015.09.081>
- Thorn CR. (2010) “Off-design Analysis of a High Bypass Turbofan Using a Pulsed Detonation Combustor”. Master Thesis, Air Force Institute of Technology, Ohio, USA.
- Tona, C., Raviolo, P. A., Pellegrini, L. F., de Oliveira Júnior, S. (2010). Exergy and thermoeconomic analysis of a turbofan engine during a typical commercial flight. *Energy*, 35(2), 952–959. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2009.06.052>
- Turan, O. (2000). Gaz Türbinli Motorlarda Performans Analiz ve Değerlendirme Programları, *Anadolu Üniversitesi*, Yüksek Lisans Tezi.
- Turan, O. (2015). An exergy way to quantify sustainability metrics for a high bypass turbofan engine. *Energy*, 86, 722–736.
<https://doi.org/10.1016/j.energy.2015.04.026>
- Turan, O. (2017). Füzelerde Kullanılan Küçük Bir Gaz Türbinli Motorun Deney Düzenegi, Testi ve Performans Ölçümü. *Ömer Halisdemir Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 6(2), 717–728.
<https://doi.org/10.28948/ngumuh.341995>
- Turan, O., Aydın, H. (2016). Exergy-based Sustainability Analysis of a Low-bypass Turbofan Engine: A Case Study for JT8D. *Energy Procedia*, 95, 499–506.
<https://doi.org/10.1016/j.egypro.2016.09.075>
- Yin, F., Rao, A. G. (2017). Off-Design Performance of an Interstage Turbine Burner Turbofan Engine. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 139(8).
<https://doi.org/10.1115/1.4035821>

- Yucer, C. T. (2016). Thermodynamic analysis of the part load performance for a small scale gas turbine jet engine by using exergy analysis method. *Energy*, 111, 251–259. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2016.05.108>
- Yurdusevimli Metin, E., Aygün, H. (2019). Energy and power aspects of an experimental target drone engine at non-linear controller loads. *Energy*, 185, 981–993. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2019.07.103>
- Zhang, G., Zheng, J., Xie, A., Yang, Y., Liu, W. (2016). Thermodynamic analysis of combined cycle under design/off-design conditions for its efficient design and operation. *Energy Conversion and Management*, 126, 76–88. <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2016.07.066>
- http-1 <https://minijets.org/de/100-150/microturbo-trs18>. (Erişim: 14 Ekim 2020).
- http-2 http://allaero.com/index.php?option¼com_content&view¼article&iid¼6735:microturbo-trs-18-turbojet-&catid¼64. (Erişim: 27 Ekim 2020).
- http-3 <https://www.pngwing.com/tr/free-png-pndni> (Erişim: 05 Mayıs 2022).
- http-4 <https://www.cleanpng.com/png-cfm-international-cfm56-boeing-737-next-generation-983262/> (Erişim: 05 Mayıs 2022).
- http-5 <https://www.noticiaslatamsales.com/aircraft-families/passengers-aircraft/a320-family/a318/> (Erişim: 05 Mayıs 2022).
- http-6 <https://prattwhitney.com/products-and-services/products/commercial-engines/pw6000> (Erişim: 05 Mayıs 2022).
- http-7 <https://www.pngwing.com/> (Erişim: 05 Mayıs 2022).
- http-8 <https://prattwhitney.com/products-and-services/products/commercial-engines/jt9d> (Erişim: 05 Mayıs 2022).
- http-9 <https://prattwhitney.com/products-and-services/products/commercial-engines/jt8d> (Erişim: 05 Mayıs 2022).

http-10 https://airline-club.fandom.com/wiki/Boeing_737 (Erişim: 05 Mayıs 2022).



ÖZGEÇMİŞ

Adı Soyadı : Mehmet Emin ÇILGIN

Yabancı Dil : İngilizce

Eğitim ve Mesleki Geçmişi

Lisans : 2012 Erciyes Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu

Doktora : 2022 Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim
Enstitüsü Uçak Gövde Motor Bakım ABD

Yayınlar

Aygun, H., Cilgin, M. E., Turan, O. (2021). Exergo-sustainability indicators of a target drone engine at dynamic loads. Energy, 221, 119803.
<https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.119803>

Cilgin, M. E., Turan, O. (2018). Entropy Generation Calculation of a Turbofan Engine: A Case of CFM56-7B. International Journal of Turbo & Jet-Engines, 35(3), 217–227. <https://doi.org/10.1515/tjj-2017-0053>

Bildiriler

Aygün Hakan, Çılgin Mehmet Emin, Turan Önder (2019). Exergo-Economic Cost Accounting for PW4000 Turbofan Engine and its Components. International Symposium on Aircraft Technology, MRO Operations (ISATECH 2019), Amsterdam, NETHERLAND (Tam Metin Bildiri/Sözlü Sunum)(Yayın No:5453248)

Ayğün Hakan, Çılgin Mehmet Emin, Ekmekçi İsmail, Turan Önder (2019). Energy and Performance Optimization of an Adaptive Cycle Engine. International Symposium on Sustainable Aviation (ISSA-2019), Budapest, HUNGARY (Tam Metin Bildiri/Poster)(Yayın No:5076547)

Çılgın Mehmet Emin, Turan Önder (2019). An Exergetic Sustainability Assessment for an Aircraft Turbofan Engine. International Symposium on Sustainable Aviation (ISSA-2019), Budapest, HUNGARY (Tam Metin Bildiri/Sözlü Sunum)(Yayın No:5076556)

Aygün Hakan, Çılgın Mehmet Emin, Ekmekci İsmail, Turan Önder (2019). Energy and Performance Optimization of an Adaptive Cycle Engine. International Symposium on Sustainable Aviation (ISSA-2019) (Tam Metin Bildiri/Sözlü Sunum)(Yayın No:5190524)

Çılgın Mehmet Emin, Turan Önder (2019). Numerical Calculation of Entropy Generation and Power Dimension in a Turbofan Engine Components. Uluslararası Marmara Fen ve Sosyal Bilimler Kongresi (IMASCON-2019), Kocaeli, TURKEY (Özet Bildiri/Sözlü Sunum)(Yayın No:5076442)

Çılgın Mehmet Emin, Turan Önder (2018). Investigation Shaft Speed on Off-Design Performance and Efficiencies of a Turbofan Engine. The 6th European Conference On Renewable Energy Systems (ECRES 2018), Istanbul, TURKEY (Tam Metin Bildiri/Sözlü Sunum)(Yayın No:4274463)

Çılgın Mehmet Emin, Turan Önder (2017). Entropy Analysis of a Low Bypass Turbofan Engine: A Case Study for JT8D. 2017 Asia Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ACMAE2017), Yokohoma, JAPAN (Özet Bildiri/Poster)(Yayın No:3567250)

Çılgın Mehmet Emin, Turan Önder (2017). Electrical Power Calculation of a Low Bypass Aeroderivative Turbofan Engine. 2nd International Energy and Engineering Conference, Gaziantep, TURKEY (Özet Bildiri/Poster)(Yayın No:3570750)

Çılgın Mehmet Emin, Turan Önder (2017). Entropy Analysis of a CFM56-7B Turbofan Engine. International Conference on Energy and Thermal Engineering: Istanbul 2017 (ICTE'2017), Istanbul, TURKEY (Tam Metin Bildiri/Sözlü Sunum)(Yayın No:3467516)

Çılgın Mehmet Emin, Turan Önder (2017). Entropy Analysis of a Turbofan Engine: A Case Study for PW6000. International Conference on Energy and Thermal

Engineering: Istanbul 2017 (ICTE'2017), Istanbul, TURKEY (Özet Bildiri/Sözlü Sunum)(Yayın No:3467518)

