



**FÜZELERDE KULLANILAN DENEYSEL
BİR TURBOMAKİNENİN EKSERJİ ANALİZİ**

Yüksek Lisans Tezi

Emre AYDIN

Eskişehir- 2018

FÜZELERDE KULLANILAN DENEYSEL BİR TURBOMAKİNENİN

EKSERJİ ANALİZİ

Emre AYDIN

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Danışman: Doç. Dr. Önder TURAN

(İkinci Danışman: Prof. Dr. Ramazan KÖSE)

**Eskişehir
Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Nisan 2018**

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Emre AYDIN'ın "**Füzelerde Kullanılan Deneysel Bir Turbomakinenin Ekserji Analizi**" başlıklı tezi 20/04/2018 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek "Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği'nin ilgili maddeleri uyarınca, **Uçak Gövde Motor Bakım** Anabilim dalında Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

	<u>Unvanı Adı Soyadı</u>	<u>İmza</u>
Üye (Tez Danışmanı)	: Doç. Dr. Önder TURAN
Üye	: Doç. Dr. Özer CAN
Üye	: Doç. Dr. Tolga BAKLACIOĞLU

.....

Enstitü Müdürü

ÖZET

FÜZELERDE KULLANILAN DENEYSEL BİR TURBOMAKİNENİN EKSERJİ ANALİZİ

Emre AYDIN

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Mart 2018

Danışman: Doç. Dr. Önder TURAN

(İkinci Danışman: Prof. Dr. Ramazan KÖSE)

Bu çalışmada, Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Test Laboratuvarı'nda bulunan deneysel bir TRS18 turbojet motorunun ekserji analizi yapılmıştır. Motora ait deneysel ölçüm verileri ile birlikte ölçülemeyen motor performans değerleri hesaplanarak, termodinamik bağıntılar yardımıyla ekserji analiz parametreleri ve ekserjetik-sürdürülebilirlik değerleri hesaplanmıştır.

Yapılan testlerde, deneysel turbojet motorunun itkisi 1320 N, hava ve yakıt debisi sırasıyla 2,27 kg/s ve 0,042 kg/s olarak ölçülmüştür. Çalışmanın sonunda, kompresör, yanma odası ve türbin için ekserji verimleri sırasıyla % 91, % 60,4 ve % 77 olarak hesaplanırken, bu değer TRS18 turbojet motoru için % 42 olarak hesaplanmıştır. Yanma odası, kompresör ve türbin için ayrıca iyileştirilebilir ekserji potansiyel oranı, verimlilik kayıp oranı, yakıt yıkım oranı, bağıl ekserji yıkımı, yakıt/ürün ekserji faktörleri ve bağıl tersinmezlik parametrelerine göre motorun ekserjetik performansı hesaplanmıştır. Ayrıca atık ekserji oranı, ekserji geri kazanabilirlik oranı, ekserji yıkım faktörü, çevre etki faktörü ve ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi olmak üzere 5 parametre kullanılarak motorun ekserjetik-sürdürülebilirlik analizi yapılmıştır. Bu çalışmada elde edilen sonuçlarla, TRS18 deneysel füze motorunun gerçek çalışma koşullarında komponentlerde meydana gelen tersinmezliklerin yeri ve büyüklüğü hesaplanabilmiştir. Gelecekte, bu çalışmadan yararlanarak ilgili füze motor sınıfına ait tasarım çalışmalarında enerji kayıplarının en aza indirilmesi ve performansın artırılması düşünülmektedir.

Anahtar Sözcükler: Ekserji, Enerji, TRS18, Füze, Sürdürülebilirlik.

ABSTRACT

EXERGY ANALYSIS OF AN EXPERIMENTAL TURBOMACHINE USED IN MISSILES

Emre AYDIN

Department of Aircraft Airframe Engine Maintenance
Anadolu University, Graduate School of Sciences, March 2018

Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Önder TURAN
(Co-Supervisor: Prof. Dr. Ramazan KÖSE)


In this study, an exergy analysis of an experimental TRS18 turbojet engine was carried out in Anadolu University Aeronautics and Astronautics Faculty Test Laboratory. While unmeasured engine performance values are calculated together with the experimental data of the engine, then exergy analysis parameters and exergetic-sustainability values are calculated with thermodynamic relations.

In the tests conducted, the thrust of the experimental turbojet engine was measured as 1320 N, the air and fuel flow measured as 2.27 kg / s and 0.042 kg / s, respectively. At the end of the study, the exergy efficiency for the compressor, combustion chamber and turbine were calculated as 91 %, 60.4 % and 77 %, respectively, which is 42 % for the TRS18 turbojet engine. The exergetic performance of the engine was also calculated according to the parameters of improvement exergy potential ratio, productivity lack ratio, fuel depletion ratio, relative exergy destruction, fuel / product exergy factors and relative irreversibility parameters for the combustion chamber, compressor and turbine. Furthermore exergetic-sustainability analysis of the engine was carried out using five parameters: waste exergy ratio, exergy recoverable rate, exergy destruction factor, environmental effect factor and exergetic sustainability index. By the results of this study, it was possible to calculate the location and magnitude of the irreversibilities of the TRS18 experimental missile engine under the actual operating conditions of the components. In the future, it is considered to decrease the energy losses and improve the performance in design works of the related missile engine class with the aid of this work.

Keywords: Exergy, Energy, TRS18, Missile, Sustainability.

TEŐEKKÖR

Yüksek lisans süresince, her zaman anlayış, hoşgörü ve destek gördüğüm değerli bilgilerini benimle paylaşan saygıdeğer danışman hocam; Doç. Dr. Önder TURAN'a ve hayatım boyunca bana destek olan aileme teşekkürlerimi sunarım.



Emre AYDIN
Eskişehir, 2018

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 ilke ve kurallara uygun davrandığımı; bu çalışma kapsamında elde edilen tüm veri ve bilgiler için kaynak gösterdiğimi ve bu kaynaklara kaynakçada yer verdiğimi; bu çalışmanın Anadolu Üniversitesi tarafından kullanılan “bilimsel intihal tespit programıyla 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.

Emre AYDIN

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
BAŞLIK SAYFASI	i
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI	ii
ÖZET	iii
ABSTRACT.....	iv
TEŞEKKÜR	v
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
TABLolar DİZİNİ	ix
ŞEKİLLER VE GÖRSELLER DİZİSİ.....	x
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xii
1. GENEL BİLGİLER	1
1.1.Giriş.....	1
1.2.Tezin Önemi, Amacı, Özgünlüğü ve Bilime Katkısı	2
1.3. Mikro Turbolar ve Kullanım Alanları.....	3
1.3.1. Uzaktan kumandalı araçlar, insansız hava aracı, hedef uçağı	4
1.3.2. Sahte hedef füzeleri, taktiksel ve stratejik füzeler	4
1.3.3. Mikro turboların zaman içerisindeki değişimleri.....	4
1.4. Literatür Taraması	6
2. TRS18 TURBOJET MOTORU	10
3. TRS18 TURBOJET KOMPONENTLERİ	13
3.1. Santrifüj Kompresör	13
3.2. Ters Akışlı Yanma Odası	16
3.3. Eksenel Türbin.....	17
4. TERMODİNAMİK BAĞINTILAR	19
4.1. Kütle Korunumu ve Kontrol Hacmi	19
4.2. Enerji.....	20
4.2.1. Enerji uygulama alanları	20
4.2.2. Enerji biçimleri	21
4.2.3. Enerji analizi için bağıntılar	21
4.2. Entropi.....	23

4.3. Ekserji	27
4.3.1. Ekserji biçimleri.....	27
4.3.2. Ekserji analizi için bağıntılar.....	28
5. ANALİZ, BULGU VE TARTIŞMA	30
5.1. TRS18 Ekserji Analizi	30
5.2. TRS18 Çevrim ve Performans Grafikleri	33
5.3. TRS18 Ekserji Analiz Parametreleri	38
5.3.1. TRS18 ekserji verimi	38
5.3.2. TRS18 ekserji yıkım oranı	38
5.3.3. TRS18 yakıt yıkım oranı	39
5.3.4. TRS18 verimlilik eksikliği oranı.....	40
5.3.5. TRS18 iyileştirilebilir ekserji potansiyel oranı	40
5.3.6. TRS18 bağıl ekserji yıkımı.....	41
5.3.7. TRS18 yakıt ve ürün ekserji faktörü	42
5.4. TRS18 Ekserjetik Sürdürülebilirlik Analizi	44
6. SONUÇ VE ÖNERİLER	46
KAYNAKÇA	48
EKLER	
ÖZGEÇMİŞ	

TABLÖLAR DİZİNİ

Tablo 2.1. TRS18 turbojet motorunun genel özellikleri	11
Tablo 2.2. TRS18 turbojet motoruna ait sensörlerden alınan veriler	12
Tablo 3.1. Eksenel ve santrifüj kompresörlerinin özellikleri	15
Tablo 4.1. Sıcaklığa bağlı değişkenler	23
Tablo 5.1. TRS18 turbojet motorun ölçülen ve hesaplanan termodinamik verileri	32
Tablo 5.2. TRS18 turbojet motorun ekserjetik performans sonuçları	43
Tablo 5.3. TRS18 sürdürülebilirlik parametreleri	44

ŞEKİLLER VE GÖRSELLER DİZİSİ

Şekil 1.1.	TRS18 turbojet motorunun füzedeki konumu	5
Şekil 1.2.	Mikro turbolar ve gelişimleri	5
Görsel 2.1.	TRS18 turbojet motoru.....	10
Görsel 2.2.	TRS18 turbojet motoru ve sensörlerin yerleri	11
Şekil 3.1.	TRS18 Turbojet motorunun tasarım şeması.....	13
Şekil 3.2.	Santrifüj kompresör	14
Şekil 3.3.	(a) Aksenal akışlı kompresör (b) Santrifüj kompresör	15
Şekil 3.4.	Ters akışlı yanma odası	16
Şekil 3.5.	Doğrusal akışlı yanma odası	16
Görsel 3.1.	TRS18 ters akışlı yanma odası	17
Şekil 3.6.	TRS18 turbojet motoru komponentleri	18
Şekil 4.1.	Ekserji bileşenleri	28
Şekil 5.1.	TRS18 motoru için T-S grafiği	33
Şekil 5.2.	TRS18 motoru için tam yanma ve izantropik hal için T-S grafiği.....	33
Şekil 5.3.	TRS18 motoru için h-S grafiği.....	34
Şekil 5.4.	TRS18 motoru için tam yanma ve izantropik hal için h-S grafiği	34
Şekil 5.5.	TRS18 motoru için P-V grafiği	35
Şekil 5.6.	TRS18 motoru için tam yanma ve izantropik hal için P-V grafiği	35
Şekil 5.7.	TRS18 motoru yoğunluk grafiği	36
Şekil 5.8.	TRS18 motoru Mach sayısı grafiği	36

Şekil 5.9.	TRS18 motoru statik sıcaklık grafiği	37
Şekil 5.10.	TRS18 motoru statik basınç grafiği.....	37
Şekil 5.11.	TRS18 turbojet motorunun ekserji verimi.....	38
Şekil 5.12.	TRS18 turbojet motorunun ekserji yıkım oranı	39
Şekil 5.13.	TRS18 turbojet motorunun yakıt yıkım oranı	39
Şekil 5.14.	TRS18 turbojet motorunun verimlilik kaybı oranı.....	40
Şekil 5.15.	TRS18 turbojet motorunun iyileştirilebilir ekserji potansiyel oranı	41
Şekil 5.16.	TRS18 turbojet motorunun bağıl ekserji yıkımı.....	41
Şekil 5.17.	TRS18 turbojet motorunun yakıt ekserji faktörü	42
Şekil 5.18.	TRS18 turbojet motorunun ürün ekserji faktörü	44

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

ψ	Akış ekserjisi (kJ kg^{-1})
η	Verim
\dot{m}	Kütlesel debi (kg sn^{-1})
c_v	Özgül ısı ($\text{kJ kg}^{-1} \text{K}^{-1}$)
τ	İtke (N)
c_p	Özgül ısı ($\text{kJ kg}^{-1} \text{K}^{-1}$)
ρ	Yoğunluk (kg m^{-3})
0,1, 2..	Motor komponentlerinin istasyon numaraları
a	Hava
E	Enerji (kJ)
ex	Birim kütle için ekserji (kJ kg^{-1})
Ex	Ekserji (kJ)
f	Yakıt hava oranı; Yakıt ekserji faktörü ; Yakıt
h	Birim kütle için entalpi (kJ kg^{-1})
H	Entalpi (kJ)
I	Tersinmezlik oranı (kW)
in	Giriş
k	“k” numaralı komponent
kN	Kilonewton (kg m s^{-2})
kW	Kilowatt
m	Kütle (kg)
N	Newton (kg m s^{-2})

out	Çıkış
P	Basınç (kPa)
p	Ürün ekserji faktörü
q	Birim kütle için ısı enerji (kJ kg^{-1})
Q	Isı (kJ)
R	Gaz sabiti ($\text{kJ kg}^{-1} \text{K}^{-1}$)
s	Birim kütle için entropi ($\text{kJ kg}^{-1} \text{K}^{-1}$)
S	Entropi (kJ K^{-1})
T	Sıcaklık (K)
t	Zaman (s)
u	Birim kütle için iç enerji (kJ kg^{-1})
U	İç enerji (kJ)
V	Hacim (m^3)
W	İş (kJ)
X	Bağıl ekserji yıkımı
δ	Yakıt yıkım oranı
ζ	Verimlilik kayıp oranı
C	Compressor (Kompresör)
CC	Combustion Chamber (Yanma Odası)
CH	Chemical (Kimyasal)
CV	Control Volume (Kontrol Hacmi) (m^3)
dest	Destroy (Yıkım)
EGT	Exhaust Gas Temperature (Egzoz Gaz Sıcaklığı)(K)
FF	Fuel Flow (Yakıt Debisi) (kg s^{-1})

gen	Generated (Üretilen)
gt	Gaz Türbini
IP	Improvement Potential (İyileştirilebilirlik Potansiyeli) (kW)
int	Internal (İçten)
JME	Jatropha Metil Ester
ke	Kinetik enerji (kJ)
KN	Kinetic (Kinetik)
pe	Potansiyel enerji (kJ)
PH	Physical (Fiziksel)
PT	Potential (Potansiyel)
rev	Reversible (Tersinir)
RPM	Revolution Per Minute (Dakikadaki Dönü Hızı) (1RPM=360°min ⁻¹)
SFC	Specific Fuel Consumption (Özgül Yakıt Sarfıyatı) (kg daN ⁻¹ h ⁻¹)
SHP	Shaft Horsepower (Beygir gücü) (kW)
T	Turbine (Türbin)
TAS	True Air Speed (Gerçek Hava Hızı) (m s ⁻¹)
tot	Total (Toplam)
use	Useful (Faydalı)

1. GENEL BİLGİLER

1.1.Giriş

Günümüzde insanların daha gelişmiş bir toplum içerisinde yaşamaları için gerekli olan temel etkenlerden birisi de enerjidir. Enerji ulaşımında, haberleşmede, ısınmada, iletişimde yani hayatımızın her alanında kullanılmaktadır. Enerjinin dönüşümlerini incelenmesinde kullanılan ve çok geniş uygulama alanına sahip olan termodinamiğin dünyadaki günlük sıcaklık, ısı ve enerji gibi en çok bilinen kavramların altında yattığını ve onları aydınlattığını biliyoruz [1]. Termodinamiğin I. Kanunu, nicel gözlemlere dayanarak, ‘enerjinin yaratılamayacağı veya yok edilemeyeceğini, ancak bir biçimden diğerine dönüştürülebileceğini vurgular ve bu nedenle enerjinin her zerresinin bir hal değişikliği sırasında hesaba katılması gerekliliğini savunur [2].

Dünya enerji kaynaklarının sınırlı olması, insanlığı farklı enerji kaynakları aramaya ve kullanılan enerji kaynağını optimum şekilde kullanmaya itmiştir. Enerji kullanımının doğru ve verimli yapılması çevreye verilen zararın azaltılması için önemlidir. Enerji kullanımı ile ilgili sorunlar yalnızca küresel ısınmaya neden olmakla kalmaz, aynı zamanda hava kirliliği, asit yağmuru ve ozon tabakasının incilmesi gibi nedenlerle stratosfer tabakasının zarar görmesi de beraberinde getirir [3]. Bu nedenle termodinamik dünyada ısı kaynaklarından ve güneşten gelen enerjiden daha çok faydalanmak üzere hesaplamalarda kullanılmaktadır.

Enerji kaynaklarının optimum düzeyde kullanılması için maksimum iş çıktısı bilinmeli ve planlamalar bu çıktı üzerinden belirlenmelidir. Bir gaz türbinli motorun çevrimini ve çevrim sınırlamalarını belirlemek için termodinamiğin kabul gören dört yasası kullanılmaktadır. Termodinamiğin I. Yasası enerjinin yoktan var edilemeyeceğini veya yok edilemeyeceğini öne sürmektedir yani enerjinin niceliği ile ilgilidir. Termodinamiğin II. Yasası ise genel olarak karmaşık sistemlerin optimizasyonunda kullanılmakta ve enerjinin yararlı iş potansiyeline dönüştürebileceğimiz miktarı ile ilgilidir. Gaz türbinli bir motorun optimum çalışma sınırlarını oluşturmak için enerji niceliğinin ve niteliğinin bilinmesi gerekir. Bu iki termodinamik yasası bize enerjinin ne kadarından kullanılabilir enerji elde ettiğimizi ya da ne kadar ekserjiye sahip olduğumuzu göstermektedir. Enerji verimliliği genel bir terimdir ve pratikte çeşitli enerji performans göstergeleri için kullanılır, genellikle termodinamiğe dayalıdır. Termodinamik göstergelerin performans hesabı günümüzde farklı alanların (enerji teknolojisi, kimya

mühendisliği, ulaşım, tarım) performans ölçülmesinin en doğal yolu olan herkes tarafından kabul görmüş ikinci yasaya dayandırılarak yapılır.

Bu alanlardan bir tanesinde gün geçtikçe büyümekte olan havacılıktır. Havacılık denilince akla uçaklar ve uçaklarda kullanılan güç grupları yani gaz türbinli motorlar gelmektedir. Gaz türbinli motorların daha verimli kullanılmaları ve çevreye daha az emisyon salınımlarının olması için motorlar için ekserji ve enerji analizleri yapılmaktadır.

Ekserji hesaplamaları bulunulan koşulları ve tersinmezlikleri de göz önünde bulundurduğu için enerji hesaplarının içerisinde yerini almış bulunmaktadır. Burada tersinmezlikler olarak bahsedilen durumlara; tam yanmanın gerçekleşmemesi, gazın mükemmel gaz özellikleri göstermemesi, sürtünme, tam sıkıştırmanın sağlanmaması, gaz akışının istenilen şekilde aksel düzlemde hareket etmemesi örnek olarak verilebilir. Bu nedenle olumsuz durumlar değerlendirilerek bir sistemin koşulları daha iyi duruma getirilip, tersinmezlikler azaltıldığı takdirde enerjiden tasarruf etmemiz kolaylaşacaktır.

1.2. Tezin Önemi, Amacı, Özgünlüğü ve Bilime Katkısı

Enerji ve ekserji alanında yapılan bilimsel çalışmaların tamamı, termodinamiğin fosil yakıtları daha etkin kullanmak, yenilenebilir enerji teknolojilerini geliştirmek ve daha verimli ulaşım sistemleri, binalar ve endüstriyel uygulamalar tasarlamak gibi birçok alanda enerji tasarrufu için önemli katkıda bulunduğunu söylemektedir [4].

Enerji etkileşiminin yoğun bir şekilde gerçekleştiği ulaşım türlerinden biri de hava ulaşımıdır. Hava ulaşımında kullanılan enerji teknolojisi ise hava aracı güç gruplarıdır. İstatistiksel verilere göre havacılık günden güne büyümekte ve çevreye verilen zarar gittikçe artmaktadır [5]. Bu sebeple uçak gaz türbinli motorların termodinamik analizlerin verim ve emisyon hesaplamalarının yapılması önem taşımaktadır.

Turbojet ve küçük ölçekli turbojet motorlar için daha önce tasarım, imalat, işletme, performans ölçümü, test ve deney çalışmaları yapılmıştır. Bundan önce küçük ölçekli turbojet motorlar havacılıkta daha etkin kullanılabilmesi için çalışma konusu olmuştur [6-15]. Motor üzerindenki sensörlerden alınan verilerle ve ölçülemeyen değerlerin hesaplanan sonuçlarıyla TRS18 deneysel füze motorunun gerçek çalışma koşullarında motor bileşenlerinde meydana gelen tersinmezliklerin yeri ve büyüklüğü hesaplanmıştır. Bu çalışmada, bu alanda yapılacak olan çalışmalara yardımcı olması amacıyla TRS18 motorunun deneysel ekserji analizi ilk defa yapılmıştır.

Ülkemizdeki füze motor çalışmalarında burada yapılan detaylı analiz çalışmalarının faydalı olacağı düşünülmektedir.

Gelecekte, bu çalışmadan yararlanarak ilgili füze motor sınıfına ait tasarım çalışmalarında enerji kayıplarının en aza indirilmesi ve performansın artırılması düşünülmektedir.

1.3. Mikro Turbolar ve Kullanım Alanları

Gelişime başladıklarından beri, büyük ve küçük gaz türbinli uçak motorları, buldukları zaman içerisinde kategorilere ayrılmışlardır. Küçük motorlar sadece kendilerine has özelliklerle ve boyutlarından dolayı belirgin avantajlara sahip olmakla kalmamış olup, aynı zamanda büyük motorlardan farklı olan bir uygulama kategorisi için kullanılmışlardır [16-17].

1940'lı yılları takiben gaz türbinli motorun tanıtımından sonra, 10 yıldan daha az bir sürede büyük gaz türbinli motorlar askeri ve sivil havacılıkta kullanılan geleneksel pistonlu motorların yerini almaya ve sivil nakliye uçaklarında kullanılmaya başlanmıştır. Bu zamandan sonra büyük gaz türbinli motorların gelişimleri ve kapasiteleri, birçok geniş kullanım alanı bularak pistonlu motorların sağladığı olanakların çok önüne geçmiştir [16].

Fakat düşük güçlü motor pazarında pistonlu motorun pazar dışında tutulması çok zordur. Bu nedenle küçük gaz türbinli motorların gelişimi daha yavaş olmuştur. Bununla birlikte belirli bir zaman sonra küçük gaz türbinli motorlar yani mikro turbolar daha fazla itki sağlaması nedeniyle pistonlu motorlar yerine birçok alanda tercih edilmeye başlanmıştır [16].

Bu alanlar;

- Uzaktan Kumandalı Araçlar (Remotely Piloted Vehicles)
- İnsansız Hava Aracı (Unmanned Aerial Vehicles)
- Hedef Uçağı (Target Drone)
- Sahte Hedef, Stratejik ve Taktiksel Füzelerde (Decoy, Tactical and Strategic Missiles)
- Askeri Eğitim Uçakları (Military Trainer Aircraft)
- Özel Amaçlı Uçaklar (Special Purpose Aircraft)
- Seçilmiş Küçük Askeri Uçak (Selected Small Military Aircraft)
- Helikopterler (Helicopters)
- Genel Havacılık Uçakları (General Aviation Aircraft)
- Bölgesel Taşıma Uçakları (Regional Transport Aircraft)

Küçük gaz türbinli motorlar bulunduğu uçaklara pistonlu motorlara nazaran daha iyi bir uçuş emniyeti yani; hız, paralı ağırlık, durum ve güvenilirlik sağlamıştır. Küçük gaz türbinli motorlar menzilli füzelerde kullanılmakta fakat roketlerin itkisi için dayanıklılık kapasitesi bulunmadığı için roketlerde kullanılmamaktadırlar [16].

Uçaklarda kullanılan küçük gaz türbinli motorlar havacılık uygulamaları için farklı alanlarda da kullanılmaktadırlar. Aşağıdaki başlıklarda bu alanlar kategorize edilmiştir.

1.3.1. Uzaktan kumandalı araçlar, insansız hava aracı, hedef uçağı

Uzaktan kumandalı araçlar (Remotely Piloted Vehicles), insansız hava aracı (Unmanned Aerial Vehicles) uçuşunda pilot bulunmayan ve kontrolleri başka bir uçak, yerden, istasyondan veya gemiden yapılan hava araçlarıdır. Keşif için kullanılan uzaktan kumandalı araçlar, insansız hava aracı genellikle hava fotoğrafı elde etmek, gözlem yapmak ve istihbarat toplamak için kullanılır. Dronlar, yer veya gemi silahları ve füze ekipleri tarafından hava savaşı uygulamaları için pilotlar tarafından hedef uygulama için kullanılır. Yukarı da sözü edilen hava araçlarında güç sistemi olarak genellikle küçük gaz türbinli motorlar kullanılmaktadır [16].

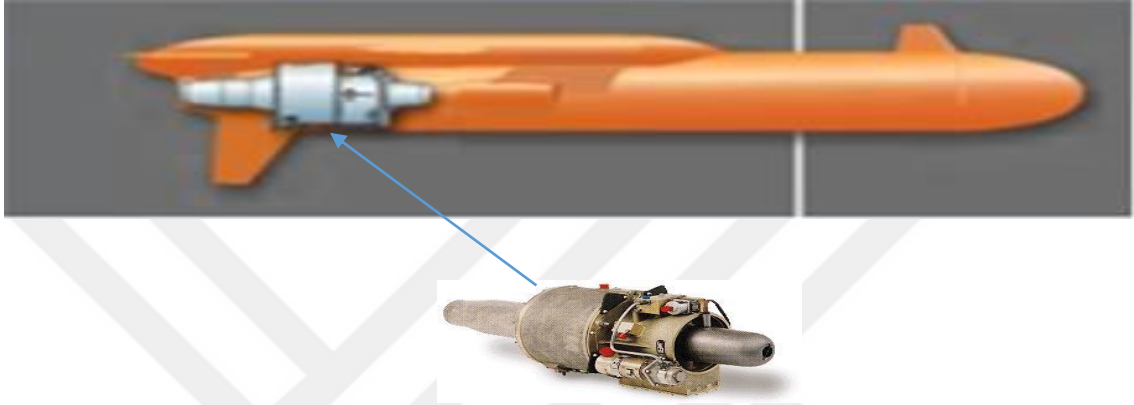
1.3.2. Sahte hedef füzeleri, taktiksel ve stratejik füzeler

Operasyonel füzeler tipik olarak hafif turbojet ve turbofan motorlar ile çalıştırılır. Turbofan bulduran füzeler yüksek ve düşük irtifada, uzun menzile sahip stratejik füze olarak; çeşitli turbojet bulduran füzeler düşük irtifa için taktiksel füze olarak; sahte hedef olarak uçak korumak için ve diğer füze çeşitleri ise özel görevler için kullanılmaktadır. Taktiksel füzeler küçük, düşük maliyetli, fiber optik güdümlü füzeler olarak 1990 yılların başında helikopterlere, yer hedeflerine karşı kullanılmaktadır. Daha büyük ve pahalı füzeler ise uçaklara ve denizdeki hedeflere karşı kullanılmaktadır [16].

1.3.3. Mikro turboların zaman içerisindeki değişimleri


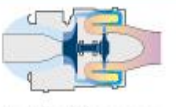
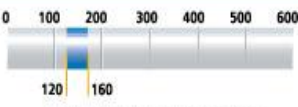


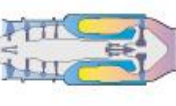
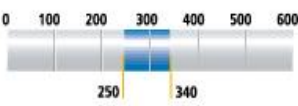


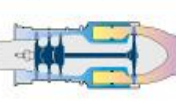
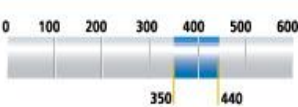


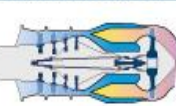
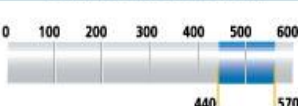

Motorlar için küçük motor sınıfı kavramı ilk olarak 1940 ve 1950 yılların arasında tanımlandı. Küçük motorlar yaklaşık olarak 150 ile 1.000 libre arası göreceli olarak daha az itki üretenlerdir ve güç çıktıkları 150 ile 900 SHP (Shaft Horse Power) arasındaydı. Uçak gövdesi ve motor teknolojisinin ilerlemesi ile birlikte motor uygulama alanları artmıştır. Aynı zamanda bu iki süreç motor veriminin artmasını ve motor hacminin azalmasını sağladı. 1990 yılların başlarında itki verimi küçük taktiksel bir füzede kullanılan turbojet motorunun ürettiği itki olan 100 libreden, bölgesel taşımacılık yapan

uçaklarda kullanılan turbofan motorların itki değerlerinin üzerine çıktı. Benzer bir şekilde küçük turbo şaft ve turboprop motorlarda güç çıktısı yaklaşık olarak 250 SHP'den 6.000 SHP'ye çıkmıştır. Aslında bu zamanda küçük olarak sınıflandırılan motorlardan alınan güç çıktısı 1940'larda ve 1950'lerin başlarında büyük motorlar sınıfına giren motorların güç çıktısına ulaşmıştır [16]. Bu seviyelere ulaşmadaki en büyük etken verim hesaplamaları, malzeme bilimindeki ilerlemeler ve optimizasyon çalışmaları olmuştur.



Şekil 1.1. TRS18 turbojet motorunun füzedeki konumu [14]

Mikro turbo olan TRS18 motorunun füzedeki konumu Şekil 1.1'de ve mikro turboların zaman içerisindeki gelişimleri Şekil 1.2'de gösterilmiştir.

Model	Architecture	Thrust (daN)	Main Application
 TRS 18-1	 Centrifugal Compressor	 120 to 160 daN / 270 to 360 lbt	 Mirach 100-5 Target drone - Galileo Avionica
 TRI 40	 4 stage-axial compressor	 250 to 340 daN / 560 to 750 lbt	 NSM anti-ship Missile - KDA / MBDA
 TRI 60-5	 3 stage-axial compressor	 350 to 440 daN / 800 to 1100 lbt	 MQM107 Target drone - Raytheon / BAE Systems / CEI
 TRI 60-20/-30	 4 stage-axial compressor	 440 to 570 daN / 1000 to 1250 lbt	 Storm Shadow/Scalp EG Cruise missile - MBDA

Şekil 1.2. Mikro turbolar ve gelişimleri

1.4. Literatür Taraması

Küçük ölçekli motorlar için yapılan açık literatür taramasında aşağıdaki çalışmalar tez konusu kapsamında yayınlandığı yıllara göre incelenmiştir;

Benini ve Giacometti (2007), hem eğitim hem de araştırma faaliyetleri için kullanılmak üzere itki kuvveti 200 N olan motor tasarımını geliştirmişlerdir. Bu çalışmada imalat, işletme ve tasarım da dâhil olmak üzere bu tarz bir motorun kurulması için gerekli tüm aşamalar ayrıntılı olarak açıklanmıştır. Jet motorunun özellikleri; 60.000 RPM (Revolution Per Minute), 2,66: 1 sıkıştırma oranına sahip tek kademeli santrifüj kompresör, doğrudan akışlı dairesel yanma odası ve 950 K türbin giriş sıcaklığı ile tek kademeli aksel türbindir. Tüm tasarım, imalat detayları ve çalışma prosedürü deney sonuçları ile birlikte çalışmada yer almaktadır [6].

Turan (2012), bazı tasarım parametrelerinin insansız hava araçlarında kullanılan küçük ölçekli bir turbojet motorun ekserjetik ve enerjetik performansı üzerindeki etkisini incelemiştir. Kullanılan teorik verilere dayanarak, kompresör basıncı oranı (π_c) ve türbin giriş sıcaklığı (T_{t4}) ile motorun ve komponentlerinin ekserjetik ve aerodinamik yönlerini parametrik olarak incelemiştir. Çalışma koşullarındaki parametrelerin; $2 < \pi_c < 7$ kompresör sıkıştırma oranı, $1.200 \text{ K} < T_{t4} < 1.500 \text{ K}$ yanma odası sıcaklığı ve $894 < N < 907$ itki kuvveti aralığındaki değerleri gösterdiğini bulmuştur. Türbin giriş sıcaklığının arttırılmasının turbojet motorun ekserji verimliliğini azalttığını ifade etmiştir. Bununla birlikte, kompresör basınç oranındaki artışın uçuş Mach sayısındaki artış ile birlikte motorun ekserji verimliliğini arttırdığını çalışmada gözlemlemiştir. Bilgisayar ortamında gerçekleştirilen deneylerde uçuşun 9.000 m yüksekliğinde gerçekleştiğini ve uçuş hızlarını 0,8 - 0,9 Mach olarak kabul almıştır. Bu tasarım parametrelerinin incelenmesi, küçük ölçekli turbojet motorun daha iyi enerji ve ekserji tüketimi elde etmek için ne kadar iyileştirmenin mümkün olduğunu göstermektedir [7].

Badami ve vd. (2013), gerçek havacılık türbinleri üzerindeki deneysel faaliyetlerin çok karmaşık ve pahalı olabileceğinden, gerçek motorların parçalarının veya küçük ölçekli turbojet motorların kullanılmasının araştırma faaliyetleri için yararlı olabileceğini ifade etmişlerdir. Çalışmaları, dakikadaki dönü hızı 80.000 olan, itkisi 80 N olan bir deneysel turbojet motorun gerçekleştirilen deneysel ve sayısal etkinliğinin sonuçlarını açıklamaktadır. Araştırmalarının amacı, gaz türbinli motorlarda alternatif yakıtların kullanılmasının faydaları üzerine sonraki faaliyetlerde kullanmak için motorun termodinamik çevrim ve performansı hakkında daha ayrıntılı bilgi vermektir.

Termodinamik ve CFD (Computational Fluid Dynamics) analizleri ile motorun her komponentinin özgül bir karakterizasyonunu gerçekleştirmişler ve bu tür küçük turbo motorlar hakkındaki bilgiyi arttırmak amacıyla ölçülen parametreleri teorik olarak analiz etmişlerdir [8].

Badami ve vd. (2014), gerçek havacılık türbinlerinde analiz ve ölçümlerin karmaşık ve pahalı olmasından dolayı gerçek motor parçalarının veya küçük ölçekli turbojetlerin kullanılmasının araştırma faaliyetleri için çok daha ilgi çekici olabileceğini savunmuşlardır. Çalışmaları, alternatif yakıtların dönüş hızı 80.000 RPM olan, itkisi 80 N olan küçük ölçekli bir turbojet motor üzerindeki performansa ilişkin deneysel ve sayısal etkinliğin sonuçlarını açıklamaktadır. Üç farklı yakıt tipini; geleneksel Jet-A kerosen, sentetik gazdan elde edilen sıvı yakıt ve % 30 JME (Jatropha Metil Ester) ile % 70 Jet-A karışımını test etmişlerdir. Deney sonuçlarını; CO (Karbon monoksit), yanmamış hidro karbon ve NO_x (Nitrojen oksit) emisyonları açısından tartışmışlar ve CFD analizi ve literatürde bulunan deneysel denklemlerden elde edilen sonuçlar ile karşılaştırmışlardır [9].

Ekici (2015), Jet Cat USA firmasının mini turbojet motoru olan Jet Cat P-60 ürün adına sahip, dönüş hızı 50.000 – 165.000 RPM, egzoz gaz çıkış sıcaklığı 580 – 690 °C, yakıt tipi kerosen olan jet motoru sistem komponentlerinin tersinmezlik miktarlarının belirlenmesinde kullanılan ekserji analiz yöntemi ile birlikte ekserji analizi sonucunda tespit edilmiş tersinmezlikler miktarının komponentler arasındaki ilişkilerini inceleyen ileri ekserji analizini gerçekleştirmiştir. Ayrıca motorun sürdürülebilirlik göstergelerini tez kapsamında sunmuştur [10].

Turan (2016), Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Test-Hücre Laboratuvarı'nda deneysel bir turbojet olan TRS18 motorunun enerji ve entropi analizlerini incelemiştir. Bu amaçla hareket yasası ve Brayton termodinamik çevrim modelini kullanmıştır. Süreçleri (yani sıkıştırma, yanma ve genleşme) P-v, T-s ve h-s diyagramlarında oluşturmuştur. Ek olarak, entropi analizini gerçekleştirmek için termodinamiğin ikinci kanununu çevrim modeline uygulamıştır. Atık ve itme kuvvetinin dağılımı, toplam verimi (enerji temelli birinci kanun verimliliği), motorun özgül yakıt tüketimini ve özgül itkisini de analizler sırasında hesaplamıştır. Çalışmanın sonuçlarının aynı zamanda motor bileşenleri üzerindeki tersinmezlikler ve verimsizlikler nedeniyle entropinin değerini değiştirdiğini ifade etmiştir. Sonuç olarak, bu çalışmanın, benzer uçak

turbo jetleri, yardımcı güç üniteleri ve hedef drone güç sistemlerinin gelecekte tasarım ve araştırma çalışmaları için yararlı olacağı düşünülmüştür[11].

Yücer (2016), küçük ölçekli bir gaz türbini jet motoru incelemiştir. Jet motorun performansını anlamak için dört farklı yük tipinde (boşta, kısmi birinci yük, kısmi ikinci yük ve tam yük) denemeler yapmıştır. Yük tiplerine göre, motor komponentlerinin ve toplam jet motorunun enerji ve ekserji akışlarını incelemiştir. Dört yük tipinin etkilerini karşılaştırmak için özgül yakıt tüketimi, yakıt ekserji tüketimi, bağlı ekserji tüketimi ve ekserjetik iyileştirme potansiyel oranı gibi parametreleri incelemiştir. Termodinamik verimsizlikleri açıklamak için ekserji verimleri ve ekserji yıkımlarını hesaplamıştır. Yük tipinin ekserji verimi üzerindeki etkisini, bileşenler ve jet motoru için analiz etmiştir. Gaz türbininde boşta ve kısmi birinci yükte, maksimum ekserji verimini sırasıyla % 67,8 ve % 79,4 olarak bulmuştur. Kısmi ikinci yük ve tam yük durumları için, maksimum ekserji verimlerini yanma odası için sırasıyla % 81 ve % 80,6 olarak hesaplamıştır. Maksimum ekserji yıkımının, tüm yük türleri için yanma odasında meydana geldiğini ifade etmiştir. Bu değerlerin yük türleri için sırasıyla 35 kW, 40,3 kW, 36,6 kW ve 47,9 kW olduğunu tespit etmiştir [12].

Çoban ve vd. (2017), geleneksel havacılık yakıtı veya biyoyakıt ile çalışan küçük ölçekli bir turbojet motorun, ekserjetik performansını ve eksergoekonomik analizlerini motorun performans ve maliyet akışını değerlendirerek yapmışlardır (2017). Analizler komponentlerin ekserji ve maliyet hesaplamaları ile gerçekleştirilmiştir. Motorun ana bileşenleri hava kompresörü, yanma odası ve yüksek basınç türbinidir. Biyoyakıt test sonuçları, motor komponentlerinin ekserji verimliliğini hava kompresörü için % 74,52, yanma odası için % 47,68 ve yüksek basınçlı türbin için % 99 olarak elde edildiğini göstermektedir. Diğer taraftan, motor geleneksel jet yakıtı ile beslendiğinde; hava kompresörü, yanma odası ve yüksek basınçlı türbinin ekserji verimleri sırasıyla % 75,22, % 48,34 ve % 98,44 olarak hesaplamışlardır. Buna ek olarak, jet yakıt için itki maliyeti 79,08 US \$ / h \$ kN ve biyoyakıt için itki maliyeti 91,89 US \$ / h \$ kN olarak hesaplamışlardır [13].

Turan (2017), deneysel küçük bir turbojet motoru test ederek, motorun performans modellemesini elde etmiştir. Deneysel turbojet motor, bir hava alığı, santrifüj kompresör, ters akışlı yanma odası, eksenel akışlı türbin ve egzozdan oluşmaktadır. Turbojet deneyleri, dönüş hızı $25.000 < \text{RPM} < 48.500$ ve $130 \text{ N} < \tau < 1.260 \text{ N}$ kuvvet arasında gerçekleştirilmiştir. Performans parametreleri arasındaki ilişkiler, güvenilirlik değerleriyle

verilmiştir. Turbojet motor, test hücresinde farklı devirlerde (RPM) çalıştırılarak, itki (τ), özgül yakıt sarfiyatı (SFC), yakıt debisi (FF) ve egzoz gaz sıcaklığı (EGT) arasındaki değişimlerini incelemiştir. Bu fonksiyonlardan matematiksel bağıntılar elde etmiştir [14].



2. TRS18 TURBOJET MOTORU

TRS18 turbojet motorları 1973 yılında geliştirilmiş mikro turbo tip motorlardır. Askeri uygulamalarda, insansız uçaklarda, güdümlü füzelerde ve yardımcı güç ünitelerinde kullanılmak üzere tasarlanmış yüksek güvenilirlik ve düşük maliyet özelliği taşıyan turbojet motorlardır [18].

TRS18 motoru küçük ölçekli, düşük itki kuvveti için tasarlanmış Fransa'da 1970'lerin başında üretime başlanmıştır [19]. TRS İnsanlı ve insansız hava araçlarının güç sistemi olarak kullanılmaktadır [11]. Askeri uygulamalarda, insansız uçaklarda, güdümlü füzelerde ve yardımcı güç ünitelerinde kullanılmak üzere tasarlanmış güvenilirlik ve düşük maliyet özelliklerine sahiptir [14].

TRS18 turbojet motoru giriş lülesi, tek kademeli santrifüj kompresör, ters akışlı yanma odası, aksenel türbin, egzoz konisi olmak üzere beş ana bölümden meydana gelir [20]. Görsel 2.1'de TRS18 turbojet motoru ve Görsel 2.2'de ise TRS18 motoruna ait sensörlerin yerleri gösterilmektedir.

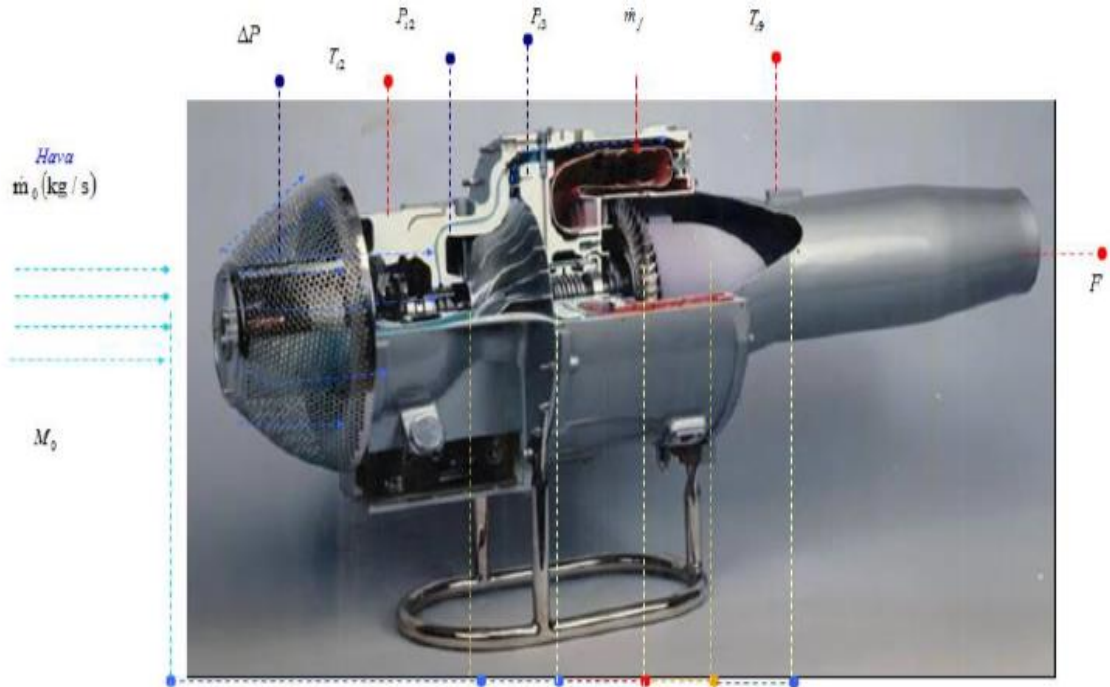


Görsel 2.1. TRS18 turbojet motoru

TRS18 turbojet motoruna ait genel özellikler Tablo 2.1’de yer almaktadır [11];

Tablo 2.1. TRS18 turbojet motorunun genel özellikleri

Elde edilen güç	Versiyonuna göre 1.500 N’a kadar çıkabilmekte.
RPM	44.000-47.000 maksimum değer
Kompresör	Santrifüj
Yanma Odası	Ters akışlı dairesel tip
Türbin	Tek kademe aksenal akışlı
Tasarım	Tek şaftlı
İlk çalıştırma	Hava tahrikli
Yakıt sistemi	Motor tahrikli yakıt pompası ve elektrik pompası
Yağlama sistemi	Geri dönüşümlü sistem
Kullanılan yağ	MIL-L-7808
Ağırlık	38 kg
Uygulama Alanları	BD5J,Tek kişilik jet, Mikro jet, Hedef uçağı



Görsel 2.2. TRS18 turbojet motoru ve sensörlerin yerleri

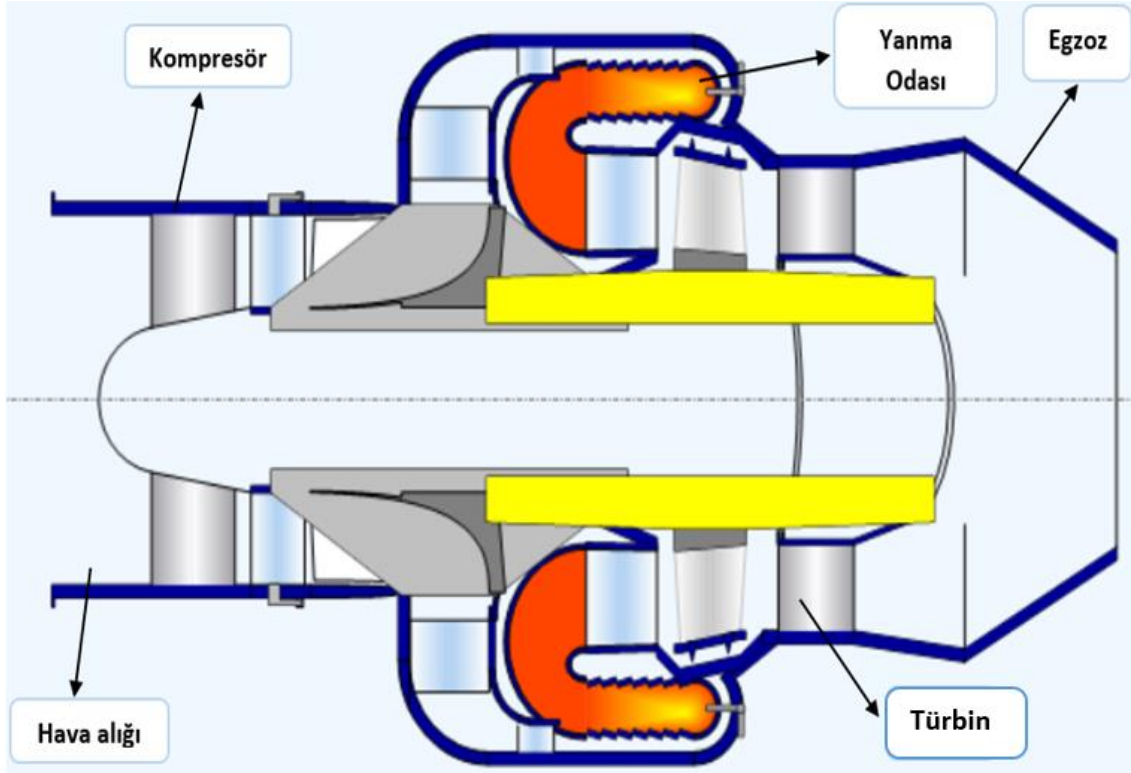
TRS18 turbojet motoruna ait sensörlerden alınan veriler Tablo 2.2’de listelenmiştir;

Tablo 2.2. TRS18 turbojet motoruna ait sensörlerden alınan veriler

Veriler	Açıklamalar
$\Delta P(mmH_2O)$	Basınç Farkı
$P_{i2}(mmH_2O)$	Kompresör giriş basıncı
$P_{i3}(bar)$	Kompresör çıkış basıncı
$\dot{m}_f(lt/h)$	Yakıt akış oranı
$T_{i9}(^{\circ}C)$	Egzoz çıkış sıcaklığı
$T_{i2}(^{\circ}C)$	Kompresör giriş sıcaklığı
$\tau(N)$	Motor itki kuvveti
$\dot{m}_0(kg/s)$	Hava debisi

3. TRS18 TURBOJET KOMPONENTLERİ

Bir turbojet motorun ana bileşenleri hava giriş lülesi, kompresör, yanma odası, türbin ve egzoz olmak üzere beş ana başlık altında toplanabilir. TRS18 turbojet motoru tek şaftlı, basit tasarımlı akışkan bir motordur. Dönen parçalar şaft, bir kademe aksenal türbin ve santrifüj kompresörü içermektedir. Çalışmaya başlaması ve yönetim tamamen otomatiktir. Yeniden çalıştırma uçuş esnasında karşıdan çarpan rüzgâr ile sağlanabilmektedir [20]. TRS18 motor komponentlerinin yerleri ve tasarım şeması Şekil 3.1’de gösterilmiştir. Motorda kullanılan komponentler ve kullanılma nedenleri aşağıdaki başlıklarda detaylı bir biçimde açıklanmıştır.

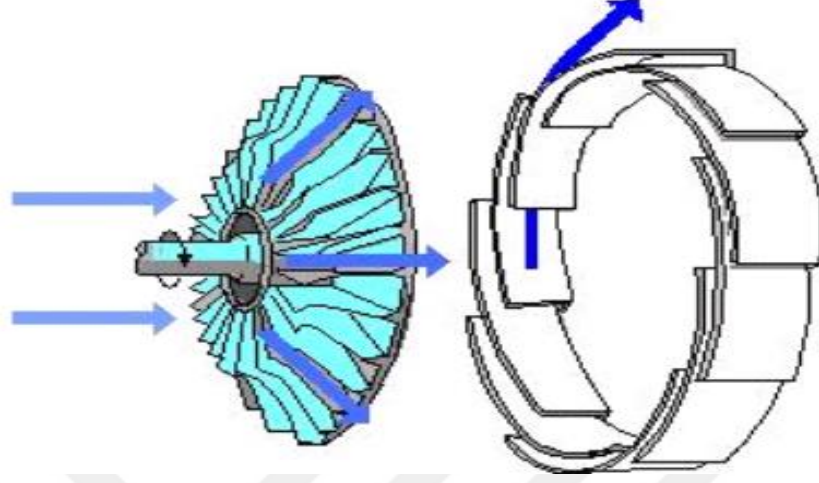


Şekil 3.1. TRS18 Turbojet motorunun tasarım şeması

3.1. Santrifüj Kompresör

Uçak gaz türbinli motorlarda aksenal ve merkezci akımlı olmak üzere iki tip kompresör kullanılmaktadır. Merkezci kompresörlerde akış, eksene yakın ve merkezden dış yarıçapa doğrudur. Bu tip kompresörlerin avantajı birim kademe başına daha fazla sıkıştırma oranına sahip olmasıdır. Şekil 3.2’de görüldüğü gibi santrifüj kompresörün

dezavantajı büyük bir ön alana sahip olması ve veriminin düşük olmasıdır. Genellikle bu yapı küçük ve büyük motorlarda son kademe olarak kullanılır [14].

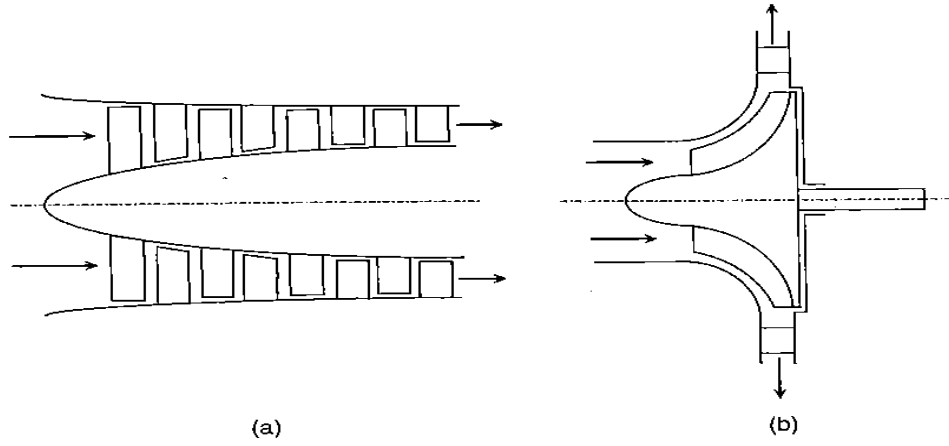


Şekil 3.2. Santrifüj kompresör

Santrifüj kompresörlerinin aksel akışlı kompresörlere göre avantajları ve küçük motorlarda kullanılma nedenleri [21];

- Daha yüksek sıkıştırma oranı.(5:1 veya 10:1)
- Sağlam ve basit yapısının olması.
- Aynı sıkıştırma oranı için daha kısa uzunluğa ihtiyaç duyulması.
- Genelde daha az stall karakteristiğine sahip olması.
- Bladeler toza ya da yabancı maddeye maruz kaldığında daha az performans kaybının olması.
- Eşit basınç oranı için üretimin daha ucuz olması.
- Tahliye edilen hava yönünün gaz türbinli motorlarda heat exchangerlar ve intercoolerların montajına uygun olması.
- Belirli bir dönü hızında dalgalanma (surge) ve boğulma (choking) limitleri için geniş istikrarlı çalışma aralığının olması.

Eksenel akışlı ve santrifüj akışlı kompresörlerin şematik çizimi Şekil 3.3'de ve bu iki kompresöre ait özellikler Tablo 3.1'de verilmiştir.



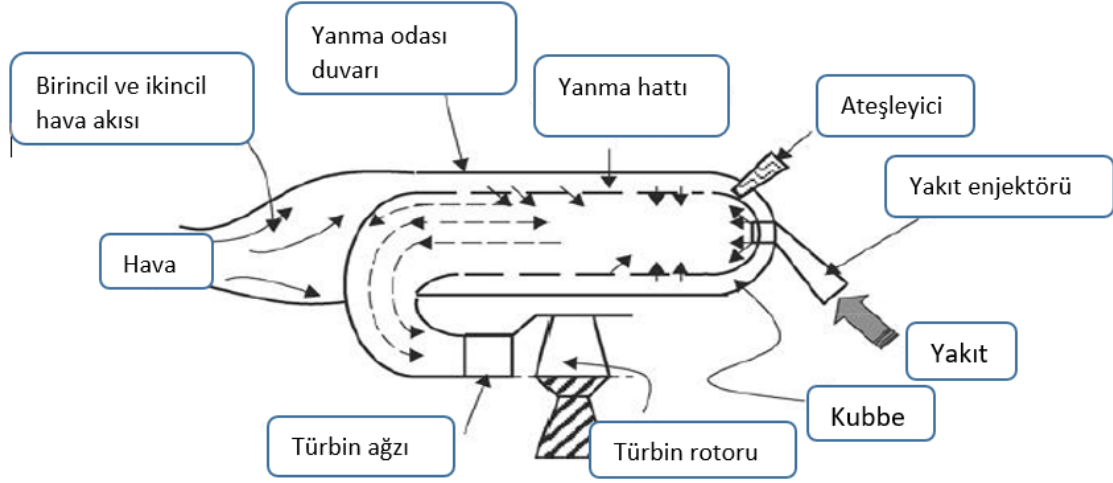
Şekil 3.3. (a)Eksenel akışlı kompresör (b) Santrifüj kompresör

Tablo 3.1. Eksenel ve santrifüj kompresörlerin özellikleri

	Eksenel Kompresör	Santrifüj Kompresör
Ön Alan Ölçüleri	Küçük	Büyük
Uzunluk ölçüleri	Uzun	Kısa
Her kademedeki blade sayısı	Çok	Az
Ağırlık	Ağır	Hafif
Rpm	Düşük	Yüksek
Verim	Yüksek (%85 veya daha fazla)	Orta seviyede (% 75-80)
Her kademe ki sıkıştırma oranı	Düşük	Yüksek
Toplam sıkıştırma oranı	Yüksek (30:1)	Çok düşük (<10)
Kütle akış oranı	Yüksek	Düşük
Akış yönü	Eksenel	Radyal
İmalatı ve fiyatı	Zor ve pahalı	Kolay ve ucuz
Denge (balance)	Zor	Kolay
Yapısı	Karışık	Basit
Kütle akışındaki ani değişimler	Kabul edilemez	Kabul edilebilir
Bakım ve maliyeti	Zor ve pahalı	Kolay ve ucuz
FOD	Direnci az	Direnci fazla
Kirlenme	Büyük ölçüde etkilenir	Az etkilenir
Dayanıklılık	Düşük	Yüksek
Sağlamlık	Kırılabılır	Güçlü

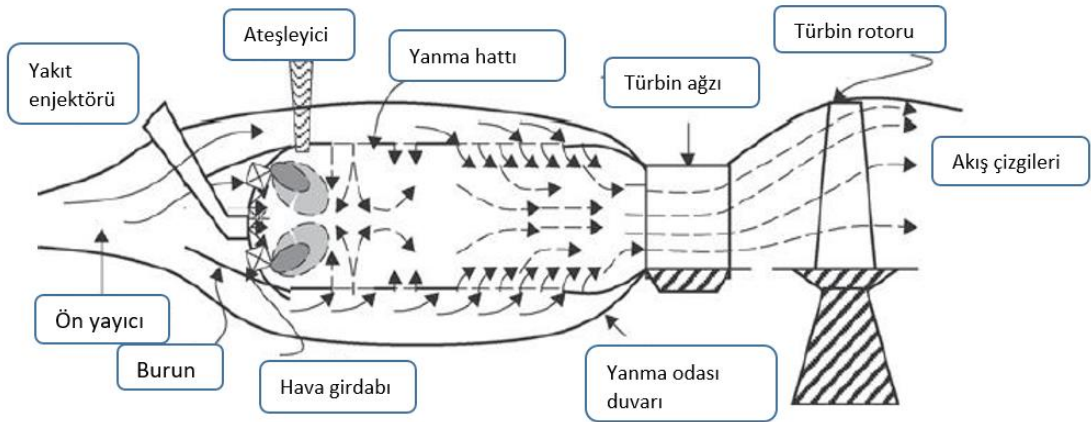
3.2. Ters Akışlı Yanma Odası

Uçak gaz türbinli motorlarında kullanılan iki farklı tip yanma odası konfigürasyonu vardır. Ters akışlı yanma odası ve doğrusal akışlı yanma odası sırasıyla Şekil 3.4 ve 3.5’de gösterilmektedir.



Şekil 3.4. Ters akışlı yanma odası [22]

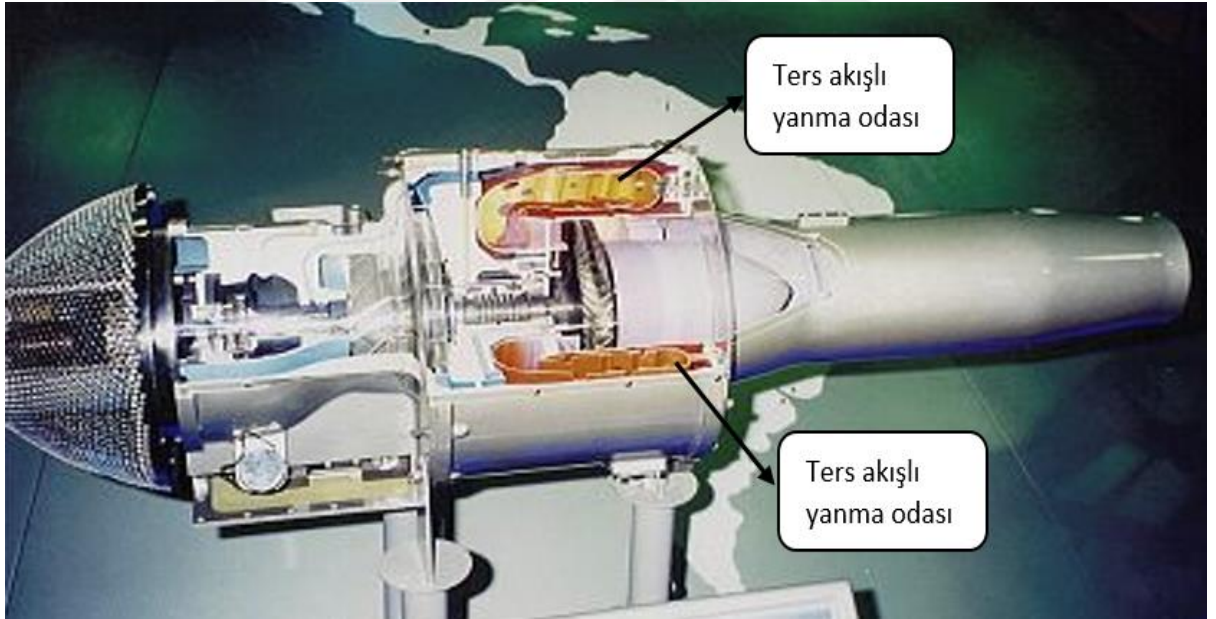
Ters akışlı yanma odası küçük ölçekli gaz türbinli motorlarda santrifüj kompresörden yararlanmak için en uygun yanma odası tipidir. Akış 180 derece döndürülür ve akış yönü değiştiği için basınç kaybı oluşur. Bu karışık yanma odası tasarımı türbin giriş düzlemi ile kompresör çıkış düzlemi arasında yer alır ve böylelikle kompresör ve türbin arasında kısa bir mesafe oluşur. İlk tasarlanan motorlarda kullanılan bu konfigürasyonun günümüzde de kullanımı tercih edilmektedir [22].



Şekil 3.5. Doğrusal akışlı yanma odası [22]

Görsel 3.1’de yer alan ters akışlı yanma odasının avantajları aşağıdaki maddelerde sıralanmıştır [23];

- Ters akışlı yanma odası gaz türbininin uzunluğunu azaltabilir ve taşımayı daha kolay hale getirebilir.
- Azaltılmış uzunluk, milin üç yerine iki yatağa oturmasına sağlar. Bu da titreşim ve bakım sorunlarını azaltacaktır.
- Ters akışlı yanma odasının yapısı yanmaya maruz kalan geçiş hattının ve parçaların soğutulması için hava akışını etkili bir şekilde kullanır. Emilen ısı havaya geri döndürülür. Diğer bir deyişle, ters akışlı yanma odasında soğutma işlemi aslında hava için bir ön ısıtma işlemidir.
- Ön ısıtma havası da yanıcı hattın iç tarafında duvar filmi soğutma görevi görür. Hızlanmış havanın yanma odasına nüfuz etmesi, daha etkili yanmayı sağlar. Hava yakıt karışımının daha verimli yanması duvarın yakınındaki NO_x oluşumunu azaltmaya yardımcı olur.

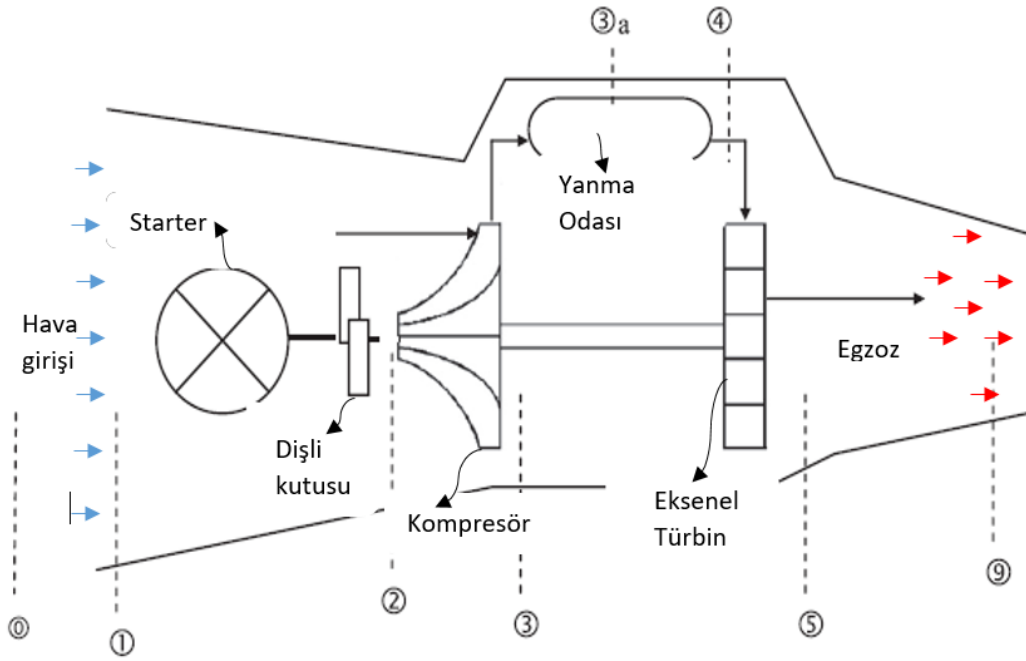


Görsel 3.1. TRS18 ters akışlı yanma odası

3.3. Eksenel Türbin

Türbinler, akışkan gazın veya sıvının hareketinden enerji üreten ve bu enerjiyi elektrik ve mekanik enerjiye dönüştüren turbomakineler olarak tanımlanabilir. Günümüzde kullanılan uçaklardaki motor isimleri gazın sıkıştırılarak kullanılmasından

dolayı gaz türbinli motorlar olarak nitelendirilmektedir. Gaz türbinli motorlar ses hızının altındaki ve üzerindeki şartlarda çalışabilmektedir. Türbinler gazın geldiği akış yönüne göre aksel, karma ve santrifüj olarak üç başlık altında sınıflandırılabilir [21]. Aksel akışlı türbinlerde akış, rotora doğru yani aksel yönde gelmektedir. Havacılıkta genel olarak aksel türbinler kullanılmasına karşın karma ve santrifüj türbinlerin kullanılmasına çok az rastlanmaktadır.



Şekil 3.6. TRS18 turbojet motoru komponentleri [7]

4. TERMODİNAMİK BAĞINTILAR

Bu tezde ısı ile çalışan TRS18 deneysel turbojet motoru ekserji analizi inceleneceği için öncelikle termodinamik bağıntıların açıklanması gerekmektedir.

Ekserji analizini yapmak için enerjinin, enerjinin uygulama alanlarının ve ekserjinin idrak edilmesi gerekir. Bundan dolayı TRS18 motorunun ekserji analizi yapılmadan önce bu analizin gereklilikleri konusunda ve analizin nasıl yapıldığı hakkında bilgi verilecektir. Termodinamik bağıntılar; enerji, entropi ve ekserji analizi olarak üç başlık altında incelenebilir.

Enerji hesaplamaları turbojet motora giren hava debisi ile doğru orantılıdır. Bu nedenle sisteme giren ve çıkan hava debisinin hesaplanması gerekir. Turbojet motora giren ve çıkan hava debisi çalışmada birbirine eşit olarak kabul edildiği için sistem kontrol hacmi olarak değerlendirilmektedir.

4.1. Kütle Korunumu ve Kontrol Hacmi

Bir kontrol hacmi için kütle korunumu şu şekilde ifade edilebilir. Bir kontrol hacmine veya kontrol hacminden dt zaman aralığında olan kütle geçişi, aynı zaman aralığında kontrol hacmindeki kütle miktarındaki değişime eşittir. Bu tezde kapalı sistemlere yer verilmeyip sadece kontrol hacimlerinden bahsedilmesinin asıl nedeni gaz türbinli motor sistemlerinin açık sistemler olmaları ve literatürde kontrol hacmi olarak kabul edilmeleridir [2].

Burada aşağıdaki ‘in’ ve ‘out’ sözcükleri giren ve çıkan kütle miktarlarını temsil etmektedir. Kütle korunumunun genel ifadesi Eşitlik 4.1’de verilmiştir;

$$\sum m_{in} = \sum m_{out} \quad (4.1)$$

Eşitlik 4.2’de görüldüğü gibi giren kütle ve çıkan kütle farkı kontrol hacmindeki kütle değişimine eşittir;

$$m_{in} - m_{out} = \Delta m_{CV} \quad (4.2)$$

Kontrol hacmindeki kütle değişiminin zamana bağlı ifadesi Eşitlik 4.3’de verilmiştir;

$$\dot{m}_{in} - \dot{m}_{out} = dm_{CV} / dt \quad (4.3)$$

Kontrol hacmindeki toplam kütle; yoğunluğun “ ρ ”, değişken olan hacmin “ V ” integralinin çarpılması ile bulunur;

$$m_{CV} = \int \rho dV \quad (4.4)$$

Kontrol hacmindeki kütlelerin zamana bağlı değişim oranı Eşitlik 4.5’de verilmiştir;

$$\frac{dm_{CV}}{dt} = \frac{d}{dt} \int_{CV} \rho dV \quad (4.5)$$

Ve ya bu denklemi en genel haliyle “ $0 - t$ ” zaman aralığı için şu şekilde de yazmak mümkündür;

$$\int_0^t \left(\frac{dm_{CV}}{dt} \right) dt = \int_0^t \left(\sum_{in} \dot{m}_{in} \right) dt - \int_0^t \left(\sum_{out} \dot{m}_{out} \right) dt \quad (4.6)$$

İntegral işlemi yapıldığında “ $0 - t$ ” zaman aralığı kontrol hacmindeki toplam kütle Eşitlik 4.7’de verildiği gibidir;

$$m_{CV}(t) - m_{CV}(0) = \sum_{in} \left(\int_0^t \dot{m}_{in} dt \right) - \sum_{out} \left(\int_0^t \dot{m}_{out} dt \right) \quad (4.7)$$

4.2. Enerji

4.2.1. Enerji uygulama alanları

Bizim günlük aktivitelerimizin çoğu enerji değişimi ve enerji transferi içermektedir. İnsan vücudu aşına olduğumuz örneklerden bir tanesidir. Tüketilen yiyecekler veya içecekler insan vücudu tarafından kilo olarak depolanır ya da ısı ve iş olarak enerjinin farklı bir türüne çevrilir. Enerjinin mühendislik uygulamaları çok geniştir ve içerisinde güç santrallerinden elektrige, uçak motorlarından araba motorlarına, soğutma sistemlerinden havalandırma sistemlerine kadar birçok alanı içermektedir [24].

Yukarıda verilen örnekler birçok mühendislik uygulamalarından sadece bir kaç tanesidir. Termodinamik sadece mühendislik alanı değil aynı zamanda bilimin daha geniş alanlarını içine alan bir yöntem ve uygulamadır. Buradan anlamamız gereken ise enerji transfer sistemlerinin performansının ve tasarımının geliştirilmesi gerekliliğidir [24].

Enerji transfer sistemlerinin geliştirilmesi ve nasıl çalıştığına dair bilgi edinebilmek için enerji ve ekserji analizleri yapılmalıdır.

4.2.2. Enerji biçimleri

Bir sistem için enerji, iç (duyulur, gizli, kimyasal ve nükleer), kinetik, potansiyel, elektrik ve manyetik gibi farklı biçimlerde bulunabilir. Elektrik, manyetik etkileri göz ardı edildiğinde, hal değişimi sırasında sistemin toplam enerjisindeki değişim iç, kinetik ve potansiyel enerji değişiminin toplamıdır [10].

- Potansiyel Enerji
- Kinetik Enerji
- Kimyasal Enerji
- İç enerji
- Entalpi (Akış işi)

4.2.3. Enerji analizi için bağıntılar

Termodinamiğin I. Yasası veya diğer adıyla enerjinin korunumu ilkesi enerjinin değişik biçimleri arasındaki ilişkileri ve genel olarak enerji etkileşimlerini incelemek için sağlam bir temel oluşturur. Termodinamiğin I. Yasası deneysel gözlemlere dayanarak, enerjinin var veya yok edilemeyeceğini ancak bir biçimden diğerine dönüşebileceğini vurgular. Bu nedenle bir hal değişimi sırasında enerjinin her zerresinin hesabı verilmek zorundadır [2]. Buradan bir sistem için çıkarılacak sonuç Eşitlik 4.8'deki gibi matematiksel olarak gösterilebilir;

$$E_{in} = E_{out} \quad (4.8)$$

Enerji korunumu termodinamiğin birinci kanunu olarak literatürde yerini almıştır. Herhangi bir sistemin çevreyle olan enerji alışverişi toplamı sıfıra eşittir [25].

Enerji Korunumu denklemi sistem ve çevre etkileşimi açısından Eşitlik 4.9'daki gibi ifade edilmektedir;

$$\Delta E_{system} + \Delta E_{surround} = 0 \quad (4.9)$$

Sistemin çevre ile enerji alışverişi var ise sistem içerisindeki enerjinin zaman ile değişimini şu şekilde yazmak mümkündür. Sistem için enerji değişimi Eşitlik 4.10'da formüle edilmiştir;

$$E_{in} - E_{out} = \Delta E_{system} = dE_{system} / dt \quad (4.10)$$

Herhangi bir sisteme enerji geçişi bilinen yollarla 3 şekilde gerçekleşmektedir; bu yollar ısı, iş ve kütle geçişi ile sağlanır. Enerji korunumunun daha geniş bir ifadesi ısı, iş ve kütle geçişi için Eşitlik 4.11'deki gibi yazılabilir;

$$\Delta E_{system} = (Q_{in} - Q_{out}) + (W_{in} - W_{out}) + (E_{m_{in}} - E_{m_{out}}) \quad (4.11)$$

Genel olarak hareket eden bir sistemin kinetik enerjisi E_k , potansiyel enerjisi E_p ve iç enerjisi ΔU değişir. Bu üç enerji toplam enerji miktarındaki değişimi meydana getirir [25]. Eşitlik 4.12 bu değişimi ifade etmektedir;

$$Q - W = \Delta U + \Delta E_k + \Delta E_p \quad (4.12)$$

Isı girişi olan bir makinadaki iş çıktısı farkı o makinadaki enerji değişimine eşittir. Hareket halinde olmayan termal bir sistem için en genel enerji denklemi Eşitlik 4.13'deki gibi ifade edilebilir;

$$Q - W = \Delta U \quad (4.13)$$

Sistem içerisindeki enerji değişimi sıfır ise sisteme giren ve çıkan enerji denklemi Eşitlik 4.14'deki gibi yazılabilir;

$$Q_{in} + W_{in} + \sum_{in} m_{in} (ke + pe + u) = Q_{out} + W_{out} + \sum_{out} m_{out} (ke + pe + u) \quad (4.14)$$

Bir kontrol hacmine giren veya çıkan akışkan bir akış enerjisine sahiptir. Bu sebeple akış olan bir ortam da iç enerji ‘u’ yerine akış enerjisi olan entalpi ‘h’ yazılır. Eşitlik 4.14'deki iç enerji yerine entalpi yazıldığında Eşitlik 4.15 elde edilir;

$$Q_{in} + W_{in} + \sum_{in} m_{in} (ke + pe + h) = Q_{out} + W_{out} + \sum_{out} m_{out} (ke + pe + h) \quad (4.15)$$

şeklinde ifade edilebilmektedir.

Enerji korunumu denklemi birçok farklı formda yazılabilir. Enerji korunumunun farklı formlarından bir tanesi, termal sistemler ve gaz türbinli motorlar için şu şekilde yazılabilmektedir. Bu sistemler için ısı sisteme giren enerji, iş sistemden çıkan enerji olarak değerlendirilmektir;

$$E_{in} - E_{out} = Q - W = \Delta E_{system} = dE / dt \quad (4.16)$$

Hesaplamalarda sistemin kinetik ve potansiyel enerjisi ihmal edilirse bu iki enerji türünün sistemden çıkarılması ile Eşitlik 4.17 şu şekilde yazılabilir;

$$Q - W = \Delta H = dE / dt \quad (4.17)$$

Özgül ısı, bir maddenin birim kütesinin sıcaklığını bir derece artırmak için gerekli enerji olarak tanımlanmaktadır. İç enerji ve entalpi değişimleri özgül ısının sıcaklığa bağlı değişiminin çarpımıyla elde edilmiştir. Eşitlik 4.18 ve 4.19 özgül ısı ifadelerini tanımlamaktadır. Entalpi; iç enerji ve akış işinin toplamı olarak ifade edilmektedir [4];

$$\Delta U = c_v (T)dT \quad (4.18)$$

$$\Delta H = c_p (T)dT \quad (4.19)$$

$$\Delta H = \Delta U + PV \quad (4.20)$$

Sıcaklığa bağlı değişkenler Tablo 4.1'de yer almaktadır. Yukarıdaki denklemlerdeki tüm özellikler sıcaklığa bağlı değişken olduğu için türev alınırsa Eşitlik 4.21 elde edilebilir;

$$dH = dU + VdP + PdV \quad (4.21)$$

Tablo 4.1. Sıcaklığa bağlı değişkenler

Sıcaklığa Bağlı Değişkenler	Tanımlar
C_v	Maddenin sabit hacimde özgül ısı değeri
C_p	Maddenin sabit basınçta özgül ısı değeri
u	İç enerji
h	Entalpi
s	Entropi

4.2. Entropi

Ekserji analizi yapabilmesi için tersinmezlik olarak nitelendirilen moleküler düzensizlikten bahsedilmesi gerekir. İşlemleri yaparken referans alınan nokta sistemin kayıpsız olarak çalıştığı kabulüdür. Ekserji analizi yaparken yani kullanılabilir enerjinin

niceliği ölçülmek istenirse kayıplar göz önünde bulundurulmalıdır. Burada ikinci yasa olarak bilinen entropi deki artış kavramı göz önünde bulundurulmalı ve bilinmelidir;

Entropi üzerine;

Termodinamiğin sıfıncı yasası, temel olarak şunu söyler: Eğer A ve B cisimleri termal olarak dengedeyseniz (aralarında ısı alışverişi yoksa, yani sıcaklıkları eşitse) ve eğer sıcaklığını bilmediğimiz bir C maddesini, önce A'ya, sonra B'ye (veya tam tersi) değdirdiğimizde, bu 3 cisim arasında da ısı transferi olmuyorsa, C'nin sıcaklığı da A ve B ile aynıdır.

Sıfıncı (sıcaklık) ve I. (enerji korunumu) yasalarında olduğu gibi, termodinamiğin bir yasasının formülizasyonu ve yorumu bizi sistemin termodinamik bir özelliğini tanıtmaya yönlendirir. Sıfıncı yasadaki sıcaklık "T" ve I. yasadaki iç enerji U gibi. Benzer bir şekilde II. yasa da termodinamiğin bir başka özelliğinin varlığına işaret eder, sembolü S olan entropi'yi. Fikirlerimizi daha belirgin hale getirmek için sistem özelliklerinden U'nun sistemin sahip olduğu enerjinin ölçümünü, S'nin de o enerjinin niteliğinin ölçümü olduğunu akılda tutmak gerekir. Düşük entropi termodinamik sistemler için yüksek kaliteli, yüksek entropide düşük kaliteyi ifade etmektedir. T, U ve S özellikleri ve varlıklarıyla birlikte klasik termodinamiğin temellerini oluşturmaktadır [1].

Termodinamiğin II. yasası için Kelvin ifadesi şu şekildedir;

"Isının sıcak bir kaynaktan alınıp tamamen işe dönüştürüldüğü bir süreç mümkün değildir".

Clasius bu süreci şu şekilde gözlemlemiş ve yorumlamıştır; soğuk bir sistemden daha sıcak bir sisteme farklı bir ifadeyle düşük sıcaklıktan daha yüksek bir sıcaklığa ısı aktarımının olmadığını savunmuştur. Enerjinin ısı şeklinde sıcaktan soğuğa doğru bir eğiliminin olmasına rağmen tersi bir durum meydana gelmemektedir. Bugün termodinamiğin II. Yasasını Clasius şu şekilde ifade etmiştir [1];

"Isı daha düşük sıcaklıktan bir cisimden daha yüksek sıcaklıktaki bir cisme bir sistem ve aracı yardımı olmadan geçmez."

"Evrenin entropisi herhangi bir kendiliğinden değişim süresince artar"

Clasius yeni bir termodinamik özellik olarak entropi adını vermiştir. Entropi "S" ile gösterilir ve Eşitlik 4.22 ve 4.23'deki gibi formüle edilebilir [2];

$$dS = \left(\frac{\delta Q}{T} \right)_{\text{int, rev}} \quad (4.22)$$

$$TdS = Q \quad (4.23)$$

Entropi değişimi Eşitlik 4.24'deki gibi ifade edilmektedir;

$$\Delta S = S_2 - S_1 = \left(\int_1^2 \frac{\delta Q}{T} \right)_{\text{int, rev}} \quad (4.24)$$

“4.13” numaralı denklemden yola çıkarak ısı yerine “4.23” numaralı denklemi, iş yerine “ PdV ” ifadelerini yazarsak Eşitlik 4.25 elde edilir;

$$TdS - PdV = \Delta U \quad (4.25)$$

Eşitlik 4.25'de ki denklemi sıcaklık ile bölersek Eşitlik 4.26 elde edilir;

$$\frac{TdS}{T} - \frac{PdV}{T} = \frac{\Delta U}{T} \quad (4.26)$$

Eşitlik 4.27 mükemmel gaz denklemini ifade etmektedir;

$$PV = RT \longrightarrow P = \frac{RT}{V} \quad (4.27)$$

Eşitlik 4.26'da ki basınç yerine 4.27'de ki eşitliği ve iç enerji yerine 4.18 numaralı eşitliği yerine koyarsak Eşitlik 4.28 formüle edilir;

$$\frac{TdS}{T} - \frac{RTdV}{VT} = \frac{c_v dT}{T} \quad (4.28)$$

Eşitlik 4.28 terimlerin sadeleştirilmesi işlemi sonucu Eşitlik 4.29 aşağıdaki ifadeyi alır;

$$dS - \frac{RdV}{V} = \frac{c_v dT}{T} \quad (4.29)$$

Eşitlik 4.29’da ki diferansiyel değişimin integrali Eşitlik 4.30’u verir;

$$\int_1^2 dS - \int_1^2 \frac{RdV}{V} = \int_1^2 \frac{c_v dT}{T} \quad (4.30)$$

Eşitlik 4.30’dan aşağıdaki sonuç çıkarılabilir;

$$S_2 - S_1 - R \ln \frac{V_2}{V_1} = c_v \ln \frac{T_2}{T_1} \quad (4.31)$$

İç enerji için moleküler düzensizliği gösteren formül Eşitlik 4.32’de ki gibidir;

$$\Delta S = c_v \ln \frac{T_2}{T_1} + R \ln \frac{V_2}{V_1} \quad (4.32)$$

Açık sistemler yani kontrol hacmi için entropi 4.21 ve 4.25 numaralı Eşitlikleri kullanılarak elde edilebilir;

$$TdS - PdV = dH - VdP - PdV \quad (4.33)$$

$$TdS + VdP = dH \quad (4.34)$$

4.34’de ki Eşitlik sıcaklık ile bölünürse sonuç olarak Eşitlik 4.35 elde edilir;

$$\frac{TdS}{T} + \frac{VdP}{T} = \frac{dH}{T} \quad (4.35)$$

Mükemmel gaz denklemini kullanarak hacim yerine 4.27 numaralı Eşitlik ve dH yerine 4.19 numaralı Eşitlik yerine konursa;

$$\frac{TdS}{T} + \frac{RTdP}{PT} = \frac{c_p dT}{T} \quad (4.36)$$

Eşitlik 4.36’ın sadeleştirilmesi sonucu Eşitlik 4.37 formüle edilir;

$$dS + \frac{RdP}{P} = \frac{c_p dT}{T} \quad (4.37)$$

Eşitlik 4.37'nin diferansiyel değişimin integrali Eşitlik 4.38'i verir;

$$\int_1^2 dS + \int_1^2 \frac{RdP}{P} = \int_1^2 \frac{c_p dT}{T} \quad (4.38)$$

Eşitlik 4.38 integralinin alınmış hali Eşitlik 4.39'da ki gibidir;

$$S_2 - S_1 + R \ln \frac{P_2}{P_1} = c_p \ln \frac{T_2}{T_1} \quad (4.39)$$

Entalpi için moleküler düzensizliği gösteren formül Eşitlik 4.40'da ifade edilmiştir;

$$\Delta S = c_p \ln \frac{T_2}{T_1} - R \ln \frac{P_2}{P_1} \quad (4.40)$$

4.3. Ekserji

4.3.1. Ekserji biçimleri

Bir sistemin toplam ekserjisi Şekil 4.1'de gösterildiği gibi aşağıdaki bileşenlerden oluşmaktadır [26];

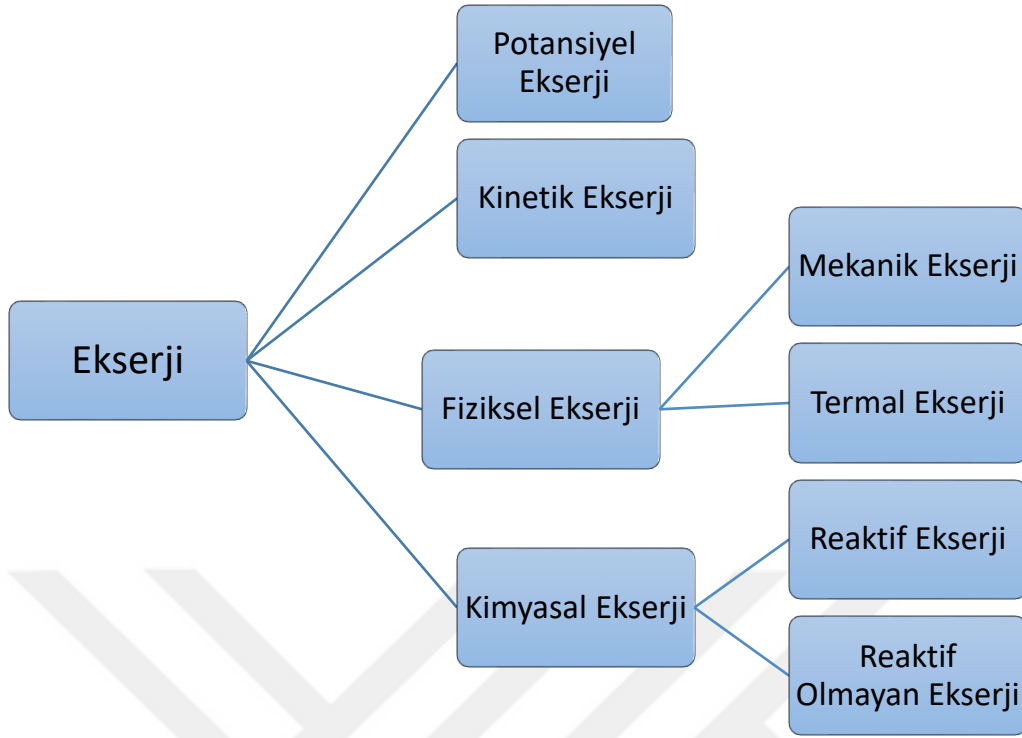
- Fiziksel ekserji (sıcaklık, basınç değişkenlerine bağlıdır)
- Kimyasal ekserji (sistemin kimyasal bileşimine bağlıdır)
- Kinetik ekserji (çevreye göre ölçülen hıza bağlıdır)
- Potansiyel ekserji (çevreye göre ölçülen yüksekliğe bağlıdır).

Fiziksel ekserji;

- Mekanik ekserji (fonksiyonu sistem basıncıdır)
- Termal ekserji (sistem sıcaklığına bağlı)

Bir sistemin kimyasal ekserji;

- Reaktif ekserji (kimyasal reaksiyonların hesaplanmasına bağlıdır) ve
- Reaktif olmayan ekserji (örneğin genleşme, sıkıştırma gibi tepkisiz işlemlerin hesaplanmasına bağlıdır)



Şekil 4.1. Ekserji bileşenleri [26]

4.3.2. Ekserji analizi için bağıntılar

Genel ekserji ifadesi Eşitlik 4.41’de ki gibidir [26];

$$\dot{E}x = \dot{E}x^{PH} + \dot{E}x^{KN} + \dot{E}x^{CH} + \dot{E}x^{PT} \quad (4.41)$$

Genel ekserji denkleminin kütle akışına göre sadeleştirilmesi Eşitlik 4.42’de verilmiştir [25];

$$ex = ex^{PH} + ex^{CH} + ex^{KN} + ex^{PT} \quad (4.42)$$

Kütle akışının özgül ekserjisi, fiziksel ve kimyasal ekserji olmak üzere iki bileşenden oluşur ve Eşitlik 4.43’de ki gibi tanımlanmıştır;

$$ex = ex^{PH} + ex^{CH} \quad (4.43)$$

TRS18 yanma odası için kimyasal ekserji Eşitlik 4.44’de verilmiştir [24-25,27];

$$ex^{CH} = \sum x_i \bar{ex}_{ch} - RT_0 \sum x_i \ln(x_i) \quad (4.44)$$

Bir sisteme enerji ve ekserji girişi ısı, iş ve kütle transferi olmak üzere üç şekilde sağlanır [25]. Böylece ekserjinin kütle, iş ve ısı ile ilgili genel denklemi Eşitlik 4.45’de ki gibi ifade edilebilir [28]. Sistemden iş çıktısı almak istediğimiz için Eşitlik 4.45’e iş girdi olarak alınmamıştır. Sırasıyla Eşitlik 4.46’ı genel denklemi, Eşitlik 4.47 ısı verimi, Eşitlik 4.48 işi, Eşitlik 4.49 giren kütle miktarının ekserjisini ve Eşitlik 4.50 çıkan kütle miktarının ekserjisini temsil etmektedir.

$$\dot{E}x_{mass,in} + \dot{E}x_{heat} = \dot{E}x_{mass,out} + \dot{E}x_{work} + \dot{E}x_{loss} + \dot{E}x_{dest} \quad (4.45)$$

$$\sum \dot{E}x_{in} = \sum \dot{E}x_{out} + \sum \dot{E}x_{dest} + \sum \dot{E}x_{loss} \quad (4.46)$$

$$\dot{E}x_{heat} = \sum \left(1 - \frac{T_0}{T_k} \right) \dot{Q}_k \quad (4.47)$$

$$\dot{E}x_{work} = \dot{W} \quad (4.48)$$

$$\dot{E}x_{mass,in} = \sum \dot{m}_{in} \psi_{in} \quad (4.49)$$

$$\dot{E}x_{mass,out} = \sum \dot{m}_{out} \psi_{out} \quad (4.50)$$

Yukarıdaki denklemlerden yola çıkarak akış ekserjisi Eşitlik 4.51’deki gibi elde edilir [24-25,27];

$$ex = (h - h_0) - T_0 (s - s_0) \quad (4.51)$$

Termodinamiğin birinci ve ikinci yasasının birleşimi ile elde edilen ekserji denklemi Eşitlik 4.52’ de ifade edilmiştir [29];

$$ex^{PH} = ex_{air} = c_{p,a} \left(T - T_0 - T_0 \ln \frac{T}{T_0} \right) + R_a T_0 \ln \frac{P}{P_0} \quad (4.52)$$

5. ANALİZ, BULGU VE TARTIŞMA

5.1. TRS18 Ekserji Analizi

TRS18 motoru için yararlı iş yapma potansiyeline sahip olan enerjiyi elde etmek için aşağıdaki Eşitlikler kullanılmıştır. Eşitlik 5.1, kullanılan ekserji miktarını ifade etmektedir;

$$\dot{E}x_{use} = (\text{Net itki})(TAS) = \tau \cdot u = (1,32) \cdot (178,587) = 0,235 \text{ MW} \quad (5.1)$$

Toplam ekserji girişi; toplam faydalı ekserji çıkışı, ekserji kaybı ve ekserji yıkımının toplamı olarak Eşitlik 5.2’de ifade edildiği gibidir.

$$\sum \dot{E}x_{tot,in} = \sum \dot{E}x_{use,out} + \sum \dot{E}x_{loss} + \sum \dot{E}x_{dest} \quad (5.2)$$

Toplam ekserji girdisi yani yakıt ekserjisi, fiziksel ekserji çıkışı, kayıp ekserji ve ekserji yıkımı sırasıyla Eşitlik 5.3, 5.4, 5.5 ve 5.6’da verilmiştir.

$$\dot{E}x_{tot,in}^{TRS-18} = \dot{E}x_{fuel,ch}^{TRS-18} = 1,924 \text{ MW} \quad (5.3)$$

$$\dot{E}x_{ph,out} = \dot{E}x_5 = 0,652 \text{ MW} \quad (5.4)$$

$$\dot{E}x_{loss,out} = \dot{E}x_{ph,out} - \dot{E}x_{use,out} = 0,652 - 0,235 = 0,417 \text{ MW} \quad (5.5)$$

$$\dot{E}x_{dest,out} = \dot{E}x_{tot,in} - \dot{E}x_{use,in} - \dot{E}x_{loss,out} = 1,924 - 0,235 - 0,417 = 1,27 \text{ MW} \quad (5.6)$$

Ana komponentler için ekserji Eşitlikleri aşağıdaki gibidir. Kompresör, yanma odası ve türbin için ekserji verimi sırasıyla Eşitlik 5.7, 5.8 ve 5.9’da verilmiştir.

Kompresör için (C);

$$\dot{E}_2 + \dot{W}_C - \dot{E}_3 = 0 \quad (5.7a)$$

$$\dot{W}_C + \dot{E}x_2 - \dot{E}x_3 = \dot{E}x_{dest,C} \quad (5.7b)$$

$$\eta_{ex,C} = (\dot{E}x_3 - \dot{E}x_2) / \dot{W}_C \quad (5.7c)$$

Yanma Odası (CC)

$$\dot{E}_{3f} + \dot{E}_3 - \dot{E}_4 = 0 \quad (5.8a)$$

$$\dot{E}x_{3f} + \dot{E}x_3 - \dot{E}x_4 = \dot{E}x_{dest,CC} \quad (5.8b)$$

$$\eta_{ex,CC} = \dot{E}x_4 / (\dot{E}x_{3f} + \dot{E}x_3) \quad (5.8c)$$

Türbin (T);

$$\dot{E}_4 - \dot{E}_5 - \dot{W}_T = 0 \quad (5.9a)$$

$$\dot{E}x_4 - \dot{E}x_5 - \dot{W}_T = \dot{E}x_{dest,C} \quad (5.9b)$$

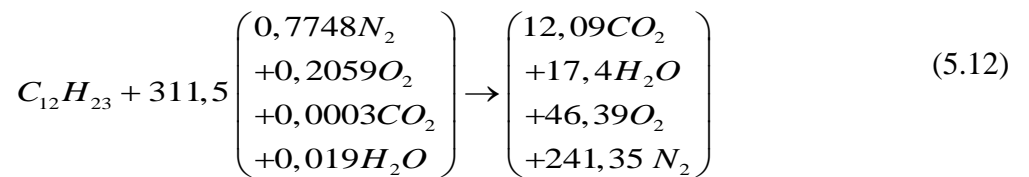
$$\eta_{ex,T} = \dot{W}_T / (\dot{E}x_4 - \dot{E}x_5) \quad (5.9c)$$

TRS18 için hava ve yanma odasından çıkan gazın özgül ısı kapasitesi Eşitlik 5.10 ve 5.11'de olduğu gibi formüle edilmiştir,

$$C_{p,air}(T) = 1,04841 - 0,000383719T - \frac{9,45378T^2}{10^7} - \frac{5,49031T^3}{10^{10}} + \frac{7,92981T^4}{10^{14}} \quad (5.10)$$

$$C_{p,hot\ gas}(T) = 0,9874 + 0,0000544T - \frac{1,48T^2}{10^7} - \frac{6,57T^3}{10^{11}} \quad (5.11)$$

Yanma odasındaki yakıt hava oranı TRS18 deneysel turbojet motoru için 1'e 54'tür. Yanma denklemi 5.12'de görüldüğü gibidir.



Tablo 5.1. TRS18 turbojet motorun ölçülen ve hesaplanan termodinamik verileri

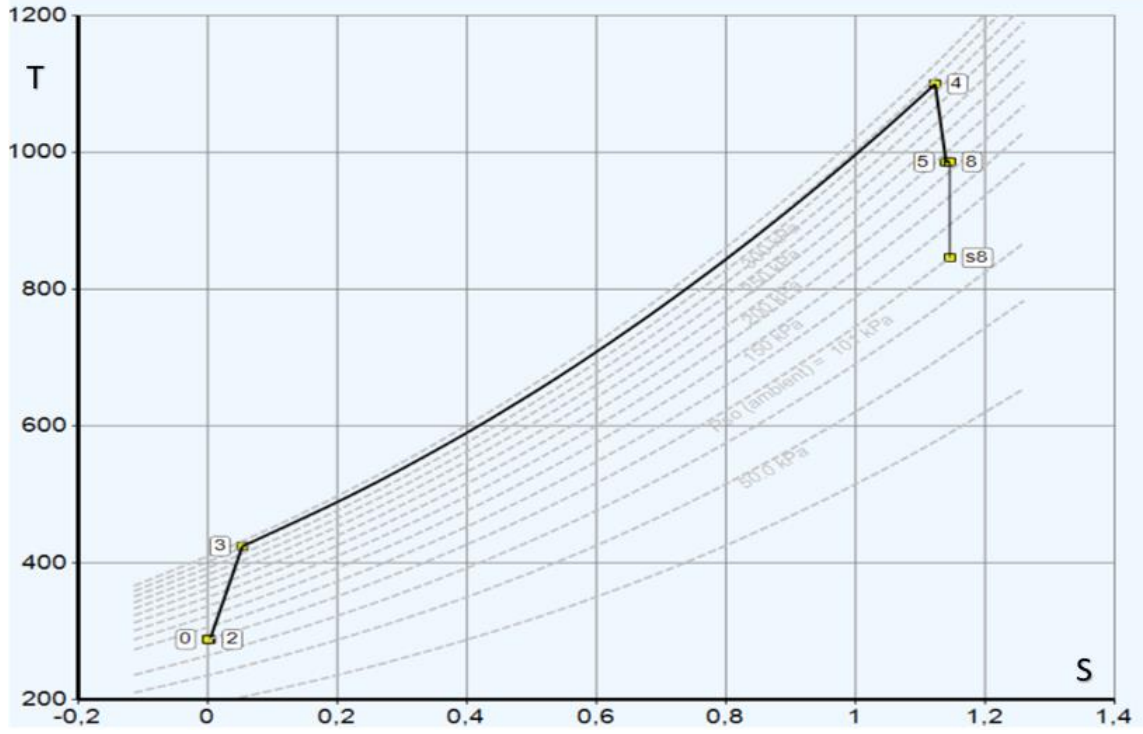
<i>İstasyon No.</i>	<i>Konum</i>	<i>Kütle Akışı (kg/s)</i>	<i>Sıcaklık (K)</i>	<i>Basınç (kPa)</i>	<i>Enerji (MW)</i>	<i>Ekserji Akışı(MW)</i>	<i>Hız (m/s)</i>
0	Ortam	0	288	101	0	0	0
2	Kompresör Girişi	2,27*	288*	99,99*	0	0	178,587
3	Kompresör Çıkışı	2,27	424,15	327,967*	0,316	0,280	102,353
3	Yanma odası girişi	2,27	424,15	327,967	0,316	0,280	128,572
	Yakıt	0,042*	288	318,128	1,804	1,924	128,572
4	Yanma odası çıkışı	2,312	1100	318,128	2,120	1,332	128,572
4	Türbin girişi	2,312	1100	318,128	2,120	1,332	241,998
5	Türbin çıkışı	2,312	956,11	191,012	1,750	0,652	122,101
8	Egzoz	2,312	956,11*	187,192	0	0	569,737

*Motor itki kuvveti: 1,32 kN**

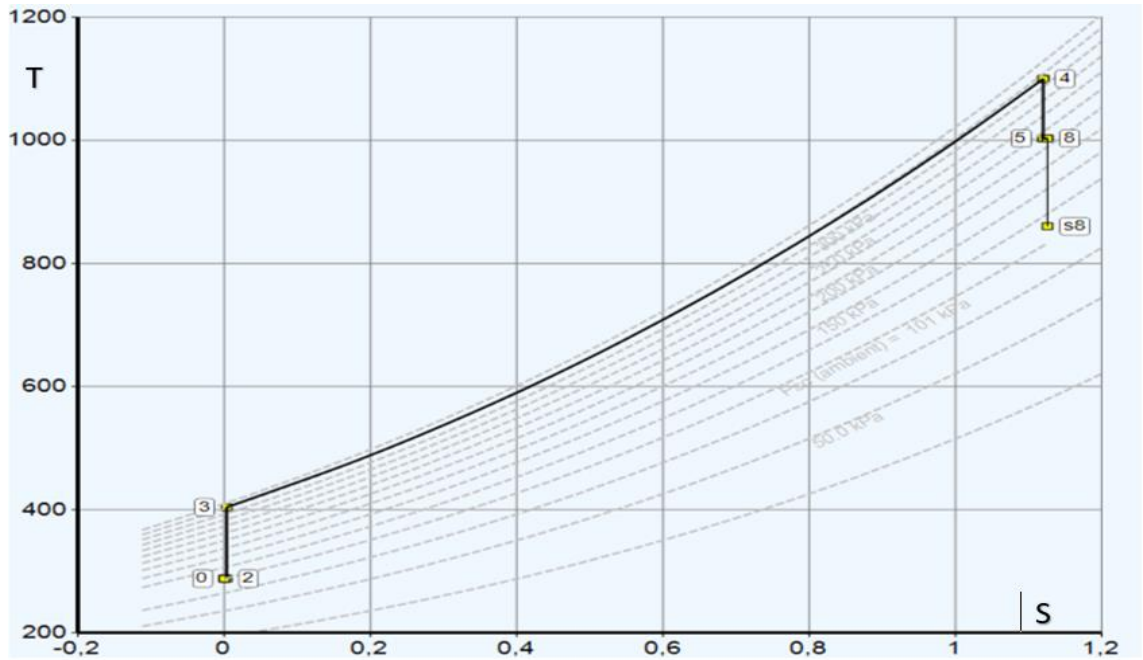
* Sensörlerden alınan veriler.

5.2. TRS18 Çevrim ve Performans Grafikleri

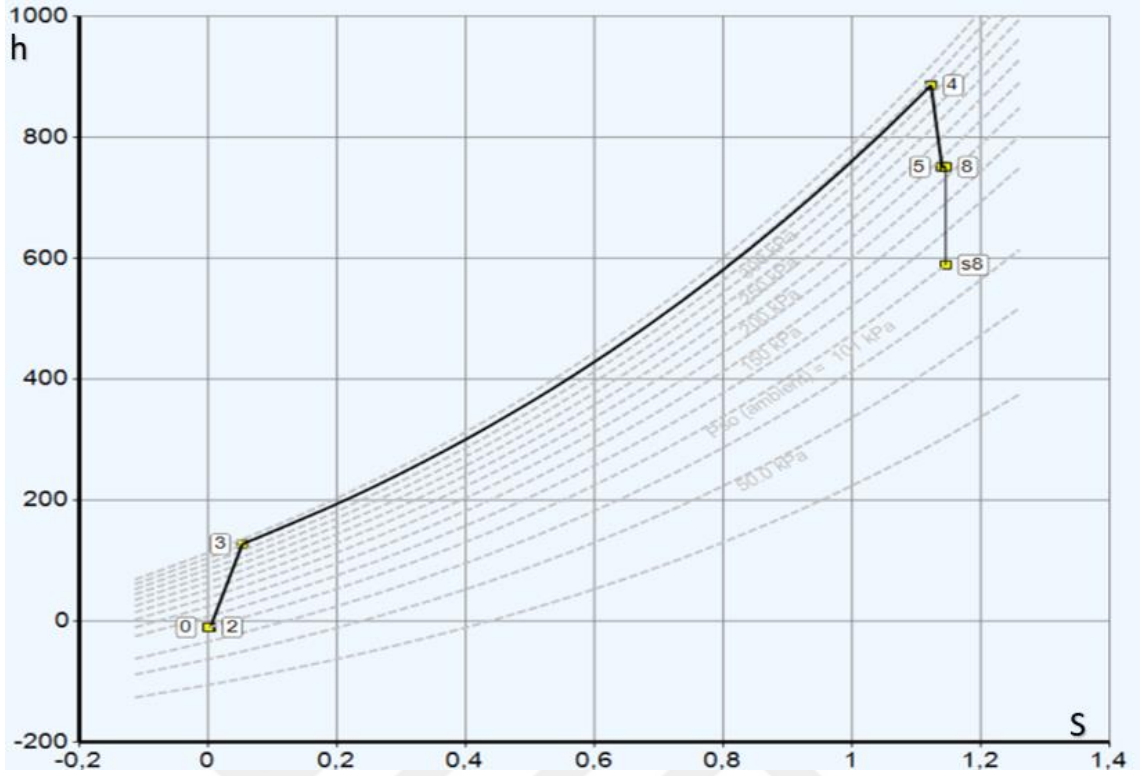
TRS18 turbojet motorunun performansını karşılaştırmak amacıyla normal ve izantropik hallerinin T-S grafikleri; Şekil 5.1, Şekil 5.2'de, h-S grafikleri; Şekil 5.3, Şekil 5.4'de, P-V grafikleri; Şekil 5.5, Şekil 5.6'da verilmiştir.



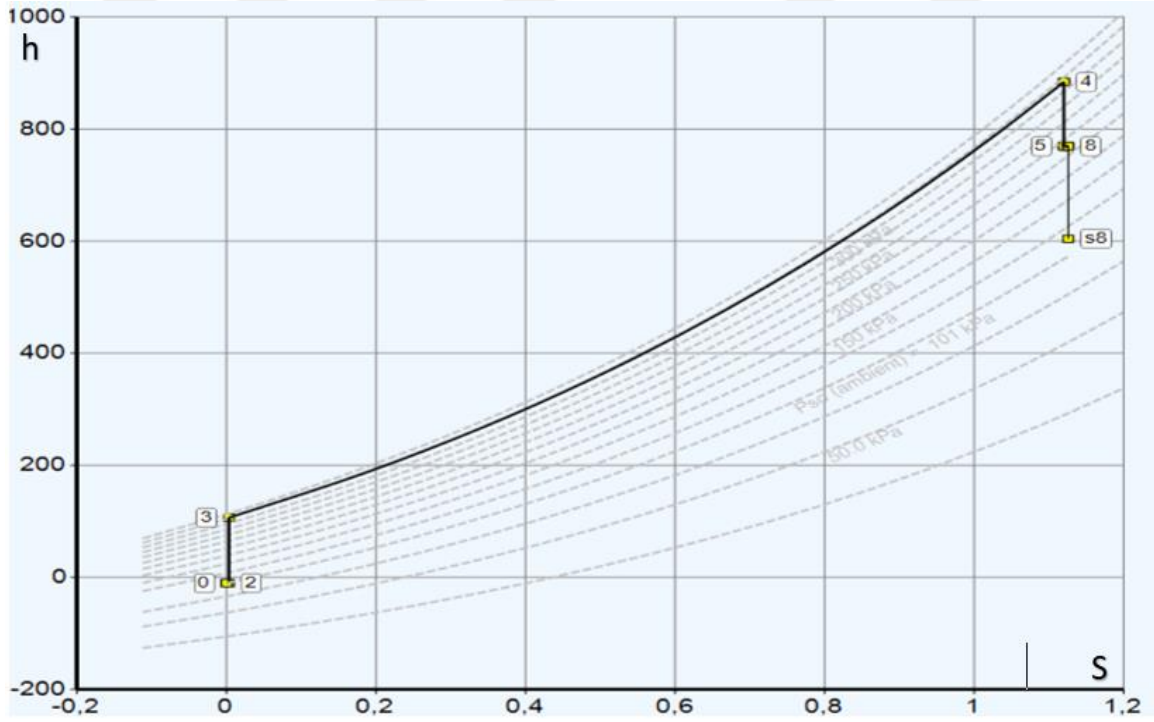
Şekil 5.1. TRS18 motoru için T-S grafiği



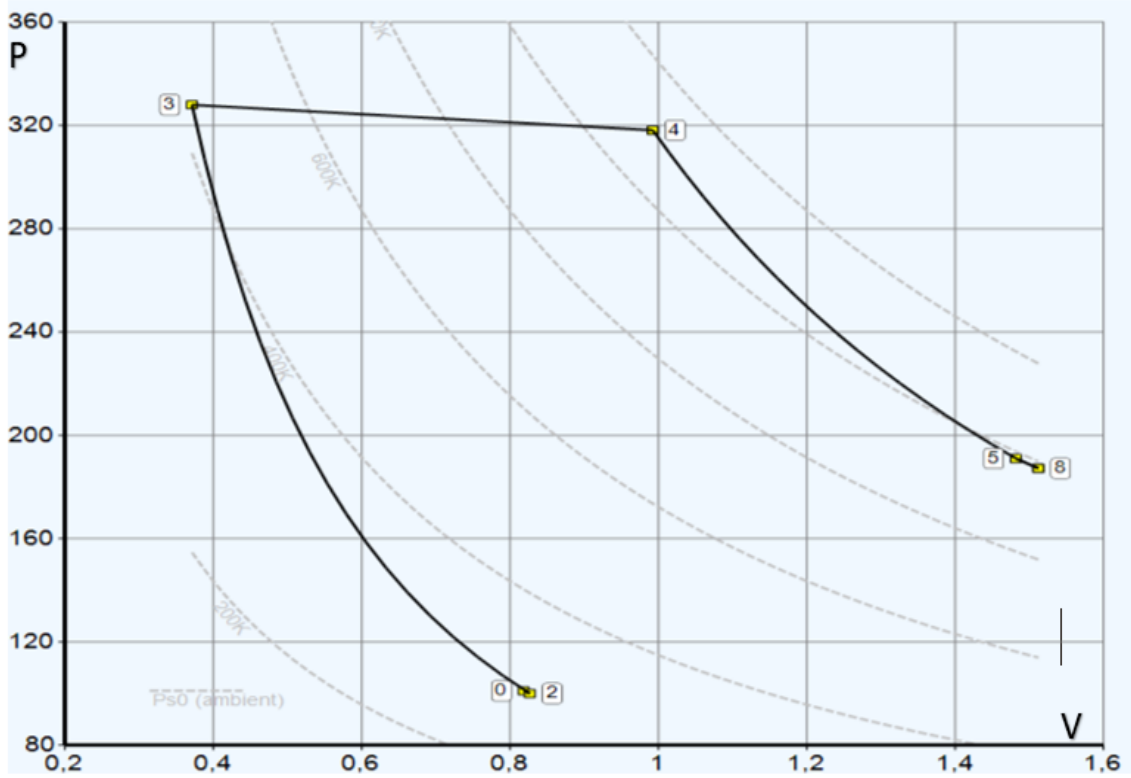
Şekil 5.2. TRS18 motoru için tam yanma ve izantropik hal için T-S grafiği



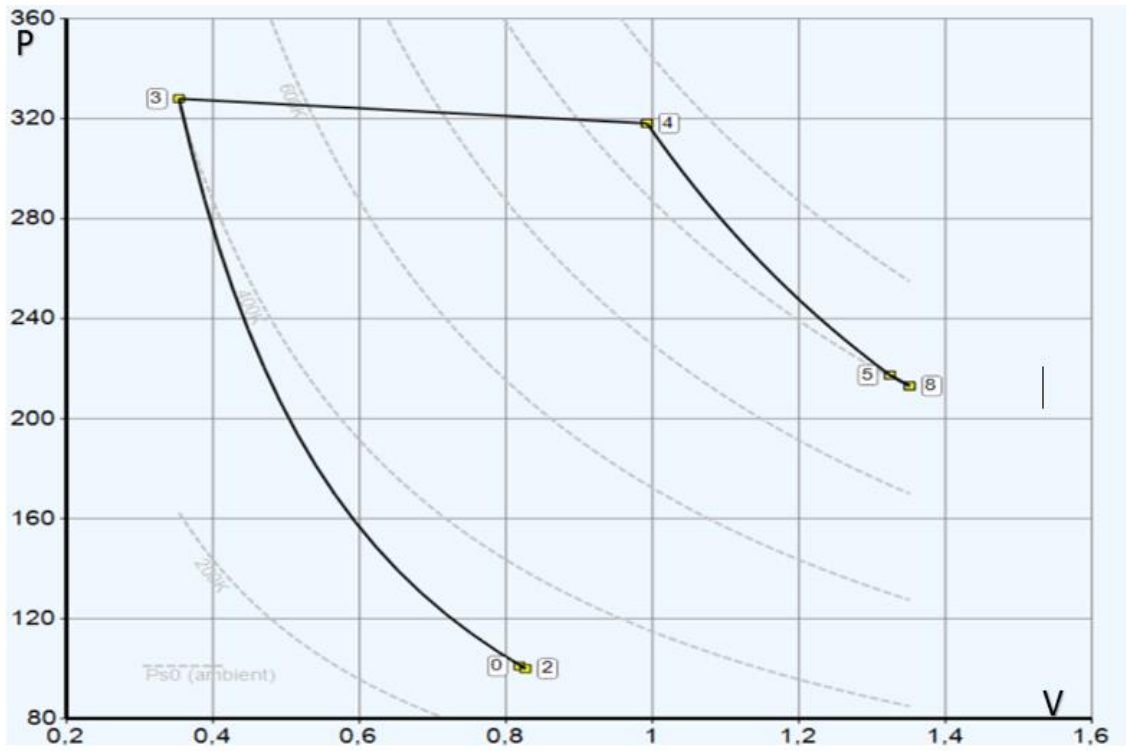
Şekil 5.3. TRS18 motoru için h-S grafiği



Şekil 5.4. TRS18 motoru için tam yanma ve izantropik hal için h-S grafiği

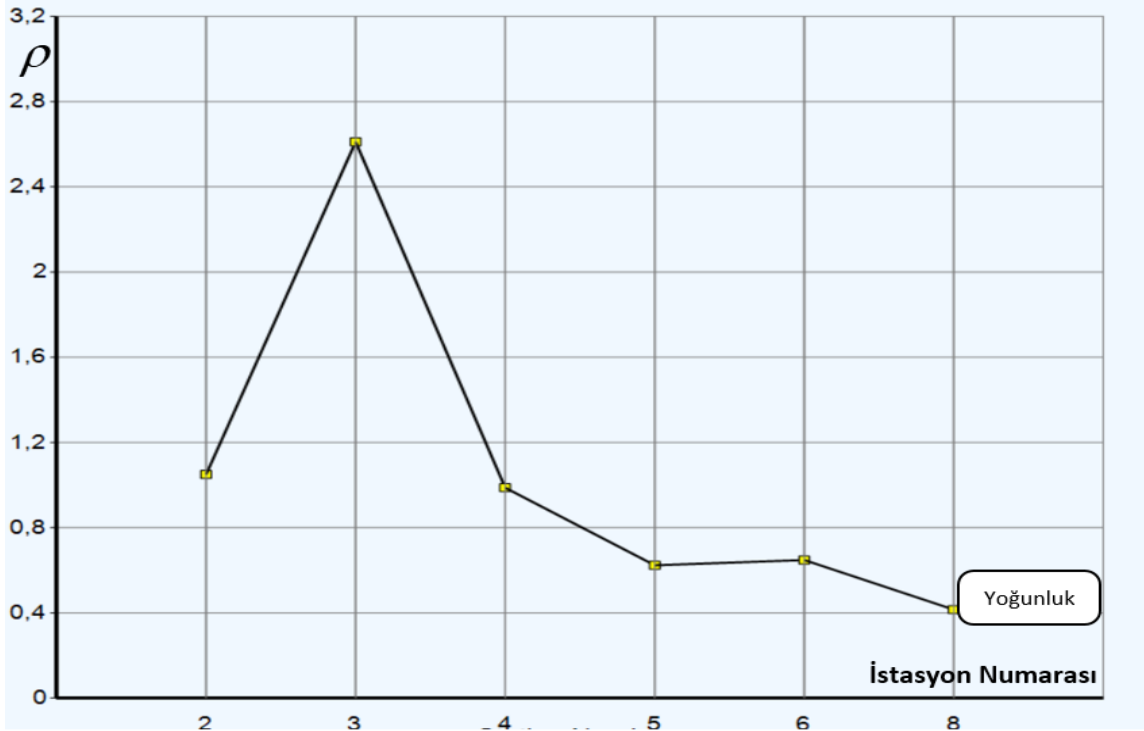


Şekil 5.5. TRS18 motoru için P-V grafiği

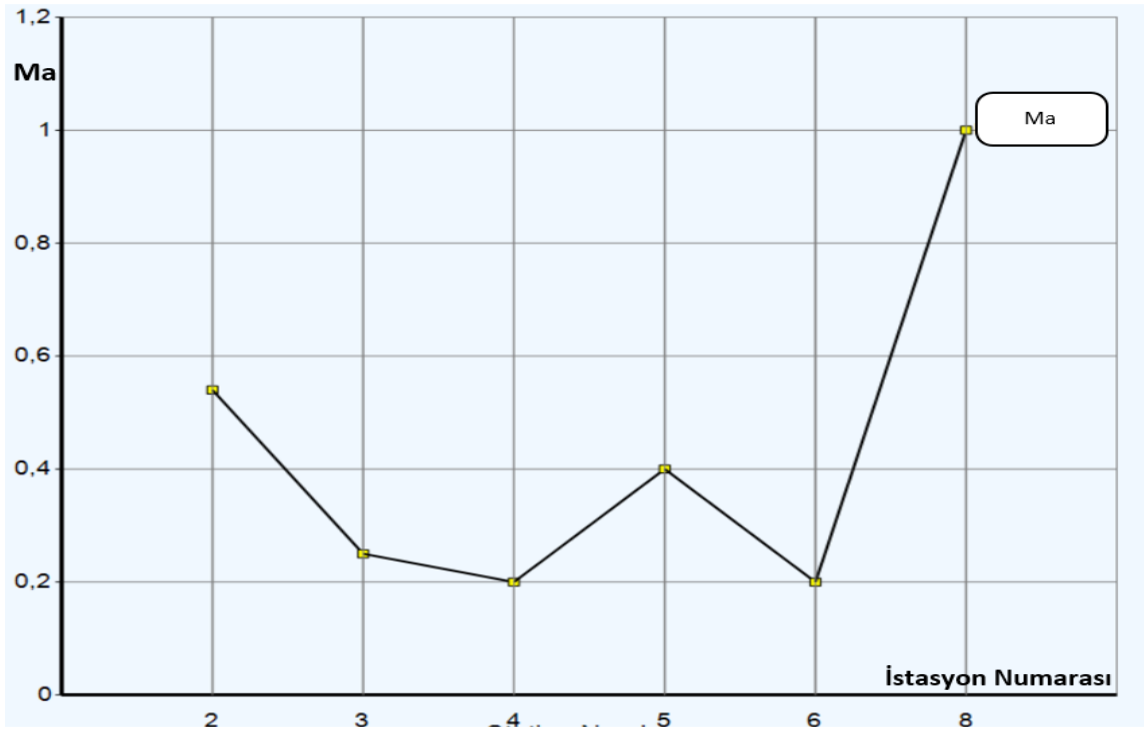


Şekil 5.6. TRS18 motoru için tam yanma ve izantropik hal için P-V grafiği

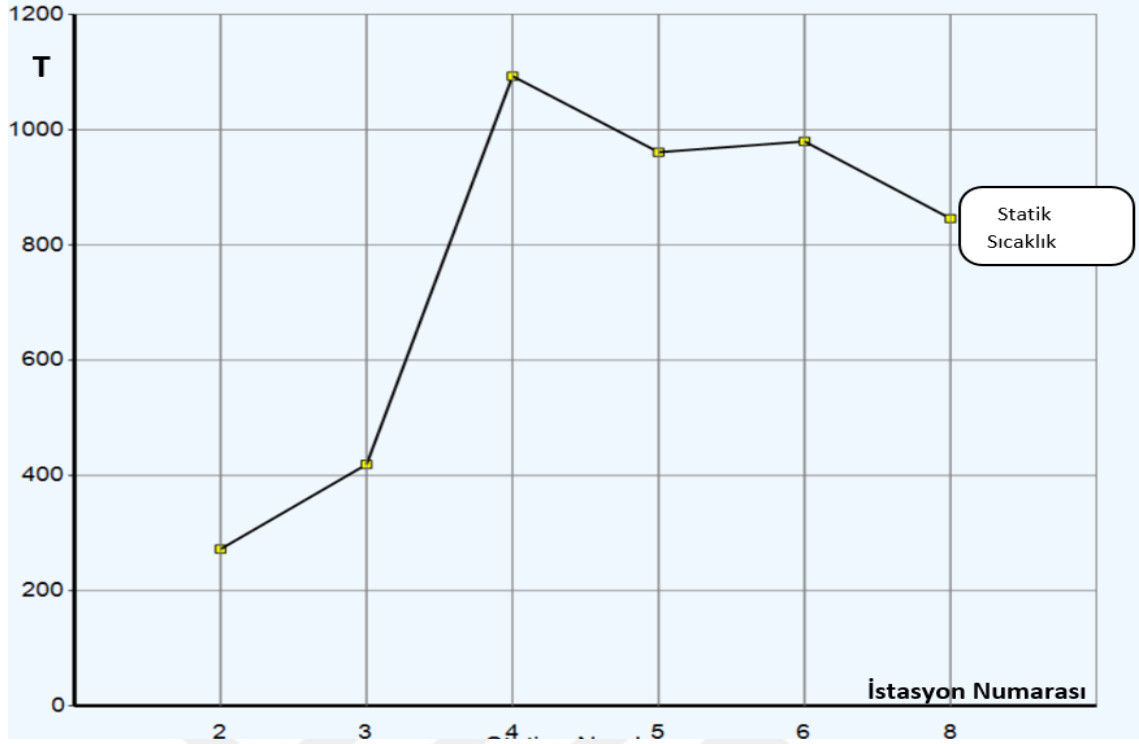
TRS18 motoru yoğunluk, Mach sayısı, statik sıcaklık ve statik basınç grafiği sırasıyla Şekil 5.7, Şekil 5.8, Şekil 5.9 ve Şekil 5.10'da yer almaktadır.



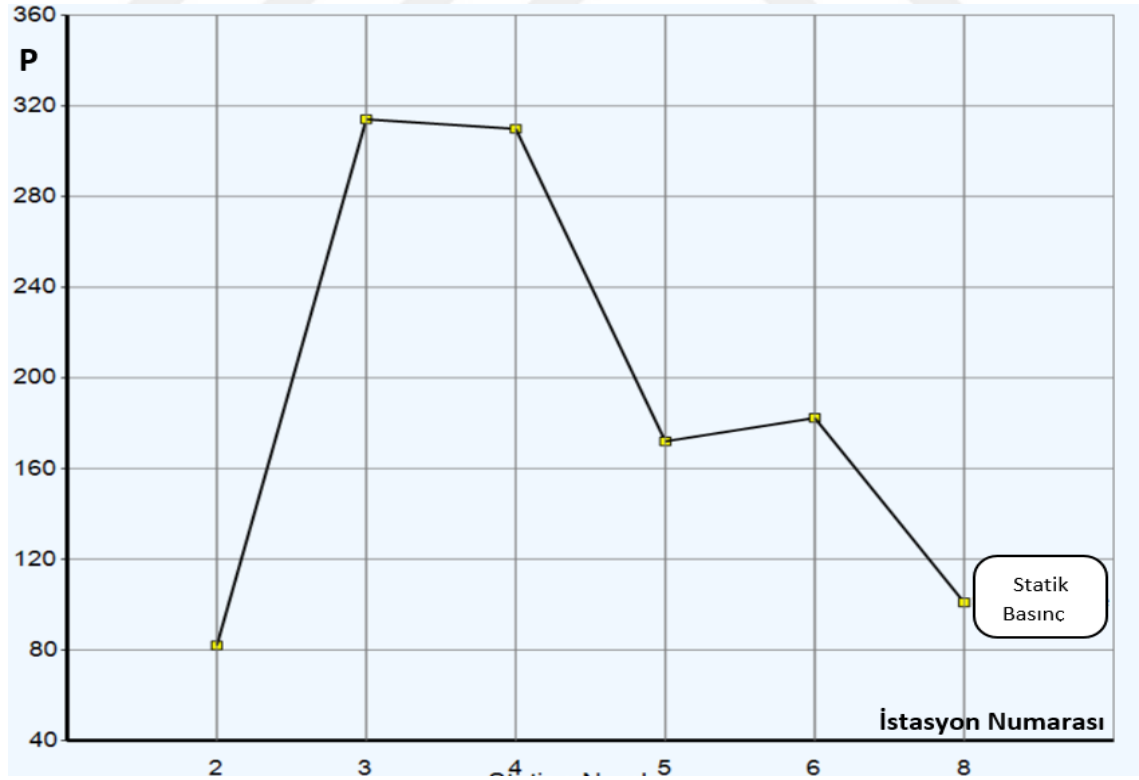
Şekil 5.7. TRS18 motoru yoğunluk grafiği



Şekil 5.8. TRS18 motoru Mach sayısı grafiği



Şekil 5.9. TRS18 motoru statik sıcaklık grafiği



Şekil 5.10. TRS18 motoru statik basınç grafiği

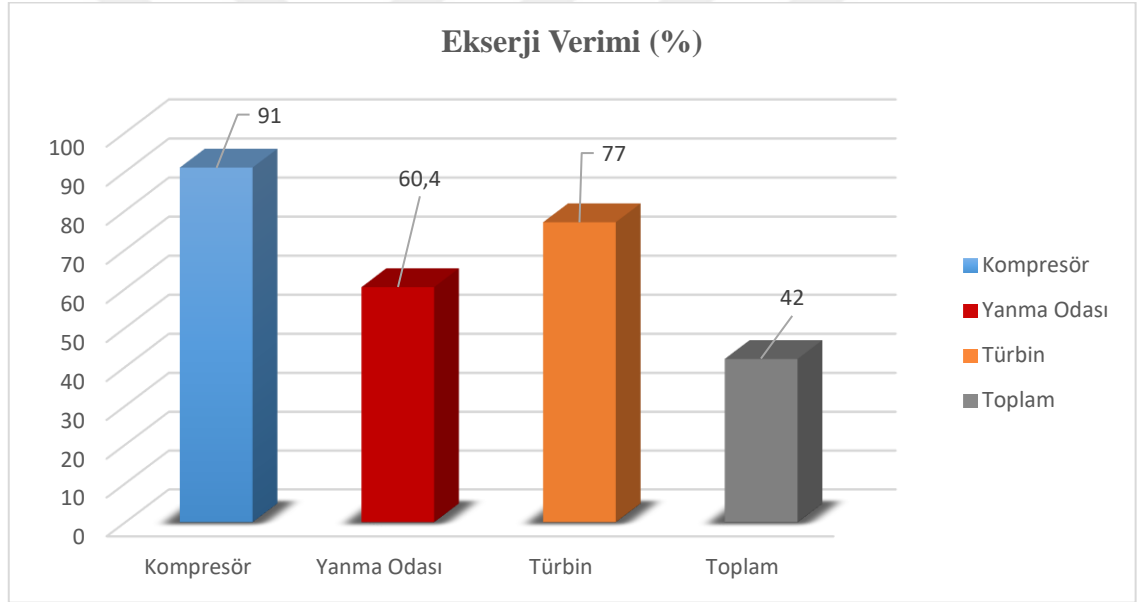
5.3. TRS18 Ekserji Analiz Parametreleri

TRS18 motoru için aşağıdaki ekserji temelli sürdürülebilirlik parametreleri teorik olarak açıklanmıştır. Bir sistemin değerlendirilmesi için kullanılan parametreler aşağıdaki başlıklar altında açıklanmış ve elde edilen sonuçlar Tablo 5.2’de verilmiştir.

5.3.1. TRS18 ekserji verimi

Ekserji verimi, toplam ekserji çıktısının toplam ekserji girdisine oranı olarak tanımlanır;

$$\varepsilon = \eta_{ex}^{TRS-18} = \frac{\dot{E}x_{out}}{\dot{E}x_{in}} = 1 - \frac{\dot{E}x_{dest}}{\dot{E}x_{in}} \quad (5.13)$$

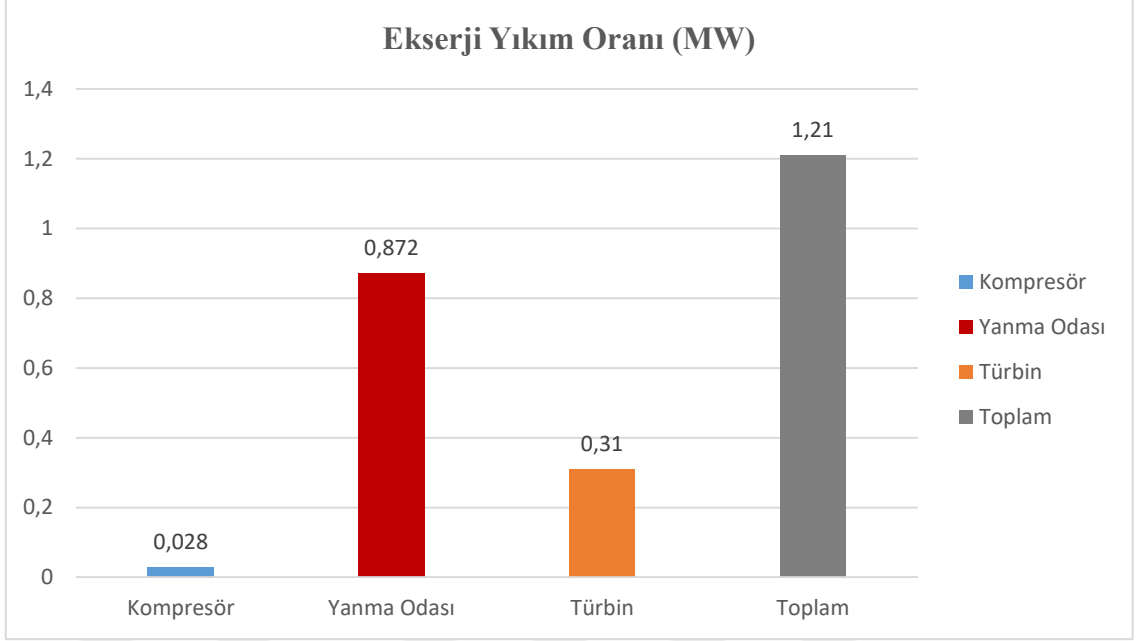


Şekil 5.11. TRS18 turbojet motorunun ekserji verimi

5.3.2. TRS18 ekserji yıkım oranı

Ekserji yıkım oranı; herhangi bir bileşendeki tersinmezliklerin sonucu olarak ekserjetik yakıt ve ekserjetik ürün farkı olarak tanımlanır. Ekserji yıkım oranı “ $\dot{E}x_{dest}$ ” şeklinde ifade edilebilir [30-31];

$$\dot{E}x_{dest} = \dot{F}_k - \dot{P}_k \quad (5.14)$$

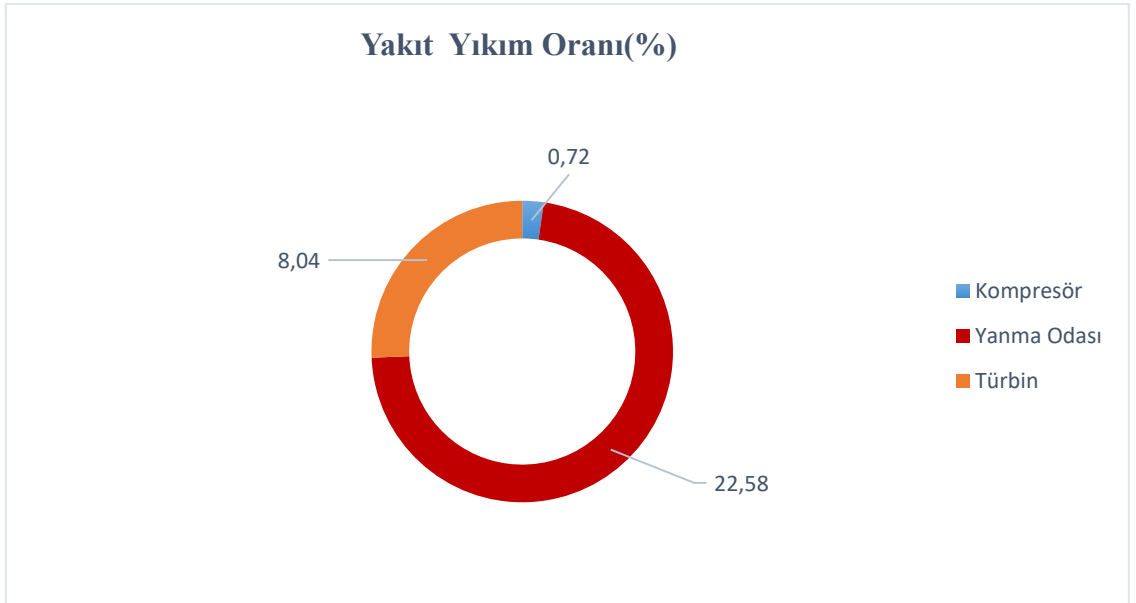


Şekil 5.12. TRS18 turbojet motorunun ekserji yıkım oranı

5.3.3. TRS18 yakıt yıkım oranı

Bir komponentdeki ekserji yıkım miktarının, toplam yakıt ekserjisine oranını gösteren Yakıt yıkım oranı Eşitlik 5.15'deki gibi ifade edilebilir [30-31];

$$\delta_k = \frac{\dot{E}x_{dest,k}}{\dot{E}x_{tot}} \quad (5.15)$$

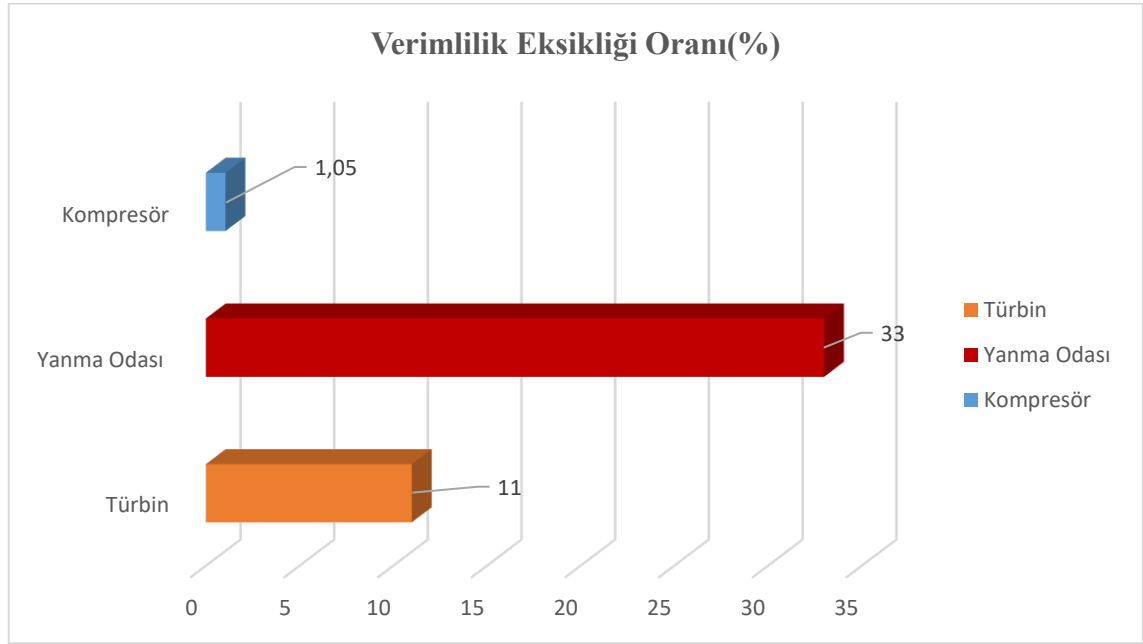


Şekil 5.13. TRS18 turbojet motorunun yakıt yıkım oranı

5.3.4. TRS18 verimlilik eksikliği oranı

Verimlilik eksikliği oranı; herhangi bir komponentteki ekserji yıkım miktarının, toplam ürün ekserjisine oranı olarak tanımlanmaktadır. Verimlilik eksikliği oranı “ ξ ” sembolü ile ifade edilmektedir [30-31];

$$\xi_k = \frac{\dot{E}x_{dest,k}}{\dot{P}_{tot}} \quad (5.16)$$



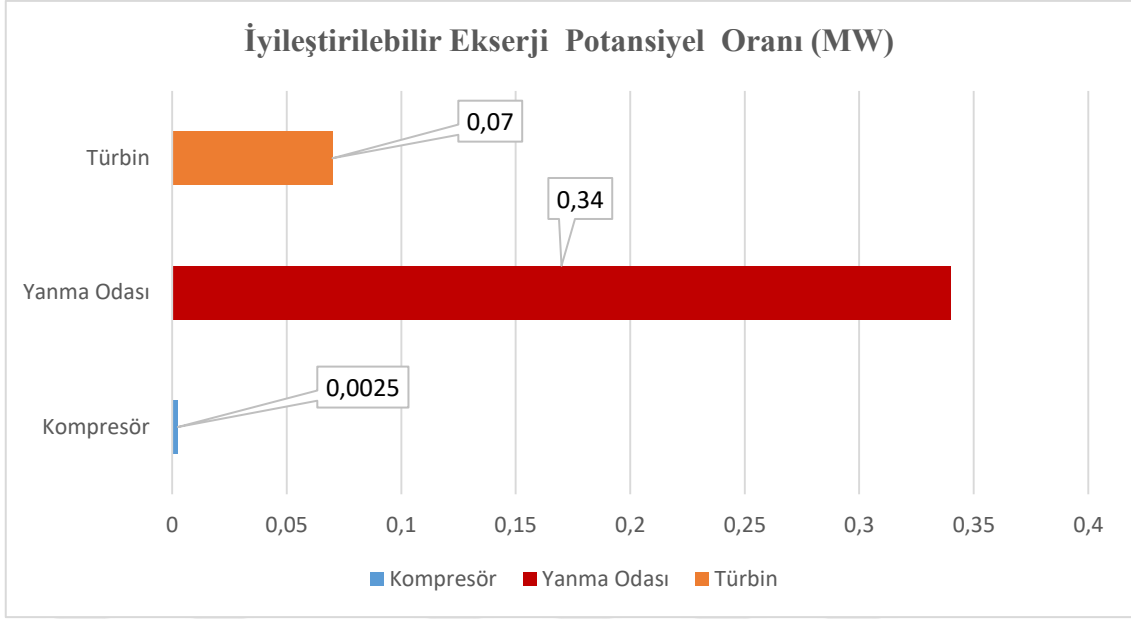
Şekil 5.14. TRS18 turbojet motorunun verimlilik kayıp oranı

5.3.5. TRS18 iyileştirilebilir ekserji potansiyel oranı

İyileştirilebilir ekserji potansiyel oranı, termal sistemlerin ne kadar geliştirilebileceğinin (iyileştirilebileceğinin) bir göstergesidir. Geliştirme (iyileştirme) potansiyeli ‘IP’ kavramı, sistemi analiz etmek ve değerlendirmek için önemli bir araçtır. Bir sistemin IP’si Eşitlik 5.17’deki gibi formüle edilmektedir [27,30, 32-33];

$$IP = (1 - \eta_{ex}) (\dot{E}x_{in} - \dot{E}x_{out}) \quad (5.17)$$

TRS 18 turbojet motoru için iyileştirilebilir ekserji potansiyel oranı Şekil 5.15’de verilmiştir.



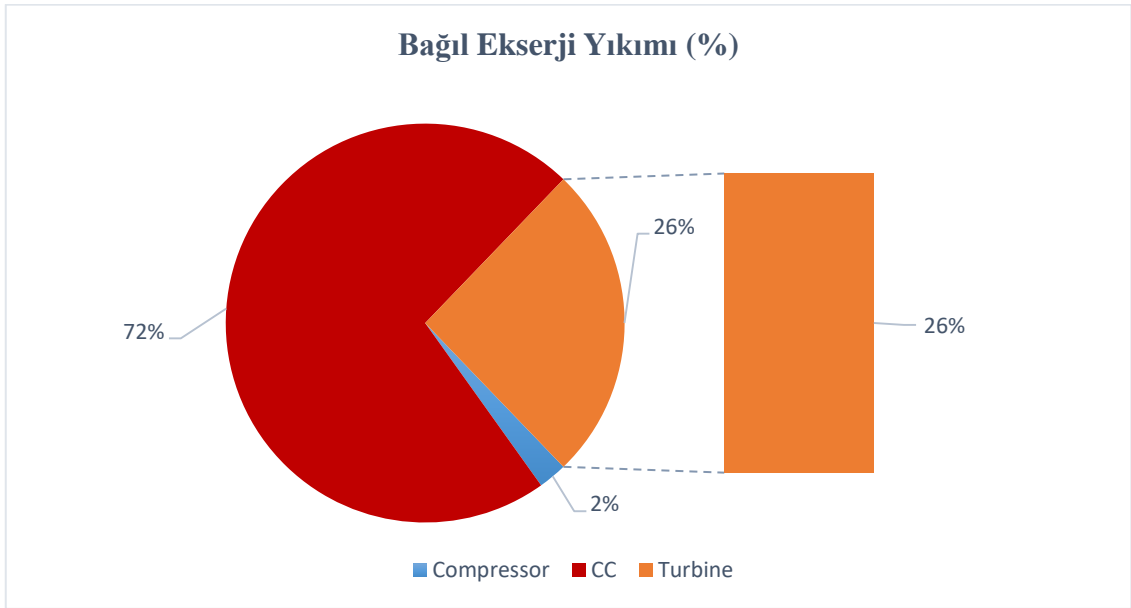
Şekil 5.15. TRS18 turbojet motorunun iyileştirilebilir ekserji potansiyel oranı

5.3.6. TRS18 bağlı ekserji yıkımı

Bağlı ekserji yıkımı Eşitlik 5.18’de gösterildiği gibi herhangi bir komponentteki ekserji yıkımının, toplam ekserji yıkımına oranı olarak ifade edilmektedir [30-31].

(5.18)

$$X_k = \frac{\dot{E}x_{dest,k}}{\dot{E}x_{dest,tot}}$$



Şekil 5.16. TRS18 turbojet motorunun bağlı ekserji yıkımı

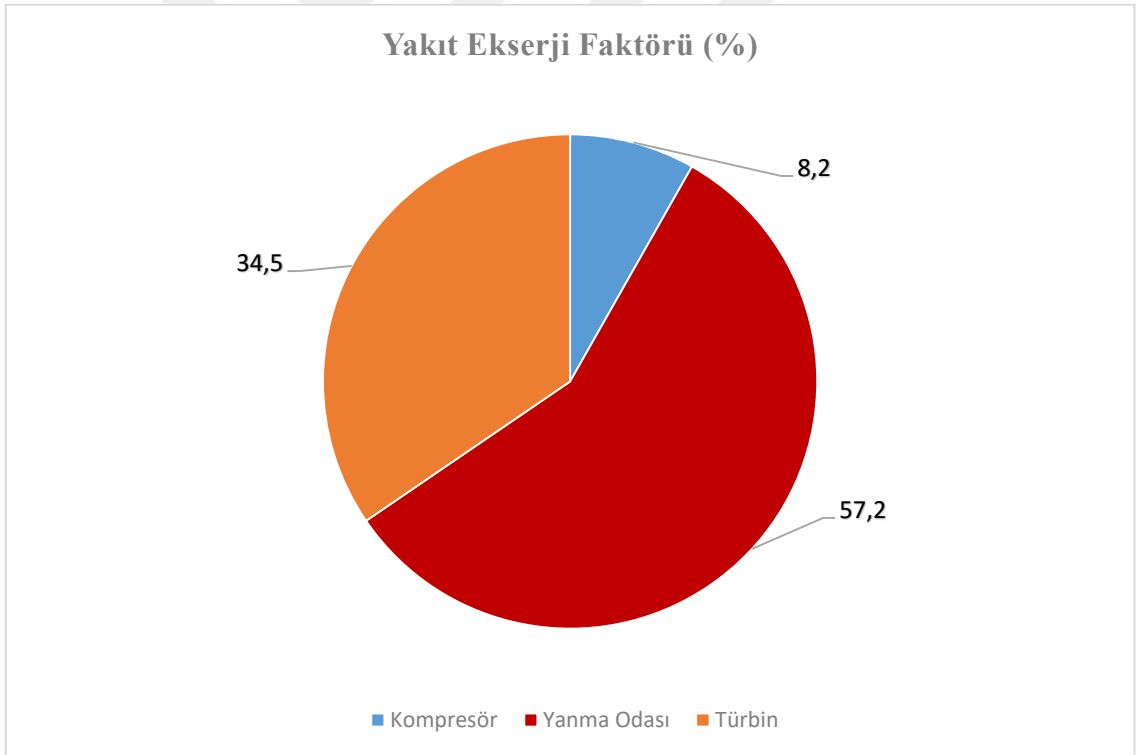
5.3.7. TRS18 yakıt ve ürün ekserji faktörü

Yakıt ve ürün ekserji faktörleri, herhangi bir komponentin yakıt ve ürün ekserji değerlerini, toplam yakıt ve ürün ekserjisine bölerek elde edilir. Sistemin bileşenleri için üretilen ve tüketilen ekserji miktarları hakkında bilgi verirler. Yakıt ekserji faktörü “ f ” Eşitlik 5.19’deki gibi formüle edilir [30-31];

$$f_k = \frac{\dot{F}_k}{\dot{F}_{tot}} \quad (5.19)$$

Ayrıca ürün ekserji faktörü “ p ” ise Eşitlik 5.20’deki gibi ifade edilmektedir [30-31];

$$p_k = \frac{\dot{P}_k}{\dot{P}_{tot}} \quad (5.20)$$

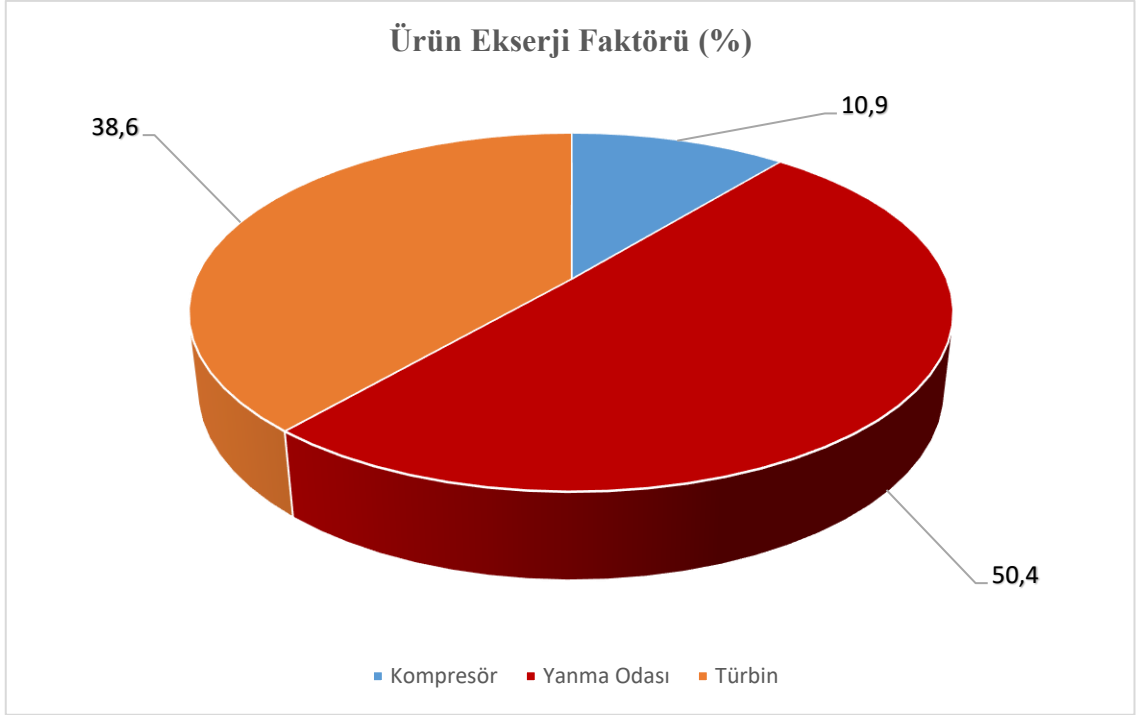


Şekil 5.17. TRS18 turbojet motorunun yakıt ekserji faktörü

Tablo 5.2. TRS18 turbojet motorun ekserjetik performans sonuçları

İstasyon No	Komponent	Ekserjetik Ürün Oranı (MW)	Ekserjetik Yakıt Oranı (MW)	Ekserji Yıkım Oranı (MW)	Ekserji Verimi (%)	Bağlı Tersinmezlikler (%)	Yakıt Yıkım Oranı (%)	İyileştirilebilir Ekserji Potansiyel Oranı (MW)
<i>No</i>	<i>İsim</i>	\dot{P}	\dot{F}	$\dot{E}x_{dest}$	η_{ex}			
3	Kompresör	0,288	0,316	0,028	91	2,3	0,72	0,0025
4	Yanma Odası	1,332	2,204	0,872	60,4	72	22,58	0,34
5	Türbin	1,022	1,332	0,310	77	25,6	8,04	0,07
<i>Total</i>	<i>TRS18</i>	<i>2,642</i>	<i>3,852</i>	<i>1,21</i>	<i>42</i>			

İstasyon No	Komponent	Yakıt Ekserji Faktörü (%)	Ürün Ekserji Faktörü (%)	Verimlilik Kayıp Oranı (%)
<i>No</i>	<i>İsim</i>	f_i	p_i	\mathcal{E}_i
3	Kompresör	8,2	10,9	1,05
4	Yanma Odası	57,2	50,4	33
5	Türbin	34,5	38,6	11



Şekil 5.18. TRS18 turbojet motorunun ürün ekserji faktörü

5.4. TRS18 Ekserjetik Sürdürülebilirlik Analizi

TRS18 deneysel turbojet motoruna ait sürdürülebilirlik parametreleri Tablo 5.3’de verilmiştir.

Tablo 5.3. TRS18 sürdürülebilirlik parametreleri

Atık ekserji oranı (Waste exergy ratio)	r_{we}
Geri kazanılabilir ekserji oranı (Recoverable exergy rate)	r_{re}
Ekserji yıkım faktörü (Exergy destruction factor)	f_{exd}
Çevresel etki faktörü (Environmental effect factor)	r_{eef}
Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi (Exergetic sustainability indeks)	Θ_{ese}

Atık ekserji oranı; toplam atılan ekserjinin, toplam ekserji girdisine oranıdır. Atılan ekserjiyi tekrar kullanılabilir atık ekserji çıktısı ve kullanılamaz atık ekserji çıktısının toplamı olarak ifade etmek mümkündür. Atık ekserji oranı kavramı Eşitlik 5.21 ve 5.22’deki formüle edilmektedir.

$$(\dot{E}x_{dest,out}) = \text{Toplam ekserji girişi} - \text{Kullanılabilir ekserji çıkışı} \quad (5.21)$$

$$= 1,924 - 0,235 = 1,689 \text{ MW}$$

$$r_{we}^{TRS18} = \frac{\sum \dot{E}x_{we,out}^{TRS18}}{\sum \dot{E}x_{tot,in}^{TRS18}} = \frac{1,689}{1,924} = 0,877 \quad (5.22)$$

Ekserji geri kazanabilirlik oranı; geri kazanılabilecek ekserjinin, toplam ekserji girdisine oranı olarak tanımlanır. Matematiksel ifadesi Eşitlik 5.23’de verilmiştir.

$$r_{re}^{TRS18} = \frac{\sum \dot{E}x_{re}^{TRS18}}{\sum \dot{E}x_{tot,in}^{TRS18}} = \frac{0}{1,924} = 0 \quad (5.23)$$

Ekserji yıkım faktörü; toplam ekserji yıkımının, toplam ekserji girdisine oranı olarak tanımlanır. Eşitlik 5.24’de ifade edildiği gibidir.

$$f_{exd}^{TRS18} = \frac{\dot{E}x_{dest}^{TRS18}}{\dot{E}x_{tot,in}^{TRS18}} = \frac{1,27}{1,924} = 0,66 \quad (5.24)$$

Çevre etki faktörü; atık ekserji oranının, ekserji verimliliğine oranı olarak Eşitlik 5.25’de formüle edilmiştir.

$$r_{eef}^{TRS18} = \frac{r_{waste}^{TRS18}}{\eta_{ex}^{TRS18}} = \frac{0,877}{0,122} = 7,18 \quad (5.25)$$

Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi; bir sayıdır, çevre etki faktörüne oranı olarak Eşitlik 5.26’da ifade edildiği gibidir.

$$\Theta_{ese}^{TRS18} = \frac{1}{r_{eef}^{TRS18}} = \frac{1}{7,18} = 0,139 \quad (5.26)$$

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Yapılan bu çalışma kapsamında, Anadolu Üniversitesinde Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesinde mevcut olan TRS18 turbojet motoru için deneysel veriler ışığında ekserji hesaplamaları ve analizleri yapılmıştır. TRS18 turbojet motorunun ekserji analizleri, motorun çalışması sürecinde komponentlerde meydana gelen tersinmezliklerin yerlerini ve büyüklüklerini göstermektedir. Entropi üretimi her koşulda gerçekleşmektedir, diğer bir deyişle sistemin ve çevrenin etkileşimi nedeniyle tersinmezlikler oluşur ve entropi artar.

TRS18 turbojet motoruna dair ekserji verimi, ekserji yıkım oranı, yakıt yıkım oranı, verimlilik eksikliği oranı, iyileştirilebilir ekserji potansiyel oranı, bağıl ekserji yıkımı, yakıt ve ürün ekserji faktörleri parametreleri incelenmiş ve şu sonuçlar elde edilmiştir.

- i. 44000 RPM ve 1320 N itki değerinde kompresör, yanma odası ve türbin için ekserji verimliliği sırasıyla % 91, % 60,4 ve % 77 olarak hesaplanmıştır.
- ii. TRS18 turbojet motorunun ekserji veriminin yanma odasında en düşük değerde, tersinmezlikler nedeni ile ekserji yıkım oranının ise yanma odasında en yüksek değerde olduğu gözlemlenmiştir.
- iii. En fazla ekserji yıkımı 0,872 MW ile yanma odasında gerçekleşmiş olup, kompresör ve türbin için ekserji yıkımı sırasıyla 0,028 ve 0,310 MW olarak hesaplanmıştır.
- iv. Yanma odasındaki yakıt yıkım oranı diğer komponentlerden daha yüksektir. Yanma odasındaki ekserji yıkımı, toplam yakıt yıkım oranının % 22'sini oluşturmaktadır.
- v. Yanma odası için verimlilik kayıp oranı % 33 olarak hesaplanmıştır.
- vi. Ürün ekserji faktörü oranı, TRS18 turbojet motor komponentleri için küçük farklar göstermesine rağmen yakıt ekserji faktörü ile benzerlik göstermektedir.
- vii. Yanma odası için 0,34 MW'lık iyileştirilebilirlik ekserji potansiyeli hesaplanmıştır. Yanma odasından sonra, en büyük iyileştirilebilirlik (geliştirilebilirlik) ekserji potansiyeli 0,77 MW ile türbin ve 0,0025 MW'lık değer ile kompresörde gerçekleşmiştir.
- viii. Ekserji yıkımı en çok yanma odasında meydana gelmiştir ve kompresörde meydana gelen yıkım yanma odası ile karşılaştırıldığında çok daha azdır.

- ix. TRS18 deneysel turbojet motoru için hesaplanan ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri ekserji verimi % 42, atık ekserji oranı %87,7, ekserji geri kazanabilirlik oranı % 0, çevresel etki faktörü 7,18 ve ekserji sürdürülebilirlik indeksi 0,139 değerinde hesaplanmıştır.
- x. Havacılıkta daha önce ekserjetik sürdürülebilirlik ilgili çalışmalar daha önce yapılmıştır, deneysel bir turbojet olan TRS18 için böyle bir çalışma ilk kez yapılmaktadır.

Gelecekte yapılması planlanan çalışmalar Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Test-Hücre Laboratuvarı'nda muhafaza edilen TRS18 turbojet motorunun emisyon ölçümü, exergo-ekonomi, exergo-çevresel ve yanma verimi analizlerinin yapılması olarak önerilmektedir.

KAYNAKÇA

- [1] Atkins, P. (2007). *Four laws That Drive The Universe*. Oxford: Oxford Universty Press.
- [2] Cengel, Y. ve Bones, M. (2008). *Mühendislik Yaklaşımıyla Termodinamik*. İzmir: İzmir Güven Kitapevi.
- [3] Dincer, I., Hussain, M.M., Al-Zaharnah, I. (2004). Energy and exergy use in public and private sector of Saudi Arabia. *Energ. Policy*, 32, 1615-1624.
- [4] Moran, M.J., Shapiro, H.N., Boettner, D.D. ve Bailey, M.B. (2014). *Fundamentals of Engineering Thermodynamics*. United States of America: Wiley.
- [5] www.iata.org/statistics (Erişim Tarihi: 10.12.2017)
- [6] Benini, E. ve Giacometti, S. (2007). Design, manufacturing and operation of a small turbojet-engine for research purposes. *Applied Energy*, 84, 1102-1116.
- [7] Turan, O. (2012). Exergetic effects of some design parameters on the small turbojet engine for unmanned air vehicle applicaiton. *Energy*, 46, 51-61.
- [8] Badami, M., Nuccio, P., Signoretto, A. (2013). Experimental and numerical analysis of a small-scale turbojet engine. *Energ Convers. Manage.*, 76, 225-233.
- [9] Badami, M., Nuccio, P., Pastrone, D., Signoretto, A. (2014). Performance of a small-scale turbojet engine fed with traditional and alternatives fuel. *Energ Convers. Manage.*, 82, 219-228.
- [10] Ekici, S. (2015). *Mini Turbojet-Turboprop Motorun İleri Ekserji Analizi*. Yüksek lisans tezi. Eskişehir: Anadolu Üniversitesi.
- [11] Turan, O. (2016). Energy and Entrophy Anayyses of Experimental Turbojet Engine for Target Drone Application. *Anadolu University Journal of Science and Technology*, 5, 936-952.
- [12] Yücer, C.T. (2016). Thermodynamic analysis of the part load performance for a small for a small scale gas turbine jet engine by using exergy analysis method. *Energy*, 111, 251-259.

- [13] Çoban, K., Sohret Y., Colpan C.O., Karakoc, T.H. (2017). Exergetic and exergoeconomic assessment of a small-scale turbojet fuelled with biodiesel. *Energy*, 140, 1358-1367.
- [14] Turan, O. (2017). Füzelerde Kullanılan Küçük Bir Gaz Türbinli Motorun Deney Düzenegi, Testi ve Performans Ölçümü. *Ömer Halisdemir Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 6, 717-728.
- [15] Balli, Ö., Söhret, Y., Karakoc, T.H. (2018). The effects of hydrogen fuel usage on the exergetic performance of a turbojet engine. *Int. J. Hydrogen Energ.*, <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2017.12.178/> (Erişim tarihi:02.03.2018)
- [16] Leyes, R.A. ve Fleming, W.A. (1999). *The History of North American Small Gas Turbine Aircraft Engine*. Virginia: Smithsonian Institution.
- [17] Kosman, R., Hawthorne, H. (1955). *Small Gas Turbine Progress: Small Turbojet. Aviation Age*.
- [18] Bülbül, A. (2010). *Motor test (bremze) laboratuvarının ve TRS18-201 Motorunun tanıtım kitapçığının hazırlanması*. Lisans tezi. Eskişehir: Anadolu Üniversitesi.
- [19] Fulton, K. (1974). Turbine engines of the World. *Flight International*, 105, 49.
- [20] Microturbo Company. (1997). *TRS18a Turbojet Motorunun Eğitim Manüeli*. Toulouse.
- [21] El-Sayed, F.A. (2008). *Aircraft propulsion and Gas turbine engine*. Zagazig: CRC Press.
- [22] Farokhi, S. (2014). *Aircraft Propulsion*. Kansas: Wiley.
- [23] Wang, L. (2010). *Experimental and Computational Investigation of Thermal-Flow Characteristics of Gas Turbine Reverse-Flow Combustor*. University of New Orleans Theses and Dissertations. New Orleans: University of New Orleans.
- [24] Dincer, I., and Rosen M.A. (2013). *Exergy, Energy, Environment And Sustainable Development*. Oxford: Elsevier.
- [25] Kotas, T.J. (1985). *Exergy Method of Thermal Plant Analysis*. London: Anchor Brendon.

- [26] Tsatsaronis, G. (2007). Definitions and nomenclature in exergy analysis and exergoeconomics. *Energy*, 32, 249-253.
- [27] Dincer, I., Midilli, A., Kucuk, H. (2014). *Progress in Exergy, Energy, and the Environment*. Switzerland: Springer International Publishing.
- [28] Hepbasli, A. (2008). A key review on exergetic analysis and assessment of renewable energy resources for a sustainable future. *Renew. Sust. Energ. Rev.*, 215, 593-661.
- [29] Bejan, A. (2016). *Advanced Engineering Thermodynamics*. North Carolina: Wiley.
- [30] Aydin, H., Turan, O., Midilli, A., Karakoç, T.H. (2012). Component-based exergetic measures of an experimental turboprop/turboshaft engine for propeller aircrafts and helicopters. *Int. J. Exergy*, 11, 322-348.
- [31] Aydin, H., Turan, O., Midilli, A., Karakoç, T.H. (2014). Sustainability assessment of PW6000 turbofan engine: an exergetic approach. *Int. J. Exergy*, 14, 388-412.
- [32] Fudholi, A., Sopian, K., Othman, M.Y., Ruslan, M.H., Bakhtyar, B. (2013). Energy analysis and improvement potential of finned double-pass solar collector. *Energy Convers. Manage.*, 75, 234-240.
- [33] Akpınar, E.K. (2010). Drying of mint leaves in solar dryer and under open sun: modeling performance analyses. *Energy Convers. Manage.*, 51, 2407-2418.

ÖZGEÇMİŞ

Adı Soyadı : Emre Aydın

Yabancı Dil : İngilizce

Doğum Yeri ve Yılı : Van / 1989

E- posta : emreaydin@anadolu.edu.tr

emreaydin1326@gmail.com

Eğitim ve Mesleki Gelişim

2007-2012, Anadolu Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Gövde Motor Bakım Bölümü

2012-2015, Uçak Bakım Teknisyeni, Sunexpress Hava Yolları

2015-2017, Araştırma Görevlisi, Anadolu Üniversitesi, Uçak Gövde Motor Bakım A.B.D.