

T.C.  
İSTANBUL AYDIN ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ



HAVA ARAÇLARINDA FARKLI MOTOR TİPLERİNİN  
EKSERJİK YAKLAŞIMLA İNCELENMESİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

AYSUN CENGİZ

MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI  
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ PROGRAMI

TEZ DANIŞMANI: PROF.DR. ZAFER UTLU

MART, 2019





T.C.  
İSTANBUL AYDIN ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLER ENSTİTÜSÜ MÜDÜRLÜĞÜ

**Yüksek Lisans Tez Onay Belgesi**

Enstitümüz Makine Mühendisliği Ana Bilim Dalı Makine Mühendisliği Tezli Yüksek Lisans Programı **Y1413.080008** numaralı öğrencisi **Aysun CENGİZ** ' in "HAVA ARAÇLARINDA FARKLI MOTOR TİPLERİNİN EKSERJİK YAKLAŞIMLA İNCELENMESİ" adlı tez çalışması Enstitümüz Yönetim Kurulunun 24.02.2019 tarih ve 2019/02 sayılı kararıyla oluşturulan jüri tarafından **oynatıp** ile Tezli Yüksek Lisans tezi olarak **kabul** edilmiştir.

Öğretim Üyesi Adı Soyadı

İmzası

Tez Savunma Tarihi : 22/03/2019

1) Tez Danışmanı: Prof. Dr. Zafer UTLU

2) Jüri Üyesi : Doç. Dr. Ramazan KATIRCI

3) Jüri Üyesi : Dr. Öğr. Üyesi Bülent İMAMOĞLU

Not: Öğrencinin Tez savunmasında **Başarılı** olması halinde bu form **imzalanacaktır**. Aksi halde geçersizdir.



## **YEMİN METNİ**

Yüksek Lisans tezi olarak sunduğum “**HAVA ARAÇLARINDA FARKLI MOTOR TİPLERİNİN EKSERJİK YAKLAŞIMLA İNCELENMESİ**” adlı çalışmanın, tezin proje safhasından sonuçlanmasına kadarki bütün süreçlerde bilimsel ahlak ve geleneklere aykırı düşecek bir yardıma başvurulmaksızın yazıldığını ve yararlandığım eserlerin kaynakçada gösterilenlerden oluştuğunu, bunlara atıf yapılarak yararlanılmış olduğunu belirtir ve onurumla beyan ederim.

**Aysun CENGİZ**



## **ÖNSÖZ**

Bu tez çalışmasının hazırlanması ve tamamlanması süresince gerekli tüm bilgi, destek ve görüşünü esirgemeyen tez danışmanım Prof. Dr. Zafer UTLU'ya teşekkürü borç bilirim. Tezim süresince karşılaştığım çeşitli zorlukların aşılmasında tecrübesi ve pozitif yol göstericiliğiyle süreci tamamlamama katkıda bulunmuştur.

Yoğun çalışma temposuna karşın vaktini bana ayırarak fikir veren Sn. Atıl TÜRKMEN ve Sn. Özgür YUMAKOĞULLARI'na da içten teşekkürlerimi sunarım.

Çalışmalarım süresince aşamaları takip eden ve gerekli takviyeleri sunan annem Sn. Ayşe KUŞCU'ya, babam Sn. Mahmut KUŞCU'ya ve kardeşim Cüneyt KUŞCU'ya içten sevgiler ve saygılarımı sunarım. Onların desteği ve ilgisi benim için her daim önemli olmuştur, bu bağlamda kendilerine teşekkürü borç bilirim.

Tüm süreç boyunca benden fazla heyecan duyan, gerekli fikir alışverişlerinde bulunmam için tüm imkanlarını seferber ederek manevi desteğini ve sevgisini esirgemeyen eşim Sn.Erhan CENGİZ'e en derin sevgi ve teşekkürlerimi sunarım.

**Mart, 2019**

**Aysun CENGİZ**





## İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
<b>ÖNSÖZ</b> .....	<b>vii</b>
<b>İÇİNDEKİLER</b> .....	<b>ix</b>
<b>KISALTMALAR</b> .....	<b>xi</b>
<b>ŞEKİL LİSTESİ</b> .....	<b>xiii</b>
<b>ÇİZELGE LİSTESİ</b> .....	<b>xv</b>
<b>ÖZET</b> .....	<b>xvii</b>
<b>ABSTRACT</b> .....	<b>xix</b>
<b>1. GİRİŞ</b> .....	<b>1</b>
1.1 Tezin Amacı ve Önemi.....	3
1.2 Literatür Taraması .....	5
<b>2. HAVA ARAÇ MOTORLARI VE TEMEL BİLGİLER</b> .....	<b>9</b>
2.1 Turbofan Motorlar ve AE3007H ile JT8D Turbofan Motoruna Ait Genel Bilgiler.....	9
2.2 Turboprop Motorlar ve T56 Turboprop Motoru İle PT6 Turboprop Motoru Hakkında Genel Bilgiler.....	13
2.3 Turboşaft Motorlar ve Makila1A1 Turboşaft Motoruna Ait Genel Bilgiler ....	16
<b>3. TERMODİNAMİK ANALİZ</b> .....	<b>19</b>
3.1 Termodinamik Analiz.....	19
3.2 Termodinamik Analiz Terimleri .....	20
3.2.1 Genel enerji terimleri .....	21
3.2.2 Genel ekserji terimleri .....	22
3.2.3 Brayton çevrimi ve çalışma prensibi .....	24
<b>4. HAVA ARAÇLARI MOTORLARINDA TERMODİNAMİK ANALİZ</b> .....	<b>27</b>
4.1 AE3227H Turbofan Motorda Termodinamik Analiz.....	27
4.2 JT8D Turbofan Motorda Termodinamik Analiz .....	30
4.3 T56 Turboprop Motorda Termodinamik Analiz .....	32
4.4 PT6 Turboprop Motorda Termodinamik Analiz .....	35

4.5 Makila1A1 Turboşaft Motorda Termodinamik Analiz .....	37
<b>5. HAVA ARAÇLARI MOTORLARINDA EKSERJİ ANALİZİ .....</b>	<b>43</b>
5.1 Genel Kabuller .....	43
5.2 Hava Araçlarında Kullanılan Farklı Motor Tiplerinin Değerlendirilmesi .....	44
5.2.1 Turbofan motorların değerlendirilmesi.....	44
5.2.2 Turboprop motorların değerlendirilmesi .....	48
5.2.3 Turboşaft motorun değerlendirilmesi .....	51
<b>6. SONUÇLAR .....</b>	<b>55</b>
<b>KAYNAKLAR .....</b>	<b>59</b>
<b>ÖZGEÇMİŞ.....</b>	<b>61</b>

## KISALTMALAR

$\delta$	yakıt tüketim miktarı
$\varepsilon$	ekserji verimliliği
$\xi$	verim eksikliği
$\chi$	bağıl tersinmezlik
$\tau$	viskoz gerilme tensörü
$\psi$	ekserji verimliliği
$\rho$	yoğunluk
$\mu$	spesifik ısı miktarı
$\Sigma$	spesifik ısı miktarı toplamı
$\gamma$	yakıt ekserji derecesi fonksiyonu
AC	hava kompresörü
CC	yanma odası
ED	egzoz kanalı
GT	gaz türbini
RGB	redüksiyon dişlisi
TPE	turboprop motoru
TFE	turbofan motoru
LHV	yakıt alt ısı değeri
PT	güç türbini
HPT	yüksek basınç türbini
LPT	alçak basınç türbini
UAV	insansız hava aracı
F	fan
BPC	by-pass kanalı
AxC	aksiyal kompresör
CcC	merkezkaç kompresör
GGT	gaz jeneratör türbini
PGB	pervane dişlisi
GTMS	gaz türbin mekanik şaftı
CH	kimyasal
PT	potansiyel
PH	fiziksel
KN	kinetik
$\dot{m}$	kütle akış miktarı
$\dot{E}$	ekserji miktarı
$\dot{Q}$	ısı transfer miktarı

<b>h</b>	entalpi
<b>cp</b>	spesifik ısı kapasitesi
<b>g</b>	yer çekimi
<b>z</b>	yükseklik
<b>IP</b>	iyileştirme potansiyeli
<b>W</b>	iş miktarı/ güç

## ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Şekil 1.1: Sistemdeki termodinamik değerlendirme.....	2
Şekil 2.1: Turbofan Motor Ana Üniteleri .....	9
Şekil 2.2: JT8D turbofan motorun kesit görüntüsü .....	10
Şekil 2.3: JT8D turbofan motorun ticari uçaklarda kullanımı.....	11
Şekil 2.4: AE3007H turbofan motorun kesit görüntüsü .....	12
Şekil 2.5: MQ-4C insansız hava aracı .....	12
Şekil 2.6: Turboprop motorda temel üniteler .....	13
Şekil 2.7: PT6 turboprop motor görüntüsü .....	14
Şekil 2.8: T56 turboprop motor görüntüsü .....	15
Şekil 2.9: T56 turboprop motorunun askeri alanda kullanımı.....	15
Şekil 2.10: Turboşaft motorda ana üniteler .....	16
Şekil 2.11: Makila1A1 turboşaft motor görüntüsü.....	17
Şekil 2.12: SA 330 Puma askeri helikopteri.....	17
Şekil 3.1: Gaz türbin motorlarında Brayton Çevrimi .....	24
Şekil 3.2: Brayton çevriminde P-V ve T-s diyagramları .....	25
Şekil 4.1: AE3007H turbofan motorda genel çalışma sistemi.....	27
Şekil 4.2: AE3004H şematik gösterimi .....	29
Şekil 4.3: JT8D düşük bypass turbofan motora ait şematik gösterim .....	31
Şekil 4.4: T56 turboprop motor şematik gösterimi.....	32
Şekil 4.5: PT6 turboprop motora ait ana komponentler .....	35
Şekil 4.6: PT6A turboprop motorun şematik gösterimi .....	36
Şekil 4.7: Makila 1A1 turboşaft motorun temel komponentleri.....	40
Şekil 4.8: Makila1A1 turboşaft motorun şematik gösterimi .....	40
Şekil 5.1: AE3007H ve JT8D urbofan motorda ekserji kayıp miktarları .....	45
Şekil 5.2: AE3007H ve JT8D turbofan motorlarda verimlilik eksikliği oranları .....	45
Şekil 5.3: AE3007H ve JT8D turbofan motorlarda potansiyel iyileştirme oranları ..	46
Şekil 5.4: AE3007H ve JT8D turbofan motorları ekserji verimliliği .....	46
Şekil 5.5: PT6 ve T56 turboprop motorlarında ekserji kayıpları.....	48
Şekil 5.6: T56 ve PT6 turboprop motorda ekserji verimliliği .....	48
Şekil 5.7: T56 ve PT6 turboprop motorların ait bağıl ekserji tüketimi .....	49
Şekil 5.8: T56 ve PT6 turboprop motorlarında ekserjik iyileştirme potansiyeli .....	50
Şekil 5.9: Makila1A1 turboşaft motor ve komponentlerinin ekserji verimliliği .....	50
Şekil 5.10: Turboşaft motorun komponent bazında verim eksiklik yüzdesi .....	51

<b>Şekil 5.11:</b> Makila1A1 turboşaft motor komponentlerinin ekserji kayıp miktar ve yüzdesi.....	51
<b>Şekil 5.12:</b> Makila1A1 turboşaft motor komponentlerinde ekserjik iyileştirme potansiyelleri .....	52
<b>Şekil 5.13:</b> Motorların ortalama ekserji verimliliği değerleri .....	52

## ÇİZELGE LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
<b>Çizelge 3. 1:</b> Enerji ve ekserji terimleri karşılaştırılması .....	20
<b>Çizelge 3. 2:</b> Standart kimyasal ekserji değerleri .....	24
<b>Çizelge 5. 1:</b> AE3007H turbofan motor kalkış anı uçuş faz parametreleri.....	44
<b>Çizelge 5. 2:</b> JT8D turbofan motorun kalkış anı uçuş faz parametreleri.....	45
<b>Çizelge 5. 3:</b> AE3007H turbofan motorun kalkış anı ekserji parametreleri .....	45
<b>Çizelge 5. 4:</b> JT8D turbofan motorun kalkış anı ekserji parametreleri.....	45
<b>Çizelge 5. 5:</b> PT6 ve T56 turboprop motorların temel parametreleri .....	48
<b>Çizelge 5. 6:</b> Makila1A1 turboşaft motorun deney anı temel parametreleri .....	51





# HAVA ARAÇLARINDA FARKLI MOTOR TİPLERİNİN EKSERJİK YAKLAŞIMLA İNCELENMESİ

## ÖZET

Ekserji analizinin temel amacı; sistem üzerindeki verimsizlikleri azaltarak daha verimli enerji sistemlerinin tasarlanmasına yönelik işin sınırlarını belirleyebilmektir. Bu sebeple sistemdeki tersinmezliklerin şiddeti ve yeri konusunda bilgilere ulaşmayı sağlayarak sistemin termodinamik açıdan değerlendirilmesini sağlar. Farklı tiplerde ve farklı amaçlarda kullanılan hava araçlarının motorları hakkında literatürde çeşitli çalışmalar bulunmakta olup; bu çalışmada farklı çalışmalar baz alınarak değerlendirme yapılmıştır.

Bu çalışma kapsamında askeri ve sivil hava araçlarında performans gösteren toplamda beş farklı turbofan, turboprop ve turboşaft motor enerji ve ekserjik açıdan incelenmiştir. Öncelikle değerlendirmesi yapılan motorlar hakkında bilgi verilmiş, teknik özellikleri ve kullanım alanları anlatılmıştır. Daha sonrasında ise genel termodinamik analiz ve detayları belirtilmiştir. Bu kapsamda hava araç motorlarının çalışma prensibi hem genel hem de termodinamik yönden ifade edilmiştir.

İlerleyen bölümlerde ise anlatılan ifadeler her bir motor için genişletilerek termodinamik analizleri yapılmış, elde edilen bulgular genel kabuller de ifade edilmek suretiyle paylaşılmıştır. Son bölümde ise yapılan çalışmalar neticesinde elde edilen sonuçlar belirtilerek sunulmuştur.

**Anahtar Kelimeler:** *Hava aracı, Ekserji analizi, Turbofan motor, Turboprop motor, Turboşaft motor, Ekserji verimliliği, Verim eksikliği*



## **ANALYSIS OF DIFFERENT TYPES OF ENGINES IN AIRCRAFTS WITH EXERGETIC APPROACH**

### **ABSTRACT**

The main purpose of the exergy analysis is to define the work limit for design of the more efficient systems by decreasing inefficiencies on the system. Therefore, it provides to determine the system thermodynamically with supplying to give informations about intensity and positions of inefficiencies. The literature has studies that are about different purposes and types of engines of aircrafts. This study include evaluation by taking a base of different studies.

In this study, totally five different types of turbofan, turboprop and turboshaft engines that perform in military and civil aircrafts have been analyzed both with energetic and exergetic sides. Primarily; informations have been given for engines which are identified, technical specifications and usage areas have been explained. Then; general thermodynamic analyses their details have been given. In this context, aircraft engines working principle have been identified both with general and thermodynamic sides.

In the later sections, these identifications have been extended for each of engines and thermodynamic analyses have also been done; indications that have been obtained, have been shared with the help of general acceptances. In the final section, results which have been found by the all studied informations and datas have been pointed out and represented.

**Keywords:** Aircraft, Exergy analysis, Turbofan engine, Turboprop engine, Turboshaft engine, Exergy efficiency, Lack of efficiency



## 1. GİRİŞ

Ekonomik faaliyetlerin dünyayı küresel bir pazar haline getirmesi, havayolu taşımacılığının da büyük önem kazanmasına olanak vermiştir. Bu doğrultuda yolcu ve yük taşımacılığının en güvenilir ve hızlı yollarından biri haline gelen havayolu taşımacılığı, beraberinde havayolu işletmelerinin niteliklerini artırmasına sebebiyet vermiş ve tercih edilirliliği de bu oranda artırmıştır. Günümüzde hız, güvenlik ve konfora dair ihtiyaç ve talepler arttıkça, ulaşım sistemlerinde de aynı paralellikte çeşitliliği de beraberinde getirmiş, bu durumun oluşmasına özellikle havayolu taşımacılığının büyük etkisi olmuştur. Böylece rekabet de tetiklenmiş gerek firmalar gerekse devletler gereken yatırımları artırmıştır.

Ülkemiz konum itibariyle havayolu taşımacılığında büyük önem arz etmekte olup, bu durumu artırıcı nitelikte yatırımlarla gözde merkezlerden biri haline gelmiştir. Yapılan yatırımlar sonucu hem ülke çapındaki havalimanı sayısı hem de yolcu kapasitesi artırılmıştır. 2003 yılında 34 milyon olan yolcu sayısı, 2017 yılı sonunda 193,3 milyona, 26 olan havalimanı sayısı ise 55'e yükseltilmiştir [13].

Ülkemiz ve dünyamızda her geçen yıl artan teknolojik gelişmelere paralel olarak enerji tüketimi ve kısıtlı enerji kaynaklarının daha doğru ve verimli kullanılması büyük önem arz etmektedir. Yeni ve alternatif enerji kaynaklarının geliştirilmesine ilaveten; mevcut enerji kaynaklarından en az kullanımla en çok verim eldelenmesi de günümüzde önemli ve gündemde tutulması gereken konulardır. Bir proses sonunda ürün elde edebilmek için bir miktar enerji harcanması gerekmektedir. Günümüz şartlarında ürün elde edilebilmesi için, kullanılan enerjiden maksimum verim alabilme veya minimum enerji harcayabilmeye yönelik termodinamik çalışmalar gün geçtikçe artmaktadır. Çalışmaların temel amaçları; kısıtlı kaynakları doğru ve etkin biçimde kullanmanın yolları, sürdürülebilirlik ve maliyetin azaltılması olarak genellenebilir.

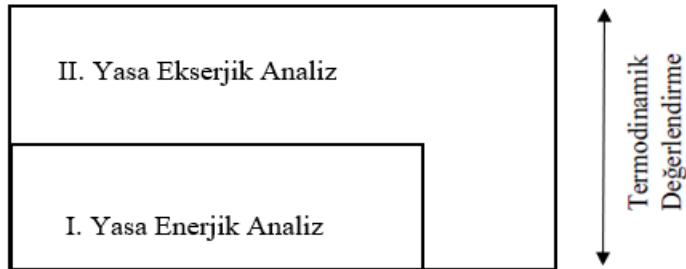
Termodinamik bakış açısıyla bakıldığında termal sistemlerin performansları; termodinamiğin birinci yasası (enerji analizi, enerji korunumu) ve termodinamiğin ikinci yasası (ekserji analizi, kullanılabilirlik) ile doğrulanmaktadır. Termal

sistemlerdeki enerji ve ekserjik verimler; sistem tasarımında, doğru sistemin belirlenmesi ve çalıştırılmasında, sistemin çalışma şartlarının belirlenmesinde önemli karar parametreleridir.

Termodinamiğin birinci yasası aynı zamanda “enerjinin korunumu” yasası olarak da bilinir. Bu yasaya göre bir sistemin iç enerjisindeki değişim miktarı, o sisteme ilave edilen ısı miktarıyla sistemin çevresine uyguladığı iş arasındaki farka eşittir. Bu yasaya göre enerji yoktan var edilemediği gibi var olan enerji de yok edilemez. Enerji analizi sistemin bütününe dair bilgiler verip niceliği ile ilgilenir ve sistemdeki tersinmezliklerden dolayı oluşan kayıpları göz önüne almaz.

Termodinamiğin ikinci yasası ise sistemdeki hal değişimi sırasında entropi üretimi, iş yapabilme olanağının değerlendirilebilmesi ve enerji niteliğinin azalmasıyla ilgili bilgiler verir. Ekserji tersinir sistemlerin haricinde enerji gibi korunuma uğramaz. Sistemdeki ekserjinin bir kısmı sistem içerisindeki tersinmezliklerden ötürü yok olur, bir kısmı ise sistem sınırlarından çevreye salınır [6].

Bir sistemde doğru bir performans değerlendirmesi yapabilmek için izlenecek yol öncelikle enerji ve ekserji analizi yapılmasıdır. Bu duruma ait termodinamiğin birinci ve ikinci yasası arasındaki bağıntı Şekil 1’de görülmektedir.



**Şekil 1.1:** Sistemdeki termodinamik değerlendirme

Enerji doğrudan ölçülemeyen bir değer olup, sistemin mevcut durumunu değiştirmek için gerekli olan iş gücüdür. Kısaca enerji sayesinde sistemin mevcut durumu değiştirilerek iş üretilebilmektedir. Enerji birçok farklı biçimde üretilip depolanabilmektedir; çünkü enerji yoktan var edilemediği gibi vardan da yok edilememektedir. Mevcut olan enerji farklı formlara dönüştürülerek kullanılabilir, ancak toplam miktarı daima sabit kalır.

Havacılık sektöründe rüzgâr, uçak motoru, elektrik enerjisi gibi aktif kullanılan enerjiler farklı boyutlara dönüştürülerek hem tasarruf sağlanıp hem de birden çok kez kullanılabilir. Bu sayede özellikle yakıt tasarrufu maksimum seviyede tutulmaya çalışılarak aynı zamanda çevreye de minimum zarar verilmektedir.

Ekserji ise bir sistemin verilen bir halde yapabileceği maksimum yararlı iş olarak tanımlanabilir. Bu sayede sistemin mükemmel ne derece yakın çalışabildiği görülebilmektedir. Havacılık sektöründe ekserjinin en yoğun kullanıldığı alan olan uçuş, yüksek kaliteli yakıtın ihtiva ettiği kimyasal enerjisinin kinetik enerjiye dönüştürüldüğü bir enerji değişimleri faaliyetidir. Yüksek kalitedeki yakıttan az maliyetle maksimum elde edilecek olan enerjiye artırılacak olan iş, gerek firmaların giderlerindeki olumlu gelişmeler gerekse çevreye salınan zararlı emisyonların azaltılması açısından son derece önem arz etmektedir. Bu bakımdan araştırmacıların oldukça ilgisini çekmektedir.

## **1.1 Tezin Amacı ve Önemi**

Bu çalışmada askeri ve sivil kullanım amaçlarına yönelik hizmet veren hava araçlarındaki üç farklı motor türüne ait ekserjik yaklaşımla inceleme yapılmıştır. Özellikle son on yılda ülkemizde olumlu artış gösteren askeri ve sivil havacılıktaki gelişmeler son derece dikkat çekicidir. Bu gelişmelerin ilerleyen yıllarda da artarak devam edeceği yönünde görüşler gerek literatür gerekse basında kapsamlıca belirtilmektedir. İçinde yer alacağımız bu süreçte gerek askeri alanda gerekse sivil havacılıkta havayolu şirketleri ve filolarına ait hava araçları (uçaklar veya insanlı/insansız hava araçları) ve bu araçların motorlarının önemli çalışma sahalarında kendilerine yer bulacağı mutlak surettedir.

Bu çalışmada üç farklı motor türüne (turboprop, turboşaft, turbofan) ve ilgili motorların komponentlerine ait ekserjik yaklaşımla incelemeler ve karşılaştırmalar yapılmıştır. Turbofan motor türü olarak AE3007H ile JT8D; turboprop motor türü olarak T56 ile PT6; turboşaft motor türü olarak ise Makila 1A1 baz alınmıştır. Literatürde turboşaft motorlara yönelik ekserjik inceleme bakımından yeterli çalışma bulunamadığından, kıyaslama ve benzerlikleri belirtmek amaçlı olarak alternatifte rastlanamamıştır.

Çalışmanın birinci bölümünde havacılık sektöründeki hem küresel gelişme hem de ülkemizdeki bu alana yönelik gelişmeler belirtilmiştir. Sonrasında ise enerji ve ekserji terimleri termodinamik bakış açısına uygun olarak anlatılmış olup, havacılık sektöründe ne şekilde yer edindikleri belirtilmiştir. İlerleyen kısımda ise tezin amacı ve önemi anlatılarak literatür taraması esnasında edinilen bilgi ve bulgular paylaşılmıştır.

Çalışmanın ikinci bölümünde incelemeye tabi tutulan motorlara ait bir takım temel bilgiler paylaşılmıştır. Bu bölümde turbofan, turboprop ve turboşaft motorların temel çalışma biçimleri ile sonrasında incelenecek olan AE3007H, JT8D, T56, PT6 ve Makila 1A1 motorlarına yönelik genel bilgiler sunulmuştur.

Çalışmanın üçüncü bölümü termodinamik ifadeler ile ilgilidir. Termodinamik ifadeler hem birinci ve ikinci yasayı hem de bunlarla ilintili olan enerji ve ekserji kavramlarını içermektedir. Daha sonrasında hava araçlarında kullanılan motorların hayat kavramı olan Brayton çevrimi ve çalışma prensibi ile, çevrim süresince oluşan bir kısım ısı ve iş kavramları ifade edilmiştir. Bu aşamaları takiben incelenen her bir turbofan, turboprop ve turboşaft motora ve temel komponentlerine ait ekserjik tanımlamalar belirtilmiştir. Bu tanımlamaların daha sağlıklı ve anlaşılır olması için, kısım sonunda varsayım ve kabuller de belirtilmiştir.

Çalışmanın dördüncü bölümü bulgular ve bu bulguların karşılaştırılmasına yöneliktir. Bu karşılaştırmalar yapılırken; ekserji verimi, verim eksikliği, iyileştirme potansiyel miktarı gibi nicelikler ilgili motorun temel komponentlerine ait olacak biçimde düzenlenmiştir.

Sonuç bölümü ise çalışma boyunca edinilen ve gelecek çalışmalara referans olacak nitelikteki bilgilere dairdir. Varılan sonuçlar diğer araştırmacılar ve havacılık alanındaki firma ve kişilere yol gösterici niteliktedir.



## 1.2 Literatür Taraması

Uçak motorları, enerji verimliliği, ekserji analizi ve termodinamik analiz başlıklarına göre araştırmalar yapılmış ve buna göre;

- ‘Airline Haber’ havacılık sitesi hem dünya hem de yurdumuzdaki havacılık faaliyetlerini yakından takip ederek güncel gelişmeleri takip edebilme imkânı tanımaktadır [13].
- Aydın, Turan et al. (2014) tarafından hazırlanmış olan ‘*Exergetic performance of a low bypass turbofan engine at takeoff condition*’ konulu makalede düşük bypass (0,96 – 1) turbofan motoru maksimum güç koşulu barındıran kalkış esnasında incelemeye tabi tutulmuştur. Çalışma esnasında enerji korunumu ve ekserjik analizler hem genel olarak hem de motorun temel komponentlerine yönelik biçimde incelenmiştir. Böylelikle motorun kalkış esnasındaki enerji kayıpları, ekserjik verimlilikler ve genel verimsizlikler gibi öğeler göz önüne sunularak ileriki çalışmalara yol gösterici olması hedeflenmiştir [1].
- Aydın ve Turan (2016) tarafından hazırlanan ‘*Numerical calculation of energy and exergy flows of a turboshaft engine for power generation and helicopter applications*’ makalesinde askeri helikopterde faaliyet gösteren turboşaft motorun enerji ve ekserji hesaplamalı yaklaşımlarla incelemesi yapılmış; böylece hem motorun tümüne hem de temel komponentlerine ait ekserjik verimlilikler gösterilerek verimin nerede artıp nerede farklı boyutlarda dönüşüme uğradığı gösterilmiştir [2].
- Aydın, Turan, Midilli et al. (2014) tarafından yayımlanan ‘*Some exergetic measures of a JT8D turbofan engine*’ adlı çalışmada turbofan motora ait kalkış esnasındaki ekserjik ölçümler irdelenmiştir. Diğer çalışmalarda olduğu gibi motorun tamamına ve komponentlerine yönelik hesaplamalar gösterilmiş olup; diğerlerinden farklı olarak yakıt tüketim oranı, yakıt ekserji faktörü gibi değişkenler de incelemeye tabi tutulmuştur [3].
- Ballı ve Hepbaşlı (2013) tarafından hazırlanan ‘*Energetic and exergetic measures of T56 turboprop engine*’ çalışmasında turboprop motorun farklı uçuş modları (kalkış, tırmanma, düz uçuş, alçalma vb.) esnasındaki enerji ve ekserji değişimleri ile uçuş modları boyunca yaşanan kayıplar göz önüne

serilmiştir. Bu çalışma sayesinde motoru kullananlara yönelik operasyon uygunluk modlarını seçebilme olanağı sunulmuştur [4].

- Ballı (2017) tarafından yayımlanan ‘*Advanced exergy analysis of an aircraft turboprop engine (TPE)*’ isimli çalışmada diğer çalışmalarda olduğu gibi genel hesaplamalar ve komponentlere yönelik çalışmalar gösterilmiş olup; farklı olarak endojenik ve eksojenik kayıplar ile kullanılabilir/kullanılamaz kayıplar da belirtilmiştir. Özellikle endojenik ekserji kaybının görüldüğü anlarda komponentler arası etkileşimin zayıf olduğu dikkat çekicidir [5].
- Çengel ve Boles (1996) tarafından hazırlanan ‘*Mühendislik yaklaşımıyla termodinamik*’ kitabı tüm mühendislere başucu kitabı olacak nitelikte olup; termodinamik ifadeler, yanma reaksiyonları ve temel çevrimleri anlaşılır şekilde göstermektedir [6].
- Dinçer ve Çengel (2001) tarafından yayımlanan ‘*Energy, entropy and exergy concepts and their roles in thermal engineering*’ çalışma; enerji, ekserji ve entropi terimlerini açıklayarak termal mühendislikteki anahtar niteliğindeki rollerini anlaşılır biçimde ifade ederek sunmuşlardır [7].
- Glenn Araştırma Merkezi (ET: 2017) tarafından hazırlanmış internet sitesi uçak motorlarına dair temel bilgileri çeşitli resim ve grafiklerle sunmuş olup, bu alanda eğitim gören ve araştırma yapanlara yönelik faydalı bilgileri paylaşmıştır [8].
- Amerikan Havacılık ve Uzay Bilimleri Enstitüsü (ET:2017) tarafından hazırlanan sitede yüksek irtifada uzun süreli kalabilen insansız hava aracına ait bilgiler ve kullanılan turbofan motorun çeşitli parametreleri sunulmuştur. Böylelikle motorun tasarım parametreleri, hız parametreleri gibi verileri kullanarak ürün geliştirme ve düzenlemeler yapılmasına imkân verilebilmektedir [14].
- MEB tarafından hazırlanan eğitim modüllerinde uçak bakımı ve komponentlere yönelik bilgiler verilerek hem sistemin işleyişi hem de geliştirilmesine dair faydalı olacak bilgiler sunulmuştur [16, 17, 18].
- Pratt& Whitney ve Rolls Royce firmalarına ait erişim portallarında hali hazırda kullanılan motor türleri ve tez esnasında değerlendirilen motorlara ait parametrik ve görsel veriler paylaşılmış olup, bu veriler ışığında hesaplamalar ve açıklamalar yapılmasına imkân bulunmuştur [19, 20, 21, 22].

- Russel ve Adebıy (1993) tarafından hazırlanan ‘*Classical thermodynamics*’ adlı kitap tıpkı diğer termodinamik kitaplarında olduğu gibi; termodinamikle bağlantılı tım ağıklama ve sistemleri anlatarak kullanıcılarına yön gösterici nitelikte kaynak olmuştur [8].
- Safran Helicopters (ET:2017)’e ait internet sayfasında; halihazırda üretimlerinde olan Makila turboşaft motoruna ait görsel ve temel parametreler kullanıma sunularak, kullanıcı ve öğrencilerin gerek duydukları bilgileri edinmeleri amaçlanmıştır. Bu bilgilerle birlikte motorun öne ııkkan özelliklerini tanıtmak da hedeflenmiştir [23].
- Şöhret, Dinç ve Karakoç (2015) tarafından yayımlanan ‘*Exergy analysis of a turbofan engine for an unmanned aerial vehicle during a surveillance mission*’ ıalışmasında; görev uçuşu yapan insansız hava aracındaki turbofan motorun, bu uçuş sırasındaki enerji ve ekserji değişimleri incelenmiştir. Bu inceleme hem motorun ve uçuşun tamamını hem de motorun ana komponentlerini kapsayacak nitelikte hazırlanmıştır. İncelemenin sonunda kayıp ve kazanç noktaları ve bu kısımlara yönelik iyileştirmeye gidilebilecek kısımlar aydınlatılmaya ıalışılmıştır [9].
- Şöhret, Açıkkalp et al. (2015) tarafından hazırlanmış ‘*Advanced exergy analysis of an aircraft gas turbine engine: splitting exergy destructions into parts*’ ıalışmasında incelemeye tabi tutulan turbofan motorun ileri ekserjik analizi yapılmıştır. Motorun test süresince gösterdiği performansla birlikte endojenik ve eksojenik kayıplar ile kazançlar analiz edilmiş olup, ileride yapılabilecek iyileştirme faaliyetlerine yol gösterici olabilmesi açısından son derece faydalıdır [10].

Şöhret, Ekici et al. (2016) tarafından yayımlanan ‘*Exergy as a useful tool for the performance assessment of aircraft gas turbine engine: a key review*’ ıalışması motorlardaki ekserjik ilişkileri genel olarak açıklayarak, ekserji-çevre dengesini de açıklamaya yönelik veriler paylaşmıştır. Diğer ıalışmalardan farklı olarak literatürde bu alanda yer alan ıalışmaların tamamına yer verilerek verilerin değerlendirmesi sunulmuştur. İıeriğinde eksergo-ekonomik, eksergo-çevresel eksergo-sürdürülebilirlik indislerinin yer alması; özellikle uçak motorlarından salınan atıkların azaltılarak yakıt tasarrufunun artırılması, böylece çevresel etkilerin azaltılması gibi ıalışmalara

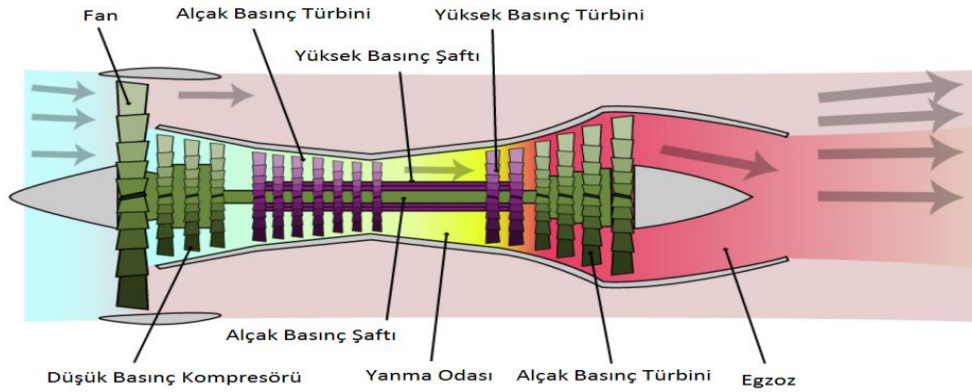
referans olabilecek niteliktedir [11].

- Turan ve Aydın (2016) tarafından hazırlanan çalışmada '*Exergy-based sustainability analysis of a low by-pass turbofan engine: a case study for JT8D*' konusu düşük by-pass özellikli turbofan motor için ele alınmış olup, altı farklı ekserjetik indikatör seçilerek Brayton çevrimiyle çalışan motor üzerinde incelenmiştir. Bu çalışmada benzer nitelikleri taşıyan motorları değerlendirirken ekonomik ve çevresel etkinliklerin analizi yapılması konusunda yol gösterici olmak amaçlanmıştır [12].
- Wikipedia internet ansiklopedisi sahip olduğu tüm konularla birlikte, tez süresince ihtiyaç duyulan bilgilere erişebilmek açısından son derece etkin bir fayda sağlamıştır. Tez boyunca ihtiyaç duyulan temel motor bilgileri ve kullanım tarihçeleri gibi temel bilgiler site üzerinden edinilmiştir [24-33].

## 2. HAVA ARAÇ MOTORLARI VE TEMEL BİLGİLER

### 2.1 Turbofan Motorlar ve AE3007H ile JT8D Turbofan Motoruna Ait Genel Bilgiler

Turbofan motorlar; fanjet adıyla da bilinen ve hava akışından faydalanarak çalışan motor tipidir. Genel anlamda fanlar ve türbinlerin birleşimi olarak tanımlanır. Sıklıkla yolcu uçaklarında ve insansız hava araçlarında kullanılmaktadır. Turbofan motorlar hava akış oranlarının farklılığı dışında genel olarak turboprop motorlara benzer [16]. Ana motorun haricinde geçen ikincil hava miktarının oranı birincil hava miktarının oranı turboprop motorlarından daha düşük seviyededir. Yani turbofan motorlarda ikiye bölünen ana hava akımından fan kanalı vasıtasıyla atılan havanın yanmanın gerçekleştiği ana kısma giren havaya olan oranına Bypass Oranı (Bypass Ratio) denir [16]. Turbofan motorlar genellikle bu oran esas alınarak düşük bypass oranlı veya yüksek bypass oranlı turbofan motorlar olarak iki ana kısma ayrılmaktadır. Düşük bypass oranlı motorlar daha kompakt olma özelliğine sahip olmaları ve daha az hacim kaplamalarından dolayı genellikle askeri hava araçlarında tercih edilmektedir. Yüksek bypass oranına sahip motorlar ise çok daha fazla hacimdeki havayı fan kanalından attıklarından dolayı daha fazla itme üretirler, ayrıca yakıt sarfiyatı konusunda daha verimli ve daha sessiz çalışabilme özelliklerine sahiptirler. Bu sebeple çok uzun mesafe uçabilinmekte ve ağır yük taşınabilmekte olup sivil hava araçlarında (yolcu ve kargo uçağı) tercih edilmektedir.

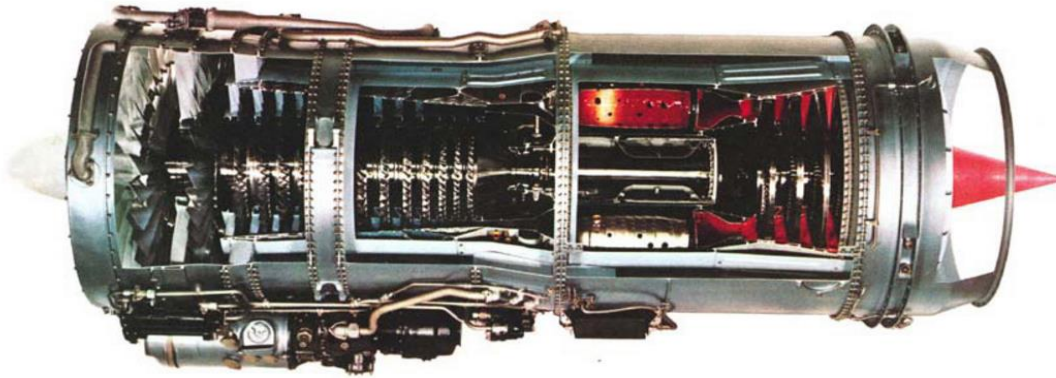


Şekil 2.1: Turbofan Motor Ana Üniteleri [27]

Turbofan motorlarda turboprop motorların tersine pervane ve pervane dişlisinin yerini aksenal akışlı kompresördekine benzer fakat çok daha büyük yapıdaki hareketli bıçaklardan oluşan fan (fan blade) alır. Fanın çevresi genellikle fan kasası (fan duct) ile kaplı olmaktadır [16].

Fan turboprop motorların pervanesinde olduğu gibi üzerinden geçen hava akımını ivmelendirir. İvmelenen havanın kütlesi ters yönlü bir tepki oluşturur. Fandan dolayı oluşan bu tepki Bypass oranına bağlı olarak toplam tepkinin oldukça büyük kısmını oluşturur. Hava fandan emildikten sonra çok küçük bir kısmı yanmaya gönderilirken, kalan hava ise ana kısmın etrafından gitgide daralan fan kanalı vasıtasıyla atmosfere gönderilir [16].

JT8D turbofan motoru düşük bypass oranına (0.96 – 1) sahip olup, Pratt & Whitney tarafından Şubat 1967’de piyasaya sunulmuştur [24]. Bu motor tipi US Navy A-6 Intruder saldırı uçaklarındaki turbojet motorun modifikasyonudur. JT8D aksiyal akışlı ve dual-spool tasarım içeren turbofan motorudur. Bünyesinde iki koaksiyal olarak montelenmiş dönen komponent bulunmaktadır. İlki alçak basınçlı kompresör için altı aşamalı döner tertibat; ikincisi ise türbin tarafından tahriklenen yedi kademeli yüksek basınç kompresörü için döner tertibattır [24].



**Şekil 2.2:** JT8D turbofan motorun kesit görüntüsü [19]

Öne monte edilmiş bypass fanı iki aşamaya sahiptir. Bypass fanının halka şekilli boşaltma kanalı hem fan havası hem de egzoz gazının aynı kanaldan çıkabilmesi amacıyla motor boyunca uzatılmıştır. Bu tasarım ayrıca gürültü azaltmaya yönelik hizmet vermektedir. Fan girişinde giriş sıcaklık ve basıncını algılayabilmek amaçlı

anti-icing hava sondaları ve yuvalar bulunur. Sıcaklıkları ve basınçları kontrol etmek için benzer üniteler motor boyunca mevcuttur. Yanma odası dokuz aşamalı olup dairesel şekilde konumlandırılmıştır. Her haznenin kademeli olarak büyüyen üç giriş deliği mevcuttur. Bu deliklerden ilki soğutma, ikincisi yanma, üçüncüsü ise hava örtüsü oluşturma maksatlıdır [16].

Çalışmada kullanılan JT8D motoru iki aşamalı ve düşük bypass oranına sahip olup uzunluğu 3,91 m, fan çapı 1,25 m, kuru ağırlığı ise 2,150 kg'dır. Aksiyal akışlı, tek aşamalı fan, 6 aşamalı alçak basınç ve 7 aşamalı yüksek basınç kompresörüne sahiptir [19]. Motorun türbini 3 aşamalı (tek yüksek basınç üç alçak basınç) olarak tasarlanmış olup, motorda yakıt türü olarak kerosen kullanılmaktadır.



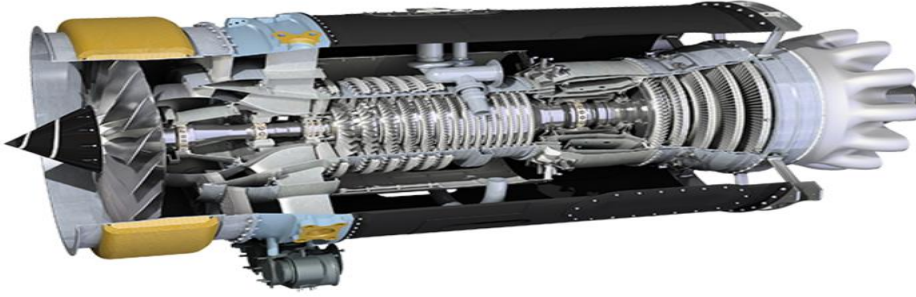
**Şekil 2.3:** JT8D turbofan motorun ticari uçaklarda kullanımı [27]

JT8D turbofan motorunun maksimum itki kuvveti 93.4 kN'dur. Toplam basınç oranı 19.4, spesifik yakıt tüketimi 0.744 kg/daN.h, itki-ağırlık oranı 4.43, bypass oranı 1.74, fan basınç oranı 1.91'dir [27].

JT8D turbofan motoru Aerion SBJ (süpersonik iş jeti), Boeing 707RE, Boeing 727, Boeing 737, McDonnell Douglas DC-9 gibi ticari yolcu uçakları ve özel iş jetlerinde kullanılarak sivil amaca; Northrop Grumman E-8C Joint Stars, McDonnell Douglas YC-15, Kawasaki C-1 gibi askeri hava araçlarında kullanılarak askeri savunma amacına hizmet etmektedir [24].

AE3007H turbofan motoru ise Allison Engine Company tarafından ilk olarak Cessna Citation X özel iş jeti modeli için tasarlanmış, seri üretimi ise Rolls Royce tarafından yapılarak 1991 yılında piyasaya sunulmuştur.

AE3007H turbofan motoru bir fan, 14 aşamalı yüksek basınç kompresörü, 2 aşamalı yüksek basınç türbini ve 3 aşamalı alçak basınç türbininden oluşur [29].



**Şekil 2.4:** AE3007H turbofan motorun kesit görüntüsü [21]

AE3007H turbofan motorunun uzunluğu 2.70 m, çapı 0.97 m, kuru ağırlığı 719 kg'dır. Motorun kompresörü 14 aşamalı yüksek basınç aksiyal kompresör ve tek aşamalı fan, türbini ise 2 aşamalı yüksek basınç ve 3 aşamalı alçak basınç türbinleri ihtiva etmektedir. Maksimum itki kuvveti 28.9- 42.0 kN aralığında, toplam basınç oranı 18-20.1 aralığında, itki- ağırlık oranı 4.1- 5.6 aralığında seyretmektedir. Turbofanın bypass oranı ise 5.1 olarak belirtilmiş olup, yakıt olarak kerosen kullanılmaktadır [21].

AE3007H ve bu turbofan motorunun diğer serileri genellikle Cessna Citation X, Embraer ERJ 145 ailesi, Embraer Legacy 600 ailesi gibi özel iş jetleri ve kısa mesafe yolcu taşıma uçaklarında kullanılmış olup, son dönemde ise RQ-4 Global Hawk ve Northrop Grumman MQ-4C insansız hava araçlarında başarıyla görev icra etmektedir [29].



**Şekil 2.5:** MQ-4C insansız hava aracı [30]

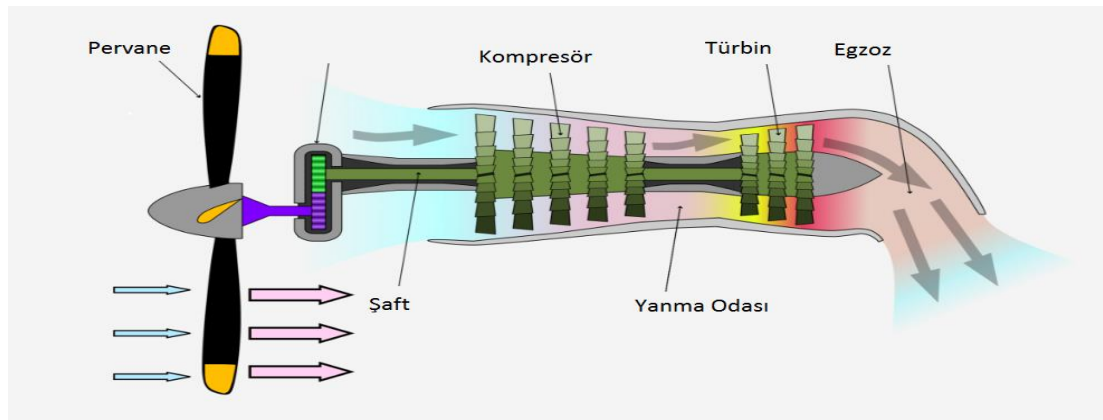


## 2.2 Turboprop Motorlar ve T56 Turboprop Motoru İle PT6 Turboprop Motoru Hakkında Genel Bilgiler

Turboprop motorlar pervaneli hava araçlarında kullanılan türbinli motorlardır. Turbojet motorların aksine, egzoz gazlarının çoğu yüksek ölçüde itki oluşturacak kadar enerji yaratamayıp, büyük çoğunluğu pervaneyi kullanabilmek için harcanır.

İlk turboprop motor Max Adel Mueller tarafından 1942 yılında tasarlanarak basında ve literatürde ise 1944 yılında yerini almıştır. Tasarım çizimleri Rolls Royce Trent serisine oldukça yakındır. Tarihsel süreç boyunca geliştirilerek günümüzde halen kullanılmakta olan formuna kavuşturulmuştur [31].

En basit şekilde bir turboprop motor bir emme, kompresör, yanma odası, türbin ve tahrik nozülünden oluşur. İtkiyi elde ederken havanın miktarı fazla olup, buna karşın ivmelendirmesi küçüktür. Tahrik edilen ise pervane olup, hareketini ya doğrudan kompresör şaftından veya serbest türbin ile merkez tahrik şaftı kombinasyonundan alır. Ancak her iki sistemde de araya redüksiyon dişli takımları yerleştirilerek yüksek türbin hızları düşürülmüştür [16]. Tüm gaz enerjisi dönme kuvvetine (tork kuvveti) dönüşür, yüksek verim elde edilir, fakat buna karşın yüksek uçuş hızlarına erişme imkânı sağlanamaz. Uçaklarda bulunan turboprop motorlar turbojetlerden yapısal olarak çok daha karmaşık olmalarına rağmen, düşük hava hızlarında daha yüksek tepki verirler. Ancak bu durum hız arttıkça azalmaya uğramaktadır. Normal seyahat hızlarında turboprop motorların tepkisel verimliliği azalırken, turbojet motorlarda artmaktadır. Buna karşın turbofan motorlarla mukayese edildiğinde ise düşük hızlarda oldukça verimli olduğu görülebilmektedir.



Şekil 2.6: Turboprop motorda temel üniteler [31]

PT6 turboprop motoru Pratt & Whitney tarafından geliştirilmiş olup, ilk başarılı testini 1960 yılında geçirmiştir. Bu turboprop motor 100'den fazla farklı uygulamada kullanılmış ve 2001 yılında açıklanan verilere göre 36000'in üzerinde satışı gerçekleştirilmiştir. Farklı alt versiyonları bulunmakta olan motorun en çok kullanılan tipi PT6A'dır [26].

PT6A turboprop motorunda geriden arkaya doğru gaz ve hava akışı olup, kompresörü merkezkaç (centrifugal) ve aksiyal akış (axial flow) bileşimi kullanılarak geliştirilmiştir [18]. Aksiyal akış ve merkezkaç kademeleri aynı şaft üzerinde montelenmiştir ve tek bir ünite gibi çalışmaktadır. Motor bünyesinde iki adet birbirinden bağımsız ve saat yönünün tersine hareket istikametli türbine sahiptir. Bu türbinlerden biri hız düşürme dişli kutusu üzerinden pervaneleri çalıştırırken diğeri kompresörü çalıştırır. Giriş havası motorun arka kısmından girer ve kompresör birimlerine doğru akar. Bu akım yanmadan önce merkezkaç kompresörü kademeleri tarafından radyal yayıcılara yönlendirilir. Bu hava akım yönü daha sonra yanma odasından geliş yönünün tersine çevrilir. Yanma sonucu üretilen gazlar ön kısımdaki türbini döndürmek için tekrar ters çevrilir. Türbini terk eden gazlar egzozu yönlendirilerek atmosfere atılır.

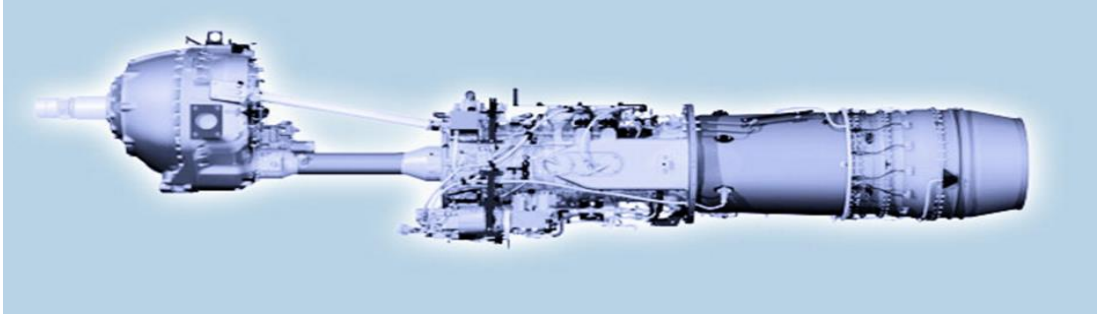


**Şekil 2.7:** PT6 turboprop motor görüntüsü [18]

PT6 turboprop motoru ilk üretiminden bu yana başarıyla sivil ve askeri hava araçlarında başarıyla uygulanmış olup; sivil alandaki bazı örnekleri Beechcraft King Air, Grumman Ag Cat, Air Tractor serileri, Pilatus PC-7 eğitim planörleri olup; askeri alandaki bazı örnekleri ise Embraer EMB 312 Tucano, Beechcraft T-6 Texan, IAI Eitan Heron gibidir. Türkiye'de ilk başarılı uygulanma alanı ise yerli Türk Başlangıç ve Temel Eğitim Uçağı olarak da bilinen TUSAŞ Hürkuş'tur [26].

T56 turboprop motoru Allison T38 modellerinin geliştirilmiş versiyonu olup 1954 yılında ilk başarılı uçuşunu gerçekleştirmiştir. Öncelikle Lockheed C-130 Herkül tipi askeri uçaklara uygulanmış, sonrasında ise Lockheed Electra ve Convair 580 tipi sivil uçaklarda da kullanılmıştır [25].

T56 turboprop motoru ime kuvvetinin büyük bir kısmını üretmek için pervaneyi kullanıp, kompresör ve türbinin yüksek hızlarda (13.820 rpm) döndürülebilmesi ve bunu başarmak için pervane hızının düşürülmesine yönelik redüksiyon dişli kutusuna sahiptir. T56 turboprop motoru pervaneye 4.000 beygir gücüne ilaveten 800 lbs itki kuvvetini jet egzozu yardımıyla üretmektedir. Motorun maksimum çalışma irtifası 16.764 m'dir ve tek şaftlı, 14 aşamalı aksiyal kompresör ile kompresörün kullanılmasını sağlamakta olan 4 aşamalı türbin birimine sahiptir. Vites kutusu iki aşamalı dişli hız azaltma düzeneğinden oluşur [16].



**Şekil 2.8:** T56 turboprop motor görüntüsü [22]

T56 turboprop motorunun gücü 4,591 shp olup (T56A-III serisi için), basınç oranı 11,3, türbin giriş sıcaklığı ise 860 °C olarak belirlenmiştir. Motor uzunluğu 3.71m, çapı 0,68 m; kuru ağırlığı 880 kg'dır. Motorun temel üniteleri 14 aşamalı aksiyal akışlı kompresör, 6 silindirik akışlı yanma odası, 4 aşamalı türbindir ve kerosenin alt türü olan JP8 yakıtı ile çalışmaktadır [22].

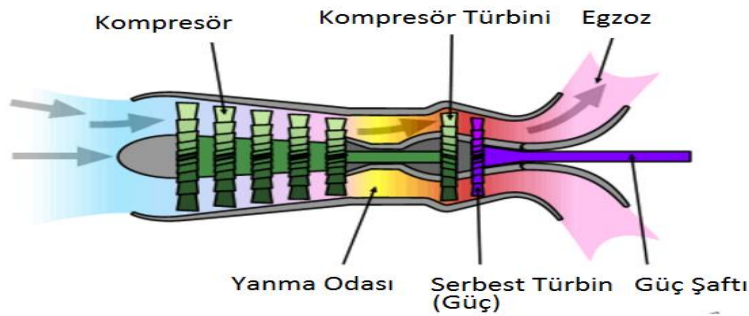


**Şekil 2.9:** T56 turboprop motorunun askeri alanda kullanımı [25]

T56 motoru askeri alanda kullanılması ile oldukça önemli bir yere sahip olmuştur. Askeri alandaki bazı kullanım örnekleri Grumman C-2 Greyhound, Lockheed C-130 ve L-100 Herkül tipi uçaklar, Lockheed P-3 Orion olup, sivil alanda ise Aero Spacelines Super Guppy, Convair 580 ve 5800 tipleri olmuştur [22].

### 2.3 Turboşaft Motorlar ve Makila1A1 Turboşaft Motoruna Ait Genel Bilgiler

Turboşaft motorlar askeri ve sivil tip hava araçlarında kullanılan motor türüdür. Turboşaft motorlar temelde gaz jeneratör ve güç bölümü komponentlerinin birleşimi olarak düşünülebilir. Bu motor türü sürekli yüksek güç çıkışı, yüksek güvenilirlik, küçük boyut ve hafiflik gerektiren uygulamalarda tercih edilir. Bunlara helikopterler, yardımcı güç üniteleri, gemiler örnek verilebilir, ancak turboşaft motorların en yaygın ve popüler kullanım alanı hava araçlarıdır.



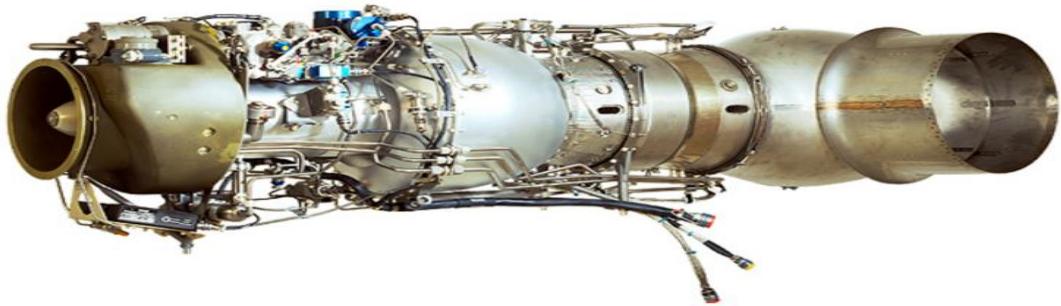
Şekil 2.10: Turboşaft motorda ana üniteler [32]

Turboşaft motorlarda çıkış gücü şaft aracılığıyla transmisyona (aktarma aracına) iletilir. Havanın motora girişinden atmosfere salınımına kadar geçen süre boyunca değişimler termodinamik yasalara uygun olarak gerçekleşir. Enerji dönüşümü tamamıyla diğer jet motorlardaki gibi çalışma prensibine dayanmaktadır. Turboşaft motorda içeriye alınan hava basınç ve sıcaklığı artırmak amacı doğrultusunda kompresöre girer. Kompresör içerisinde sabit ve döner şekilde tasarlanmış olan bıçaklı sistem vasıtasıyla sıcaklık ve basınç artırılıp bu şekilde yanma odasına gönderilir. Yanma odasında gerçekleşen yanma reaksiyonu ile sıcaklık ve basınç iyice yükseltilerek enerjisi yükseklenen hava türbine gelerek burada enerjinin neredeyse tamamı şaftı döndürmek ve böylelikle hava aracının hareketini sağlamak için kullanılır [16]. Dışarıya atılan egzoz gazların etkiye etkisi yok denecek kadar azdır,

bu bakımdan turboşaft motorlar ile turboprop motorların çalışma prensipleri aynıdır.

Turboşaft motorlar ile turboprop motorların ayrıldığı kısım enerjinin iletiildiği mekanik kısımdır [18]. Turboşaft motorlarda türbin ile enerji aktarımı sağlayan kısımda herhangi bağlantı yoktur, ancak turboprop motorlarda pervaneye bağlı olan kısım motorun kendisidir. Yani pervane, kompresör ve türbin birbiriyle uyumlu ve birbirini besleyen bir döngü içerisinde çalışmaktadır.

Makila1A1 turboşaft motoru helikopterlerde kullanım amaçlı olarak Fransız Safran firması tarafından üretilen motor ailesinden birisidir. 1976 yılında test aşamalarını geçtikten sonra aktif uçuş dayanıklılık testlerini 1980 yılına dek tamamlayarak tescilini almıştır [23].



**Şekil 2.11:** Makila1A1 turboşaft motor görüntüsü [23]

Makila1A1 serbest türbinli turboşaft motor tipin olup, uzunluğu 1.82m, çapı 0.50m, kuru ağırlığı ise 278.9 kg'dır. Kompresörü üç aşamalı aksiyal akışlı alçak basınç ve tek aşamalı merkezkaç (centrifugal) akışlı yüksek basınç ünitelerine, yanma odası annular tipe, türbini ise iki aşamalı aksiyal akışlı serbest tipe sahip olmaktadır. Güç çıkış şaftı 23,000 rpm pervane döndürme kabiliyetine sahip olmakla birlikte, motorun maksimum güç çıkışı 2,415 shp (1,841 kW)'dir [23].



**Şekil 2.12:** SA 330 Puma askeri helikopteri [33]

Makila1A1 turboşaft motoru EC225/725 tipi askeri helikopter, SA 330 Puma tipi askeri helikopter, AS 332/532 tipi Süper Puma askeri savunma helikopteri başta olmak üzere çeşitli savunma sanayisine hizmet eden helikopterlerde kullanılmaktadır [32].

### 3. TERMODİNAMİK ANALİZ

#### 3.1 Termodinamik Analiz

Termodinamik enerjinin değişik yönlerini inceleyen ve en önde gelen doğa bilimi olup ısı ve enerji mühendisliği bilimlerinde mevcut enerji kaynaklarının en iyi şekilde değerlendirilmesi amacı ile yaygın olarak kullanılmaktadır [7]. Doğadaki tüm etkinlikler bir şekilde termodinamik ile bağlantılıdır, bu anlamda termodinamikle bağıntısız bir çalışma alanı çok zordur. Termodinamik bilimi, temelinde ‘termodinamiğin birinci yasası’ olarak da bilinen enerjinin korunumu ilkesini ve ‘termodinamiğin ikinci yasası’ olarak bilinen enerjinin niteliğini ilkesini ihtiva eden iki temel yasadandır. Termodinamik analiz ise; bir sistemin termodinamiğin birinci yasası ve ikinci yasası çerçevesinde incelenmesi ve analizini barındırır.

Termodinamiğin birinci yasası enerjinin korunumu ilkesini ifade ederek enerjinin yoktan var edilemeyeceği gibi vardan da yok edilemeyeceğini vurgular. Termodinamik bir özellik olan enerji bir formdan başka bir forma dönüşebilir, ancak toplam miktar bu değişim boyunca değişmez, yani enerji miktarı sabittir. Termodinamiğin birinci yasası, sistemdeki hal değişimi sırasında enerjinin hesabını yapabilmek için yöntem sunar. Bu yöntemle göre enerji sistemden iş veya ısı olarak geçebilir. Sistemdeki enerji, geçişi sırasında çevresiyle ısı alışverişi yapmıyor ise iş olarak, ısı alışverişi yapıyor ise ısı olarak tanımlanmaktadır [6].

Termodinamiğin ikinci yasası enerjinin niceliği gibi niteliğinin de mühim olduğunun üzerinde durur ve doğadaki değişimlerin enerji niteliğinin azaldığı yönde gerçekleştiğini belirtir. Yani bir sisteme giren total enerjinin bir kısmı sistemdeki yanma reaksiyonu, sürtünme, entropi oluşması gibi tersinmezliklerden ötürü yok olur, böylece giren enerjinin iş yapabilme becerisi olarak tanımlanan niteliğinde azalma görülür. Bu sebeptendir ki termodinamiğin ikinci yasası literatürde faydalı iş, ekserji analizi, kullanılabilir enerji ismiyle tanımlanmıştır [6].

Bir sistemin enerjisi skaler bir büyüklüğe sahip olup sistemin iş yapma yeteneğidir. Enerji analizi ise sistemdeki enerji akışının nereye ve ne şekilde olduğunun izlenmesi ve miktarının hesaplanmasıdır. Bir sistemin ekserjisi; sistemin referans çevresiyle denge oluşturana dek yapabildiği maksimum iş olarak tanımlanmakta olup; ekserji analizi sistemdeki enerji kayıplarının yeri, tipi ve büyüklüğünün doğru bir şekilde tespit edilmesi ve nasıl daha verimli kullanılabileceğine dair bilgiler edinmeye dair analiz yöntemidir. Çizelge 2.1’de Dincer ve Cengel tarafından yapılan çalışmada yer verilen enerji ve ekserji terimleri karşılaştırılması gösterilmiştir [7].

**Çizelge 3. 1:**Enerji ve ekserji terimleri karşılaştırılması [7]

Enerji	Ekserji
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Sade enerji akışına ve maddenin parametrelerine bağlıdır ancak çevresel parametrelere bağlı değildir.</li> <li>• Sıfırdan farklı değerlere sahiptir.</li> <li>• Tüm prosesler için termodinamiğin birinci yasası ile analiz edilir.</li> <li>• Tüm prosesler için termodinamiğin ikinci kuralı ile sınırlıdır.</li> <li>• Hareket üretme yeteneğidir.</li> <li>• Tüm proseslerde her zaman korunur ve yoktan var vardan yok edilemez.</li> <li>• Sadece miktarın bir ölçüsüdür.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Maddenin parametrelerine, enerji akışına ve çevresel parametrelere bağlıdır.</li> <li>• Çevre şartlarında sifıra eşittir.</li> <li>• Sadece tersinir proseslerde termodinamiğin birinci yasası ile analiz edilir.</li> <li>• Tersinir prosesler için sınırlı değildir.</li> <li>• İş üretme yeteneğidir.</li> <li>• Sadece tersinir proseslerde her zaman korunur, ancak gerçek (tersinmez) proseslerde kayıplara uğrar.</li> <li>• Entropi oluşumundan dolayı oluşan kayıpları göz önüne aldığından hem miktarın hem de kalitenin bir ölçüsüdür.</li> </ul>

### 3.2 Termodinamik Analiz Terimleri

Bir sistemin termodinamik analizini yapmadan önce, sistemde ve komponentlerinde var olan termodinamik olaylara ait terimleri tanımlamak hem sistemin işleyişi hem de ileriki analizlerde faydalı olacağından ötürü önemlidir. Çalışmanın bu bölümünde termodinamik analiz terimlerine ait bilgilere değinilmiştir.



### 3.2.1 Genel enerji terimleri

Bir sistemde nükleer reaksiyon, yüzey gerilimi, manyetik alan ve reaksiyonun olmadığı durumlarda toplam enerji miktarı tıpkı ekserjide olduğu gibi fiziksel, kimyasal, kinetik ve potansiyel enerjilerin toplamından oluşur [11].

$$e = e_{kn} + e_{pt} + e_{ph} + e_{ch} \quad (3.1)$$

Potansiyel enerji yerçekimi ve akışkan yüksekliğine bağlı olan bir mekanik enerji şeklindedir.

$$e_{pt} = gz \quad \left( \frac{m}{s^2} \right) (m) \left( \frac{1kJ/kg}{1000m^2/s^2} \right) \quad (3.2)$$

Fiziksel enerji akışkan entalpisinden kaynaklanan, sistem sınırıyla iç enerji tarafından yapılan işin toplamından oluşan enerji türüdür.

$$e_{ph} = u + Pv = c_{P(T)}T = h_{(T)} \quad (3.3)$$

İdeal gaz kabulü uygulandığı zaman sabit özgül ısılarla iç enerji ve entalpi;

$$h_{(T_2)} - h_{(T_1)} = \int_{T_1}^{T_2} c_P(T) dT \quad (3.4)$$

$$u_{(T_2)} - u_{(T_1)} = \int_{T_1}^{T_2} c_v(T) dT \quad (3.5)$$

Değişken özgül ısılarla iç enerji ve entalpi;

$$h_{(T_2)} - h_{(T_1)} = \int_{T_1}^{T_2} c_P(T) dT \quad (3.6)$$

$$u_{(T_2)} - u_{(T_1)} = \int_{T_1}^{T_2} c_v(T) dT \quad (3.7)$$

Kinetik enerji hareket eden cisimlerim sahip olduğu enerji şekli olup, hava araçları motorlarındaki hareket eden cisim gaz akışkanlarıdır. Kinetik enerji akışkanın hızından kaynaklanmaktadır ve bir tür mekanik enerjidir.

$$e_{kn} = \frac{V^2}{2} \quad \left( \frac{m}{s} \right)^2 \left( \frac{1kJ/kg}{1000m^2/s^2} \right) \quad (3.8)$$

Kimyasal enerji yakıt için alt ve üst ısı değerleri ile fiziksel enerji toplamına eşit olmaktadır.

$$e_{ch} = H_a + h_{(T)} = H_a + c_{P,F,i}T_i - c_{P,F,o}T_o \quad (3.9)$$

$$e_{ch} = H_u + h_{(T)} = H_u + c_{P,F,i}T_i - c_{P,F,o}T_o \quad (3.10)$$

Yanmış gazlar için ise gazın fiziksel enerjisi ve oluşum entalpisi toplamına eşittir.

$$e_{ch} = h_F^\circ + h_{(T,P)} - h_{(T_0,P_0)} = h_F^\circ + \Delta h \left( \frac{kJ}{kg} \right) \quad (3.11)$$

$$\bar{e}_{ch} = \bar{h}_F^\circ + \bar{h}_{(T,P)} - \bar{h}_{(T_0,P_0)} = \bar{h}_F^\circ + \Delta \bar{h} \left( \frac{kJ}{kmol} \right) \quad (3.12)$$

### 3.2.2 Genel ekserji terimleri

Bir sistemde nükleer reaksiyon, yüzey gerilimi, manyetik alan ve reaksiyonun olmadığı durumlarda toplam ekserji miktarı; fiziksel, kimyasal, kinetik ve potansiyel ekserjilerin toplamından oluşur [11].

$$\mathcal{E} = \mathcal{E}_{kn} + \mathcal{E}_{pt} + \mathcal{E}_{ph} + \mathcal{E}_{ch} \quad (3.13)$$

Kinetik ekserji, sistemin çevre sıcaklık ve basınç değerleri gözetilmeksizin kinetik enerjisine eşittir. Mekanik enerjinin bir tipidir ve tamamen işe dönüştürülebilmektedir [6].

$$\mathcal{E}_{kn} = \frac{V^2}{2} \left( \frac{m}{s} \right)^2 \left( \frac{1kJ/kg}{1000m^2/s^2} \right) \quad (3.14)$$

Potansiyel ekserji de kinetik ekserji gibi mekanik enerjinin bir tipi olup, tamamen işe dönüştürülebilir ve sistemin çevre sıcaklık ve basınç değerleri gözetilmeksizin potansiyel enerjiye eşittir [6].

$$\mathcal{E}_{pt} = gz \left( \frac{m}{s^2} \right) (m) \left( \frac{1kJ/kg}{1000m^2/s^2} \right) \quad (3.15)$$

Fiziksel ekserji bir madde veya akışın belli bir anda basınç ve sıcaklık anlamında çevresiyle olan farklılığının ölçüsü olarak tanımlanır. Entalpi (h) ve entropi (s) olmak üzere fiziksel ekserji [6].

$$\mathcal{E}_{ph} = [(h - h_o) - T_o (s - s_o)] \quad (3.16)$$

Denklemdaki (h-h<sub>o</sub>) terimi aşağıdaki formüller vasıtasıyla kolayca hesaplanabilir;

$$h_{(T_2)} - h_{(T_1)} = \int_{T_1}^{T_2} c_P(T) dT \quad (3.17)$$

$$h_{(T_2)} - h_{(T_1)} = c_P(T_2 - T_1) \quad (3.18)$$

(s-s<sub>o</sub>) terimi ise sabit özgül ısılar ve değişken özgül ısılarla göre farklı biçimde hesaplanmaktadır. Sabit özgül ısılar vasıtasıyla;

$$s - s_o = c_P \ln \frac{T}{T_o} - R \ln \frac{P}{P_o} \quad (3.19)$$

$$s - s_o = c_v \ln \frac{T}{T_o} + R \ln \frac{v}{v_o} \quad (3.20)$$

Değişken özgül ısılar vasıtasıyla;

$$s_{(T,P)} - s_{(T_o,P_o)} = \int_{T_o}^T \frac{c_P(T)}{T} dT - R \ln \frac{P}{P_o} \quad (3.21)$$

$$s_{(T,P)} - s_{(T_o,P_o)} = \int_{T_o}^T \frac{c_v(T)}{T} dT + R \ln \frac{v}{v_o} \quad (3.22)$$

Sabit basınçta özgül ısıya sahip olan yanmış gazlar ve havanın ideal gaz prensiplerine uygun olduğu varsayıldığında, fiziksel ekserji birim kütle için aşağıdaki denklemden gibi olup; bu denklemden c<sub>p</sub> özgül ısı, T sıcaklık, R evrensel gaz sabiti, P ise basınçtır [11].

$$\mathcal{E}_{ph} = c_{P(T)} \left[ T - T_o - T_o \ln \left( \frac{T}{T_o} \right) \right] + RT_o \ln \left( \frac{P}{P_o} \right) \quad (3.23)$$

Birim mol ve ideal gaz karışımları için kimyasal ekserji denkleminin aşağıdaki gibi olmaktadır. Burada x<sub>k</sub> k'inci gazın toplam gaz içerisindeki mol oranı, k'inci gazın standart kimyasal ekserjisini temsil etmektedir [11].

$$\bar{\mathcal{E}}_{ch} = -\bar{R}T_o \sum x_k \ln \frac{x_{o,k}}{x_k} \quad (3.24)$$

$$\bar{\mathcal{E}}_{ch} = \sum x_k \bar{\mathcal{E}}_{ch,k} + \bar{R}T_o \sum x_k \ln x_k \quad (3.25)$$

Yakıtlardaki kimyasal ekserji hesaplanırken, reaktif olmayan kimyasal maddelerden biraz farklı bir yöntem kullanılmaktadır. Russel and Adebıy tarafından bulunan yöntemde göre giren ve çıkan maddelerin kimyasal ekserjileri aşağıdaki denklemler olup, aşağıdaki çizelgede yine Russel and Adebıy tarafından bulunan bazı maddelere ait değerler verilmiştir [8].

Denklemlerde görülen  $g_{g,o}$  giren akışın Gibbs fonksiyonu,  $g_{ç,o}$  çıkan akışın Gibbs fonksiyonu,  $g_o$  ise akışın çevre haline indirgenmesinde değişen Gibbs fonksiyonu olmaktadır [11].

$$\bar{e}_{ch,g} = \bar{g}_{g,o} - \bar{g}_o \quad (3.26)$$

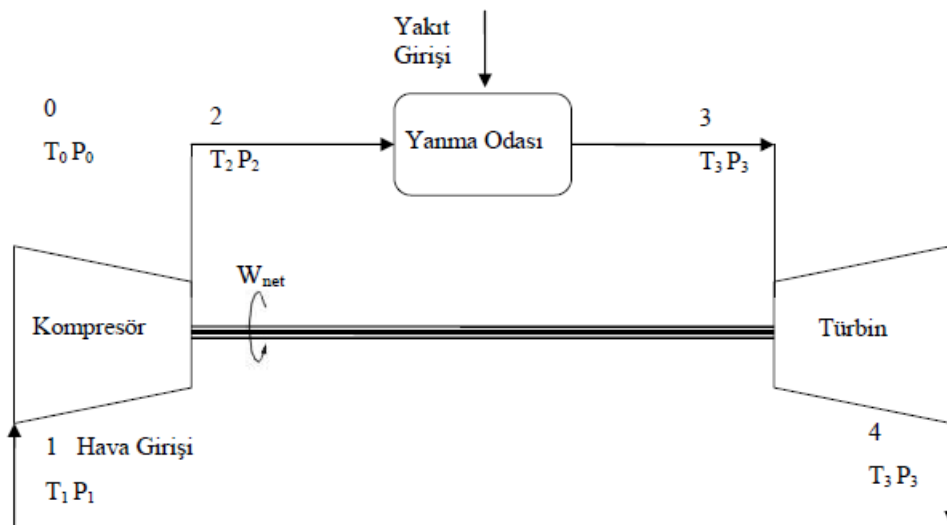
$$\bar{e}_{ch,ç} = \bar{g}_{ç,o} - \bar{g}_o \quad (3.27)$$

**Çizelge 3. 2:** Standart kimyasal ekserji değerleri [22]

Madde	Formül (Gaz)	Model I (Ahrendts, 1980)	Model II (Szargut et al., 1988)
Oksijen	O <sub>2</sub>	3950	3970
Nitrojen	N <sub>2</sub>	640	720
Hidrojen	H <sub>2</sub>	235250	236100
Su	H <sub>2</sub> O	8635	9500

### 3.2.3 Brayton çevrimi ve çalışma prensibi

Brayton çevrimi günümüz gaz türbin motorlarının çevrimi olup, termodinamik olarak ısı makinesi çevrimidir. Bu çevrim boyunca kompresörde sıkıştırma, yanma odasında sabit basınçta yakıt-gaz karışımının yanması ve türbinlerdeki genişleme meydana gelmektedir.

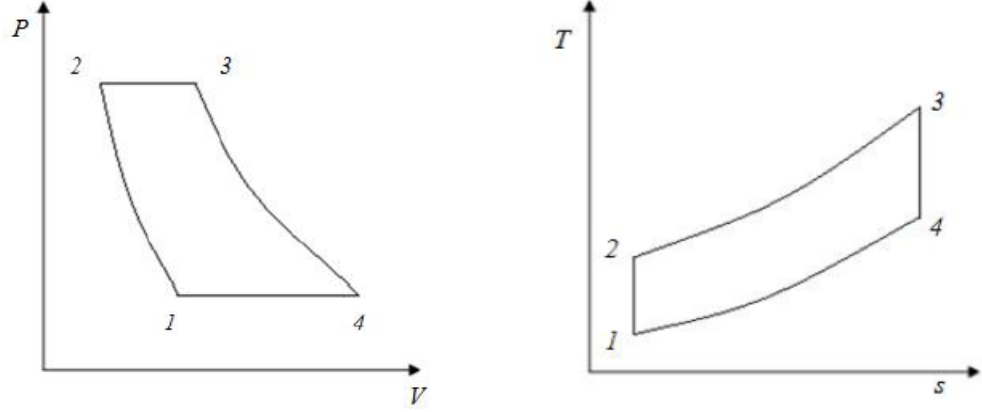


**Şekil 3.1:** Gaz türbin motorlarında Brayton Çevrimi [6]

Şemada görülen 0,1,2,3,4 numaralı alanlar çevre, kompresör girişi, kompresör çıkışı-yanma odası girişi, yanma odası çıkışı türbin girişi ve türbin çıkışını ifade ederken; T ve P ise ısı ve basıncı ifade etmektedir.

Gaz türbininde kompresör atmosferik havayı 1 nolu alandan alarak yanma odasına göndermek üzere 2 nolu alana kadar basınç yükseltme işlemi uygular. Yakıt yanma odasında hava içerisine sürekli ve sabit basınçta gönderilir. Yanma sonucu oluşan ürünler 3 nolu alandan geçerek türbine iletilir ve bu alanda genişleyerek türbin kanatçıklarına çarpmak suretiyle iş üretir. Sonrasında ise türbini terk eden gazlar 4 nolu alandan geçerek atmosfere salınır.

Brayton çevrimi boyunca iki sabit entropi durum değiştirme ve iki sabit basınçta durum değiştirme süreci yaşanır.



**Şekil 3.2:** Brayton çevriminde P-V ve T-s diyagramları [6]

Diyagramlardan da görüldüğü üzere kompresör ve türbinde adyabatik proses nedeniyle entropik değişim gözlenmemektedir. Havanın hızı kompresöre girerken sabit kalıp, basınç ve sıcaklıkta artış olur. Kompresördeki hava hızının sabit olmaması ve buna bağlı oluşan düzensiz akış stall adlı olaya (normal ilerleme hızının sıfır, aşağı ilerleme hızının maksimum olduğu durum) neden olmakta ve bu olay sonucu motor düzgün çalışmayarak tüm kompresöre etki edecek biçimde oluşacak akış düzensizliğinde kompresörün tersi yana dönmesi bile mümkün olabilmektedir.

Brayton çevrimindeki ısı verim [6];

$$\eta_B = \frac{W_{net}}{q_{\zeta}} = \frac{q_g - q_{\zeta}}{q_g} = 1 - \frac{q_{\zeta}}{q_g}, \quad \text{veya} \quad \eta_B = 1 - \frac{c_p(T_4 - T_1)}{c_p(T_3 - T_2)} \quad (3.28)$$

1-2 alanlarında izentropik işlem boyunca kompresörün işi;

$$-w_{\text{kom}} = -w_{1,2} = h_2 - h_1 \quad (3.29)$$

2-3 alanlarında yanma odasında verilen ısı;

$$q_{\text{giren}} = q_{2,3} = h_3 - h_2 \quad (3.30)$$

3-4 alanlarında türbin işi;

$$w_{\text{türbin}} = w_{3,4} = h_3 - h_4 \quad (3.31)$$

Dışarıya atılan atık ısı;

$$q_{\text{çıkış}} = -q_{4,1} = h_4 - h_1 \quad (3.32)$$

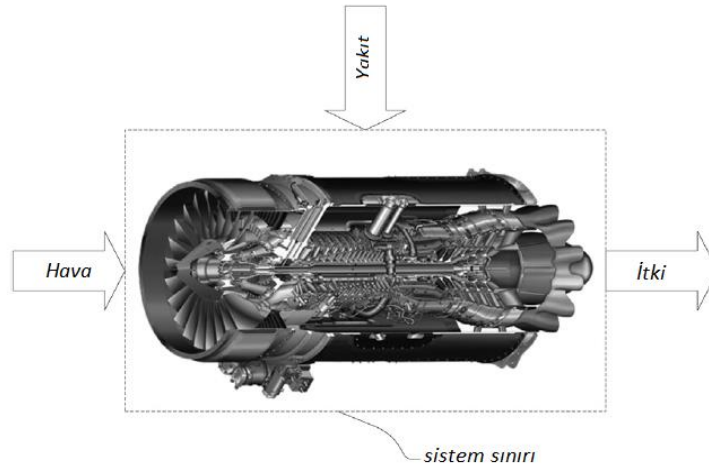
şeklinde ifade edilmektedir.

## 4. HAVA ARAÇLARI MOTORLARINDA TERMODİNAMİK ANALİZ

### 4.1 AE3227H Turbofan Motorda Termodinamik Analiz

Günümüz şartlarında ulaştırma sektörü dünya çapındaki enerji tüketiminin %25'ini kapsamaktadır [9]. Artan ulaşım ihtiyacı ve buna paralel sağlanan gelişmeler bu tüketim payında da artışa sebebiyet vermektedir. Ulaştırma sektöründe hız ve konfor açısından diğer alanlardan son derece iyi olması sebebiyle hava ulaştırmacılığı son dönemlerde oldukça tercih edilen alan olmuştur. Bu alandaki artış doğal olarak enerji tüketiminde de paralellik göstermiş ve araştırmacıları hava araçlarındaki propulsiyon sistemlerine, yani jet motorlarına yönelik çalışmalara yöneltmiştir.

Çalışmada incelenen turbofan motor AE3007H isimli olup, insansız hava aracındaki performansına ve buna yönelik termodinamik analizlerine yönelik irdemeler yapılmıştır. Bilindiği üzere insansız hava araçları kumanda edilmesi için pilota ihtiyaç duymayıp; yerden manuel veya otomatik olarak kumanda edilebilmekte; askeri ve sivil operasyonlarda başarılı sonuçlar getirmektedir.



Şekil 4.1: AE3007H turbofan motorda genel çalışma sistemi [9]

Genel kütle ve enerji korunumu denklemleri [9];

$$\sum \dot{m}_{in} = \sum \dot{m}_{out} \quad (4.33)$$

$$\dot{Q} - \dot{W} + \sum \dot{m}_{in} [h_{in} + \left(\frac{V_{out}^2}{2} + gz_{in}\right)] - \sum \dot{m}_{out} [h_{out} + (V_{out}^2/2 + gz_{out})] = 0 \quad (4.34)$$

denklemlerde yer alan  $\dot{m}$  kütle akış miktarı,  $\dot{Q}$  ısı transfer miktarı,  $\dot{W}$  iş miktarı,  $h$  entalpi,  $V^2/2$  akışın kinetik enerjisi,  $gz$  akışın potansiyel enerjisini ifade etmektedir.

Ekserji denge denklemi kararlı hal için üçüncü derece denklem olup şu şekilde verilir;

$$\dot{E}_F - \dot{E}_P - \dot{E}_D - \dot{E}_L = 0 \quad (4.35)$$

denklemden yer alan ifadeler sırasıyla yakıt ekserji miktarı, ürün ekserji miktarı, ekserji yıkımı ve ekserji kaybını temsil eder.

Ekserji; kinetik, potansiyel, kimyasal, fiziksel olarak alt kısımlara ayrılarak daha kolay ve doğru olarak incelenebilir. Kimyasal ekserji;

$$\bar{e}_{mix}^{CH} = \sum x_k \bar{e}_k^{CH} + \bar{R}T_0 \sum x_k \ln x_k \quad (4.36)$$

olarak tanımlanmaktadır. Kimyasal ekserji aynı zamanda sıvı yakıtın ekserjisini de içerir;

$$e_f^{CH} = \gamma LHV \quad (4.37)$$

$$\gamma = 1.0401 + 0.1728 \frac{h}{c} + 0.0432 \frac{o}{c} + 0.2169 \frac{s}{c} \left(1 - 2.0628 \frac{h}{c}\right) \quad (4.38)$$

denklemlerdeki  $x_k$  her bir yakıt gaz karışımının mol fraksiyonlarını,  $R$  ise gaz sabitini temsil etmektedir.

Akışa ait fiziksel ekserji;

$$e^{PH} = c_p(T - T_0) - T_0 [c_p \ln(T/T_0) - R \ln(P/P_0)] \quad (4.39)$$

Sisteme ait kinetik ve potansiyel ekserji;

$$e^{KN} = V^2/2 \quad (4.40)$$

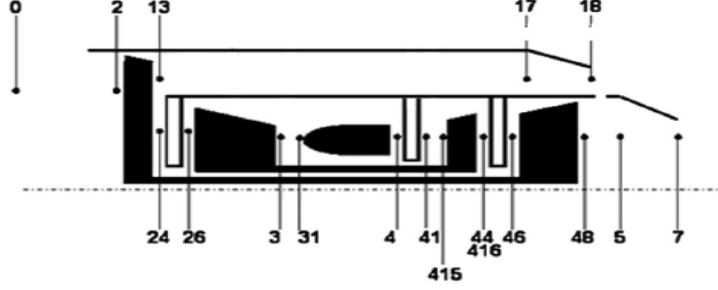
$$e^{PT} = gz \quad (4.41)$$

Ekserji verimliliği;

$$\varepsilon = \frac{\dot{E}_P}{\dot{E}_F} \quad (4.42)$$



Sisteme ait genel bilgileri verdikten sonra bu ifade ve denklemleri motora ait temel komponentlere uygulamak son derece yararlı ve anlaşılır olur. Bunun için motora ait genel şema paylaşılmış ve analizi yapılacak olan komponentler numaralandırılarak kısımlara ayrılmıştır.



Şekil 4.2: AE3004H şematik gösterimi [9]

Hava kompresörüne (AC) ait ekserji denklemleri [9];

$$\dot{m}_{26} = \dot{m}_3 \quad (4.43)$$

$$-\dot{W}_{AC} + \dot{m}_{26}h_{26} - \dot{m}_3h_3 = 0 \quad (4.44)$$

$$\dot{W}_{AC} - (\dot{E}_3 - \dot{E}_{26}) - \dot{E}_{D,AC} = 0 \quad (4.45)$$

Fana (F) ait ekserji denklemleri [9];

$$\dot{m}_2 = \dot{m}_{13} + \dot{m}_{24} \quad (4.46)$$

$$-\dot{W}_F + \dot{m}_2h_2 - \dot{m}_{13}h_{13} - \dot{m}_{24}h_{24} = 0 \quad (4.47)$$

$$\dot{W}_F - (\dot{E}_{24} + \dot{E}_{13} - \dot{E}_2) - \dot{E}_{D,F} = 0 \quad (4.48)$$

Fan ve kompresöre ait ekserji analizleri yapılırken; akışkanın sıcaklığa bağlı olarak sabit basınç altındaki spesifik ısı kapasitesi [9];

$$c_{p,air} = 1.04841 - \frac{383.719}{10^6} T + \frac{9.45378}{10^7} T^2 - \frac{5.49031}{10^{10}} T^3 + \frac{7.92981}{10^{14}} T^4 \quad (4.49)$$

Yanma odasındaki (CC) ekserji denklemler [9];

$$\dot{m}_{31} + \dot{m}_f = \dot{m}_4 \quad (4.50)$$

$$\dot{m}_{31}h_{31} + \dot{m}_fLHV\eta_c = \dot{m}_4h_4 \quad (4.51)$$

$$\dot{E}_4 - (\dot{E}_{31} + \dot{E}_f) - \dot{E}_{D,CC} = 0 \quad (4.52)$$

Yüksek basınç türbinindeki (HPT) ekserji denklemleri [9];

$$\dot{m}_{415} = \dot{m}_{416} \quad (4.53)$$

$$-\dot{W}_{HPT} + \dot{m}_{415}h_{415} - \dot{m}_{416}h_{416} = 0 \quad (4.54)$$

$$(\dot{E}_{415} - \dot{E}_{416}) - \dot{W}_{HPT} - \dot{E}_{D,HPT} = 0 \quad (4.55)$$

Alçak basınç türbini (LPT) de tıpkı yüksek basınç türbinindeki ekserjik olaylara maruz kalır [9];

$$\dot{m}_{46} = \dot{m}_{48} \quad (4.56)$$

$$-\dot{W}_{LPT} + \dot{m}_{46}h_{46} - \dot{m}_{48}h_{48} = 0 \quad (4.57)$$

$$(\dot{E}_{46} - \dot{E}_{48}) - \dot{W}_{LPT} - \dot{E}_{D,LPT} = 0 \quad (4.58)$$

By-pass kanala (BPC) ait ekserjik durum denklemleri [9];

$$\dot{m}_{13} = \dot{m}_{17} \quad (4.59)$$

$$\dot{m}_{13}h_{13} - \dot{m}_{17}h_{17} = 0 \quad (4.60)$$

$$\dot{E}_{13} - \dot{E}_{17} - \dot{E}_{D,BPC} = 0 \quad (4.61)$$

Yukarıdaki tüm bu bilgiler ışığında motorun tamamına ait ekserji verimliliğini şu şekilde ifade edebiliriz [9];

$$\varepsilon_{TFE} = \frac{F V_{flight}}{\dot{E}_f} \quad (4.62)$$

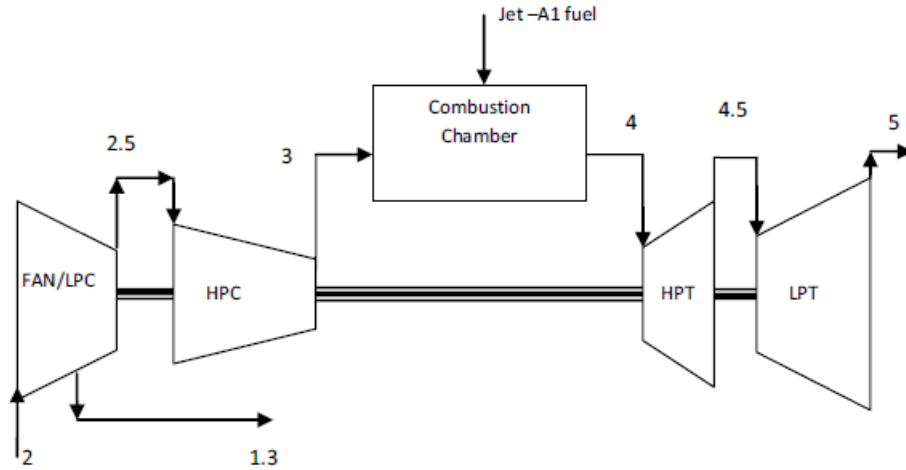
Belirtilmiş olan denklemler ve tanımlamalar yardımıyla insansız hava aracında kullanılan bir turbofan motorun ekserjik verimi ve bu gibi değerlere bağlı olarak çevresel etki faktörleri hakkında tahmin ve yorum yapabilmek, böylelikle iyileştirme çalışmalarına dair fikir üretebilmek mümkün olabilmektedir.

## 4.2 JT8D Turbofan Motorda Termodinamik Analiz

JT8D turbofan motor yapısal olarak düşük bypass oranına sahip olup, daha düşük yakıt tüketimi, hızlı tırmanma süresi ve düşük gürültü vaat etmektedir [19]. Bu durumları yaratan faktörler de termodinamik ve sürdürülebilirlik açılarından incelenince oldukça gelişme imkânı sunan motorlar oldukları görülebilmektedir.

Termodinamik yasaları ifadelerine göre turbofan motorlardaki tersinmezlikleri düşük seviyelere indirmek sürdürülebilirlik açısından kayda değer değişimler oluşturur. Böylece hava araçlarının çevresel etkilerini hafifletmek de mümkün hale gelir. Bu bakış açısından termodinamik verimlilik uçakların çevresel ve sürdürülebilir performansını değerlendirmede kullanışlı bir araçtır.

JT8D turbofan motora ait şematik gösterim aşağıdaki gibi olup, döngüye ait ifadeler matematiksel olarak belirtilmiştir [12].



Şekil 4.3: JT8D düşük bypass turbofan motora ait şematik gösterim [12]

Genel ekserji denge denklemleri;

$$\sum \dot{E}x_{t,in} = \sum \dot{E}x_{u,out} + \sum \dot{E}x_{w,out} + \sum \dot{E}x_{dest,out} \quad (4.63)$$

Atık ekserji denklemleri;

$$\dot{E}x_{w,out}^{JT8D} = \dot{E}x_{t,in}^{JT8D} - \dot{E}x_{u,out}^{JT8D} - \dot{E}x_{dest}^{JT8D} \quad (4.64)$$

Ekserji verimliliği;

$$\eta_{ex}^{JT8D} = \frac{\dot{E}x_{u,out}^{JT8D}}{\dot{E}x_{t,in}^{JT8D}} \quad (4.65)$$

Atık ekserji oranı;

*atık ekserji oranı = toplam çıkan atık ekserji / toplan giren ekserji*

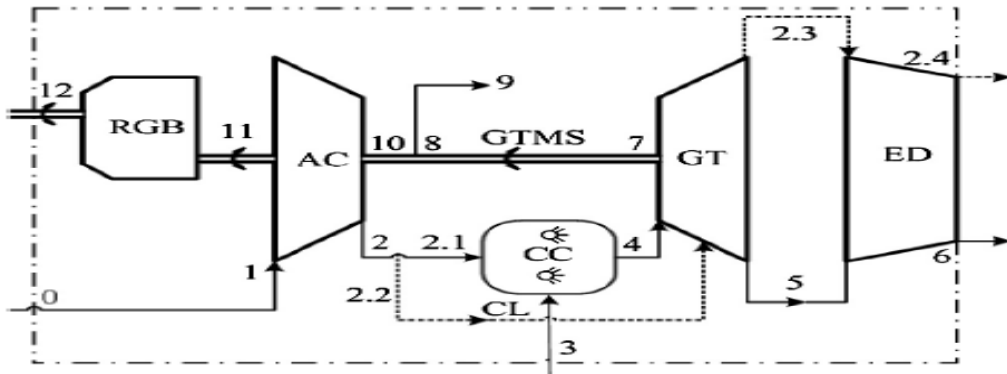
$$r_{we} = \frac{\sum \dot{E}x_{w,out}}{\sum \dot{E}x_{in}} \quad (4.66)$$

Çalışmada verilerin daha iyi irdelenmesi açısından minimum itki kuvveti, çevresel etki faktörü, ekserji kayıp faktörü gibi yan/diğer parametrelere de gereksinim duyulmuş olup, referans alınan çalışmalarda bu bilgilere erişilebilir.

#### 4.3 T56 Turboprop Motorda Termodinamik Analiz

Günümüz hava taşımacılığında propulsiyon ve güç kapasiteleri subsonik ve süpersonik taşımacılık alanlarında geleceği yönlendirebilecek kaynaklardır. Bu alanlardaki iyileştirmeler hava aracının daha yüksek yük kapasitelerinde, daha uzun menzilde ve daha fazla yolcu ile seyahatini sağlayabilecektir.

Çalışmanın bu bölümünde T56 turboprop motorun ve komponentlerinin termodinamik analizi farklı uçuş ve operasyon modlarında değerlendirilmiştir. Sistem modellemesinde motora ait temel parçalara kütle ve enerji denge denklemleri, denge halindeyken ve kontrol hacminde iken uygulanmıştır. Entalpi, ısı enerjisi miktarı, giriş ve çıkış akışlarındaki ısı miktarı geliştirilen denklemlerle her bir komponent için hesaplanmıştır.



Şekil 4.4: T56 turboprop motor şematik gösterimi [4]

Denge durumunda ve herhangi bir kontrol hacmindeki enerji denge denklemi [5];

$$\dot{Q} - \dot{W} + \sum_{in} \dot{E}_{in} - \sum_{out} \dot{E}_{out} = 0 \quad (4.67)$$

Burada Q ısı tarafından enerji transferinin net miktarını, W iş tarafından enerji transferinin net miktarını, E giren ve çıkan akıştaki net miktarı ifade etmektedir.

Hava kompresörü (AC) için [4];

$$T_{out} = T_{in} \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_{AC}} \left[ \left( \frac{P_{out}}{P_{in}} \right)^{\frac{\mu_a - 1}{\mu_a}} - 1 \right] \right\} \quad (4.68)$$

$$\dot{m}_{in} = \dot{m}_{out} = \dot{m}_a \quad (4.69)$$

$$\dot{W}_{AC} = \dot{m}_a (c_{p,a,out} T_{out} - c_{p,a,in} T_{in}) \quad (4.70)$$

$$\mu_a = \frac{1}{1 - \frac{R_a}{c_{p,a}}} \quad (4.71)$$

$$c_{p,a}(T) = 1.04841 - \left( \frac{3.83719T}{10^4} \right) + \left( \frac{9.45378T^2}{10^7} \right) - \left( \frac{5.49031T^3}{10^{10}} \right) + \left( \frac{7.92981T^4}{10^{14}} \right) \quad (4.72)$$

Denklemlerde yer alan  $c_{p,a}$ ,  $\dot{m}_a$ ,  $P$ ,  $R_a$ ,  $T$ ,  $\dot{W}_{AC}$ ,  $\eta_{ac}$ ,  $\mu_a$  ifadeleri sırasıyla havanın ısı kapasitesini, hava kütle akışını, basıncı, havanın gaz sabitini, sıcaklığı, kompresör iş oranını, kompresörün izentropik verimini ve havanın spesifik ısı oranını temsil etmektedir.

Yanma odası (CC) için [4];

$$\dot{m}_{in} \cdot c_{p,a,in} T_{in} + \eta_{CC} \dot{m}_f \cdot LHV = \dot{m}_g c_{p,g} T_{out} \quad (4.73)$$

$$\dot{m}_{in} + \dot{m}_f = \dot{m}_g \quad (4.74)$$

Denklemlerdeki  $c_{p,g}$ ,  $\dot{m}_f$ ,  $\dot{m}_g$ , LHV ve  $\eta_{CC}$  ifadeler yanıcı gazların spesifik ısı kapasitesi, yakıt kütleli akışı, yanıcı gazların kütleli akışı, yakıt alt ısı değeri ve yanmanın enerji verimliliğidir.

Egzoz kanalı (ED) için [4];

$$\dot{Q}_{out} = \eta_{ED} \dot{Q}_{in} \quad (4.75)$$

Gaz türbin mekanik shaftı (GTMS) için [4];

$$\dot{W}_{AC} + \dot{W}_{RGB,in} = (\eta_{GTMS} \dot{W}_{GT} - \dot{W}_{Acc}) \quad (4.76)$$

Redüksiyon dişli kutusu (RGB) için [4];

$$\dot{W}_{Pr,TPE} = \eta_{RGB} \dot{W}_{RGB,in} \quad (4.77)$$

Yukarıdaki denklemlerde yer alan  $Q$ ,  $\dot{W}_{ACC}$ ,  $\dot{W}_{RGB}$ ,  $\dot{W}_{PR,TPE}$ ,  $J_{ED}$ ,  $J_{GTMS}$  ve  $J_{RGB}$  terimleri ısı oranı, aksesuar grubunun kullandığı iş oranı, redüksiyon dişli kutusu giriş mili çalışma oranı, motorda üretilen net iş oranı, egzoz kanalı enerji verimliliği, gaz türbin mekanik şaftı ve redüksiyon dişli kutusuna ait mekanik verimliliği simgelemektedir.

Sistemin toplam enerjisi termodinamiğin birinci yasasına göre değişmediğinden dolayı, yapılması gereken kullanılabilirlik veya enerjiden faydalı işi elde etme oranının en yüksek seviyede uygulamaya dönüştürülmesidir. Bu durumu sağlayabilmek adına ekserji analizi hem genel hem de komponentler açısından değerlendirmek faydalı olacaktır.

Kararlı halde herhangi bir kontrol hacmindeki ekserji dengesi şu şekilde belirtilebilir [4];

$$\sum \left(1 - \frac{T_o}{T_k}\right) \dot{Q}_k - \dot{W} + \sum_{in} \dot{E}X_{in} - \sum_{out} \dot{E}X_{out} - \dot{E}X_D = 0 \quad (4.78)$$

Denklemlerdeki  $Q_k$  k noktasında ve  $T_k$  sıcaklık sınırındaki ısı transfer hızı,  $\dot{W}$  iş oranı,  $E_x$  giren ve çıkan akıştaki ekserji oranı,  $E_{xD}$  ise kaybolan ekserji oranını belirlemektedir. Bu bilgiler ışığında toplam ekserjinin sistem boyunca matematiksel ifadesi [4];

$$\dot{E}X = \dot{m}(\varepsilon_{kn} + \varepsilon_{pt} + \varepsilon_{ph} + \varepsilon_{ch}) \quad (4.79)$$

olmakta,  $\varepsilon_{kn}$  spesifik kinetik ekserji,  $\varepsilon_{pt}$  spesifik potansiyel ekserji,  $\varepsilon_{ph}$  spesifik fiziksel ekserji ve  $\varepsilon_{ch}$  spesifik kimyasal ekserjiyi nitelendirmektedir. Çalışmada T56 turboprop motoruna ait kinetik ve potansiyel ekserji gözardı edilmiştir. İdeal gaz tanımlamalarına uygun olarak hava ve yanıcı gazlara ait spesifik fiziksel ekserji sabit spesifik ısı kapasitesi yardımıyla aşağıdaki gibidir [4];

$$\varepsilon_{ph} = c_{P(T)} \left[ T - T_o - T_o \ln \left( \frac{T}{T_o} \right) \right] + RT_o \ln \left( \frac{P}{P_o} \right) \quad (4.80)$$

T56 turboprop motorunun ekserji verimliliğini doğru şekilde irdeleyebilmek adına, sistemin temel komponentlerine ait çıkarımlar yapmak faydalı olacaktır. Bu çıkarımlar aşağıdaki gibidir;

Hava kompresörü (AC) için [4];

$$\psi_{AC} = \frac{\dot{E}X_{out} - \dot{E}X_{in}}{\dot{W}_{AC}} \quad (4.81)$$

Yanma odası (CC) için [4];

$$\psi_{CC} = \frac{\dot{E}X_{out}}{\dot{E}X_{in}} = \frac{\dot{E}X_{out,g}}{\dot{m}_f \cdot \varepsilon_{ch} + \dot{E}X_{in,a}} \quad (4.82)$$

Gaz türbin, (GT) için [4];

$$\psi_{GT} = \frac{\dot{W}_{GT}}{\dot{E}X_{in} - \dot{E}X_{out}} \quad (4.83)$$

Egzoz kanalı (ED) için [4];

$$\psi_{ED} = \frac{\dot{E}X_{out}}{\dot{E}X_{in}} \quad (4.84)$$

Gaz türbin mekanik şaftı (GTMS) için [4];

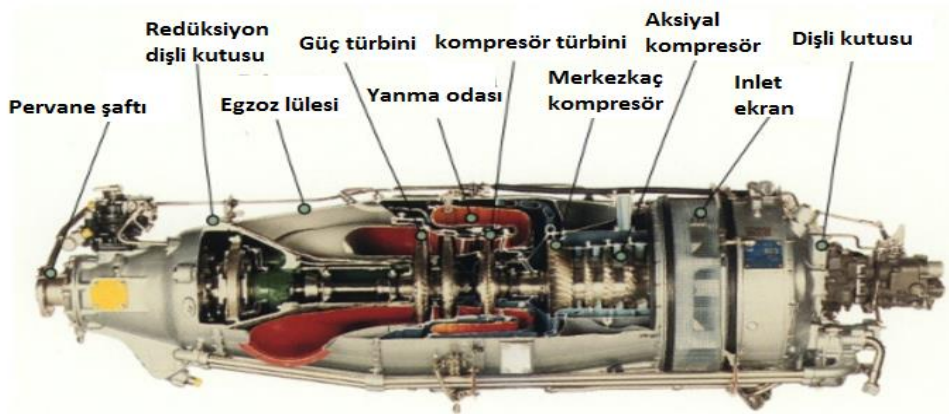
$$\psi_{GTMS} = \frac{(\dot{W}_{ACC} + \dot{W}_{Acc} + \dot{W}_{RGB,in})}{\dot{W}_{GT}} \quad (4.85)$$

Redüksiyon dişli kutusu (RGB) için [4];

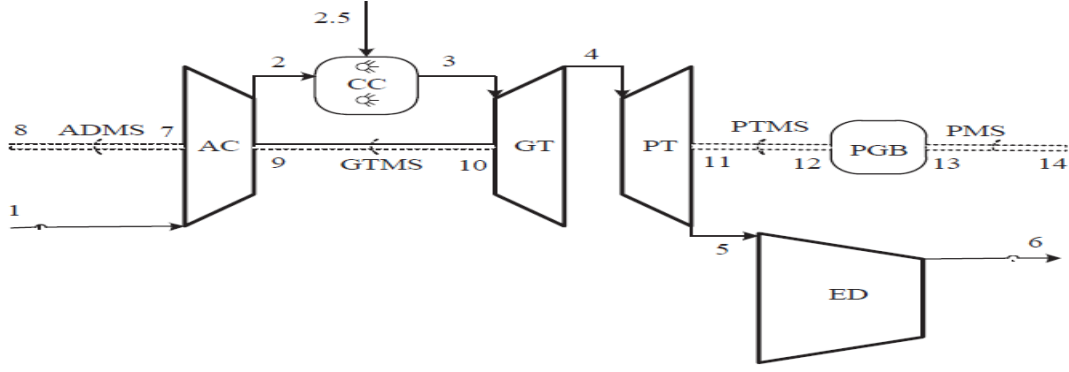
$$\psi_{RGB} = \frac{\dot{W}_{Pr,TPE}}{\dot{W}_{RGB,in}} \quad (4.86)$$

#### 4.4 PT6 Turboprop Motorda Termodinamik Analiz

Askeri ve sivil hava taşıtlarının itici güç sistemleri (motorlar ve yan sistemler) rolü uçuş süresindeki ve kullanılış amacındaki taleplere orantılı olarak güç ve itki üretecek donanımda tasarlanmıştır. Bu donanımları tasarlama sürecinde termodinamik etkileşimler hem sistem-çevre, hem de sistem-komponent olarak yadsınamaz şekilde ele alınmalıdır. Böylece istenilen düzeye yakın veya eşit seviyede ilerleme kaydedebilmek mümkün olabilmektedir.



Şekil 4.5: PT6 turboprop motora ait ana komponentler [20]



**Şekil 4.6:** PT6A turboprop motorun şematik gösterimi [5]

İlgili motora ait denge durumunda iken herhangi bir kontrol hacmi uygulandığı takdirdeki ekserji denge denklemi [5];

$$\sum \left(1 - \frac{T_0}{T_k}\right) \dot{Q}_k - \dot{W} + \sum_{in} \dot{E}x_{in} - \sum_{out} \dot{E}x_{out} - \dot{E}x_D = 0 \quad (4.87)$$

Buradaki  $Q_k$  ile  $k$  noktasındaki  $T_k$  sıcaklığına ait sınır ısı transfer oranı,  $\dot{W}$  iş oranı,  $E_x$  giriş ve çıkış akışlarındaki ekserji oranı,  $E_{xD}$  ile de ekserji kayıp oranı ifade edilmiştir.

Konunun akışı için toplam ekserjiye de mutlaka değinilmesi gerekmektedir. Toplam ekserjiyi aşağıdaki genelleştirilmiş denklemle bulabilmek mümkündür [5];

$$\dot{E}x = \dot{m} (\epsilon_{kn} + \epsilon_{pt} + \epsilon_{ph} + \epsilon_{ch}) \quad (4.88)$$

İdeal gaz tanımlamalarına dayanarak hava ve yanıcı gazların sabit spesifik ısı kapasitesiyle spesifik fiziksel ekserji ifadesi [5];

$$\epsilon_{ph} = c_{P(T)} \left[ T - T_0 - T_0 \ln \left( \frac{T}{T_0} \right) \right] + RT_0 \ln \left( \frac{P}{P_0} \right) \quad (4.89)$$

Sistemin ekserjik verimliliğini irdelerken, temel komponentlerin ekserjik verimliliklerini değerlendirerek tanımlama veya çıkarımlar yapmak bu bağlamda oldukça faydalıdır.

Hava kompresörü (AC) için [5];

$$\psi_{AC} = \frac{(\dot{E}x_2 - \dot{E}x_1)}{(\dot{E}x_9 - \dot{E}x_7)} \quad (4.90)$$

Yanma odası (CC) için [5];

$$\psi_{CC} = \frac{\dot{E}x_3}{(\dot{E}x_2 + \dot{E}x_{2.5})} \quad (4.91)$$



Gaz jeneratör türbini (GT) için [5];

$$\psi_{GT} = \frac{\dot{E}x_{10}}{(\dot{E}x_3 - \dot{E}x_4)} \quad (4.92)$$

Güç türbini (PT) için [5];

$$\psi_{PT} = \frac{\dot{E}x_{11}}{(\dot{E}x_4 - \dot{E}x_5)} \quad (4.93)$$

Egzoz kanalı (ED) için [5];

$$\psi_{ED} = \frac{\dot{E}x_6}{\dot{E}x_5} \quad (4.94)$$

Pervane vites kutusu (PGB) için [5];

$$\psi_{PGB} = \frac{\dot{E}x_{13}}{\dot{E}x_{12}} \quad (4.95)$$

#### 4.5 Makila1A1 Turboşaft Motorda Termodinamik Analiz

Turboşaft motorlar turboprop motorlara benzer yapıda olmasına karşın yalnızca sıcak gazlar serbest olarak veya güç türbininde genişletilerek yüksek şaft gücü elde edilir. Turboşaft motorlar sadece şaft gücü üretmek için tasarlanmış olup; bu motorlarda enerji ve ekserji dengesini incelerken, termodinamiğin 1. ve 2. yasalarının sistemde temel işleyişi ilk etapta dikkate alınır.

Enerji bazlı yaklaşım sisteme uygulanan enerjinin korunumu ilkesine dayanır. Genel bir denge durumu hali için sürekli akış prosesi ile kütle, enerji, entropi ve ekserji denge denklemleri ısı ve iş etkileşimlerini bulmak için uygulandı. Termodinamiğin birinci yasasına göre denge durumu toplam entalpi denklemi [2];

$$\nabla \cdot (\rho \delta h_i \mathbf{V}) = \nabla \cdot (\bar{T} \mathbf{V}) - \nabla \cdot \mathbf{q} \quad (4.96)$$

şeklinde ifade edilip,  $\mathbf{V}$  akış hız vektörünü,  $\mathbf{q}$  iletim yoluyla ısı akısını temsil etmektedir.

Kütle dengesi ise şu formda yazılabilir [2];

$$\sum \dot{m}_i = \sum \dot{m}_o, \quad (4.97)$$

Total entalpi; akış enerjisi, internal enerji, kinetik enerji ve değişim oranının toplamı olarak yazılabilir [2].

$$\nabla \cdot (\rho \delta h_i \mathbf{V}) = \nabla \cdot (\rho \delta e \mathbf{V}) + p_0 \nabla \cdot \mathbf{V} + \nabla \cdot (p - p_0) \mathbf{V} + \nabla \cdot \left( \rho \frac{V^2}{2} \mathbf{V} \right) \quad (4.98)$$

Genel enerji balansı giren enerji ve çıkan enerji eşitliği olarak tanımlanır.

$$\sum \dot{E}_i = \sum \dot{E}_o \quad (4.99)$$

Enerji korunumu termodinamiğin birinci yasasına göre denge durumunda şöyle ifade edilip [2];

$$\sum (h + ke + pe)_i \dot{m}_i - \sum (h + ke + pe)_o \dot{m}_o + \sum \dot{Q} - \dot{W} = 0 \quad (4.100)$$

$m_{in}$  giren kütle akış oranı,  $m_{out}$  çıkan kütle akış oranı,  $\dot{Q}$  ısı transfer oranı,  $\dot{W}$  iş oranı,  $h$  entalpi,  $ke$  kinetik enerji,  $pe$  potansiyel enerjiyi simgelemektedir.

Ekserji bazlı yaklaşım ise termodinamiğin ikinci yasası ilkelerine göre sisteme uygulanabilir. Gibbs fonksiyonu (sistemin sabit basınç ve sıcaklık altında üretebildiği kullanılabilir iş miktarını belirten fonksiyon) iç enerji ve entropi arasındaki ilişkiyi verir.

Zamana bağlı formda ifadesi [2];

$$T \nabla s = \nabla e + p \nabla \frac{1}{\rho} \quad (4.101)$$

iç enerjinin denge durumundaki ifadeye eklenmesiyle birlikte denklem [1];

$$\nabla \cdot (\rho \delta e \mathbf{V}) = -p \nabla \cdot \mathbf{V} + \left( \frac{\bar{\tau}}{\tau} \nabla \right) \cdot \mathbf{V} - \nabla \mathbf{q} \quad (4.102)$$

formuna dönüşür. Burada enerji miktarı korunur, buna karşın entropi üretildiği durumda ekserji sıfıra yakındır.

Üretilen işin perspektifinde denklem düzenlenerek şu formda genelleştirilerek yazılır [2];

$$Energy = Exergy + Anergy \Leftrightarrow Total = Useful + Useless \quad (4.103)$$

açık sistemler için yukarıda belirtilen denklem matematiksel olarak ifade edildiğinde [2];

$$ex = (h_t - h_{t0}) - T_0(s - s_0) = \delta h_t - T_0 \delta s \quad (4.104)$$

sonucuna ulaşılır.

Zamana bağılı ekserji değişimi [2];

$$\nabla \cdot (\rho ex \mathbf{V}) = \nabla \cdot (\rho \delta h_t \mathbf{V}) - T_0 \nabla \cdot (\rho \delta s \mathbf{V}) \quad (4.105)$$

eğer ısı transferinin dışa sınırı viskoz olarak kabul edilirse, bu durumda ifade [2];

$$\begin{aligned} - \int_{S_A} \rho ex (\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}) dS &= - \int_V \nabla \cdot \rho ex \mathbf{V} dv + \int_{S_0} \rho ex (\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}) dS \\ &+ \int_{S_W} \rho ex (\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}) dS \end{aligned} \quad (4.106)$$

şeklinde olmaktadır.

Yukarıdaki denklem ve ifadeleri genelleştirdiğimiz zaman, bu denklemlerin ışığında ekserji balansı şu şekilde yazılabilmektedir.

$$\dot{E}x_{eng} + \dot{E}x_q = W\dot{I} + \dot{E}x_m + \dot{E}x_{th} + \dot{A}_{tot} \quad (4.107)$$

Denklemin sol tarafındaki ifadeler ekserji kaynaklarını; sağ tarafındaki ifadeler ise ekserji çıkışlarını ve kaynaklarını (WT hariç tutulmalıdır, zira WT ekserjinin tersinir toplamını ifade eder) belirtir.

Hava aracı yüzeyi iki tabakadan oluşmakta olup, bunlar katı bir gövde yüzeyi ( $S_B$  olarak adlandırılır ve adyabatik olmayabilir) ve bir geçirgen motor veya propulsiyon yüzeyi ( $S_{ENG}$  olarak adlandırılır ve bu yüzeyde  $V \cdot n \neq 0$  olmaktadır)dir. Hava aracı yüzeyi kısaca şu şekilde betimlenebilir [2];

$$S_A = S_B \cup S_{eng} \quad (4.108)$$

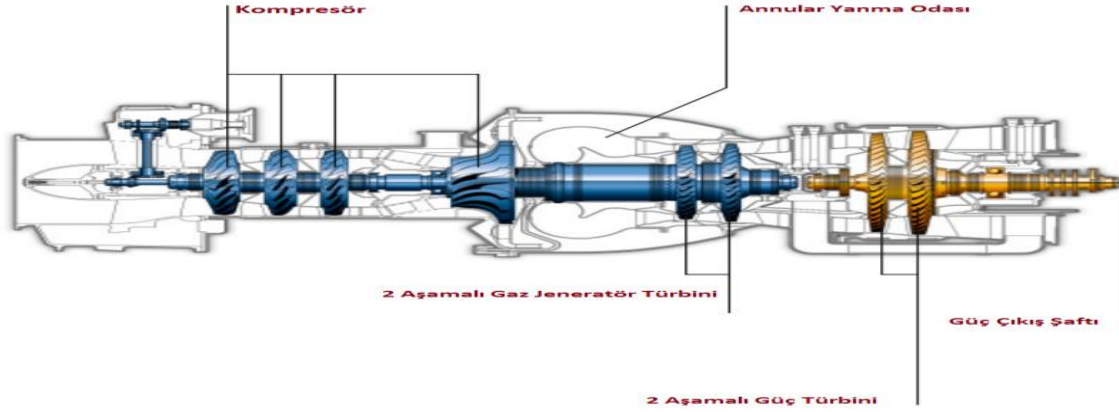
Motor tarafından sağlanan ekserji oranı [2];

$$\dot{E}x_{eng} = \int_{S_{eng}} -\rho \delta h_t (\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}) dS - T_0 \int_{S_{eng}} -\rho \delta s (\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}) dS \quad (4.109)$$

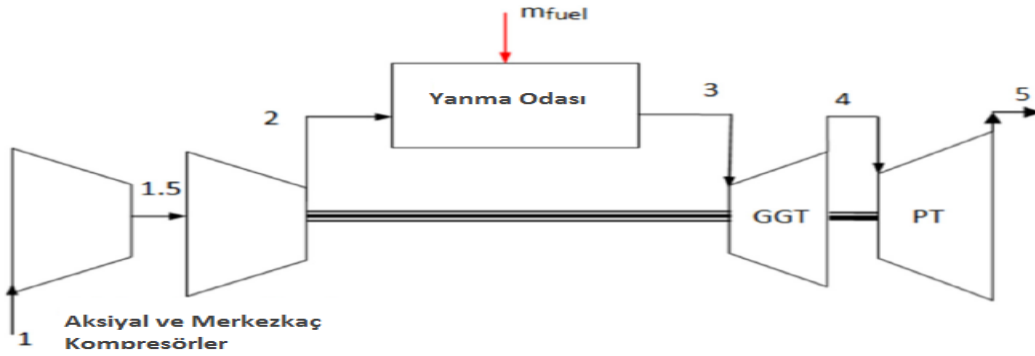
Ekserji verimliliğini farklı enerji sistemlerinde hesaplamının literatürde tanımlanan pek çok yöntemi mevcuttur; bu bağlama ekserjiye dayalı verim hesaplamak sistemi anlayabilmek açısından son derece faydalı olmakta ve bazen *İkinci Yasa Verimi* olarak nitelendirilmektedir. Ancak bu nitelendirilme literatürde mutlak bir tanımlamaya sahip henüz sahip değildir. Genel ekserji verimliliği ( $\eta_o$ ) ve ekserji verimliliği ( $\eta_e$ ) şu şekilde tanımlanır [2];

$$\begin{aligned} \eta_o &= 1 - \frac{\text{Energy loss}}{\text{Energy inputs}}, \quad \eta_{ex} \\ &= 1 - \frac{\text{Exergy loss} + \text{Exergy destruction}}{\text{Exergy inputs}} \end{aligned} \quad \eta_{ex} = \frac{\dot{E}x_i}{\dot{E}x_o} = 1 - \frac{\dot{E}x_{dest} + \dot{E}x_{loss}}{\dot{E}x_i} \quad (4.110)$$

Şekil 4.6 ve Şekil 4.7 Makila1A1 turboşaft motora ait temel komponentleri ve şematik gösterimini içermektedir. Turoşaft motor bir halkasal hava girişi, bir gaz jeneratörü, bir iki-kademeli aksiyal güç türbini, ekzoz lülesi ve arka güç aktarma biriminden oluşur. Gaz jeneratörü ise üç aşamalı aksiyal kompresör, tek aşamalı merkezkaç kompresör ve bir halka şeklinde yanma odasından oluşmaktadır [23].



Şekil 4.7: Makila 1A1 turboşaft motorun temel komponentleri [23]



Şekil 4.8: Makila1A1 turboşaft motorun şematik gösterimi [2]

Turboşaft motor parçalarına ait ekserji analizi aksiyal kompresör ( $A_{xC}$ ), merkezkaç kompresör ( $C_eC$ ), yanma odası ( $CC$ ), gaz jeneratör türbini ( $GGT$ ) ve güç türbini olarak ele alınmıştır.

Aksiyal kompresör ( $A_{xC}$ ) için [2];

$$\sum \dot{E}X_{in,AxC} - \sum \dot{E}X_{out,AxC} = \sum \dot{E}X_{dest,AxC} \quad (4.111)$$

$$\sum \dot{E}X_{in,AxC} - \sum \dot{E}X_{out,AxC} = \dot{W}_{AxC} + \dot{E}X_1 - \dot{E}X_{1.5} \quad (4.112)$$

$$\dot{W}_{AxC} = \dot{m}_a(h_{1.5} - h_1) \quad (4.113)$$

$$\eta_{ex,AxC} = \frac{\dot{E}X_{1.5} - \dot{E}X_1}{\dot{W}_{AxC}} \quad (4.114)$$

Merkezkaç kompresör (CeC) için [2];

$$\sum \dot{E}X_{in,CeC} - \sum \dot{E}X_{out,CeC} = \sum \dot{E}X_{dest,CeC} \quad (4.115)$$

$$\sum \dot{E}X_{in,CeC} - \sum \dot{E}X_{out,CeC} = \dot{W}_{CeC} + \dot{E}X_{1.5} - \dot{E}X_2 \quad (4.116)$$

$$\dot{W}_{CeC} = \dot{m}_a(h_2 - h_{1.5}) \quad (4.117)$$

$$\eta_{ex,CeC} = \frac{\dot{E}X_2 - \dot{E}X_{1.5}}{\dot{W}_{CeC}} \quad (4.118)$$

Yanma odası (CC) için;

$$\sum \dot{E}X_{in,CC} - \sum \dot{E}X_{out,CC} = \sum \dot{E}X_{dest,CC} \quad (4.119)$$

$$\sum \dot{E}X_{in,CC} - \sum \dot{E}X_{out,CC} = \dot{E}X_2 + \dot{E}X_{fuel} - \dot{E}X_3 \quad (4.120)$$

$$\eta_{ex,CC} = \frac{\dot{E}X_3}{\dot{E}X_2 + \dot{E}X_{fuel}} \quad (4.121)$$

Gaz jeneratör türbini (GGT) için [2];

$$\sum \dot{E}X_{in,GGT} - \sum \dot{E}X_{out,GGT} = \sum \dot{E}X_{dest,GGT} \quad (4.122)$$

$$\sum \dot{E}X_{in,GGT} - \sum \dot{E}X_{out,GGT} = \dot{E}X_3 - (\dot{W}_{GGT} + \dot{E}X_4) \quad (4.123)$$

$$\dot{W}_{GGT} = \eta_m \cdot (\dot{W}_{AxC} + \dot{W}_{CeC}) \quad (4.124)$$

$$\eta_{ex,GGT} = \frac{\dot{W}_{GGT}}{\dot{E}X_3 - \dot{E}X_4} \quad (4.125)$$

Güç türbini (PT) için [2];

$$\sum \dot{E}X_{in,PT} - \sum \dot{E}X_{out,PT} = \sum \dot{E}X_{dest,PT} \quad (4.126)$$

$$\sum \dot{E}X_{in,PT} - \sum \dot{E}X_{out,PT} = \dot{E}X_4 - (\dot{W}_{PT} + \dot{E}X_5) \quad (4.127)$$

$$\eta_{ex,PT} = \frac{\dot{W}_{PT}}{\dot{E}X_4 - \dot{E}X_5} \quad (4.128)$$



## 5. HAVA ARAÇLARI MOTORLARINDA EKSERJİ ANALİZİ

### 5.1 Genel Kabuller

İncelenen motor tiplerine ait yapılan çalışmalar süresince, süreci kısaltmak ve sonuçta daha kolay ulaşmak amaçlı çeşitli varsayım ve kabuller yapılmıştır. Bu kabuller ve varsayımlar her bir motor türüne ait olmak üzere aşağıdakiler gibidir:

- AE3007H turbofan motoru çalışma süresince denge durumunda olarak varsayılmış olup, hava ve yanıcı gazlar mükemmel gaz olarak baz alınmıştır. Yanıcı gaz olarak kerosen tercih edilmiş, formülü ise  $C_{11}H_{21}$  olarak verilmiştir. Yanma reaksiyonu tam ve mükemmeldir. Yanma reaksiyonu ve diğer reaksiyonlar süresince havanın %75.6'sı nitrojen, %20.3'ü oksijen, %0.03'ü karbondioksit, %3.03'ü su buharı ve %0.82'si diğer eser maddeler olarak oluştuğu kabul edilmiştir. Motordaki tüm komponentler adyabatik olup, ısı kayıpları yok sayılmıştır. Kinetik enerji, potansiyel enerji, kinetik ekserji ve potansiyel ekserji değişimleri göz ardı edilmiştir. Havanın kimyasal ekserjisi sıfıra yakın olmasından ötürü yok sayılmıştır.
- JT8D turbofan motorunda yanıcı gazlar ve hava akışları idealdir. Yanma reaksiyonu tam olarak gerçekleşmiş, yakıt türü ise kerosen (JET A1) seçilmiştir. Kompresör ve türbinler adyabatik olarak değerlendirilmiştir. Denge durumundaki ısı ve basınç sırasıyla 288.15 K ve 101.35 kPa olarak belirtilmiş olup, buna karşın kinetik ve potansiyel ekserjiler yok sayılmıştır.
- T56 turboprop motorunda yanma reaksiyonu tam olarak sağlanmış, motor denge durumunda ve dengeli akışta performans göstermiş kabul edilmiştir. Yakıt olarak JP-8 jet yakıtı kullanılmış olup, yakıtın alt ısıl değeri 42.800 kJ/kg olarak belirlenmiştir. Yanıcı gazlardan biri olan havanın içeriği %77,4 nitrojen, %20,5 oksijen, %0.03 karbondioksit ve %1,90 su buharı olarak belirlenmiştir. Hava içerisindeki eser oranda gazlar süreç boyunca yok sayılmıştır.

Kinetik enerji ve ekserji, potansiyel enerji ve ekserji motorun tümünde elimine edilmiş, ayrıca havanın motor içerisindeki hızı motorun denge durumunda olmasından ötürü sıfır olarak var sayılmıştır. Bu duruma binaen denge durumu sıcaklık ve basıncı sırasıyla 298.15 K ve 93.6 kPa olacak şekilde baz alınmıştır.

- PT6 turboprop motorun kabul ve varsayımları T56 turboprop motordaki ile aynı olmaktadır.
- Makila 1A1 turboşaft motorun davranışları ideal ve denge durumundadır. Yanma reaksiyonu tam, yakıt türü Jet A1 olarak seçilmiş olup yakıt alt ısı değeri 42.800 kJ/kg'dır. Denge durumu sıcaklık ve basınç değerleri sırasıyla 288 K ve 101.3 kPa olmaktadır. Çalışma süresince kinetik ve potansiyel ekserjiler göz ardı edilmiştir.

## 5.2 Hava Araçlarında Kullanılan Farklı Motor Tiplerinin Değerlendirilmesi

Önceden de belirtildiği gibi ekserji analizi, termodinamiğin birinci ve ikinci yasalarını kaynak alan bir yaklaşımdır. Bu bağlamda çalışmada referans alınan tüm motor türleri farklı ortam koşullarında değerlendirilmiş, farklı yaklaşım ve kabullerle incelenmiş ve bulgular elde edilerek yaklaşımlar ortaya sunulmuştur.

### 5.2.1 Turbofan motorların değerlendirilmesi

AE3007H turbofan motoru insansız hava aracındaki görev uçuşu süresince ve farklı uçuş fazları boyunca test edilmiştir [9]. Tablo 5.1'de ilgili motorun verilerinde görüldüğü üzere her bir uçuş fazında farklı performanslar elde edilmektedir.

**Çizelge 5. 1:** AE3007H turbofan motor kalkış anı uçuş faz parametreleri [9]

Parametreler	1	2	3	4
$V_{flight}$ (kmh <sup>-1</sup> )	185,2	610,0	597,2	161,0
T (kN)	29,429	3,624	3,369	29,907
T <sub>0</sub> (K)	289	231	230	289
P <sub>0</sub> (kPa)	103	14	13	103
	<i>1: kalkış anı</i>		<i>3: sabit irtifa uçuş</i>	
	<i>2: tırmanış anı</i>		<i>4: iniş anı</i>	

Buna karşın Tablo 5.2'de JT8D turbofan motor ana ünitelerinin kalkış anındaki performans parametreleri yer almaktadır [3].



**Çizelge 5. 2:** JT8D turbofan motorun kalkış anı uçuş faz parametreleri [3]

Komponent	Fan	HPC	CC	LPT	Fuel
T (kN)	72	72	72	72	72
T (K)	288,15	453	700	967	288,15
P (kPa)	101,35	413,6	1606,5	567	567
V (kmh <sup>-1</sup> )	72	72	72	72	72

*Not: Tabloda T (kN) ve V (kmh<sup>-1</sup>) olarak hava hızı ve itkisi alınmıştır.*

Turbofan motorlar gerek komponentleri gerek bütünsel olarak bakıldığında farklı durumlarda farklı değerlere sahip olmaktadır, ki bu da enerjinin korunumu ile açıklanabilir. Yukarıda belirtilmiş olan tablolara bakıldığında kalkış ve iniş anındaki parametrelerin birbirine yakın veya aynı olduğu görülebilmektedir. İfadeyi daha anlaşılır kılabilmek için AE3007H turbofan motorunun kalkış anındaki ekserji parametreleri Tablo 5.3’de; JT8D turbofan motorunun kalkış anındaki ekserji değerleri is Tablo 5.4’de belirtilmiştir.

**Çizelge 5. 3:** AE3007H turbofan motorun kalkış anı ekserji parametreleri [9]

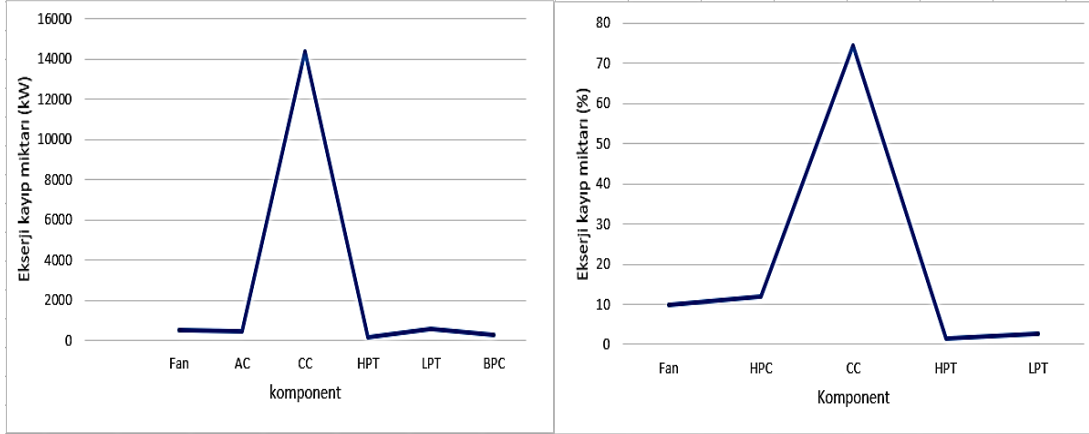
Komponent	Giriş ekserjisi (MW)	Çıkış ekserjisi (%)	Ekserji kaybı (MW)	Ekserji verimi (%)
Fan	4,937	3,077	0,501	90,787
HPC	8,779	2,706	0,440	95,220
CC	26,243	88,299	14,381	64,600
HPT	9,771	0,882	0,143	98,551
LPT	5,978	3,533	0,575	90,971

**Çizelge 5. 4:** JT8D turbofan motorun kalkış anı ekserji parametreleri [12]

Komponent	Giriş ekserjisi (MW)	Çıkış ekserjisi (MW)	Ekserji kaybı (MW)	Ekserji verimi (%)
Fan	32,43	29,90	2,53	0,92
HPC	56,66	50,55	6,11	0,87
CC	144,92	110,30	34,62	0,76
HPT	110,30	108,18	2,12	0,95
LPT	59,43	57,26	2,17	0,93

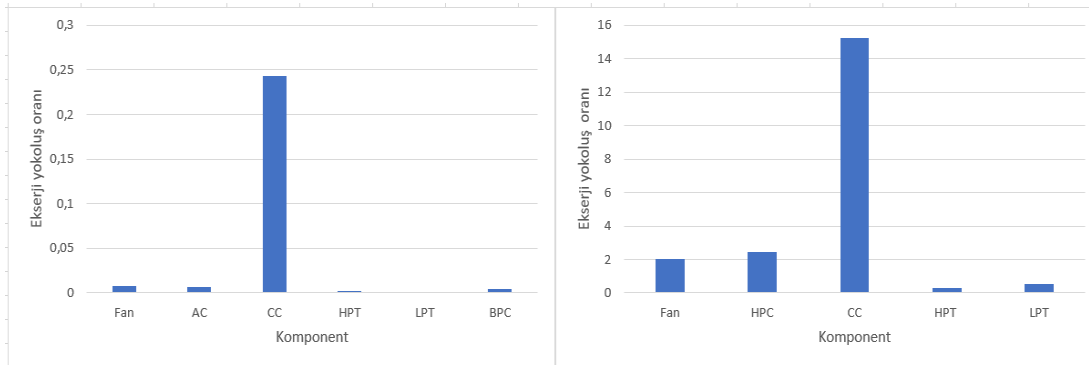
Ekserjik parametreleri karşılaştırma yaparken çeşitli faktörlere de değinmek, bütünsel anlama açısından faydalı olacaktır. Farkı anlamak açısından; farklı yönleriyle değerlendirme yapılan turbofan motorların bazı ekserjik yan parametreleri incelemeye tabi tutulmuştur. Şekil 5.1’de farklı biçimlerde kıyaslanmış olan iki farklı turbofan motorun ekserji kayıp miktarları görülmekte olup, en fazla kayıp her iki motorda da görüldüğü gibi yanma odasında (CC) olmaktadır. Buna karşın ise en düşük miktardaki ekserji kaybı yüksek basınç türbini (HPT) komponentinde görülmektedir.

En yüksek ekserji kayıpları yanma odasında AE3007H turbofan motoru için 14381,012 kW, JT8D turbofan motoru için 18,87 MW olarak ölçülmüş; buna karşın en düşük miktardaki kayıplar sırasıyla 143,650 kW ile 0,36 MW olmuştur [3-9-12].



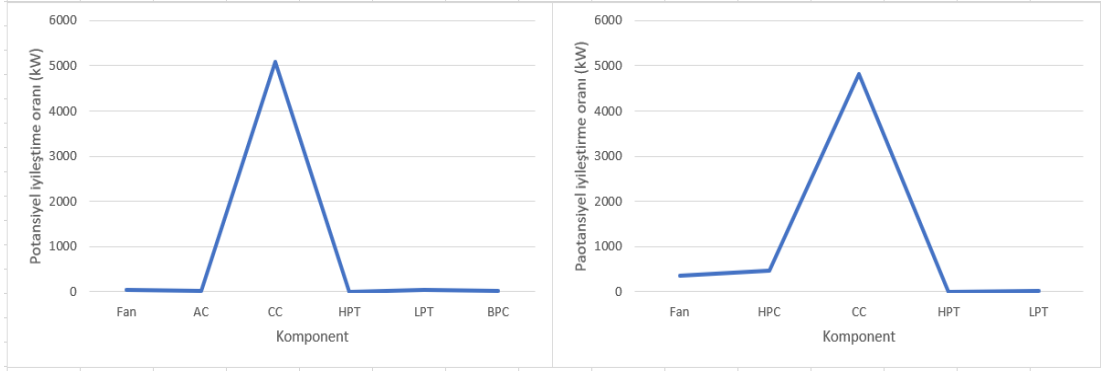
**Şekil 5.1:** AE3007H (sol) ve JT8D (sağ) turbofan motorda ekserji kayıp miktarları

Şekil 5.2'de ise her iki motorun komponentlerinin ekserji yok oluş oranları karşılaştırılarak en yüksek ve en düşük oranlar tespit edilmiştir. Buna göre en fazla ekserji yok oluşu olan komponent yanma odası (CC) iken, en düşük oran ise yüksek basınç türbinine (HPT) aittir. Bu oranlar AE3007H ve JT8D turbofan motorları için en yüksek miktarda sırasıyla 0,243 ile 15,23 iken; en düşük miktarda ise 0,02 ile 0,29 olarak ölçülmüştür. Bu kadar büyük farklılıkların sebebi ölçümlerin kW ve yüzdelik dilimle yapılması ve böylelikle farklı birimlerde kıyaslama yapılmasına imkân tanınmasıdır [3-9-12].



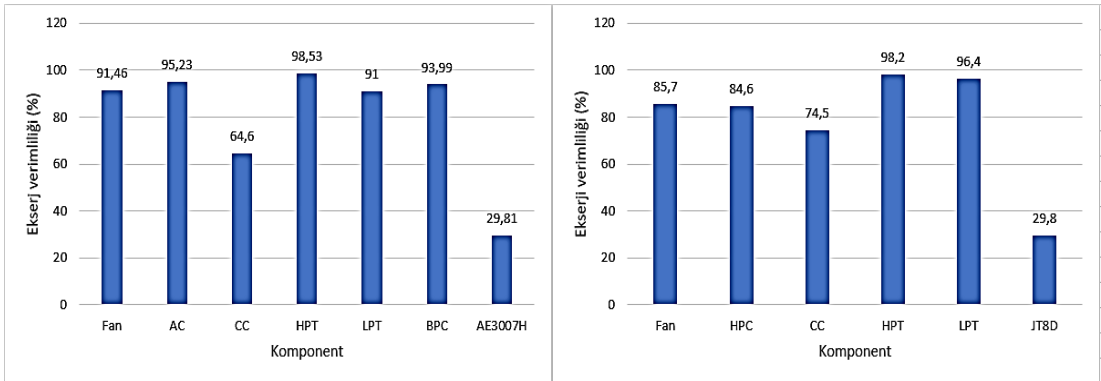
**Şekil 5.2:** AE3007H (sol) ve JT8D (sağ) turbofan motorlarda verimlilik eksikliği oranları

Şekil 5.3’de görülen potansiyel iyileştirme oranları iki motor için de benzer sonuçları göz önüne sermekte olup, bu oranlar AE3007H ile JT8D için en yüksek olarak sırasıyla 5090,832 kW ve 4,82 MW; en düşük olarak ise 2,081 kW ile 0,01 MW ölçülmüştür. En yüksek oranlar her iki motor için de yanma odasında (CC), en düşük oranlar ise her iki motor için de yüksek basınç türbininde (HPT) izlenmiştir [3-9-12].



**Şekil 5.3:** AE3007H (sol) ve JT8D (sağ) turbofan motorlarda potansiyel iyileştirme oranları

Şekil 5.4’de her iki motorun kalkış anındaki ekserji verimlilikleri yüzdelik olarak belirtilmiş olup, en düşük verimliliğe yanma odasının sahip olduğu gözlenmiştir [3-9-12]. Buna karşın en yüksek verimlilik ise her iki motor için de yüksek basınç türbinine (HPT) aittir. Genel ekserji verimliliklerine bakıldığında ise, yaklaşık olarak aynı değerlere sahip olduğu fark edilmektedir.



**Şekil 5.4:** AE3007H (sol) ve JT8D (sağ) turbofan motorları ekserji verimliliği

## 5.2.2 Turboprop motorların değerlendirilmesi

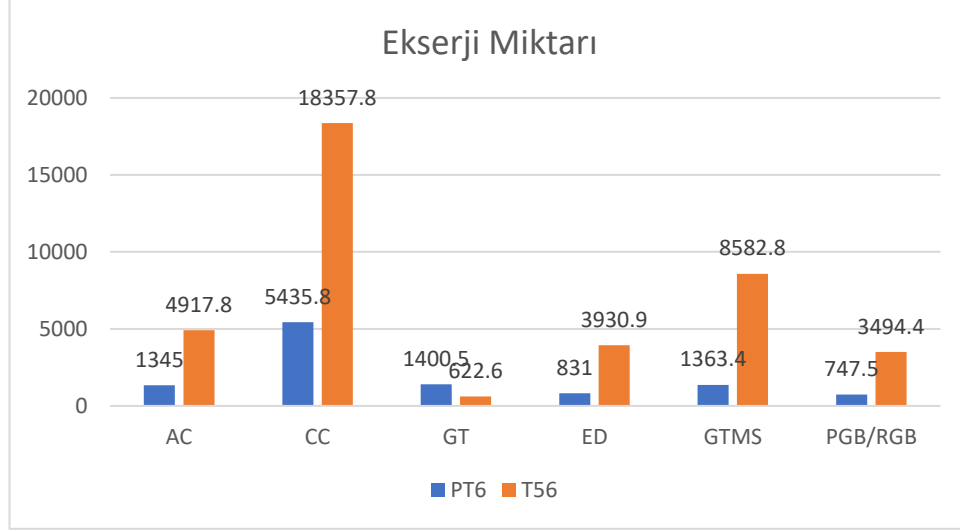
Değerlendirmeler turboprop motorlar açısından farklı ortam şartlarında yapıldığında ortaya farklı sonuçlar ve değerlendirmeler çıkmaktadır. PT6 turboprop motoru ve T56 turboprop motoru farklı çalışma koşullarına tabi tutulmuş ve bu durumlara istinaden oluşturulan kaynaklar incelenerek çeşitli çıkarımlara varılmıştır. Bu çıkarımları daha net görebilmek için her iki motora ait temel özellikler Şekil 5.5’de verildiği gibidir [4-5].

**Çizelge 5. 5:** PT6 ve T56 turboprop motorların temel parametreleri

	PT6 Turboprop motor	T56 Turboprop motor
$V_{flight}$ (m/s)	0	221,4
$T_0$ (K)	298,15	298,2
T (kN)	0	3,33 (750lbf)
$P_0$ (kPa)	101,33	93,6

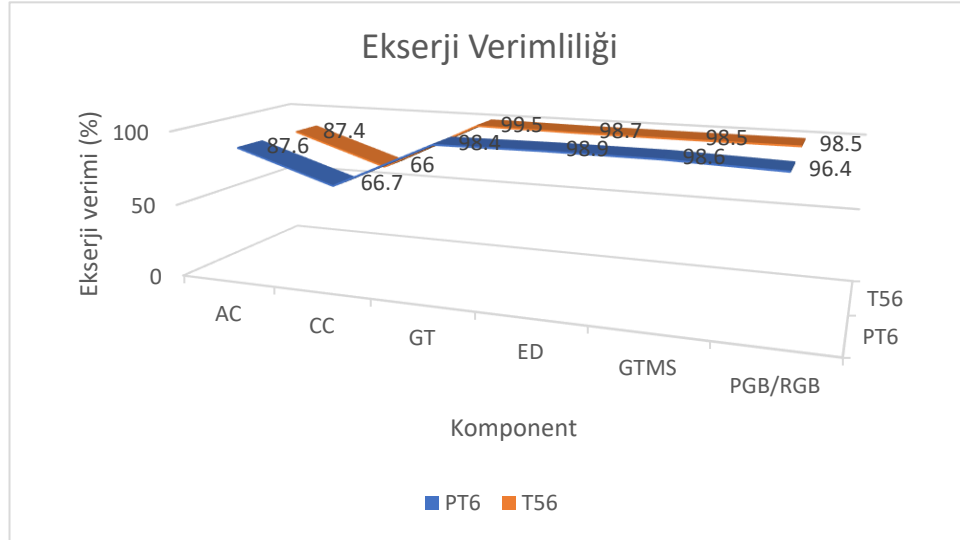
Yukarıdaki tablo irdelendiğinde ilk dikkati çeken öge PT6 turboprop motorda uçuş hızı ve itki kuvvetinin 0 olmasıdır. Bu durum motorun statik şartlarda test edilmesinden ötürü göz ardı edilmek suretiyle oluşturulmuştur. Birimsel sonuçların bu kadar kayda değer farklı olmasının bir diğer sebebi ise test ortamının deneysel anlamda farklı koşullar içermesi ve buna bağlı olarak potansiyel enerji, kinetik enerji, uçuş hızı gibi bazı parametrelerin yok sayılmasıdır. Motorlar gerçek ortamda test edildiğinde; ortam koşuluna bağlı olarak farklı sonuçları ortaya çıkaracaktır.

Şekil 5.5’de değerlendirilmesi yapılan PT6 ve T56 turboprop motorlarının ekserji miktarları kıyaslanmıştır [4-5]. Buna göre en yüksek ekserji kaybının görüldüğü yer her iki motor için de yanma odası (CC) iken; en düşük ekserji kaybı ise gaz türbininde (GT) görülmüştür. Bu durumun sebebi ise yanma odasının reaktif bölge ve yanma eyleminin gerçekleştiği kısım olması, dolayısıyla en çok ekserji tüketim ihtiyacının doğmasıdır. Buna karşın gaz türbini ekserji üreten bir kısım olması sebebiyle buradaki kayıp oldukça azdır.



**Şekil 5.5:** PT6 ve T56 turboprop motorlarında ekserji kayıplar

Şekil 5.6’da turboprop motorların ekserji verimlilikleri kıyaslanmaktadır [4-5]. Bir önceki açıklanan durumlardan ötürü beklenildiği üzere en düşük ekserji verimi her iki motorda da yanma odasında (CC) görülmüş; buna karşın en yüksek verim değerleri yine beklenildiği gibi gaz türbininde (GT) izlenmiştir. Diğer komponentlerdeki değerler ilgili komponentlerin ekserji üretme/tüketme kapasitelerine doğru orantılı değişkenlik göstermektedir.



**Şekil 5.6:** T56 ve PT6 turboprop motorda ekserji verimliliği

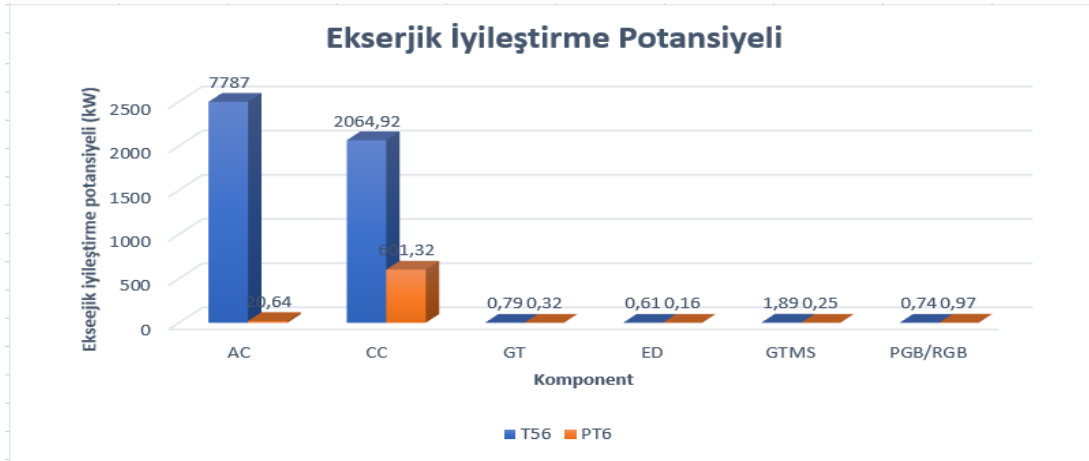
Bir diğer kıyaslama ise her iki turboprop motor için bağıl ekserji tüketimi referans alınarak yapılmış olup, Şekil 5.7’de belirtildiği gibidir [4-5]. Buna göre en yüksek bağıl ekserji tüketimleri her iki motorda da yanma odasında (CC); en düşük bağıl ekserji tüketimleri ise egzoz lülesinde izlenmiştir.

Bu çıkarımların oluşma sebebi önceden de belirtildiği üzere yanma odasının en reaktif komponent olması ve gerekli itki kuvvetini sağlayacak enerjinin burada üretilmesi; buna karşın egzoz lülesinde bu oluşumun neredeyse sifıra yakın olmasıdır. Çünkü egzoz lülesinin üretime katkısı diğer komponentlere kıyasla son derece azdır.



Şekil 5.7: T56 ve PT6 turboprop motorların ait bağlı ekserji tüketimi

Ekserji iyileştirme potansiyellerinin temel komponentler için değerlendirme ve kıyaslanması ise Şekil 5.8’de görselleştirilmiştir. Ekserjik iyileştirme potansiyellerinin en yoğun olduğu noktalar hava kompresörü (AC) ve yanma odası (CC) olup; diğer komponentler için bu değerler ortalama bazda seyretmektedir. Ekserjik iyileştirme potansiyeli, ilgili komponentlerin ekserji üretim/yıkımı ile orantılı olmaktadır.



Şekil 5.8: T56 ve PT6 turboprop motorlarında ekserjik iyileştirme potansiyeli

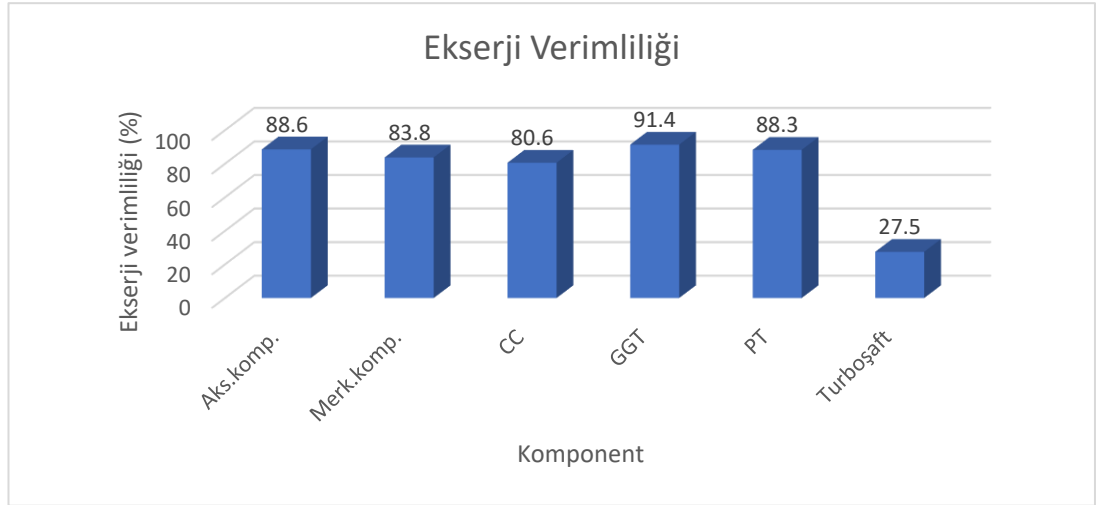
### 5.2.3 Turboşaft motorun değerlendirilmesi

Ekserjik değerlendirmeler açısından turboşaft motorlarda yeterli çalışmalar bulunamamasından ötürü, bu alanda sonuçları en doyurucu biçimde olan Makila1A1 turboşaft motorunun irdelendiği çalışma kaynak alınmıştır [2]. Makila 1A1 turboşaft motoruna ait temel parametreler Tablo 3.6’da verilmiştir. İtki kuvveti (T) motorun henüz hareket moduna geçmemiş olmasından ötürü sıfır (0) olarak kabul edilmiştir.

**Çizelge 5. 6:** Makila1A1 turboşaft motorun deney anı temel parametreleri

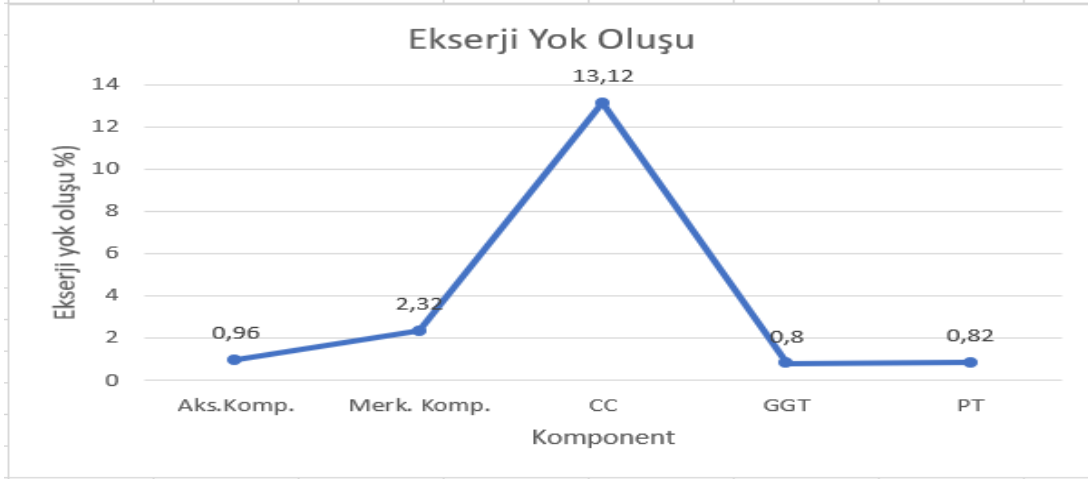
	$T_0$ (K)	$P_0$ (kPa)	$V_{air}$ (m/s <sup>-1</sup> )	T (kN)
Makila 1A1	288	101,3	110	0

Şekil 5.9’da turboşaft motorun ekserji verimliliği belirtilmiş olup; ilgili değerler komponent bazında gösterilmiştir [1]. Yine beklendiği üzere en alt ekserji verimlilik değeri yanma odasında ve merkezkaç kompresörde görülmüş; buna karşın en yüksek verimlilik değeri gaz jeneratör türbini ve aksiyal kompresörde gözlenmiştir. Makila 1A1 turboşaft motorunun genel ekserjik verimliliği ise yüzdelik bazda 27,5 olarak ölçülmüştür.



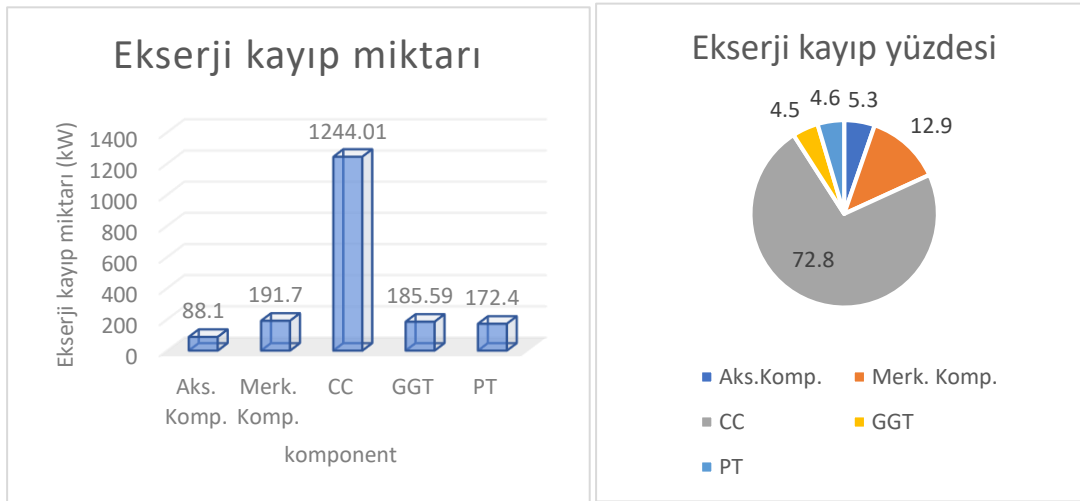
**Şekil 5.9:** Makila1A1 turboşaft motor ve komponentlerinin ekserji verimliliği

Bunun tersi biçimde komponent bazında verim eksiklikleri incelendiği zaman; yanma odası haricindeki diğer komponentlerdeki verim eksikliğinin çok az olduğu; buna karşın yanma odasındaki bu değer ise beklendiği üzere yüksek olduğu izlenebilmektedir. Bu durumu daha iyi anlamaya yardımcı olacak grafik Şekil 5.10’da belirtildiği gibidir [2].



**Şekil 5.10:** Turboşaft motorun komponent bazında verim eksiklik yüzdesi

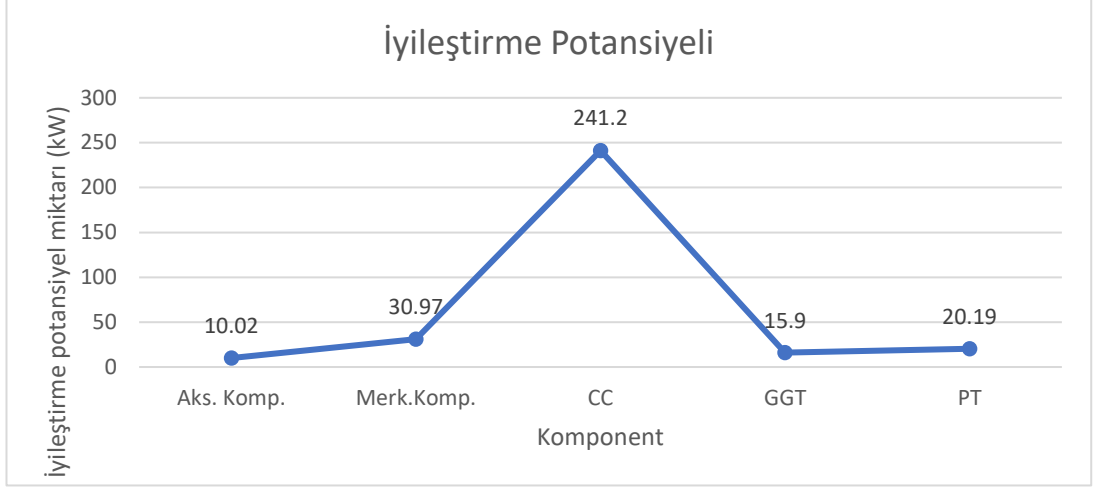
Turboşaft motorun çalışma anında oluşan toplam ekserji, motorun alt komponentlerinin bu ekserjiyi üretmek için harcadığı toplam enerjiye doğru orantılı olacak biçimde azalış/artış göstermektedir. Buna bağlı olarak yanma odası ekserji kaybının en yoğun olduğu bölge olmakta, merkezkaç kompresör de bunu takip etmektedir. Diğer birimlerde de bu durum aynı orantıda gözlenmekte olup, Şekil 5.11’de belirtilmiştir [2]. Ekserji kaybı yüzdeler oranda bakıldığında da benzer tahmin ve sonuçları ortaya sermektedir.



**Şekil 5.11:** Makila1A1 turboşaft motor komponentlerinin ekserji kayıp miktar ve yüzdesi

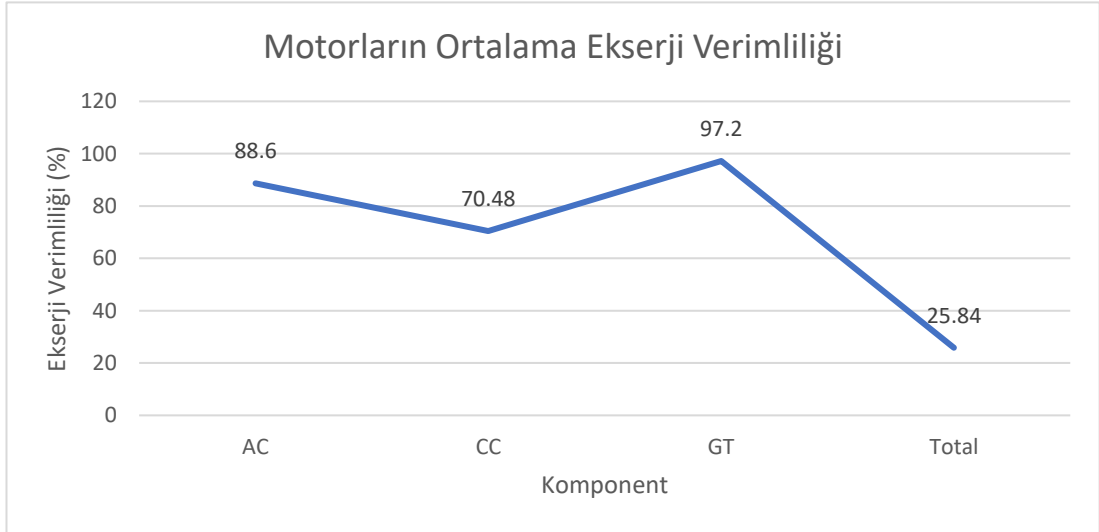
Ekserjik iyileştirme potansiyeli verileri Şekil 5.12’de belirtilerek, en düşük miktar aksiyal kompresörde 10,02 olarak; yanma odasında ise en yüksek değerde 241,2 olarak gözlenmiştir [2].





**Şekil 5.12:** Makila1A1 turboşaft motor bileşenlerinde ekserjik iyileştirme potansiyelleri

Şekil 5.13’de tüm motorların ekserji verimini daha iyi görebilmek adına irdeleme yapılmıştır. İncelemeye tabi tutulan motorlar farklı şartlarda farklı performans göstermiş olmalarına karşın; grafiğe bakıldığı zaman bileşen bazında en düşük verimin yanma odası(CC)nda olduğu görülmektedir. Bu durumun sebebi yanma reaksiyonu ve hareket için gerekli enerjinin burada üretiliyor olmasıdır.



**Şekil 5.13:** Motorların ortalama ekserji verimliliği değerleri



## 6. SONUÇLAR

Farklı çalışma koşullarına ve ortam şartlarına maruz kalmış sivil ve askeri hava araçlarında sıkça kullanılan turbofan, turboprop ve turboşaft motorlar temel ekserji analizlerine tabi tutulmuş; sonuçlar ve değerlendirmeler belirtilmiştir. Her bir motor kendi içinde ve türdeşi motordan farklı değerlere sahip olsa da tüm motorların temel özellikleri genel olarak benzerdir. Çalışılan motorların ekserjik analiz formülleri üretilirken çeşitli değerler yok sayılmış veya bazı kabuller varsayılmıştır. Bu varsayım ve kabuller ışığında, yapılan değerlendirmeler vasıtasıyla şu sonuçlara varılabilir:

- AE3007H turbofan motorunda en yüksek ekserji yıkımı yanma odasında gerçekleşmektedir. Yanma odasına yönelik çeşitli tasarım ve iyileştirmelerle bu durum kısmen azaltılabilir; fakat tamamen sıfıra yakın olamaz. Bu durumun sebebi yanma reaksiyonunun tersinmezliğiyle ilgilidir.
- Yanma odasıyla kıyaslandığında fan, kompresör ve türbinlerdeki ekserji yıkımı daha düşüktür. Alçak basınç türbininin ekserji veriminin diğerlerine nazaran daha yüksek olması, motorun genel ekserji kaybı oranını düşürerek, ekserji verimini olumlu yönde etkiler. Ref. [9]'a göre bilimsel ve teknolojik gelişmeler ile bu komponentlerde iyileştirmeye yönelik adımlar atılması mümkündür.
- Yanma teknolojisindeki gelişmelerle birlikte, daha az yakıtla daha fazla itme kuvveti oluşturabilmek mümkün kılınmakta; bu sayede motorun ekserji verimi de artmaktadır. Ekserjik verim parametreleri ışığında motor tasarım parametreleri (türbin iç sıcaklığı, basınç oranı, Mach oranı vb.) nin en uygun biçimde yapılandırılması olanaklıdır. Tüm bunlarla tasarımcılara çok daha iyi alternatifler ve bakış açısı sunulabilir.
- Motorun ekserjik performansı çevresel faktörlerle de doğrudan ilgilidir. Örneğin yüksek irtifada motorun ve komponentlerinin ekserji verimi, sıcaklık basınca bağlı olarak artmakta; alçak irtifada ise azalmaktadır.

Bunların yanı sıra kalkış, tırmanma ve iniş fazlarının sona ermesiyle motordaki ekserji verimi de önemli ölçüde azalma gösterir. Bu fazlar motorun ekserji kaybının en yoğun olduğunu da göstermektedir.

- JT8D turbofan motorunun kalkış anındaki itme kuvveti baz alınarak diğer alt parametrelerin ışığında değerlendirmeler yapılmıştır. Buna göre motorda ekserji verimliliğini etkileyen en önemli faktör, ekserji giriş-çıkışındaki farktır. Bu farkın artışı/azalışına göre ekserji veriminin düşük veya yüksek olduğu kanısına varılabilir.
- Motordaki en fazla ekserji kaybının izlendiği nokta yanma odası olup; bunun en temel nedeni yukarıda da değinildiği üzere yanma odasında gerçekleşen yanma reaksiyonunun tersinmezliğidir. Motordaki diğer komponentlerin ekserji kaybı, iyileştirme potansiyeli gibi alt parametreleri kendilerinden beklendiği üzeredir. Çünkü bu parametrelerin ekserjik değerleri yanma odasındaki değerlere nazaran daha az olup, kendi içlerindeki denge de daha iyi seviyededir.
- T56 turboprop motorda tıpkı diğer motorlarda olduğu gibi kalkış anı itki kuvveti ve diğer parametreler baz alınmıştır. Bu şekilde farklı çalışma şartlarında sergilenen benzerlik ve farklılıkların izlenmesi ve çeşitli sonuçlara ulaşılması amaçlanmıştır.
- Şaft gücünü artırmak için yakıtın akış miktarı da benzer oranda artırılmalıdır. Çünkü T56 turboprop motoru sabit-tek şaftlı ve sabit hız türüne sahiptir. Dolayısıyla yakıt akışının artırılmasıyla şaft gücü de yükselecek, böylelikle ekserji miktarında da artış gözlenecektir.

Komponent bazlı ekserjik analizler yapıldığında; yanma odasının T56 turboprop motorunda en fazla ekserji tüketiminin olduğu bölge olması açıkça fark edilmektedir. Bu kadar fazla miktarda ekserji tüketimi/kaybının olmasının ana sebebi yanma reaksiyonunun bu alanda gerçekleşmesi olup; yanma reaksiyonu ile yanıcı gazlar ve akışkanın (yakıtın) arasındaki büyük ısı farkları ile bu farkın doğurduğu tersinmezlikler de diğer etmenler arasındadır. Diğer komponentlere bakıldığında bu sebepler yok veya sifıra yakındır. Dolayısıyla ekserji veriminin artmasına yönelik yapılacak çalışmalarda yanma odası ve burada gerçekleşen yanma reaksiyonlarının tersinmezlikleri üzerine yoğunlaşılabilir.

Yapılacak olan ekserjik iyileştirmeler, aynı zamanda motorun verimini ve genel performansını da artıracaktır.

- PT6 turboprop motor askeri uygulamalarda kullanılan hava araçlarında gerekli güç ve hareketi sağlamakta olup, konvansiyonel ve ileri ekserji analizleri ile değerlendirmeler yapılmıştır. Varılan birinci sonuç; ekserji kaybının büyük kısmının endojenik olduğunu göstermektedir. Bu durum motor komponentleri arasındaki etkileşimlerin zayıf olduğu anlamına gelir.
- Ekserji kaybının yaklaşık %94'ünün motorun tamamındaki iyileştirme potansiyelinin düşük olmasından ötürü geri döndürülemez (kaçınılmaz) olduğu gözlenmiştir. Buna karşın konvansiyonel ekserji analizi sonuçlarına göre; maksimum ekserjik iyileştirme potansiyeli yana odasında izlenmiş olup; ileri ekserji analizi yöntemleri ile incelendiğinde ise durumun tersi şekilde güç türbini ve hava kompresöründe olduğu belirlenmiştir.
- Gerek ileri ekserjik analizler gerekse genel değerlendirmelerle bakıldığı zaman yanma odası, hava kompresörü ve güç türbininin diğer komponentler üzerinde önemli üstünlük sağladığı rahatça farkedilebilmektedir. Bu sonuçlara binaen, AR-GE çalışmalarında bu komponentlere yoğunlaşılmasının daha etkili olacağı söylenebilir. Böylelikle hem sürdürülebilirlik hem de eksergo-ekonomik çalışmalar adına çok daha tatmin edici sonuçlar elde edilebilir.

Makila 1A1 turboşaft motoruna yönelik yapılan çalışmalarda varılan sonuçlar, diğer motor türlerindeki sonuçlara benzerdir. İleriye dönük olarak yapılacak turboşaft motorların ve helikopter uygulamalarının ekserjik iyileştirmelerinde süreç boyunca ortaya konulmuş olan bulgular, formüller ve diğer parametreler aydınlatıcı rol üstlenecektir. Enerji ve ekserji analizi, turboşaft motorunun komponentleri arasındaki enerji ve ekserji akışını nümerik yöntemler ile anlamaya olanak sağlar. Bu bağlamda Brayton döngüsü uygulamak en doğru yol olacaktır. Bu sayede turboşaft motorun performansını ölçmek ve akabinde pervaneli uçakların yapısal hata/eksikliklerini tespit etmek mümkün olabilmektedir.

Kısaca belirtmek gerekirse; farklı türlerde ve çalışma koşullarında bulunsalar da hava araçlarında kullanılan motorların enerji-ekserji dengeleri ve bu dengelerin motordaki etkileri termodinamiğin birinci ve ikinci yasalarıyla birebir örtüşmektedir. Bu durum motorların çalışma esnasında birbiriyle uyumlu biçimde gösterdikleri performanstan ve beklenen değerleri karşılayabilmelerinden de anlaşılabilir.

Motor üretici- geliştiricileri ve bu alandaki gelişmeleri takip eden kurum ve kuruluşlar yanma odası başta olmak üzere, ekserjik anlamda verimi artırabilecekleri komponentler ve senaryolar üzerinde çalışmaya devam etmekte ve bu bağlamda olumlu sonuçlar eldelemektedir. Ancak bu sonuçlara ulaşılırken çevresel etkiler (kirlilik artışı, doğal ortam ve insan üzerine advers etkiler vb.) de gözardı edilmemelidir. Tüm bu çalışmaların ortak amacı insana fayda sağlarken diğer etmenlerin zararına sebebiyet vermemek olmalıdır.

## KAYNAKLAR

- [1] **Aydin, H. Turan, O. Midilli, A. Karakoc, TH.**, 2014, “Exergetic performance of a low bypass turbofan engine at takeoff condition”, *Progress in Exergy, Energy and the Environment*, 293-303.
- [2] **Aydin, H. Turan, O.**, 2016, “Numerical calculation of energy and exergy flows of a turboshaft engine for power generation and helicopter applications”, *Journal of Energy*, 115(1):914-923.
- [3] **Aydin, H. Turan, O. Midilli, A. Karakoc, TH.**, 2014, “Some exergetic measures of a JT8D turbofan engine”, *Journal of Automation and Control Engineering*, 2:110-114.
- [4] **Balli, O. Hepbasli, A.**, 2013, “Energetic and exergetic measures of T56 turboprop engine”, *Journal of Energy Conversion and Management*, 73:106-120.
- [5] **Balli, O.**, 2017, “Advanced exergy analysis of an aircraft turboprop engine (TPE)”, *Journal of Energy*, 124:599-612.
- [6] **Cengel, Y. Boles, A.**, 1996, “Mühendislik Yaklaşımıyla Termodinamik”, Literatür Yayıncılık, 867.
- [7] **Dincer, I. Cengel, YA.**, 2001, “Energy, entropy and exergy concepts and their roles in thermal engineering”, *Entropy*, 116-149.
- [8] **Russel, LD. Adebisi, GA.**, 1993, “Classical Thermodynamics”, Sounders College Publishing, 922.
- [9] **Sohret, Y. Dinc, A. Karakoc, TH.**, 2015, “Exergy analysis of a turbofan engine for an unmanned aerial vehicle during a surveillance mission”, *International Energy Journal*, 93(1):716-729.
- [10] **Sohret, Y. Acikkalp, E. Hepbasli, A. Karakoc, TH.**, 2015, “. Advanced exergy analysis of an aircraft gas turbine engine: Splitting exergy destructions into parts”, *Journal of Energy*, 90:1219-1228.
- [11] **Sohret, Y. Ekici, S. Altuntas, O. Hepbasli, A. Karakoc, TH.**, 2016, “Exergy as a useful tool for the performance assessment of aircraft gas turbine engine: a key review”, *Journal of Aerospace Sciences*, 83:57-69.
- [12] **Turan, O. Aydin, H.**, 2016, “Exergy-based sustainability analysis of a low-bypass turbofan engine: a case study for JT8D”, *International Journal of Energy Procedia*, 95:499-506.

### İnternet kaynakları:

- [13] <<https://www.airlinehaber.com/dhmi-istatistikleri-acikladi-grafiklerle-2017/>> alındığı tarih: 20.09.2018

- [14] <[http://www.aiaa.org/uploadedfiles/events/other/student\\_competitions/2012\\_2013\\_ugrad\\_team\\_engine.pdf](http://www.aiaa.org/uploadedfiles/events/other/student_competitions/2012_2013_ugrad_team_engine.pdf)> alındığı tarih: 20.09.2018
- [15] <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/aturbp.html>> alındığı tarih: 20.11.2017
- [16] <[http://www.megep.meb.gov.tr/mte\\_program\\_modul/moduller\\_pdf/Termodina\\_mik%20Hesaplamalar.pdf](http://www.megep.meb.gov.tr/mte_program_modul/moduller_pdf/Termodina_mik%20Hesaplamalar.pdf)> alındığı tarih: 17.10.17
- [17] <[http://www.megep.meb.gov.tr/mte\\_program\\_modul/moduller\\_pdf/U%C3%A7ak%20Motorlar%C4%B1.pdf](http://www.megep.meb.gov.tr/mte_program_modul/moduller_pdf/U%C3%A7ak%20Motorlar%C4%B1.pdf)> alındığı tarih: 17.10.2017
- [18] <[http://www.megep.meb.gov.tr/mte\\_program\\_modul/moduller\\_pdf/Turbo-%C5%9Fak%20Motorlar.pdf](http://www.megep.meb.gov.tr/mte_program_modul/moduller_pdf/Turbo-%C5%9Fak%20Motorlar.pdf)> alındığı tarih: 17.10.2017
- [19] <[http://www.pw.utc.com/JT8D\\_Engine](http://www.pw.utc.com/JT8D_Engine)> alındığı tarih: 20.10.2017
- [20] <<http://www.pwc.ca/en/engines/pt6a>> alındığı tarih: 19.10.2017
- [21] <[https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/business-aviation/ae-3007.aspx#/>](https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/business-aviation/ae-3007.aspx#/) alındığı tarih: 22.10.2017
- [22] <<https://www.rolls-royce.com/products-and-services/defence-aerospace/transport-tanker-patrol-and-tactical/t56.aspx>> alındığı tarih: 22.10.2017
- [23] <[https://www.safran-helicopter-engines.com/sites/turbomeca/files/makila\\_-\\_sale\\_brochure\\_0.pdf](https://www.safran-helicopter-engines.com/sites/turbomeca/files/makila_-_sale_brochure_0.pdf)> alındığı tarih: 03.11.2017
- [24] <[https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt\\_%26\\_Whitney\\_JT8D#Performance](https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt_%26_Whitney_JT8D#Performance)> alındığı tarih: 03.11.2017
- [25] <[https://en.wikipedia.org/wiki/Allison\\_T56](https://en.wikipedia.org/wiki/Allison_T56)> alındığı tarih: 03.11.2017
- [26] <[https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt\\_%26\\_Whitney\\_Canada\\_PT6](https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt_%26_Whitney_Canada_PT6)> alındığı tarih: 15.11.2017
- [27] <[https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt\\_%26\\_Whitney\\_JT8D](https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt_%26_Whitney_JT8D)> alındığı tarih: 15.11.2017
- [28] <[https://tr.wikipedia.org/wiki/Turbofan\\_motorlar](https://tr.wikipedia.org/wiki/Turbofan_motorlar)> alındığı tarih: 17.11.2017
- [29] <[https://en.wikipedia.org/wiki/Rolls-Royce\\_AE\\_3007](https://en.wikipedia.org/wiki/Rolls-Royce_AE_3007)> alındığı tarih: 15.11.2017
- [30] <[https://en.wikipedia.org/wiki/Northrop\\_Grumman\\_MQ-4C\\_Triton](https://en.wikipedia.org/wiki/Northrop_Grumman_MQ-4C_Triton)> alındığı tarih: 15.11.2017
- [31] <<https://en.wikipedia.org/wiki/Turboprop>> alındığı tarih: 16.11.2017
- [32] <<https://en.wikipedia.org/wiki/Turboshaft>> alındığı tarih: 16.11.2017
- [33] <[https://en.wikipedia.org/wiki/A%C3%A9rospatiale\\_SA\\_330\\_Puma](https://en.wikipedia.org/wiki/A%C3%A9rospatiale_SA_330_Puma)> alındığı tarih: 17.11.2017



## ÖZGEÇMİŞ

### Kişisel Bilgiler

Adı, Soyadı: Aysun CENGİZ  
Uyruğu: Türkiye  
Doğum Tarihi: 09.02.1990  
Doğum Yeri: Bakırköy/ İstanbul  
Medeni Durumu: Evli  
E-mail: [kuscuaysun@gmail.com](mailto:kuscuaysun@gmail.com)



### Eğitim

**Lisans** : Fatih Üniversitesi / Mühendislik Fakültesi / Genetics and Bioengineering / 2013  
**Yüksek Lisans** : İstanbul Aydın Üniversitesi / Fen Bilimleri Fakültesi / Makine Mühendisliği / --

### Yabancı Dil Bilgisi

İngilizce / İleri Düzey  
Fransızca / İleri Düzey  
Almanca / Orta Düzey  
Arapça / Temel Düzey

### İş Deneyimleri

Çelebi Hava Servisi A.Ş. / Harekat Memuru / 2015 (3 ay)  
Turkish Ground Service (TGS) / YHM Transit Yönlendirme Memuru / 2015 (devam)

