



**DİNAMİK UÇUŞ ŞARTLARINDA HAVA  
ARACI MOTOR BİLEŞENLERİNİN  
PERFORMANS ANALİZİ**

**Doktora Tezi**

**Mehmet KIRMIZI**

**Eskişehir 2024**

**DİNAMİK UÇUŞ ŞARTLARINDA HAVA ARACI MOTOR BİLEŞENLERİNİN  
PERFORMANS ANALİZİ**

**Mehmet KIRMIZI**

**Doktora Tezi**

**Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı**

**Danışman: Prof. Dr. Önder TURAN**

**(İkinci Danışman: Doç. Dr. Hakan AYGÜN)**

**Eskişehir**

**Eskişehir Teknik Üniversitesi**

**Lisansüstü Eğitim Enstitüsü**

**Ekim 2024**

## JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Mehmet KIRMIZI'nın DİNAMİK UÇUŞ ŞARTLARINDA HAVA ARACI MOTOR BİLEŞENLERİNİN PERFORMANS ANALİZİ başlıklı çalışması 15/10/2024 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek "Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği"nin ilgili maddeleri uyarınca, Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim dalında Doktora Tezi olarak kabul edilmiştir.

### Jüri Üyeleri

### Unvan Adı Soyadı

### İmza

Üye

: Prof. Dr. Önder TURAN

Üye

: Doç. Dr. Işıl YAZAR

Üye

: Doç. Dr. Halil Yalçın AKDENİZ

Üye

: Dr. Öğr. Üyesi Nevzet KAYA

Üye

: Dr. Öğr. Üyesi Elif KORUYUCU

Prof. Dr. Semra KURAMA

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Müdürü

15/10/2024

## DANIŞMAN ONAYI

DaniŐmanlıđını yurttuğuğum Doktora oğrencisi Mehmet KIRMIZI, DİNAMİK UÇUŞ ŞARTLARINDA HAVA ARACI MOTOR BİLEŞENLERİNİN PERFORMANS ANALİZİ başlıklı tez çalıŐmasını tamamlamıŐtır. HazırlamıŐ olduğu tez tarafımda incelenmiŐ ve oğrencinin tez savunma sınavına alınması bilimsel ve etik açıdan uygun gürulmuŐtur.

Tez DaniŐmanı

Prof. Dr. Önder TURAN

## ÖZET

# DİNAMİK UÇUŞ ŞARTLARINDA HAVA ARACI MOTOR BİLEŞENLERİNİN PERFORMANS ANALİZİ

Mehmet KIRMIZI

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Ekim 2024

Danışman: Prof. Dr. Önder TURAN

(İkinci Danışman: Doç. Dr. Hakan AYGÜN )

Turboprop motorlar, düşük özgül yakıt tüketimleri sayesinde kargo ve bölgesel yolcu uçaklarında yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu tez kapsamında büyük kargo uçaklarında kullanılan AE2100 turboprop motoru MATLAB ortamında parametrik çevrim denklemleriyle analiz edilmiştir. Turboprop motor ve bileşenlerinin dinamik uçuş koşullarında performans, ekserji, çevresel sürdürülebilirlik analizleri gerçekleştirilmiştir. Ayrıca turbomakine bileşenleri kademe bazında ekserjetik tabanlı analiz edilerek özgül tersinmezlik oranı isimli yeni bir indeks önerilmiştir. Performans analizinde, bazı tasarım değişkenlerinin shaft gücü, itki kuvveti, toplam verim ve özgül yakıt tüketimine etkisi incelenerek, bu değişkenlere bağlı regresyon yöntemiyle birinci ve ikinci dereceden modelleme yapılmıştır. Ek olarak, dinamik uçuş koşullarının turboprop motor bileşenlerinin ekserji verimi, ekserji yıkımı ve iyileştirme potansiyeline etkisi incelenerek çoklu regresyon yöntemiyle modellenmiştir. Son olarak, turbomakine bileşenlerinin kademe bazlı ekserjetik analizleri beş farklı uçuş fazında yapılmıştır. Uçuş fazlarında kompresörün birinci kademesinden son kademesine doğru ekserji verimi %86.6 ile %95.3 (faz 1), %86.8 ile %95.6 (faz 2), %87.6 ile %96.3 (faz 3), %86.7 ile %87.1 (faz 4), %95.4 ile %95.9 (faz 5) aralıklarında değişmektedir. Özgül tersinmezlik oranı kompresörün ilk kademesi için 0.124 ve son kademesi için 0.037 ile en düşük değerini faz 3'te (seyir fazı) almıştır.

**Anahtar Sözcükler:** Turboprop performans, Kademe bazlı ekserji, Dinamik uçuş, Çoklu regresyon, Uçak itki sistemleri

## ABSTRACT

### PERFORMANCE ANALYSIS OF AIRCRAFT ENGINE COMPONENTS IN DYNAMIC FLIGHT CONDITIONS

Mehmet KIRMIZI

Department of Airframe and Powerplant Maintenance

Eskişehir Technical University, Institute of Graduate Programs, October 2024

Supervisor: Prof. Dr. Önder TURAN

(Co-Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Hakan AYGÜN)

Thanks to their low specific fuel consumption, turboprop engines are frequently seen in regional passenger and freight aircraft. This thesis uses parametric cycle equations in a MATLAB environment for investigating the AE2100 turboprop engine, which is employed in large freight aircraft. The turboprop engine and its components are subjected to performance, exergy, and environmental sustainability assessments under dynamic flight conditions. Furthermore, a novel metric called the specific irreversibility ratio was created after a comprehensive, stage-by-stage analysis of turbomachinery components. In the performance analysis, the effects of some design variables on shaft power, thrust, overall efficiency and specific fuel consumption were examined as well as linear and quadratic modeling was performed by regression method depending on these variables. Furthermore, the multiple regression method was used to predict and analyze the effects of dynamic flight conditions on the exergy efficiency, exergy destruction, and improvement potential rate of turboprop engine components. Finally, the stage-based exergetic analysis of the turbomachinery components is performed in five different flight phases. In the flight phases, the exergy efficiency ranges from 86.6% to 95.3% (phase 1), 86.8% to 95.6% (phase 2), 87.6% to 96.3% (phase 3), 86.7% to 87.1% (phase 4), 95.4% to 95.9% (phase 5). The specific irreversibility ratio is lowest in phase 3 (cruise phase) with 0.124 for the first stage and 0.037 for the last stage of the compressor.

**Keywords:** Turboprop performance, Stage based exergy, Dynamic flight, Multiple regression, Aircraft propulsion.

## TEŐEKKÖR

Bu tez çalışmasında, bana desteğini esirgemeyen ve daima yolumu aydınlatan, danıőmanım Sayın Prof. Dr. Önder TURAN'a ve ikinci danıőmanım Doç. Dr. Hakan AYGÖN'e sonsuz teşekkür ederim.

Tez izleme jüri üyeleri Dr.Öğr. Üyesi Nevzet KAYA ve Dr. Öğr. Üyesi Elif KORUYUCU'ya, tez savunma sınavı juri üyeleri Doç. Dr. Işıl YAZAR, Doç. Dr. Halil Yalçın AKDENİZ'e yorumları ve katkıları için ayrıca teşekkür ederim.

Son olarak hayatım boyunca daima desteklerini ve dualarını hissettiğim annem Fatma KIRMIZI, babam Mustafa KIRMIZI ve kardeőlerime sonsuz teőekkürlerimi sunarım.

Sevgili eőim Ayőe'ye ve hayatımıza girdiği günden bu yana neőe katan canım oğlum Mustafa Renas'a ayrıca teşekkür ederim.

Mehmet KIRMIZI

## **ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ**

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

Mehmet KIRMIZI

## İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
BAŞLIK SAYFASI .....	I
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	II
DANIŞMAN ONAYI .....	III
ÖZET .....	IV
ABSTRACT.....	V
TEŞEKKÜR .....	VI
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	VII
İÇİNDEKİLER .....	VIII
TABLolar DİZİNİ .....	X
ŞEKİLLER DİZİNİ .....	XI
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	XIV
1. GİRİŞ .....	1
1.1. Tezin Amacı ve Kapsamı .....	1
1.2. Tezin Özgünlüğü .....	2
1.3. Tezin Güncelliği.....	2
1.4. Tezin Ekonomik ve Sosyal Katkıları.....	3
1.5 Literatür Taraması .....	3
2. AE2100 TURBOPROP MOTORU .....	9
2.1 AE2100 Motoru Bileşenleri .....	12
2.1.1 Pervane .....	12
2.1.2 Kompresör .....	13
2.1.3 Yanma odası.....	14
2.1.4 Türbin.....	15
2.1.5 Egzoz.....	15
2.2 Motor Performansı Bağlılıları .....	15
2.3 Turbomakine Bileşenlerinin Kademe Bağlılıları.....	17
2.4 Ekserji Bağlılıları.....	18

2.5 Ekserji Parametreleri .....	20
2.6 Bileşen Bazında Enerji ve Ekserji Denge denklemleri .....	21
2.6.1 Kompresör için enerji ve ekserji dengesi .....	22
2.6.2 Yanma odası için enerji ve ekserji dengesi .....	22
2.6.3 Gaz jeneratörü türbini için enerji ve ekserji dengesi.....	23
2.6.4 Güç (serbest) türbini için enerji ve ekserji dengesi.....	24
2.7 Linear Regresyon Bağlılıları.....	25
3. AE2100 PERFORMANS ANALİZİ VE MODELLEMESİ .....	28
3.1 Performans Analizi İçin Sonuçlar .....	30
3.2 Performans Modelleme Sonuçları .....	33
4. DİNAMİK UÇUŞ ŞARTLARINDA TURBOPROP MOTOR BİLEŞENLERİ İÇİN EKSERJİ ANALİZİ VE MODELLEMESİ.....	46
4.1 Dinamik Uçuş Koşullarında Enerji ve Ekserji Analizi.....	49
4.2 Dinamik Uçuş Koşullarında Bileşen Bazında Ekserji Analizi ve Modellemesi .....	54
5. DİNAMİK UÇUŞ ŞARTLARINDA TURBOMAKİNE BİLEŞENLERİNİN KADEME TABANLI EKSERJİ ANALİZİ.....	70
5.1 Eksenel Akışlı Kompresör İçin Analiz Sonuçları.....	73
5.2 Gaz Türbini ve Serbest (Güç) Türbini İçin Analiz Sonuçları.....	82
SONUÇ VE ÖNERİLER.....	88
KAYNAKÇA.....	93
ÖZGEÇMİŞ	

## TABLolar DİZİNİ

### Sayfa

<b>Tablo 2.1.</b> AE2100 motorunun bazı varyasyonların maksimum gücü ve boyutları .....	11
<b>Tablo 2.2.</b> TPE motorunun deniz seviyesindeki spesifikasyonları ve performans değerleri [http1, 26] .....	11
<b>Tablo 3.3.</b> AE2100 TPE bileşen istasyon numaraları [26].....	12
<b>Tablo 2.4.</b> AE2100 TPE kompresörü ve kademeleri için enerji ve ekserji dengesi [40, 46] .....	22
<b>Tablo 2.5.</b> AE2100 TPE yanma odası için enerji ve ekserji dengesi [40] .....	23
<b>Tablo 2.6.</b> AE2100 TPE gaz türbini ve kademeleri için enerji ve ekserji dengesi [40] .....	23
<b>Tablo 2.7.</b> AE2100 TPE güç türbini ve kademeleri için enerji ve ekserji dengesi [40] .....	24
<b>Tablo 3.1.</b> AE2100 TPE motoru için analizde kullanılan değerler .....	29
<b>Tablo 3.2.</b> Pervane verimi ve TGS değişkenlerine bağlı ÖYT, ısıl verim ve toplam verim modellerine ait .....	37
<b>Tablo 3.3.</b> Kompresör basınç oranı ve pervane verimine bağlı ÖYT, ısıl verim ve toplam verim modellerine .....	41
<b>Tablo 3.4.</b> TGS ve kompresör basınç oranının ÖYT, ısıl verim ve toplam verim modellerine ait hata .....	45
<b>Tablo 4.1.</b> Performans analizi yapılırken kullanılan değerler .....	47
<b>Tablo 4.2.</b> Mach ve irtifaya bağlı birinci ve ikinci dereeden ekserji verimi modellemesi için hata indeksleri.....	58
<b>Tablo 4.3.</b> Mach ve irtifaya bağlı birinci ve ikinci dereeden ekserji yıkımı modellemesi için hata indeksleri.....	63
<b>Tablo 4.4.</b> Mach ve irtifaya bağlı birinci ve ikinci dereeden iyileştirme potansiyeli modellemesi için hata .....	68
<b>Tablo 4.5.</b> AE2100 motoru ve ana bileşenleri için referans uçuş modunda bazı ekserjetik parametreler .....	68
<b>Tablo 5.1.</b> Turboprop motoru ve bileşenlerinin uçuş fazlarında bazı özellikleri [53] .....	71
<b>Tablo 5.2.</b> Analiz sırasında kullanılan değerler .....	71
<b>Tablo 5.3.</b> Beş farklı uçuş fazı için kompresör kademelerine ait sonuçlar .....	81

## ŞEKİLLER DİZİNİ

### Sayfa

Şekil 2.1. AE2100 turboprop motoru .....	9
Şekil 2.2. C-130J Süper herkül kargo uçağı [http3] .....	10
Şekil 2.3. AE2100 TPE motor bileşenlerinin şematik gösterimi [27] .....	12
Şekil 2.4. AE2100 pervanesi [ http2] .....	13
Şekil 2.5. AE2100 TPE kompresör bileşeninin şematik gösterimi [27].....	14
Şekil 2.6. AE2100 TPE gaz jeneratörü türbini ve serbest türbin bileşenlerinin şematik gösterimi [27] .....	15
Şekil 3.1. AE2100 turboprop motoru performans analizi ve modellemesi için akış şeması.....	28
Şekil 3.2. Pervane veriminin motor performans parametrelerine etkisi .....	30
Şekil 3.3. Türbin giriş sıcaklığının motor performans parametrelerine etkisi.....	31
Şekil 3.4. Kompresör basınç oranının motor performans parametrelerine etkisi.....	32
Şekil 3.5. Pervane verimi ve kompresör basınç oranına bağlı ÖYT modellemesi.....	34
Şekil 3.6. TGS ve kompresör basınç oranına dayalı ÖYT modellemesi .....	35
Şekil 3.7. TGS ve pervane verimine dayalı ÖYT modellemesi .....	36
Şekil 3.8. Pervane verimi ve kompresör basınç oranına dayalı ısı verim modellemesi .....	38
Şekil 3.9. TGS ve kompresör basınç oranına dayalı ısı verim modellemesi.....	39
Şekil 3.10. TGS ve pervane verimine dayalı ısı verim modellemesi .....	40
Şekil 3.11. Pervane verimi ve kompresör basınç oranına dayalı toplam verim modellemesi .....	42
Şekil 3.12. Türbin giriş sıcaklığı (TGS) ve kompresör basınç oranına dayalı toplam verim modellemesi.....	43
Şekil 3.13. TGS ve pervane verimine dayalı toplam verim modellemesi .....	44
Şekil 4.1. Dinamik uçuş koşullarında ekserji analizi ve modellemesi için akış şeması.....	48
Şekil 4.2. Dinamik uçuş koşullarının itki ve özgül yakıt tüketimine (ÖYT) etkisi.....	49
Şekil 4.3. AE2100 motoruna ait ekserji verimi ve ekserji yıkımı .....	50

<b>Şekil 4.4.</b> AE2100 motoru için dinamik uçuş koşullarının çevresel etki faktörü ve ekserjetik sürdürülebilirlik .....	51
<b>Şekil 4.5.</b> AE2100 motoru için atık ekserji ve iyileştirme potansiyeli .....	53
<b>Şekil 4.6.</b> Mach ve irtifaya bağlı kompresör için ekserji verimi modellemesi .....	54
<b>Şekil 4.7.</b> Mach ve irtifaya bağlı olarak yanma odası için ekserji verimi modellenmesi .....	55
<b>Şekil 4.8.</b> Mach ve irtifaya bağlı olarak gaz jeneratörü türbini için ekserji verimi modellemesi .....	56
<b>Şekil 4.9.</b> Mach ve irtifaya bağlı olarak güç türbini için ekserji verimi modellemesi .....	57
<b>Şekil 4.10.</b> Mach ve irtifa ikilisine bağlı olarak kompresör için ekserji yıkımı modellemesi .....	59
<b>Şekil 4.11.</b> Mach ve irtifa ikilisine bağlı olarak yanma odası için ekserji yıkımı modellemesi .....	60
<b>Şekil 4.12.</b> Mach ve irtifa ikilisine bağlı olarak gaz türbini için ekserji yıkımı modellemesi .....	61
<b>Şekil 4.13.</b> Mach ve irtifa ikilisine bağlı olarak güç türbini için ekserji yıkımı modellemesi .....	62
<b>Şekil 4.14.</b> Mach ve irtifa ikilisine bağlı olarak kompresör için iyileştirme potansiyeli modellemesi .....	64
<b>Şekil 4.15.</b> Mach ve irtifa ikilisine bağlı yanma odası için iyileştirme potansiyeli modellemesi .....	65
<b>Şekil 4.16.</b> Mach ve irtifaya bağlı gaz türbini için iyileştirme potansiyeli modellemesi .....	66
<b>Şekil 4.17.</b> Mach ve irtifaya bağlı güç türbini için iyileştirme potansiyeli modellemesi .....	67
<b>Şekil 5.1.</b> Uçuş fazları.....	70
<b>Şekil 5.2.</b> Turbomakine bileşenlerin kademe bazlı ekserji analizi akış şeması.....	72
<b>Şekil 5.3.</b> Kompresör için kademe bazında ekserji verimi .....	73
<b>Şekil 5.4.</b> Kompresör için kademe bazında özgül tersinmezlik oranı .....	74
<b>Şekil 5.5.</b> Kompresör için kademe bazında entropi üretimi .....	75
<b>Şekil 5.6.</b> Kompresör için kademe bazında ekserji yıkımı .....	76
<b>Şekil 5.7.</b> Kompresör için kademe bazında iyileştirme potansiyeli .....	77

<b>Şekil 5.8.</b> Kompresör için kademe bazında güç .....	78
<b>Şekil 5.9.</b> Kompresör kademe basınç oranı .....	79
<b>Şekil 5.10.</b> Beş uçuş fazı tüm kompresör için parametreler .....	80
<b>Şekil 5.11.</b> Gaz türbini ve güç türbini için kademe bazlı ve toplam güç .....	82
<b>Şekil 5.12.</b> Gaz türbini ve güç türbini için kademe bazlı ve toplam ekserji verimi .....	83
<b>Şekil 5.13.</b> Gaz türbini ve güç türbini için kademe bazlı ve toplam özgül tersinmezlik oranı.....	84
<b>Şekil 5.14.</b> Gaz türbini ve güç türbini için kademe bazlı ve toplam entropi üretimi.....	85
<b>Şekil 5.15.</b> Gaz türbini ve güç türbini için kademe bazlı ve toplam ekserji yıkım oranı .....	86
<b>Şekil 5.16.</b> Gaz türbini ve güç türbini için kademe bazlı ve toplam iyileştirme potansiyeli.....	87

## SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

$a$	: Çevre koşulları
$\xi_f$	: Ekserji derece fonksiyonu
$\Delta$	: Kademe sıcaklık değişimi
$\eta$	: Verim
$\eta_{ex}$	: Ekserji verimi
$\eta_{ısıl}$	: Isıl verim
$\eta_{GT}$	: Gaz türbini politropik verimi
$\eta_{ST}$	: Güç türbini politropik verimi
$\pi$	: Basınç oranı
$\pi_{komp}$	: Kompresör basınç oranı
C-TPE	: Kavramsal turboprop motor
$C_p$	: Özgül ısı (kJ/kg.K)
k	: İstasyon numarası
K	: Kelvin
LSTM	: Uzun-kısa süreli bellek
$\zeta EF_k$	: Çevresel etki faktörü
EGT	Egzoz gaz sıcaklığı (K)
ESI	: Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi
$\dot{E}x_{yıkım}$	: Ekserji yıkımı (MW)
$\dot{E}x_{atık}$	: Atık Ekserji (MW)
GT	: Gaz türbini
km	Kilometre
m	: Metre
$\dot{m}$	: Kütle debisi (kg/s)
$\dot{m}_a$	: Hava kütle debisi (kg/s)

$\dot{m}_f$	: Yakıt kütle debisi (kg/s)
ÖYT	: Özgül yakıt tüketimi (kg/kW.h)
P	: Basınç (kPa)
ST	: Güç (serbest) türbini
R <sup>2</sup>	: Belirleme katsayısı
RMSE	: Ortalama karelerin kökü
SSE	: Ortalama kareler toplamı
st	: Kademe (Stage)
SIR	: Özgül tersinmezlik oranı(specific irreversibility ratio)
S-TPE	: Küçük turboprop motor
T	: Sıcaklık (K), İtki (kN)
TGS	: Türbin giriş sıcaklığı (K)
TPE	: Turboprop motor
$\dot{Q}_{LHV}$	: Yakıtın alt ısıl değeri (kJ/kg)
YSA	: Yapay sinir ağları

## 1. GİRİŞ

Hava araçları ve hava taşımacılık sistemi modern medeniyetimizin ayrılmaz bir parçası olmuştur. Hava taşımacılığının insan yaşamına birçok yönden katkı sunduğu açık bir gerçektir. Hava araçlarının önemli faydaları arasında uzun mesafeleri daha kısa zamanda ve emniyetli bir şekilde alması gösterilebilir. Özellikle COVID-19 pandemisi sırasında hava kargo taşımacılığının önemi açıkça hissedilmiştir.

Havacılıkta kullanılan motorlar gaz türbinli motorlar ve diğerleri olarak kategorilere ayrılmaktadır. Gaz türbinli motorlar temelde bir gaz jeneratöründen (kompresör-yanma odası- türbin) oluşur. Bunun yanı sıra motor çeşidine göre hava alığı ve egzoz bileşenleri de bulunur. Temel olarak havacılıkta kullanılan gaz türbinli motorlar turbojet, turbofan, turboşaft ve turboprop motorlardır. Farklı motor türlerinin ortaya çıkması hava araçlarının farklı görev isterlerine göre tasarlanmasının bir sonucudur.

Bu güç sistemlerinin birbirlerine göre avantaj ve dezavantajları bulunmasına rağmen kullanım alanına göre tercih edilirler. Hava araçların performans ve hız gereksinimi ön planda olduğu durumlarda turbojet motorlar tercih edilir, ancak düşük yakıt maliyeti ön planda olduğu durumlarda özgül yakıt tüketimleri daha düşük olan turboprop motorların tercih edilmesi gerekir. Yakıt tüketiminin az olması aynı zamanda motorun çevreye zararlı gazları daha az salması anlamına gelmektedir. Bu sebeplerden dolayı turboprop motorlar hem bölgesel yolcu taşımacılığında hem de askeri ve sivil kargo faaliyetlerinde kullanılmaktadır.

### 1.1. Tezin Amacı ve Kapsamı

Bu tez kapsamında büyük askeri kargo uçaklarında kullanılan AE2100 turboprop motoru için performans, ekserji ve sürdürülebilirlik analizleri yapılmıştır. Ayrıca turbomakine bileşenleri olan kompresör, gaz türbini ve serbest (güç) türbini için kademe bazlı ekserji ve sürdürülebilirlik analizleri yapılmıştır.

- Tezin ilk aşamasında AE2100 turboprop motorunun farklı tasarım parametrelerine göre performans analizi ve modellenmesi yapılmıştır. Analizi yapılan tasarım değişkenleri olan türbin giriş sıcaklığı, pervane verimi, kompresör basınç oranının motor performansına etkileri incelenmiştir. Ayrıca türbin giriş sıcaklığı, kompresör basınç oranı ve pervane verimi değişken çiftlerine bağlı olarak motor performans metrikleri olan özgül yakıt tüketimi, ısı verim ve toplam

veriminin çoklu regresyon yöntemi kullanılarak birinci ve ikinci dereceden modelleri oluşturulmuştur.

- Tezin ikinci aşamasında dinamik uçuş koşullarında AE2100 turboprop motorunun enerji, ekserji ve çevresel sürdürülebilirlik parametrelerinin 64 farklı uçuş koşulu için analizi yapılmıştır. Motorun bütünü için analizi yapılan değişkenler itki kuvveti, eşdeğer özgül yakıt tüketimi, ekserji verimi, ekserji yıkımı, iyileştirme potansiyeli, atık ekserji, ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi ve çevresel etki faktörüdür. Ayrıca motor bileşenleri için Mach ve irtifa ikilisine bağlı olarak ekserji verimi, ekserji yıkım oranı, iyileştirme potansiyeli değişkenlerinin çoklu regresyon yaklaşımıyla modeli oluşturulmuştur.
- Tezin son aşamasında beş farklı uçuş fazı (kalkış, tırmanma, seyir uçuşu, alçalma ve son yaklaşma) için turbomakine bileşenlerinin kademe tabanlı ekserji ve sürdürülebilirlik analizleri yapılmıştır. Kompresör, gaz türbini ve güç türbinin kademeleri için ekserji verimi, ekserji yıkım oranı, güç, iyileştirme potansiyeli ve özgül bir indeks olarak özgül tersinmezlik oranı hesaplanmıştır.

## **1.2. Tezin Özgünlüğü**

- Bu tez kapsamında C130J kargo uçaklarında kullanılan AE2100 turboprop motorunun ekserji ve sürdürülebilirlik analizleri yapılmıştır.
- AE2100 turboprop motoru bileşenleri için dinamik uçuş koşullarında enerji ve ekserji analizi ilk kez yapılmıştır. Ayrıca bu bileşenler için regresyon yöntemiyle bazı ekserjetik parametrelerin modellenmesi ilk olarak yapılmıştır.
- Havacılık itki sistemleri turbomakine bileşenlerinin kademe bazında ekserjetik analizleri ilk kez bu tezde yapılmıştır.
- Literatüre yeni bir ekserjetik indeks sunulmuştur. Turbomakine bileşenlerinin kademe başına düşen tersinmezliği belirlemek için özgül tersinmezlik oranı indeksi turbomakine bileşenlerinin kademelerine ilk kez uygulanmıştır.

## **1.3. Tezin Güncelliği**

Termodinamiğin birinci ve ikinci yasalarının uçak motorlarına uygulanması motorun en verimli çalışma noktalarını tespit etmek ve sistemlerin potansiyel iyileştirme değerlerinin belirlenmesi için kullanılmaktadır. Literatüre bakıldığında gaz türbinli motorlar için çok sayıda çalışma mevcuttur. Ekserji tabanlı çalışmalar sistemlerin iyileştirilmesi için gereklidir. Gaz türbinli motorların çevresel etki analizleri, sistemlerin

çevreye verdikleri zararları en aza indirmeyi amaçlamaktadır. Uçakların çevresel etkileri gürültü ve emisyon olarak iki başlığa ayrılır. Uçaklardan atmosfere CO, CO<sub>2</sub>, NO<sub>x</sub>, SO<sub>x</sub> gibi zararlı gazlar salınır. Sistemlerin performanslarının iyileşmesi ile yakıt tüketimleri azalır ve dolayısıyla çevresel etkiler en aza iner.

Özellikle turbojet motorlara nazaran daha düşük özgül yakıt tüketimine sahip olan turboprop motorlar hava kargo taşımacılığının ve bölgesel yolcu taşımacılığının gözdesi olmuştur. Küresel ısınma çağımızın en önemli çevresel sorunlarından biridir. Yakıt tüketimlerini en aza indirilmesi ve çevre dostu sistemlerin geliştirilmesi küresel ısınmaya karşı mücadelede önemli faktörlerdir [1]. Bu açıdan turboprop motor bileşenlerinin performans ve sürdürülebilirlik analizleri açık literatürün güncel konularını oluşturmaktadır.

#### **1.4. Tezin Ekonomik ve Sosyal Katkıları**

Askeri ve sivil havacılık faaliyetlerinin gelişmesiyle jet yakıtlarının tüketiminin artacağı öngörülmektedir. Dünya çapında jet yakıt talebinin 2050 yılına kadar ciddi oranda artması beklenmektedir [2]. Havacılık yolcu ve kargo taşımacılık işletmelerinde toplam işletme maliyetleri içerisinde yakıt maliyeti önemli oran teşkil etmektedir [3]. Ayrıca sürdürülebilir bir havacılık ekosisteminin oluşması için yakıt tüketimlerinin azaltılması gerekmektedir. Bu kapsamda turboprop motorların yakıt tüketimlerinin azaltılması için daha verimli hale getirilmesi gerekmektedir [4]. Bu çalışmada büyük kargo uçaklarında kullanılan AE2100 turboprop motorunun tasarım noktalarında ve tasarım dışı noktalarda analizi yapılmıştır. Bu analizler sonucu motor bileşenlerinin farklı uçuş fazları için uygun çalışma koşulları, enerji ve ekserji verimleri, iyileştirme potansiyeli, ekserji yıkım oranları ve çevresel sürdürülebilirlik indeksleri hesaplanmıştır. Yakıt tüketimlerinin azaltılmasıyla birlikte birim itki başına düşen maliyet ve egzoz emisyonlarının azalacağı öngörülmektedir.

#### **1.5 Literatür Taraması**

Bu bölümde, literatürde havacılık itki sistemleri ile ilgili yapılan çalışmalar sunulmaktadır. Uçak motorları ile ilgili yapılan çalışmalar enerji ve ekserji tabanlı olarak iki ana grupta incelenebilir. Özellikle turboprop motorlar için yapılan çalışmalara öncelik verilmiştir. Literatüre incelendiğinde farklı itki sistemlerinde kullanılan havacılık motorlarıyla ilgili performans ve ekserji analizi yapıldığı görülmektedir. Ancak AE2100 turboprop motoru için herhangi bir performans ve ekserji analizi yapılan çalışma fark

edilmemiştir. Ayrıca açık literatür incelendiğinde turbomakine bileşenlerinin kademe bazında ekserji analizini içeren çalışma mevcut değildir.

Atılgan ve ark. [5] CT7-9C modeli turboprop motorunun 6 farklı tork değeri için ileri ekserji ve eksergo-ekonomik analizini yapmıştır. Yapılan çalışma sonucu bu motor için bileşenlerin önlenebilir ekserji yıkımları ve bileşenler arası etkileşim ortaya konmuştur. Çalışma sonucunda motor bileşenlerinde meydana gelen tersinmezliklerin %65-%70 arası değişen oranlarda içsel sebeplerden olduğu ve bu yüzden bileşenler arası etkileşimin az olduğu ortaya konmuştur. Ayrıca analizler sonucu ortaya çıkan tersinmezliklerin ise %82-%87 arasında önlenemez olduğu tespit edilmiştir.

Aygün ve ark. [6] pervane veriminin küçük bir turboprop motorunun performansı, ekserji ve sürdürülebilirlik parametrelerine etkisini incelemiştir. Bu çalışmada, önceki çalışmalardan farklı olarak, pervane veriminin turboprop motora etkisi ilk olarak ele alınmıştır. Ayrıca tasarım parametrelerinin motor ve bileşenlerinin enerji ve performans göstergelerini ne kadar etkilediğini tespit edilmiştir. Bu amaçla motorun kompresör basınç oranı için etki analizi çalışmaya dahil edilmiştir. Çalışmanın bir diğer yönü, çeşitli çalışma noktaları için performans ve ekserji analizlerini birleştirmektir. S-TPE (küçük turboprop motor) için pervane veriminin artmasıyla itkinin 5.11 kN den 6.88 kN kadar arttığı, kompresör basınç oranının artmasıyla 5.9 kN'den 5.68 kN'ye kadar azaldığı görülmüştür. S-TPE'nin toplam veriminin, pervane verimi etkisi nedeniyle %22.1'den %29.7'ye ve kompresör basınç oranı etkisi nedeniyle %24.7'den %25.5'e arttığı görülmüştür. Öte yandan, motor bileşenlerinin ekserjetik parametreleri pervane verimi etkisi ile sabit kalırken, motorun tamamı için ekserjetik ölçümlerinde her iki etki (pervane verimi ve kompresör basınç oranı) gözlenmiştir. Bu bağlamda sadece kompresör basınç oranı etkisinden dolayı yanma odasının ekserji verimi %84.83'ten %86.7'ye yükselmektedir. Ayrıca, S-TPE'nin ekserji verimi, artan pervane verimi nedeniyle %21.39'dan %28.77'ye yükselirken, artan kompresör basınç oranı ile %23.99'dan %24.71'e yükselmiştir. Son olarak, S-TPE'nin özgül atık ekserjisi, pervane veriminin etkisiyle 0.7566'dan 0.5624 MW/kN'ye düşerken, kompresör basınç oranının etkisiyle 0.6751'den 0.6540 MW/kN'ye düştüğü belirlenmiştir.

Atılğan ve ark. [7] turboprop motor bileşenlerinin çevresel etkilerini yaşam döngüsü değerlendirmesi yöntemini kullanarak incelemiştir. Turboprop motorun toplam çevresel etkisinin yaklaşık %17'si bileşen kaynaklı çevresel etkilerden, geri kalanı ise turboprop motor bileşenlerinin ekserji yıkımlarından kaynaklandığı belirlenmiştir. Kompresör, yanma odası, gaz jeneratörü türbini, güç türbini ve egzoz nozulu ve motorun toplam çevresel etkisinin sırasıyla %9, %69, %13, %7 ve %2'sini oluşturur. Buna göre, tersinmezlikten kaynaklanan çevresel etki, toplam çevresel etkinin %83'ünü oluşturmakta ve bu etkiye en yüksek katkıyı %69 ile yanma odası sağlamaktadır.

Balli [8] çalışmasında bir turboprop uçak motoru ve bileşenleri için geleneksel ve ileri ekserji analizini gerçekleştirmiştir. Bu kapsamda, motor ana bileşenlerinin temel ekserji parametreleri açıklanırken, motor bileşenlerindeki ekserji yıkım oranları içsel/dışsal ve önlenbilir/önlenemez olarak kategorilere ayrılmıştır. Yazarın bu çalışmadaki bulgularına göre motorun ekserji verim değerleri gerçek durumda %16.63, önlenemez durumda ise %17.13 olarak belirlenmiştir. Önlenemez ekserji yıkım oranı %94 olduğun için sistemin iyileştirme potansiyeli düşüktür. Ekserji yıkımının %86'sı içsel ekserji yıkımı olduğu için bileşenler arasındaki ilişkiler zayıf olduğu söylenebilir.

Şöhret ve ark. [9] uçuş boyunca bir turboprop kargo uçağının performans sınırlarını araştırmıştır. Yazarlar tarafından, turboprop kargo uçağının belirli bir uçuş yolu ve görev profili için termo-çevresel hesaplamaları yapılmıştır. Araştırmanın sonuçları turboprop motorun ekserji veriminin %29-32 aralığında olduğunu göstermektedir. Çevresel fonksiyonların motor gücü ve motorun ekserji verimi ile doğru orantılı olduğu söylenebilir. Aksine, birim güç başına özgül yakıt tüketiminin ekserji verimi ile ters orantılı olduğu görülmektedir. Yazarlar, aynı uçuş rotası ve görev yapısına sahip farklı motorlarla donatılmış kargo uçaklarının veya farklı kargo uçaklarının çevresel duyarlılık açısından karşılaştırılmasında termo-ekolojik kriterlerin kullanılması önermektedir.

Ballı ve Çalışkan [10] insansız hava araçlarında (İHA) kullanılan, tasarım içi ve tasarım dışı koşullarda 478 N ile 555 N arasında itki kuvveti üreten bir turboprop motorunun havacılık, termodinamik, çevresel ve sürdürülebilirlik bakımından performansını değerlendirmiştir. Bu motorun enerji verimi tasarım noktasında %29.067, tasarım dışında %29.652 olarak hesaplanırken; ekserji verimleri ise tasarım içi noktada %27.38, tasarım dışı noktada ise %27.93 olarak bulunmuştur. Turboprop motor tasarım içi ve tasarım dışı koşulları için özgül yakıt tüketimi sırasıyla 0.287 kg/kW.h ve 0.282

kg/kW.h iken; özgül güçler 0.067 kW.h/kg ve 0.069 kW.h/kg olup, ekserjetik iyileştirme potansiyelleri 159.26 kW ve 182.23 kW, çevresel etki faktörleri 2.652 ve 2.580, ekserjetik sürdürülebilirlik endeksleri 0.38 ve 0.39'dur. Çalışmanın sonuçları, tasarım dışı koşulun, tasarım içi koşula göre daha iyi özgül yakıt tüketimi, güç, ekserji verimi, iyileştirme potansiyeli, çevresel etki ve sürdürülebilirliğe sahip olduğunu göstermektedir.

Aydın ve ark. [11] yaptıkları çalışmada, CT-7 turboprop motoru için tam ve kısmi yük koşullarında (240 N, 350 N, 485 N, 552 N, 580 N ve 630 N) termodinamik analiz gerçekleştirmişlerdir. Yazarlar çalışmalarının sonucunda turboprop motorun toplam verim ve ekserji verimlerini sırasıyla %30.7 ve %29.2 olarak bulmuştur. Minimum özgül yakıt tüketimi ve maksimum şaft gücünün sırasıyla maksimum yükte 0.2704 kg/kW.h ve 1948 SHP olarak hesaplanmıştır. Çalışmanın en önemli sonucu olarak, daha yüksek yük değerlerinde turboprop motorun daha verimli olduğu tespit edilmiştir.

Dinç ve ark. [12] tarafından üç şaftlı bir turboprop uçak için uçuşun tüm fazlarını içeren bir uçuş senaryosu varsayılmış olup uçağın ve motorunun çalışma parametreleri, özgül bir kod yardımıyla uçuş senaryosuna göre modellenmiştir. Daha sonra, motorun performans analizi, her uçuş fazı için ekserji tabanlı gerçekleştirilmiştir. Çalışmanın sonunda yazarlar, motorunun tüm uçuşu sırasında motorun ana ekserji parametrelerini hesaplamıştır. Her uçuş noktasında, yanma odası yanma sürecinin içsel tersinmezliği nedeniyle diğer bileşenler arasında tersinmezliği en yüksek olduğu belirlenmiştir. İrtifa artışı ekserji bakımından performansta bir iyileştirmeye yol açmaktadır. İrtifa değişimiyle ekserji veriminin arttığı, ekserji yıkımının ve iyileştirme potansiyelinin ise azaldığı tespit edilmiştir. Öte yandan, motorun ekserji verimi kalkış başlangıcında, kalkış sonunda, tırmanma başlangıcında, tırmanma sonunda, seyir uçuşu başlangıcında, seyir uçuşu sonunda, iniş başlangıcında, beklemede ve inişte sırasıyla %29.11, %29.84, %32.76, %34.69, %34.69, %34.69 ve %29.89 olarak hesaplanmıştır.

Ekici [13], B707'de kullanılan JT3D motorunun dokuz uçuş fazı için ekserjetik bakımından ele almıştır. Ayrıca, gaz kolu ayarına bağlı olarak motor bileşen ekserji yıkımını regresyon yöntemiyle tahminlenmiştir. En düşük hatayı veren kübik regresyon modeli kullanılarak modellenmiştir. Ekserji yıkım modeli için belirleme katsayısı ( $R^2$ ), her bileşen için ayrı ayrı 0.99'dan daha yüksek olarak belirlenmiştir.

Sogut [14], bir turbojet motorunu on iki irtifa koşulu altında entropi ve ekserji metrikleriyle analiz etmiştir. Bu değerlendirmelere dayanarak, çevresel performans indeksi ve sürdürülebilirlik indeksi olmak üzere iki farklı parametre ortam sıcaklığına bağlı olarak modellenmiştir. Bu değişkenler 0.95'in üzerinde belirleme katsayısı ( $R^2$ ) ile tahminlenmiştir.

Kroyan ve ark. [15] farklı sürdürülebilir havacılık yakıtlarını jet yakıtı ile belli oranlarda karıştırarak viskozite, yoğunluk ve LHV (alt ısı değer) kütlelerine bağlı olarak jet yakıtı tüketimini modellemeye çalışmışlardır. Yazarlar, geliştirilen yeni jet yakıtı modelinin  $R^2$  (belirleme katsayısı) değerinin 0.993 olarak ölçüldüğünü ve bunun da yüksek model doğruluğunu gösterdiğini belirtmişlerdir. Referans kerozen yakıtı ile karşılaştırıldığında, yeni karışım modellerin özgül yakıt tüketimi (-%0.85 ile +%3.72) arasında değişmektedir.

Yılmaz [16], regresyon yöntemini kullanarak bir turbofan motorun egzoz gazı sıcaklığının (EGT) tahminini amaçlamıştır. Sekiz motor parametresine bağlı olarak EGT modelinin  $R^2$  'sinin çalışma koşullarına göre 0.69 ve 0.73 olarak değiştiği bulunmuştur.

Yazar ve ark. [17] regresyon yaklaşımını kullanarak kompresör ve türbin bileşeninin kütleli debi ve verimin modellemesini araştırmışlardır. Yazarlar, model denkleminin belirlenmesini sağlayan p değeri ve Akaike Bilgi Kriterini dikkate alarak regresyon analizi yapmışlardır. Analiz bulgularına göre, doğrusal olmayan regresyon modelleri, RPM ve basınç oranına bağlı modeller için doğrusal olanlardan daha uygundur.

Kaba ve ark. [18], farklı modlarda değişken çevrimli motora ilişkin performans parametrelerinin modellemesini gerçekleştirmiştir. Ekserji ve toplam verim, itki ve özgül yakıt tüketimi olmak üzere dört parametrenin her biri, önerilen algoritmalar sayesinde 0.96'dan fazla belirleme katsayısı ( $R^2$ ) ile modellenmiştir.

Kayaalp ve ark. [19] Uzun-Kısa Süreli Bellek (LSTM) kullanarak emisyon indeksi ve yakıcı verimi modellemesi yapmış ve bu parametrelerin 0.95'ten fazla belirleme katsayısı ( $R^2$ ) ile küçük hatalarla tahmin edilebileceğini göstermiştir.

Dursun ve ark. [20] kavramsal bir turboprop motorun (C-TPE) 50 (elli) güç ayarında çeşitli performans ve termodinamik ölçütlerini hesaplamıştır. Bu hesaplamalara dayanarak, bu parametreler yapay sinir ağları (YSA) ve uzun-kısa vadeli bellek (LSTM)

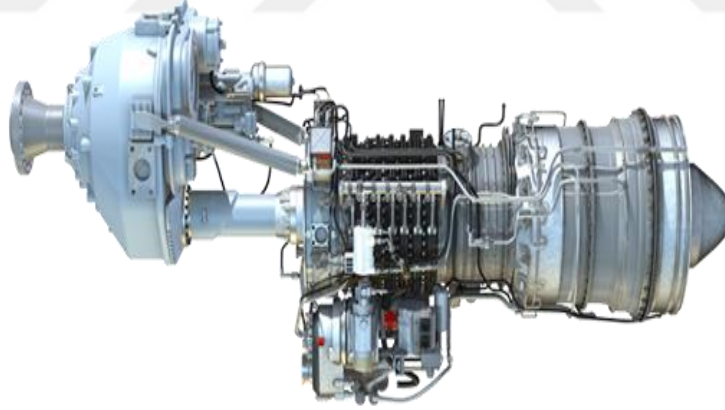
yaklaşımları kullanılarak tahmin edilmiştir. Modelleme sonuçları, C-TPE'nin toplam verimi için belirleme katsayısının ( $R^2$ ) YSA modeline göre 0.951867 olduğunu gösterirken, önerilen LSTM ile 0.999906 olarak hesaplanmıştır.



## 2. AE2100 TURBOPROP MOTORU

Turboprop motorlar, düşük özgül yakıt tüketimleri sayesinde sivil ve askeri hava kargo taşımacılığı ile bölgesel yolcu taşımacılığında popüler hale gelmiştir. Tipik bir turboprop motor, pervane, kompresör, yanma odası, türbin ve egzoz bileşenlerinden oluşur. Pervane kompresör ile aynı şafta bağlı olabileceği gibi, pervane gaz türbininden bağımsız bir türbin tarafından tahrik edilebilir. Bu türbine serbest veya güç türbini adı verilir [21-25].

AE2100 turboprop motoru 14 kademeli aksenal kompresör, halka tipi yanma odası, 2 kademeli gaz türbini ve 2 kademeli güç (serbest) türbininden, öne monteli pervane redüksiyon dişli kutusu, alttan monte güç bölümü aksesuar dişli kutusu, iki adet tek kanallı (FADEC) tam yetkili sayısal motor kontrol ünitesinden oluşmaktadır [http1]. Şekil 2.1’de AE2100 turboprop motoru sunulmuştur.



Şekil 2.1. AE2100 turboprop motoru [http3]

AE2100 turboprop motoru birçok askeri ve sivil uçakta itki sistemi olarak kullanılmaktadır. Lockheed L-100 hercules, Lockheed C130 hercules, Lockheed Martin C-130J Super Hercules, Alenia C-27J Spartan, Saab 2000 bunlardan bazılarıdır [http2]. Ayrıca AE2100 turboprop motorları sekiz milyondan fazla uçuş saatini emniyet içinde tamamlayarak askeri nakliyeden sivil yolcu hizmetine ve deniz kurtarmadan insani yardım çalışmalarına kadar, çok yönlü bir güç ünitesi olduğunu kanıtlamıştır [http2]. Şekil 2.2’de dört adet AE2100 turboprop motorunun güç verdiği C-130J süper herkül askeri nakliye uçağı gösterilmektedir.



**Şekil 2.2.** C-130J Süper herkül kargo uçağı [http3]

Tablo 2.1’de AE2100 turboprop motorunun bazı varyasyonlarına ait özellikler sunulmaktadır.

**Tablo 2.1.** AE2100 motorunun bazı varyasyonların maksimum gücü ve boyutları

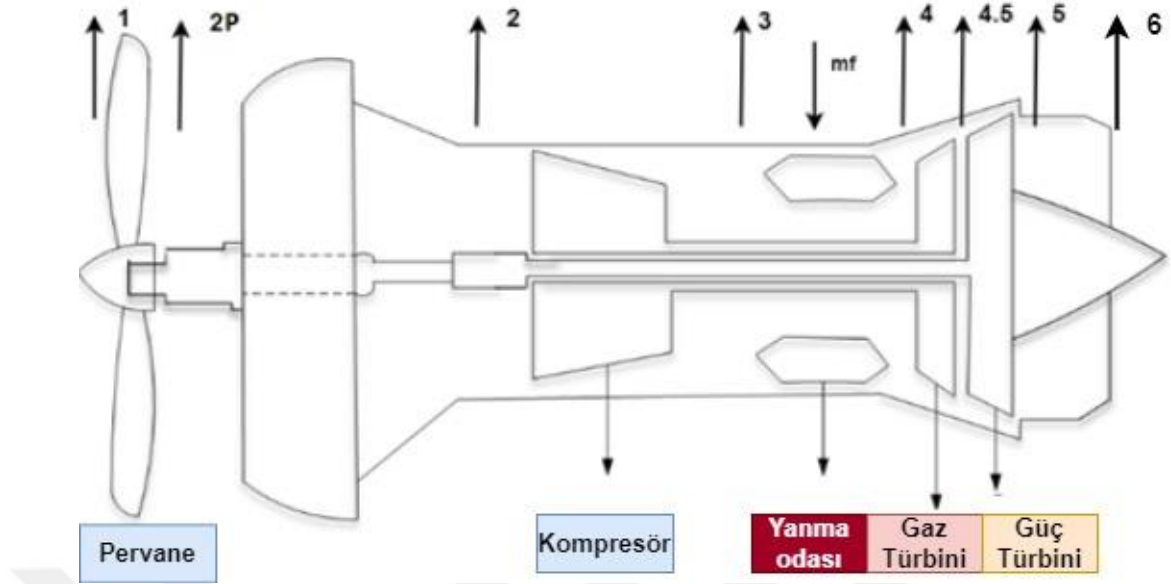
	Güç (kW)	Ağırlık (kg)	Uzunluk (m)	Yükseklik (m)	Genişlik (m)
<b>AE 2100 D2</b>	3410	806	2.97	1.33	0.81
<b>AE 2100 D3</b>	3410	806	3.15	1.18	0.73
<b>AE 2100J</b>	3376	756	3.00	1.34	0.83
<b>AE 2100P</b>	3054	738	3.00	1.34	0.83

Tablo 2.2’de bu tez sırasında kullanılan kavramsal AE2100 turboprop motoruna ait özgül yakıt tüketimi, maksimum güç, hava kütle debisi, kompresör basınç oranı, pervane çapı, kompresör ve türbin kademeleri gibi bazı önemli özellikleri verilmiştir.

**Tablo 2.2.** TPE motorunun deniz seviyesindeki spesifikasyonları ve performans değerleri [http1, 26]

Özellikler (deniz seviyesinde)	Değeri
Hava kütle debisi (kg/s)	16.3
Güç (kW)	3313
ÖYT (SFC) (kg/kW.h)	0.276
Toplam basınç oranı	16.6
Kompresör kademe sayısı	14
Gaz türbini kademe sayısı	2
Güç türbini kademe sayısı	2
Pervane çapı (m)	4.11

Şekil 2.3'te AE2100 turboprop motorunun ana bileşenleriyle birlikte iki boyutlu çizimi gösterilmektedir. AE2100 motoru ondört kademe aksenal kompresör, halka tipi bir yanma odasından ve ikişer kademe gaz jeneratörü türbini ile serbest (güç) türbini istasyon numaraları ile iki boyutlu çizilmiştir. Tablo 2.3’te ise motorun istasyon numaralarının hangi bileşenleri temsil ettiği sunulmuştur.



Şekil 2.3. AE2100 TPE motor bileşenlerinin şematik gösterimi [27]

Tablo 2.3'te pervane girişi 1 numarası ile temsil edilirken, pervane çıkışı 2P, Kompresör girişi 2, yanma odası girişi 3, gaz türbini girişi 4, güç türbini girişi 4.5, güç türbini çıkışı 5 ve pervane çıkışı 6 ile numaralandırılmıştır.

Tablo 3.3. AE2100 TPE bileşen istasyon numaraları [26]

İstasyon numarası	İstasyon	İstasyon numarası	İstasyon
1	Pervane giriş	4	Gaz türbini girişi
2P	Pervane çıkışı	4.5	Gaz türbini çıkışı
2	Kompresör girişi	5	Güç türbini çıkışı
3	Kompresör çıkışı	6	Egzoz çıkışı

## 2.1 AE2100 Motoru Bileşenleri

### 2.1.1 Pervane

Uçak pervaneleri pistonlu bir motordan veya turboprop bir motorun gaz jeneratöründen dönme kuvveti alarak itki kuvveti elde eden bileşenlerdir. Pervaneler nispeten küçük bir hız değişimiyle büyük miktarda hava kütlelerini hızlandırır. Hızlanan bu hava kütlelerinin oluşturduğu momentum farkı itme veya çekme kuvvetini meydana getirir. Pervaneler sabit veya değişken hatveli olabilir. Pistonlu motorlarda pervaneler

itki kuvvetinin tamamını üretir. Turboprop motorlarda ise itkinin tamamını pervane üretebileceği gibi, itki kuvvetinin %80-90'ı güç türbini tahrikli pervane tarafından, %10-20'si ise egzoz tarafından üretilebilir ve her iki kuvvetin toplamına eşdeğer itki adı verilir. Pervane hatvesinin negatif yönde olmasıyla hava kütlesi uçağın hareket yönünün tersi yönde hareket ederek ters itki kuvveti oluşturarak frenleme etkisi yapar [21, 22, 28]. AE2100 motorunda 4.11 m çapında ve altı palin bağlı olduğu pervane göbeğinden oluşmaktadır. AE2100 pervanesi güç türbini tarafından tahrik edilir. Pervane göbeği bir shaft vasıtasıyla devir düşürücü dişli kutusuna bağlıdır. Güç türbini 15375 RPM ile dönerken pervane 1100 RPM ile dönmektedir [http2, http3]. Şekil 2.4'te AE2100 turboprop motoruna bağlı pervane sunulmuştur.



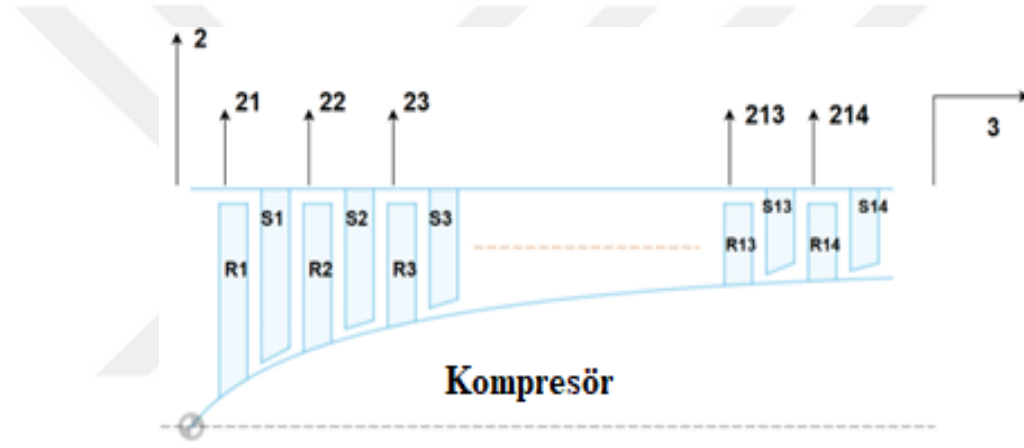
Şekil 2.4. AE2100 pervanesi [ http2]

### 2.1.2 Kompresör

Tubomakine bileşenleri kompresörlerden ve türbinlerden oluşmaktadır. Kompresörler en basit tanımıyla içinden geçen akışkanların basıncını artıran turbomakinelerdir. Gaz türbinli motorlarda iki tip kompresör vardır: aksenal ve santrifüj [29]. Santrifüj kompresörler küçük bir ön alana, daha sağlamlığa ve tek kademede 10:1 gibi yüksek sıkıştırma oranına sahiptir, ancak çok kademeli olarak kullanılamazlar. Aksenal kompresörler kademe başına düşük sıkıştırma oranına sahiptir ancak çok

kademeli kullanımları sayesinde 50:1'e varan yüksek kompresör basınç oranlarına ulaşabilirler [21].

Eksenel akışlı kompresör son yıllarda havacılıkta yaygın olarak kullanılan kompresör türlerinden biridir. Eksenel kompresör kademesi bir rotor ve onu takip eden bir stator yapısından oluşur [30]. Bir kademenin giriş istasyonu, bir önceki kademenin çıkış istasyonudur. Eksenel kompresörlerin rotor kademelerinde hız ve basınç artarken, stator kademelerinde hız düşer ancak basınç artmaya devam eder. Böylece kompresörün her kademesinde basınç artışı sağlanır [21, 28]. AE2100 motoru on dört kademeli eksenel akışlı kompresöre sahip ve basınç oranı 16.6'dır [http1]. Şekil 2.5'te on dört kademeli kompresörün kademe bazında istasyon numaraları gösterilmektedir.



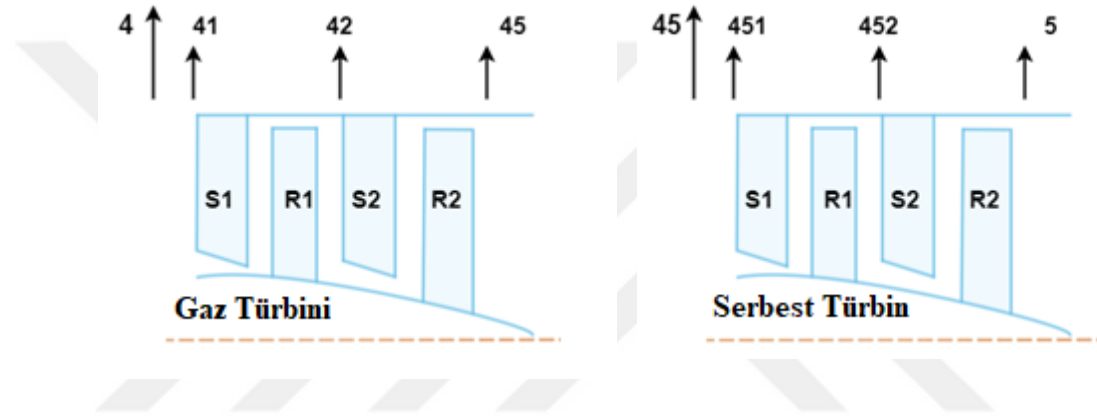
Şekil 2.5. AE2100 TPE kompresör bileşeninin şematik gösterimi [27]

### 2.1.3 Yanma odası

Uçak yanma odalarında kompresör vasıtasıyla sıkıştırılan hava kütlesi ve yakıtın tepkimeye girmesi ile ekzotermik bir kimyasal reaksiyon olan yanma olayı gerçekleşir. Uçak gaz türbinli motorların yanma sistemlerinin amacı, yanma yoluyla akan gaz akışını termal enerjisini artırmaktır. Gaz türbinli motorlarda birçok yanma odası türü kullanılmaktadır. Bunlar, halka tipi (annular), kanal (can) tipi, can-annular olarak türlere ayrılabilir [28]. AE2100 turboprop motorunda halka tipi yanma odası kullanılmaktadır. Yanma odası basınç oranı 0.96 ve yanma odası tasarım verimi 0.99 olarak kullanılmaktadır. Yanma odasında oluşan basınç düşüşünün temel nedeni yanma odası duvarlarında meydana gelen sürtünme kayıplarıdır.

## 2.1.4 Türbin

AE2100 turboprop motorunda iki kademe gaz jeneratörü türbini ve iki kademe güç türbininden oluşmaktadır. Şekil 2.6’da gaz türbini ve güç (serbest) türbinin birinci ve ikinci kademesinin istasyon numaraları verilmiştir. Gaz jeneratörü türbini ve güç türbini için kademeler bir stator veya nozul ile onu takip eden bir rotor bileşeninden oluşur. Türbinler motor için gerekli işin üretildiği bileşenlerdir ve burada yanma odasında yanan hava-yakıt karışımından elde edilen ısı enerjisi mekanik enerjiye dönüştürülür. Gaz türbininden elde edilen iş ile kompresörün çevrilmesi sağlanırken, güç türbininin ürettiği iş ile devir düşürücü dişli kutusu aracılığıyla pervanenin dönmesi sağlanır [21, 28].



Şekil 2.6. AE2100 TPE gaz jeneratörü türbini ve serbest türbin bileşenlerinin şematik gösterimi [27]

## 2.1.5 Egzoz

Egzoz nozulunun görevi türbinden alınan yanmış gazların hızını artırarak itki elde etmektir. Egzoz yapıları kullandıkları itki sistemi uygulamasına göre yakınsak, ıraksak veya hem yakınsak hem ıraksak yapıda da olabilir. Turboprop motorlarda itki kuvvetinin büyük bir kısmını pervanelerin ivmelendirdiği hava kütlesi oluşturduğu için egzoz yapılarının temel görevi yanmış gazların atmosfere atılmasıdır [28].

## 2.2 Motor Performansı Bağlıları

Turboprop hava aracı motorlarının performansını ölçmek diğer gaz türbinli motorlarda olduğu gibi çeşitli parametreler ile mümkündür [21, 22]. Bu parametrelerden bazıları pervane verimi, özgül yakıt tüketimi, itki verimi, ısı verim, toplam verim olarak sıralanabilir. Literatüre göre, turboprop motorlar, tanımlanan uçuş koşullarında nispeten daha yüksek itki verimine sahiptir [28]. Turboprop motorlar daha düşük yakıt sarfiyatına

sahip olmasından dolayı, daha çok bölgesel yolcu taşımacılığı ve nispeten yüksek hız gereksinimi olmayan kargo uçaklarında kullanılmaktadır [21, 22, 28].

Pervane verimi toplam itki gücünün eşdeğer şaft gücüne oranı olarak tanımlanabilir [21, 22].

$$\eta_{pervane} = \frac{TP}{SP} = \frac{\tau V}{SP} \quad (2.1)$$

Burada TP, SP,  $\tau$  ve  $V$  sırasıyla itki gücü, şaft gücü, itki kuvveti ve uçuş hızını temsil etmektedir. Motorun egzoz gazlarından ilave bir itki elde edildiği zaman eşdeğer itki gücü adını alır. Formülü aşağıda verilmiştir [21, 22].

$$ETP = \eta_{pervane} * SP + \tau_{core} V \quad (2.2)$$

Motorun çekirdek kısmından elde edilen itki, turboprop motora momentumun korunumu yasası uygulanarak ifade edilebilir [21, 22].

$$\tau_e = \dot{m}_f [(1+f)V_e - V_i] + (P_e - P_i)A_e \quad (2.3)$$

Özgül yakıt tüketimi (ÖYT), birim eşdeğer şaft gücü başına tüketilen yakıt miktarı olarak tanımlanır [21, 22].

$$\text{ÖYT} = \frac{\dot{m}_f}{ESP} \quad (2.4)$$

Isıl verim, şaft gücünün, yakıttan elde edilen tüm enerjiye oranı olarak tanımlanır. [21, 22]

$$\eta_{isil} = \frac{SP}{\dot{m}_f Q_{LHV}} \quad (2.5)$$

Turboprop motorun performans davranışı, toplam verim ile ölçülür. Bu değer, yakıt enerjisinin şaft gücüne ne kadar iyi dönüştürüldüğünü gösterir. Aşağıdaki gibi ifade edilir:[21, 22]

$$\eta_{toplam} = \frac{ESP}{\dot{m}_f Q_{LHV}} \quad (2.6)$$

### 2.3 Turbomakine Bileşenlerinin Kademe Bağlılıları

Kademe basınç oranı kademe çıkışındaki basıncın kademe girişindeki basınca oranı olarak ifade edilmektedir [22, 31, 32].

$$\pi_{stage} = \frac{P_{out}}{P_{in}} \quad (2.7)$$

Kompresör basınç oranı ise kompresör çıkış basıncının kompresör giriş basıncına oranı olarak ifade edilir. Aynı zamanda çok kademeli aksenal kompresörlerde basınç oranı tüm kademelerin basınç oranlarının çarpılmasıyla da elde edilebilir [22, 31, 32].

$$\pi_{komp} = \pi_{st1} * \pi_{st2} * \pi_{st3} * \dots * \pi_{st14} \quad (2.8)$$

Kompresör bileşeninin kademelerinde basınç ve sıcaklık arasında denklem 2.9'da olduğu gibi bir ilişki vardır.

$$P_n = P_{(n-1)} \left( \frac{T_n}{T_{(n-1)}} \right)^{\eta_c \cdot \gamma_a / (\gamma_a - 1)} \quad (2.9)$$

Burada n ilgili kademeyi ifade ederken,  $P$ ,  $T$ ,  $\eta_c$  ve  $\gamma_a$  sırasıyla basınç, sıcaklık, politropik verim ve özgül ısılar oranını temsil etmektedir [22, 31, 32].

Gaz jenaratörü türbini bileşeninin kademelerinde basınç ve sıcaklık arasında denklem 2.10'da olduğu gibi bir ilişki vardır [22, 31, 32].

$$P_n = P_{(n-1)} \left( 1 - \frac{\Delta T_{GT}}{\eta_{GT} * T_{(n-1)}} \right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)} \quad (2.10)$$

Burada n ilgili kademeyi ifade ederken,  $P$ ,  $T$ ,  $\eta_{GT}$ ,  $\Delta T_{GT}$  ve  $\gamma_t$  sırasıyla basınç, sıcaklık, politropik verim, gaz türbini kademe sıcaklık farkı ve özgül ısılar oranını temsil etmektedir.

Güç türbini bileşeninin kademelerinde basınç ve sıcaklık arasında denklem 2.11'de olduğu gibi bir ilişki vardır [22, 31, 32].

$$P_n = P_{(n-1)} \left(1 - \frac{\Delta T_{ST}}{\eta_{ST} * T_{(n-1)}}\right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)} \quad (2.11)$$

$$|\Delta T| = \frac{T_\zeta - T_g}{n} \quad (2.12)$$

Burada  $\Delta T$  ve  $n$  kademe başına düşen sıcaklık değişimini ve kademe sayısını temsil ederken  $T_\zeta$  ve  $T_g$  giren ve çıkan sıcaklık değerlerini temsil etmektedir. . Bileşenlerin çıkış sıcaklığının bileşenlerin giriş sıcaklığı arasındaki mutlak farkın bileşen kademe sayısına bölünmesiyle  $\Delta T$  elde edilir. Bu tez kapsamında  $\Delta T$  kompresör, gaz türbini ve güç türbin kademelerinde sabit olarak varsayılmıştır [22, 31, 32].

#### 2.4 Ekserji Bağlıları

Termal sistemlerde olduğu gibi turboprop motorların değerlendirilmesinde de bileşen bazında tersinmezliğin gözlemlenmesini sağlayan termodinamik kanunların uygulanması gerekmektedir [31]. Bu nedenle, mevcut sistemin performansı ve iyileştirme potansiyeli, tüm istasyonların termodinamik değerlerinin bilinmesiyle ölçülebilir.

Ekserji, termodinamiğin ikinci yasasıyla ilişkilidir. Termodinamiğin ikinci yasası enerjinin niceliğinin yanı sıra niteliğiyle de ilgilidir [33]. Yararlı enerji olarak tanımlanan ekserji, bileşenlerdeki tersinmezliği tespit etmek için önemli bir araçtır [34, 35]. Dört farklı ekserji türü vardır. Fiziksel ve kimyasal ekserji, ekserjetik hesaplamalarda potansiyel ve kinetik ekserjiden daha fazla kullanılır. Bir sistemin toplam ekserjisi aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\dot{E}x = \dot{E}x^{PH} + \dot{E}x^{CH} + \dot{E}x^{PT} + \dot{E}x^{KN} \quad (2.13)$$

Burada  $PH$ ,  $CH$ ,  $PT$  ve  $KN$  sırasıyla fiziksel, kimyasal, potansiyel ve kinetik ekserjidir.

Hava ve gaz için, özgül fiziksel ekserji sabit özgül ısı altında denklem 2.14'te olduğu gibi hesaplanabilir [9, 36].

$$\varepsilon^{PH} = C_p(T - T_0 - T_0 \ln \frac{T}{T_0}) + R_a T_0 \ln \frac{P}{P_0} \quad (2.14)$$

Burada  $C_p$ ,  $T$ ,  $R$  ve  $P$  sırasıyla özgül ısı, sıcaklık, gaz sabiti ve basıncı temsil eder. Fiziksel ekserji oranı formülü denklem 2.15'te verilmiştir.

$$\dot{E}x^{PH} = \dot{m}_f \left[ C_p(T - T_0 - T_0 \ln \frac{T}{T_0}) + R_a T_0 \ln \frac{P}{P_0} \right] \quad (2.15)$$

Burada  $\dot{m}$  kütle debisinin ifade eder. Diğer ifadeler önceki formül açıklamasında tanımlanmıştır [37, 38]. Hava ve yanmış gaz için özgül ısılar oranı denklem 2.16 ve 2.17'de verilmiştir [12].

$$C_{p,h}(T) = 1.04841 - 0.000383719(T) + \frac{9.45378(T^2)}{10^7} - \frac{5.49031(T^3)}{10^{10}} + \frac{7.92981(T^4)}{10^{14}} \quad (2.16)$$

$$C_{p,g}(T) = 0.9910 + \frac{3.606(T)}{10^5} + \frac{1.552(T^2)}{10^7} - \frac{6.76(T^3)}{10^{11}} \quad (2.17)$$

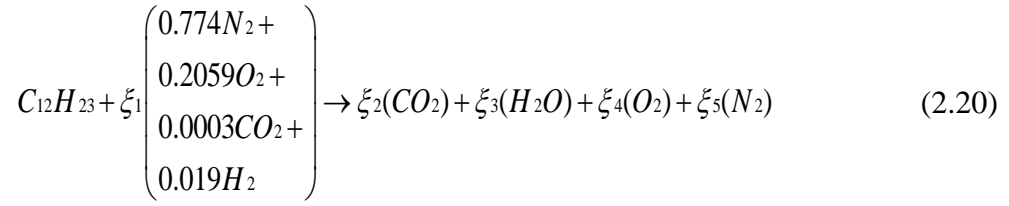
Burada  $C_{p,g}$  ve  $C_{p,h}$  sırasıyla yanmış gaz için özgül ısı ve hava için özgül ısıyı ifade eder. Yakıtın ekserji bağıntısı yukarıdaki denklem 2.18'de verilmiştir.

$$\dot{E}x_F = \dot{m}_f \dot{Q}_{LHV} \xi_f \quad (2.18)$$

Burada  $\dot{m}_f$  yakıt kütle debisi,  $\dot{Q}_{LHV}$  yakıtın alt ısıl değeri ve  $\xi_f$  ise ekserji derece fonksiyonunu ifade etmektedir.  $\xi_f$  ekserji derece fonksiyonu denklem 2.19'da verilmiştir.

$$\xi_f = 1.0401 + 0.01728 \frac{H}{C} + 0.0432 \frac{O}{C} + 0.2196 \frac{S}{C} \left( 1 - 2.0628 \frac{H}{C} \right) \quad (2.19)$$

Bu denklemde H, C, O, S sırasıyla hidrojen, karbon, oksijen ve azotun mol kesrini ifade etmektedir. Kerosen ( $C_{12}H_{23}$ ) için  $\xi_f$  ekserji derece fonksiyonun değeri 1.0616'dır. Kerosen için yanma denklemi 2.20'de verilmiştir. [52]



Burada  $N_2$ ,  $O_2$ ,  $CO_2$ , ve  $H_2$  sırasıyla azot, oksijen, karbondioksit ve hidrojen için mol kesrini ifade etmektedir. Ayrıca  $\xi$  her bileşen için hava yakıt oranına bağlı katsayıyı temsil etmektedir. Hava kütleli debisinin 16.3 kg/s ve yakıt debisinin 0.245 olduğu durumda,  $\xi_1, \xi_2, \xi_3, \xi_4, \xi_5$  katsayıları sırasıyla 390.72, 12.117, 18.92, 62.69 ve 302.73 olmaktadır. Ekserji yıkım oranı kısaca sisteme giren ekserji ile sistemden çıkan ekserji arasındaki farktır [39, 40]. Ekserji yıkımı sistemdeki tersinmezliklerden kaynaklı olarak meydana gelir.

$$\sum \dot{E}x_{yıkım} = \sum \dot{E}x_g - \sum \dot{E}x_ç \quad (2.21)$$

Ayrıca ekserji yıkım oranı denklem 2.22'de ile ifade edilebilir.

$$\dot{E}x_{yıkım} = \sum \left(1 - \frac{T_0}{T_k}\right) \dot{Q}_k - \dot{W} + \sum_g \dot{E}x_g - \sum_ç \dot{E}x_ç \quad (2.22)$$

## 2.5 Ekserji Parametreleri

Ekserji verimi sisteme giren toplam ekserji ile sistemde meydana gelen ekserji yıkımından hesaplanır [39, 40].

$$\eta_{ex} = \frac{\dot{E}x_ç}{\dot{E}x_g} = 1 - \frac{\dot{E}x_{yıkım}}{\dot{E}x_g} \quad (2.23)$$

Atık ekserji yakıt ekserjisinden ürün ekserjisi çıkarılarak elde edilir. Atık ekserji denklem 2.23 ile hesaplanmaktadır [41].

$$\dot{E}x_{atık} = (\dot{E}x_F + \dot{E}x) - \dot{E}x_{PR} \quad (2.24)$$

Burada  $\dot{E}x_F$  ve  $\dot{E}x_{PR}$  sırasıyla yakıt ekserjisi ve ürün ekserjisini ifade etmektedir. İyileştirme potansiyeli ( $IP$ ) ekserji verimi ve ekserji yıkımından denklem 2.25 ile hesaplanır [42].

$$IP = (1 - \eta_{ex}) \dot{E}x_{yıkım} \quad (2.25)$$

Burada  $k$  komponent veya kademeyi temsil eder. Çevresel etki faktörü (ÇEF) yakıt atık ekserji oranının, ekserji verimine bölünmesiyle elde edilir [41, 43].

$$\zeta_{EF} = \frac{FExWR}{\eta_{ex}} \quad (2.26)$$

Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi çevresel etki faktörü ile ters orantılıdır. Denklem 2.27 ile ifade edilmektedir [41, 43].

$$ESI = \frac{1}{\zeta_{EF}} \quad (2.27)$$

Özgül tersinmezlik oranı (specific irreversibility ratio-SIR) ilk olarak bu çalışmada özgün bir metrik olarak ele alınmıştır. Sistemde meydana gelen ekserji yıkımının sistemin ürettiği veya tükettiği işe oranı olarak ifade edilir.

$$SIR_k = (\dot{E}x_{yıkım,k}) / W_k \quad (2.28)$$

Burada  $k$  ilgili bileşeni veya bileşendeki ilgili kademeyi temsil etmektedir. Entropi üretimi, ekserji yıkımının ortam sıcaklığına bölünmesiyle elde edilir [33, 44, 45].

$$EP_k = (\dot{E}x_{yıkım,k}) / T_a \quad (2.29)$$

Burada  $T_a$  ortam sıcaklığını temsil eder.

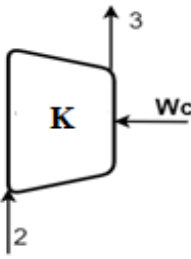

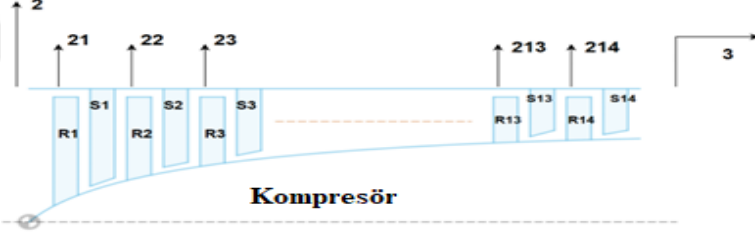
## 2.6 Bileşen Bazında Enerji ve Ekserji Denge denklemleri

Bileşen bazında enerji ve ekserji dengesi tablo olarak aşağıda verilmiştir. Burada kompresör, yanma odası, gaz jeneratörü türbini ve güç türbini için denklemler verilmiştir. Bileşen bazında analizi yapılan ekserjetik parametreler ekserji verimi, ekserji yıkımı ve potansiyel iyileştirme oranıdır.

### 2.6.1 Kompresör için enerji ve ekserji dengesi

Kompresör bileşeni için ekserji ve enerji denge denklemleri tablo 2.4’te verilmiştir. Tablonun ilk bölümünde kompresör bileşeni bir bütün olarak ele alınmış olup ekserji denge denklemleri verilmiştir. Tablonun ikinci bölümünde ise kompresör kademelerine ait ekserjetik metriklerin denklemleri ilk kademe ve son kademe için verilmiştir. Benzer şekilde tüm ara kademelere denklemler uygulanabilir.

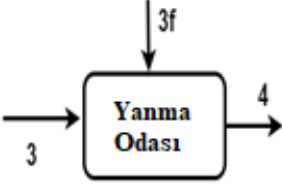
**Tablo 2.4.** AE2100 TPE kompresörü ve kademeleri için enerji ve ekserji dengesi [40, 46]

Enerji ve ekserji denge denklemleri	
	$\dot{E}_2 + \dot{W}_c - \dot{E}_3 = 0$ $\dot{W}_c - \dot{E}_{x_2} - \dot{E}_{x_3} = \dot{E}_{x_{yıkım,komp}}$ $\eta_{ex,c} = \frac{\dot{E}_{x_3} - \dot{E}_{x_2}}{\dot{W}_c}$ $IP_{Komp} = (1 - \eta_{ex}) \dot{E}_{x_{yıkım,komp}}$
	
	
İlk kademe	Son Kademe
$\dot{E}_{21} + \dot{W}_{c,21} - \dot{E}_{22} = 0$ $\dot{W}_{c,21} - \dot{E}_{x_{21}} - \dot{E}_{x_{22}} = \dot{E}_{x_{yıkım,21}}$ $\eta_{ex,st1} = \frac{\dot{E}_{x_{22}} - \dot{E}_{x_{21}}}{\dot{W}_{c,21}}$ $IP_{21} = (1 - \eta_{ex,st1}) \dot{E}_{x_{yıkım,21}}$	$\dot{E}_{214} + \dot{W}_{c,214} - \dot{E}_3 = 0$ $\dot{W}_{c,214} - \dot{E}_{x_{214}} - \dot{E}_{x_3} = \dot{E}_{x_{yıkım,214}}$ $\eta_{ex,st14} = \frac{\dot{E}_{x_3} - \dot{E}_{x_{14}}}{\dot{W}_{c,214}}$ $IP_{214} = (1 - \eta_{ex,st14}) \dot{E}_{x_{yıkım,214}}$

### 2.6.2 Yanma odası için enerji ve ekserji dengesi

Tablo 2.5’te AE2100 turboprop motoruna ait yanma odası bileşeni için enerji ve ekserji denge denklemleri verilmiştir. Yanma odası için ekserji verimi, ekserji yıkımı ve iyileştirme potansiyeli denklemleri tabloda yer almaktadır.

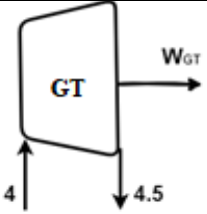
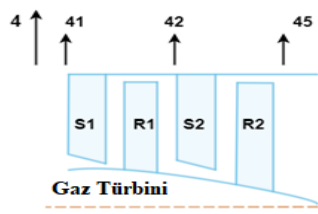
**Tablo 2.5.** AE2100 TPE yanma odası için enerji ve ekserji dengesi [40]

Enerji ve ekserji denge denklemleri		
	$\dot{E}_3 + \dot{E}_{3f} - \dot{E}_4 = 0$ $\dot{E}x_3 + \dot{E}x_{3f} - \dot{E}x_4 = \dot{E}x_{yikm,YO}$	$\eta_{ex,YO} = \frac{\dot{E}x_4}{\dot{E}x_3 + \dot{E}x_{3f}}$ $IPR_{YO} = (1 - \eta_{ex,YO}) \dot{E}x_{yikm,YO}$

### 2.6.3 Gaz jeneratörü türbini için enerji ve ekserji dengesi

Gaz türbini bileşeni için ekserji ve enerji denge denklemleri tablo 2.6'da verilmiştir. Tablonun ilk bölümünde gaz türbini bileşeni bir bütün olarak ele alınmış olup denge denklemleri verilmiştir. Tablonun ikinci bölümünde ise gaz türbini kademelerine ait ekserjetik metriklerin denklemleri ilk kademe ve ikinci kademesi için verilmiştir.

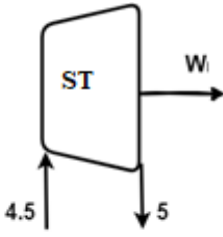
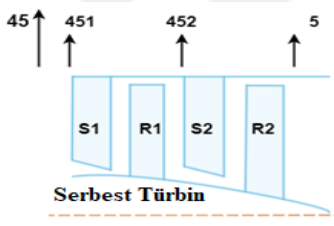
**Tablo 2.6.** AE2100 TPE gaz türbini ve kademeleri için enerji ve ekserji dengesi [40]

Enerji ve ekserji denge denklemleri		
	$\dot{E}_4 - \dot{W}_{GT} - \dot{E}_{4.5} = 0$ $\dot{E}x_4 - \dot{E}x_{4.5} - \dot{W}_{GT} = \dot{E}x_{yikm,GT}$	$\eta_{ex,GT} = \frac{\dot{W}_{GT}}{\dot{E}x_4 - \dot{E}x_{4.5}}$ $IPR_{GT} = (1 - \eta_{ex,GT}) \dot{E}x_{yikm,GT}$
 <p><b>Gaz Türbini</b></p>		
İlk kademe	İkinci kademe	
$\dot{E}_{41} - \dot{W}_{GT,st1} - \dot{E}_{42} = 0$ $\dot{E}x_{41} - \dot{E}x_{4.2} - \dot{W}_{GT,st1} = \dot{E}x_{yikm,GTst1}$ $\eta_{ex,GTst1} = \frac{\dot{W}_{GT,st1}}{\dot{E}x_{41} - \dot{E}x_{4.2}}$ $IPR_{GT,st1} = (1 - \eta_{ex,st1}) \dot{E}x_{yikm,st1}$	$\dot{E}_{42} - \dot{W}_{GT,st2} - \dot{E}_{4.5} = 0$ $\dot{E}x_{42} - \dot{E}x_{4.5} - \dot{W}_{GT,st2} = \dot{E}x_{yikm,GTst2}$ $\eta_{ex,GTst2} = \frac{\dot{W}_{GT,st2}}{\dot{E}x_{42} - \dot{E}x_{4.5}}$ $IPR_{GT,st2} = (1 - \eta_{ex,st2}) \dot{E}x_{yikm,st2}$	

## 2.6.4 Güç (serbest) türbini için enerji ve ekserji dengesi

Güç (serbest) türbini bileşeni için ekserji ve enerji denge denklemleri tablo 2.7’de verilmiştir. Tablonun ilk bölümünde güç türbini bileşeni bir bütün olarak ele alınmış olup denge denklemleri verilmiştir. Tablonun son bölümünde ise güç türbini kademelerine ait ekserjetik metriklerin denklemleri ilk kademe ve ikinci kademesi için verilmiştir.

**Tablo 2.7.** AE2100 TPE güç türbini ve kademeleri için enerji ve ekserji dengesi [40]

Enerji ve ekserji denge denklemleri	
	$\dot{E}_{4.5} - \dot{W}_{ST} - \dot{E}_5 = 0$ $\dot{E}x_{4.5} - \dot{E}x_5 - \dot{W}_{ST} = \dot{E}x_{yikam,ST}$ $\eta_{ex,ST} = \frac{\dot{W}_{ST}}{\dot{E}x_{4.5} - \dot{E}x_5}$ $IPR_{ST} = (1 - \eta_{ex,ST}) \dot{E}x_{yikam,ST}$
	
İlk kademe	Son kademe
$\dot{E}_{4.51} - \dot{W}_{ST,st1} - \dot{E}_5 = 0$ $\dot{E}x_{4.51} - \dot{E}x_5 - \dot{W}_{st1} = \dot{E}x_{yikam,ST1}$ $\eta_{ex,st1} = \frac{\dot{W}_{ST,st1}}{\dot{E}x_{4.51} - \dot{E}x_5}$ $IPR_{ST,st1} = (1 - \eta_{ex,st1}) \dot{E}x_{yikam,ST1}$	$\dot{E}_{4.52} - \dot{W}_{ST,st2} - \dot{E}_5 = 0$ $\dot{E}x_{4.52} - \dot{E}x_5 - \dot{W}_{ST,st2} = \dot{E}x_{yikam,ST2}$ $\eta_{ex,st2} = \frac{\dot{W}_{ST,st2}}{\dot{E}x_{4.52} - \dot{E}x_5}$ $IPR_{ST,st2} = (1 - \eta_{ex,st2}) \dot{E}x_{yikam,ST2}$

## 2.7 Lineer Regresyon Bağlıları

Regresyon analizi, veriler arasındaki ilişkiyi anlamak için ham verilerden doğru bir şekilde tahminleme yapılmasına yardımcı olan veri analizi yöntemlerinden biri olarak günümüze kadar sıklıkla kullanılmıştır. Yani regresyon analizi bir bağımlı değişken ile bir veya birden fazla bağımsız değişken arasındaki ilişkiyi modellemek için kullanılır. Buna dayanarak bağımsız değişkenlerin dağılım türlerine göre çeşitli regresyon modelleri mevcuttur. Model sürekli ve normal dağılıma sahipse doğrusal regresyon kullanılabilir. Regresyon analizlerinden bazıları lojistik, log-doğrusal ve Cox regresyonlarıdır [47, 48]. Model kurulduktan sonra tahmin, kontrol ve veri analizi gibi çeşitli çıkarımlar gerçekleştirilebilir [49]. Gerçek dünya problemlerini çözenin ana odağı, uygun doğrusal ve doğrusal olmayan regresyon modelinin oluşturulmasıdır. Doğrusal, logaritmik, ikinci dereceden, ters, kübik ve kuvvet vb. modellerden oluşan en uygun modelin bulunmasına yardımcı olan eğri uydurma (curve fitting) işlemi sayesinde, bağımlı değişken en iyi şekilde tahmin edilebilir. Regresyon analizinde model en küçük kareler veya maksimum olasılık ile tahmin edilebilmektedir [50, 51].

Sadece bir bağımlı ve bir bağımsız değişken ile tahminleme yapılıyorsa buna basit regresyon yöntemi denir. Buna karşı birden fazla bağımsız değişken ile bir bağımlı değişken tahminlenmek isteniyorsa buna çoklu regresyon yöntemi denir [48, 51].

En küçük kareler yöntemi, hataların karelerinin toplamını veren regresyon katsayılarını  $(\beta_0, \beta_1)$  sağlar.

$$S(\beta_0, \beta_1) \equiv \sum_{i=1}^n \varepsilon_i^2 = \sum_{i=1}^n (y_i - (\beta_0 + \beta_1 x_i))^2 \quad (2.30)$$

Burada  $\varepsilon$  modeldeki hata terimini tanımlar. Denklem 2.30'un regresyon katsayılarına göre türevi alındığında ve elde edilen türevlerin sıfıra eşitlendiğinde denklem 2.31 ifade ortaya çıkar.

$$\sum_{i=1}^n y_i = n\beta_0 + \beta_1 \sum_{i=1}^n x_i, \quad \sum_{i=1}^n x_i y_i = \beta_0 \sum_{i=1}^n x_i + \beta_1 \sum_{i=1}^n x_i^2 \quad (2.31)$$

En küçük kareler tahmini sayesinde yukarıdaki denklemler aynı anda çözülür ve bu da karesel hataların toplamını en aza indiren regresyon katsayıları ile sonuçlanır [50, 51].

Çoklu regresyon denklemleri için;

$$y_i = \beta_0 + \beta_1 x_{i1} + \beta_2 x_{i2} + \dots + \beta_p x_{ip} + \varepsilon_i, \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (2.32)$$

$$\begin{pmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \cdot \\ \cdot \\ y_i \\ \cdot \\ \cdot \\ y_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & x_{11} & x_{12} & \dots & x_{1p} \\ 1 & x_{21} & x_{22} & \dots & x_{2p} \\ \cdot & \cdot & \cdot & \dots & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \dots & \cdot \\ 1 & x_{i1} & x_{i2} & \dots & x_{ip} \\ \cdot & \cdot & \cdot & \dots & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \dots & \cdot \\ 1 & x_{n1} & x_{n2} & \dots & x_{np} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta_0 \\ \beta_1 \\ \beta_2 \\ \cdot \\ \beta_p \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \cdot \\ \cdot \\ \varepsilon_i \\ \cdot \\ \cdot \\ \varepsilon_n \end{pmatrix} \quad (2.33)$$

$$y = X\beta + \varepsilon \quad (2.34)$$

$y$  ölçülen veya gözlemlenen değeri temsil etmektedir [50, 51].

$$S(\beta) \equiv \sum_{i=1}^n \varepsilon_i^2 = \sum_{i=1}^n \varepsilon^T \varepsilon = (y - X\beta)^T (y - X\beta) \quad (2.35)$$

Bir dizi matematiksel düzenleme gerçekleştirildikten sonra en küçük kareler tahmini şu şekilde bulunur:

$$\hat{\beta} = (X^T X)^{-1} X^T y \quad (2.36)$$

$$\hat{y} = X\hat{\beta} \quad (2.37)$$

Burada  $\hat{y}$  tahmin edilen değerdir.

$$\varepsilon_i = y_i - \hat{y}_i \quad (2.38)$$

Burada  $y_i$  hesaplanan değer iken  $\hat{y}_i$  ise tahmin edilen değerdir.

$$SSE = \sum_{i=1}^n \varepsilon_i^2 = \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2 \quad (2.39)$$

Burada SSE hata karelerinin toplamıdır.

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2} \quad (2.40)$$

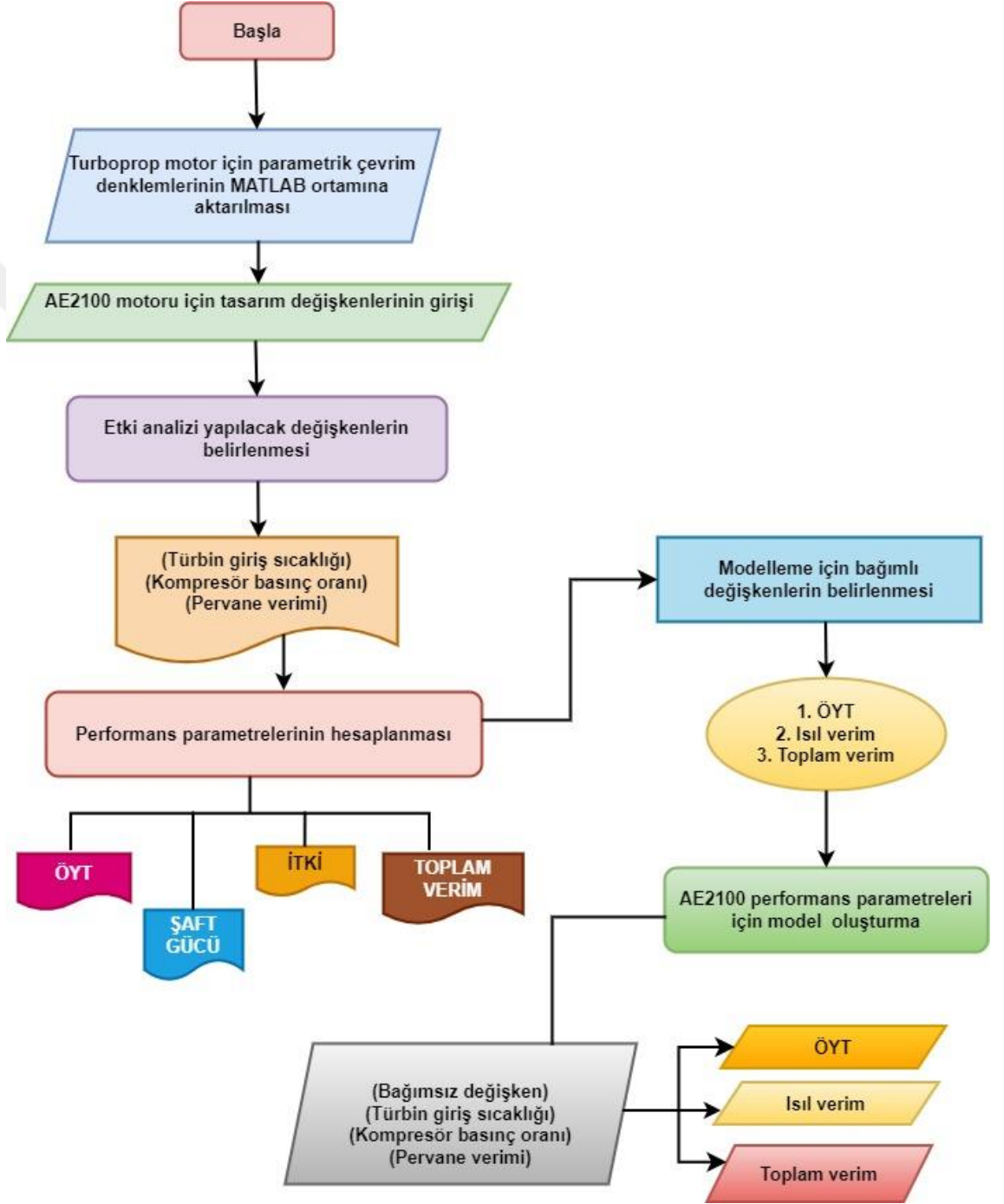
Burada MSE ve RMSE sırasıyla ortalama hata karesini ve ortalama hata karekökünü temsil etmektedir [50, 51].

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2}{\sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2} \quad (2.41)$$

Burada  $R^2$  belirleme katsayısıdır [50, 51].

### 3. AE2100 PERFORMANS ANALİZİ VE MODELLEMESİ

Tezin bu bölümü, AE2100 turboprop motoru için etki analizi ve bazı tasarım parametrelerine bağlı çoklu regresyon modellemesi olmak üzere iki farklı alt bölümden oluşmaktadır. Şekil 3.1’de bu bölümde yapılan çalışmanın akış şeması verilmiştir.



Şekil 3.1. AE2100 turboprop motoru performans analizi ve modellemesi için akış şeması

İlk bölümde; pervane verimi, türbin giriş sıcaklığı ve kompresör basınç oranının AE2100 turboprop motorunun performans davranışı üzerindeki etkisi, yirmi bir nokta için incelenmiştir. Şekil 3.2-3.4'te sırasıyla pervane verimi, türbin giriş sıcaklığı ve kompresör basınç oranı; özgül yakıt tüketimi (ÖYT), itki kuvveti, motor şaft gücü ve motorun toplam verimi parametrelerine etkisini içermektedir.

İkinci bölümde türbin giriş sıcaklığı, kompresör basınç oranı ve pervane verimi değişken çiftlerine bağlı olarak özgül yakıt tüketimi, ısıl verim ve toplam verim bağımlı değişkenleri birinci ve ikinci dereceden modellenmiştir. Bu değişkenlere bağlı olarak performans parametrelerinin değişimleri gözlemlenmiştir. Bu amaçla, parametrik çevrim denklemleri AE2100 turboprop motoruna 6.7 km irtifada ve 0.59 Mach'ta uygulanmıştır.

Bu bölümde bahsedilen analizler yapılırken tablo 3.1'deki tasarım değerleri göz önünde bulundurulmuştur.

**Tablo 3.1.** AE2100 TPE motoru için analizde kullanılan değerler

Değişkenler	Tasarım değeri	İlk değer	Son değer
Mach sayısı	0.59	0.59	0.59
Uçuş irtifası (km)	6.7	6.7	6.7
Çevre sıcaklığı (K)	244.45	244.45	244.45
Çevre basıncı (kPa)	54.15	54.15	54.15
Hava kütle debisi (kg/s)	9.05	9.05	9.05
Yakıt kütle debisi (kg/s)	0.1576	0.1576	0.1576
Kompresör izantropik verimi	0.9	0.9	0.9
Yanma odası tasarım verimi	0.99	0.99	0.99
Yanma odası basınç oranı	0.96	0.96	0.96
Şaft mekanik verimi	0.99	0.99	0.99
Türbin izantropik verimi	0.91	0.91	0.91
<b>Kompresör basınç oranı</b>	<b>16.6:1</b>	<b>16:1</b>	<b>20:1</b>
<b>Türbin giriş sıcaklığı (K)</b>	<b>1270</b>	<b>1200</b>	<b>1400</b>
<b>Pervane verimi</b>	<b>0.8</b>	<b>0.7</b>	<b>0.98</b>

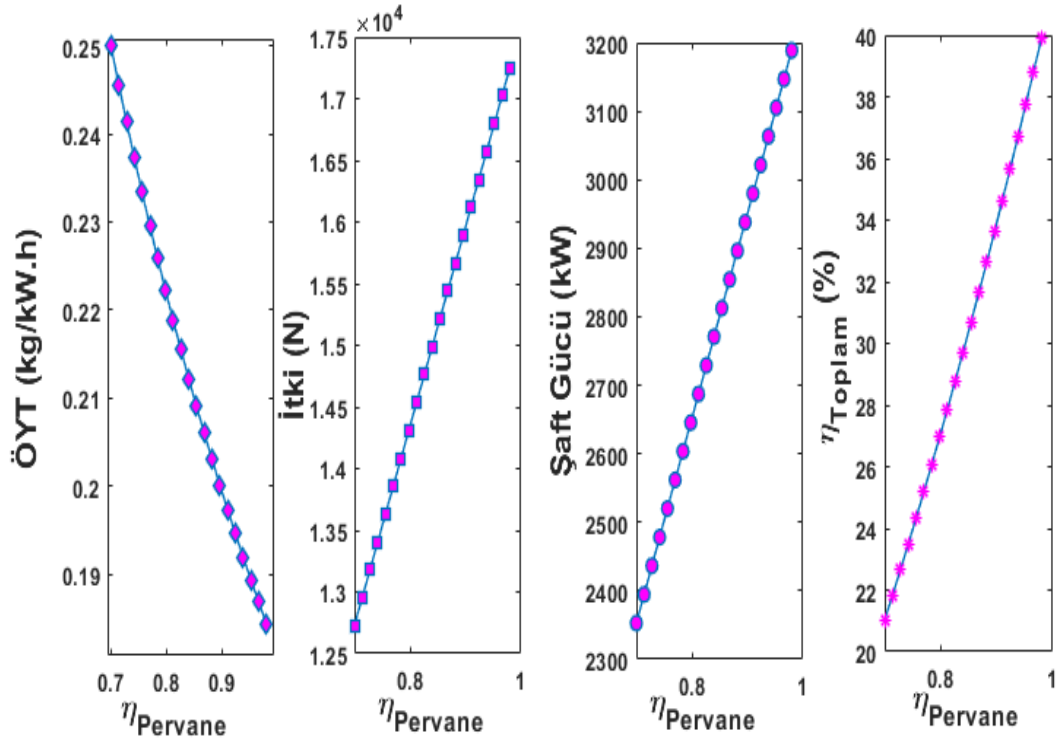
Bu bölümün ana motivasyonu, 0.7 ile 0.98 arasında değişen pervane veriminin, 16:1 ile 20:1 arasında değişen kompresör basınç oranının ve 1200 K ile 1400 K arasında değişen türbin giriş sıcaklığının motor performansına etkilerini incelemektir. Son olarak,

tablo 3.2-3.4 birinci derece ve ikinci derece oluşturulan modellerin hata indekslerini (RMSE, SSE ve  $R^2$ ) içermektedir. Analiz yapılırken çeşitli varsayımlar göz önünde bulundurulmuştur. Bunlar;

- (i) Kerozenin alt ısıl değeri 42800 kJ/kg olarak kabul edilmiştir.
- (ii) Tam yanma gerçekleşmiştir.
- (iii) Yanma odası hariç, ana turbomakine bileşenleri adyabatiktir.
- (iv) İdeal gaz denklemi kullanılmıştır.

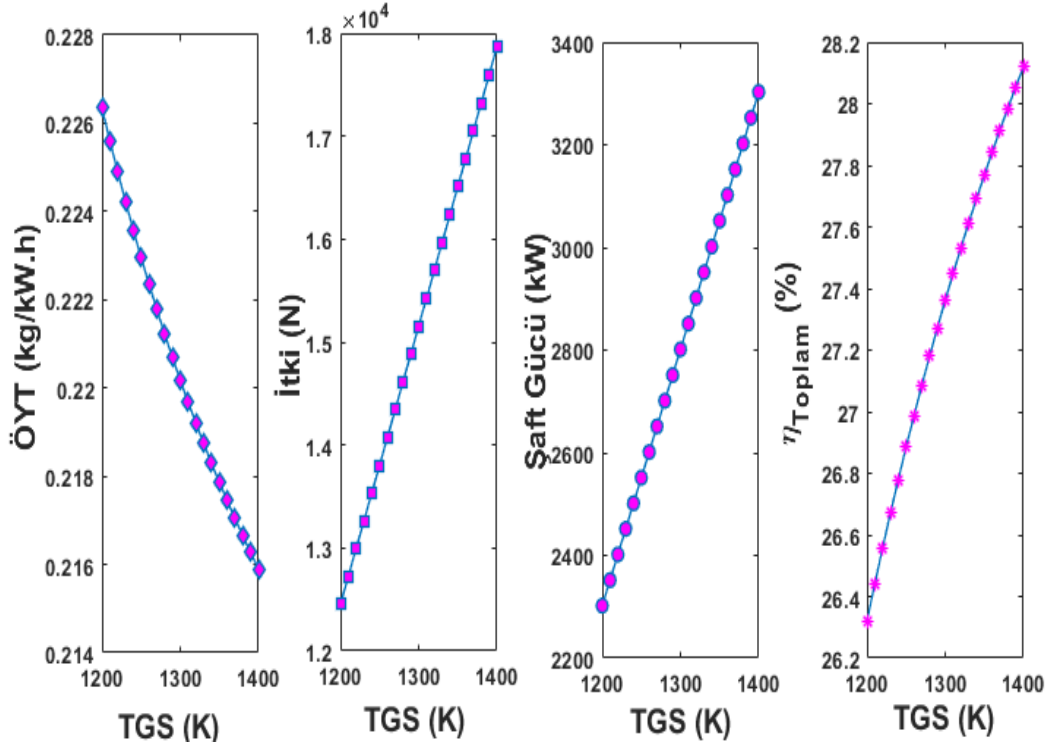
### 3.1 Performans Analizi İçin Sonuçlar

Bu bölümde, pervane verimi, türbin giriş sıcaklığı ve kompresör basınç oranının AE2100 turboprop motorunun performans davranışı üzerindeki etkisi yirmi bir noktada incelenmiştir. Bahsi geçen değişkenlerin özgül yakıt tüketimi, itki kuvveti, toplam verim ve motor şaft gücü gibi bazı performans parametrelerine etkisi gözlenmiştir. Şekil 3.2’de pervane veriminin bazı motor performans parametrelerine etkisi incelenirken, şekil 3.3 ve şekil 3.4’te sırasıyla türbin giriş sıcaklığı ve kompresör basınç oranının motor performans parametrelerine etkisi sunulmuştur.



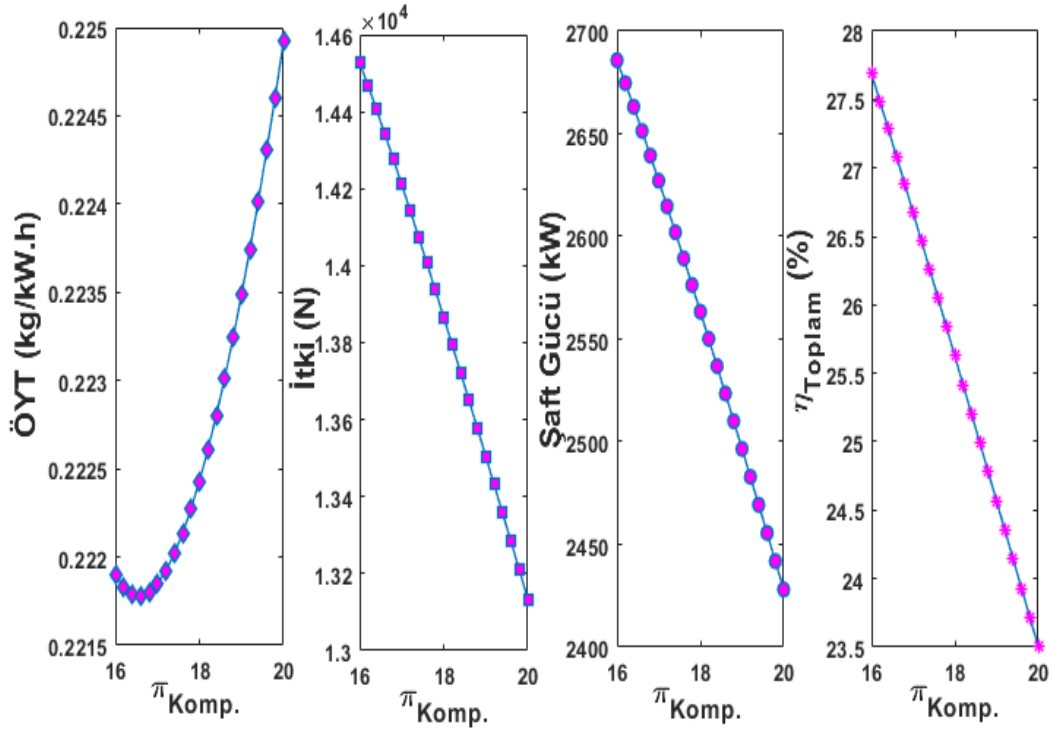
Şekil 3.2. Pervane veriminin motor performans parametrelerine etkisi

Şekil 3.2’de görüldüğü gibi, pervane verimi 0.7’den 0.98’e artırıldığında özgül yakıt tüketimi 0.2449 kg/kW.h’den 0.1844 kg/kW.h’ye yaklaşık olarak %25 oranında azalmaktadır. Ayrıca özgül yakıt tüketiminin azalması sonucu hava aracının operasyonel maliyetlerinde azalma ve çevresel etkilerinin azalması anlamına gelmektedir. Aynı zamanda pervane veriminin yukarıda bahsedilen aralıkta artırılması turboprop motorunun ürettiği itki kuvvetini yaklaşık olarak % 35 oranında artırarak 12.72 kN’den 17.24 kN’ye yükseltmiştir. Aynı şekilde, pervane veriminin artırılması ile motor gücünün 2352.85 kW’tan 3188.15 kW’a kadar dikkate değer bir şekilde arttığı gözlenmiştir. Bu artış miktarı oransal olarak % 35.5’e tekabül etmektedir. Toplam verim ise %21’den yaklaşık olarak %40’a çıkmıştır. Motor performansındaki bu iyileşme pervane uç kayıplarının azalmasından kaynaklandığı söylenebilir. Kısaca, beklendiği gibi, pervane verimi arttıkça ÖYT düşmekte, güç, itki kuvveti ve toplam verim artmaktadır. Ancak pervane veriminin motor performansına etki derecesi incelenen parametrelere göre farklılık göstermektedir.



Şekil 3.3. Türbin giriş sıcaklığının motor performans parametrelerine etkisi

Şekil 3.3'te türbin giriş sıcaklığının sırasıyla özgül yakıt tüketimi (ÖYT), itki, motor gücü ve toplam verim üzerindeki etkisi sunulmaktadır. Şekilde açıkça görüldüğü gibi, türbin giriş sıcaklığı (TGS) arttığında, itki, güç ve toplam verimde iyileşme olmaktadır. Türbin giriş sıcaklığının 1200 K'den 1400 K'ye yükseltilmesiyle, özgül yakıt tüketimi (ÖYT) yaklaşık 0.2263 kg/kW.h'den 0.2159 kg/kW.h'ye düşmektedir. İtki kuvvetinin 12.45 kN'den 17.86 kN'ye yükseldiği açıkça görülmektedir. Türbin giriş sıcaklığının artması nedeniyle motor gücünün 2302.07 kW'dan 3302.86 kW'a önemli ölçüde arttığı ve toplam verimin %26.3 ile %28.12 arasında değiştiği görülmektedir. Turboprop motor için türbin giriş sıcaklığının 1200 K'den 1400 K'ye çıkarılması sonucunda itki kuvveti, motor gücü ve toplam verim sırasıyla %43.45, %43.44 ve %1.82 oranında değişmektedir.



Şekil 3.4. Kompresör basınç oranının motor performans parametrelerine etkisi

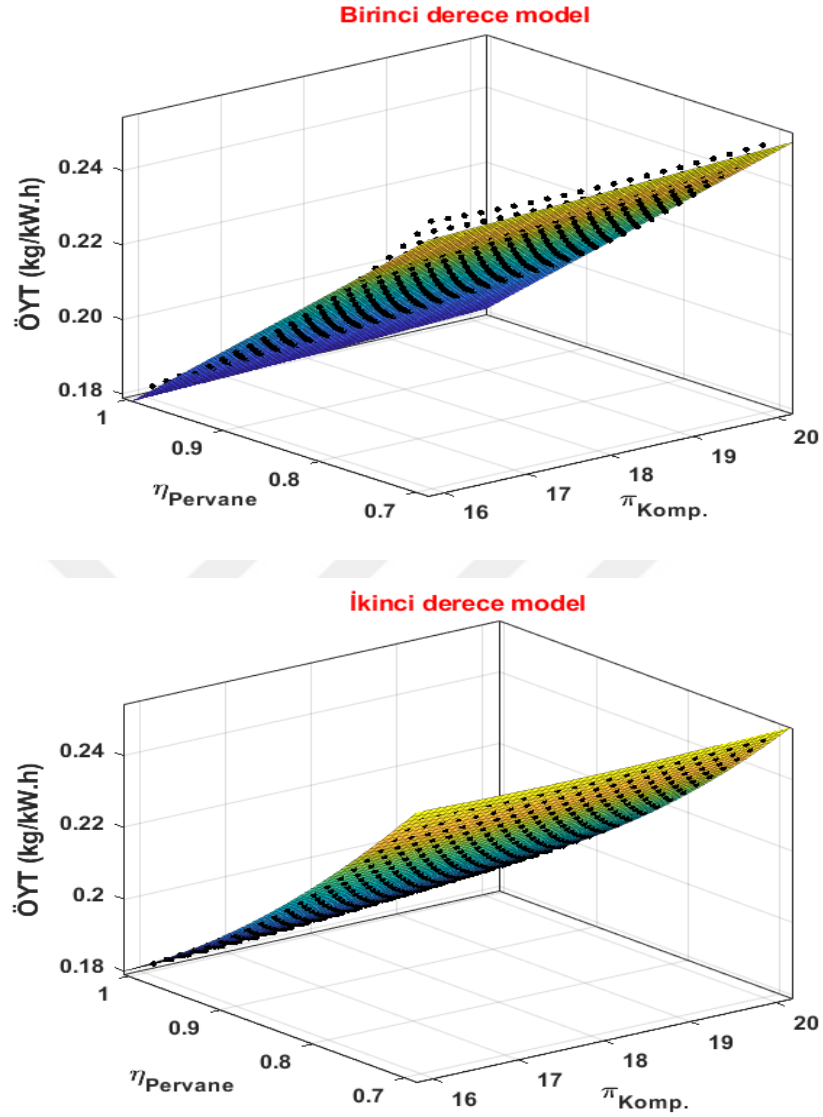
Şekil 3.4'te özgül yakıt tüketimi (ÖYT), itki kuvveti, motor gücü ve toplam verimin kompresör basınç oranı ile değişimi gösterilmektedir. Şekilden anlaşılacağı üzere, kompresör basınç oranı arttıkça itki kuvveti 14.52 kN'den 13.14 kN'ye düşerken, motor gücü 2685.8 kW'den 2428.04 kW'ye düşmektedir. Kompresör basınç oranının 16.6 olduğu noktada ÖYT 0.2217 kg/kW.h değeri ile minimum olduğu görülmektedir. Ayrıca, toplam verim kompresör basınç oranının artırılmasıyla %27.6'dan %23.5'e düşmektedir.

AE2100 turboprop motoru için kompresör basınç oranının 16:1'den 20:1'e çıkarılması sonucunda itki kuvveti, motor gücü ve toplam verimde düşüşler sırasıyla yaklaşık %9.51, %9.59 ve %4.1 olarak hesaplanmıştır. Kompresör basınç oranının toplam verim üzerindeki olumsuz etkisi kompresör verimindeki düşüğe bağlanabilir. Bu sonuçlara göre, motor performansını kötüleştirebileceği için kompresör basınç oranının aralıkları önemli bir konudur, ancak daha yüksek kompresör basınç oranının motor davranışına faydalı olması beklenmektedir.

### 3.2 Performans Modelleme Sonuçları

Fosil yakıtların tükenme tehlikesi, çevresel sürdürülebilirlik açısından daha fazla endişe kaynağı olmuştur. Bu nedenle, birim güç başına yakıt tüketiminin azaltmaya yönelik girişimler büyük önem taşımaktadır. Bu amaçla, termodinamik yasaların gaz türbinli motorlara uygulanması yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu çalışmada, hava kargo uçaklarında kullanılan AE2100 turboprop motor, termodinamik yöntemlerin yanı sıra 1200 K ile 1400 K arasında değişen türbin giriş sıcaklığı (TGS), 16:1 ile 20:1 arasında değişen kompresör basınç oranı ve 0.7 ile 0.98 arasında değişen pervane verimi gibi farklı tasarım değişkenleri kullanılarak ele alınmıştır. Bu amaçla, motora özgü değerleri içeren parametrik çevrim denklemleri MATLAB ortamında kodlanmıştır. Her bir değişken için sonlandırma kriteri sağlanana kadar döngü tekrarlanmıştır. Ayrıca, motor parametrelerini etkileyen değişken çiftlerine bağlı olarak turboprop motorun ÖYT, ısı ve toplam verimlerini tahmin etmek için birinci ve ikinci dereceden denklemler ile çoklu regresyon modellenmesi yapılmıştır. Daha sonra model davranışına göre eğri uydurma (curve fitting) işlemi gerçekleştirilir.

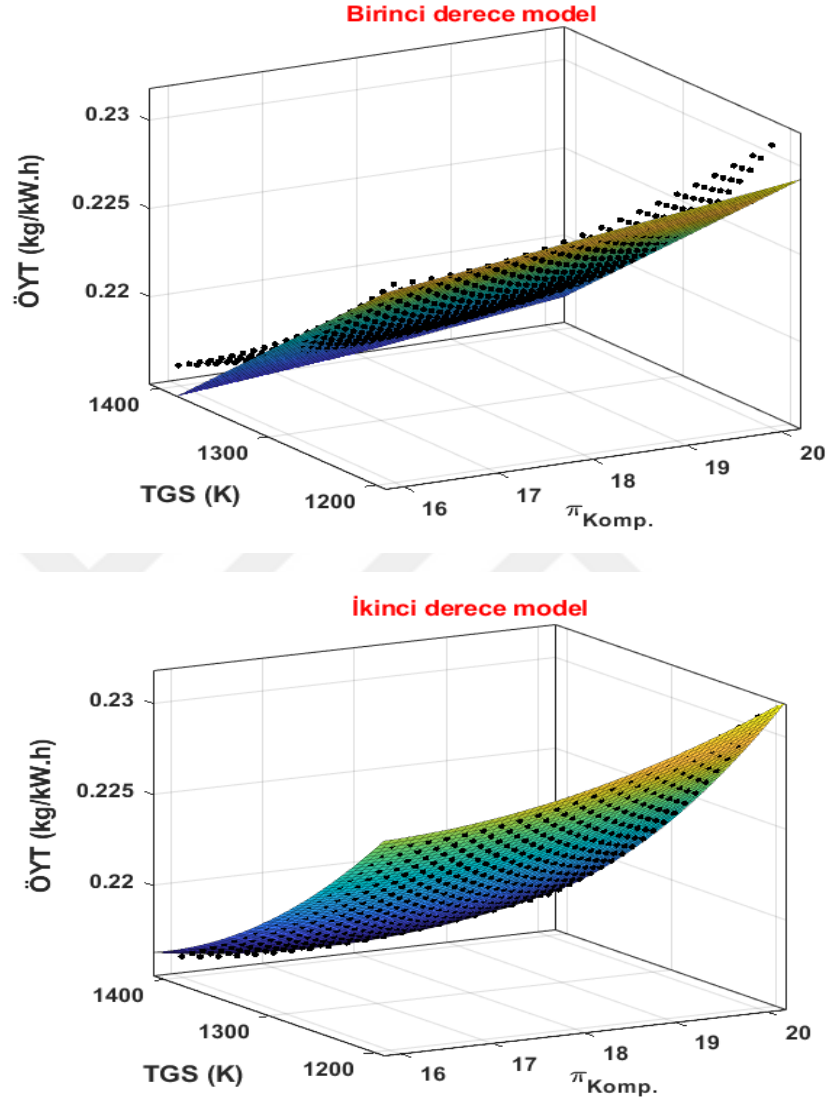
Modellemedeki temel amaç, minimum hata veren modeller ile motor performans parametreleri ve değişkenler arasındaki ilişkiyi doğrudan kurmaktır. Bu yöntem sayesinde motor performansını etkileyen ana değişkenler performans parametreleri ile doğrudan ilişkilendirilebilmiştir. Model grafiklerindeki siyah noktalar parametrik olarak hesaplanan değerleri, yüzeyler ise tahmin sonuçlarını temsil etmektedir.



Şekil 3.5. Pervane verimi ve kompresör basınç oranına bağlı ÖYT modellemesi

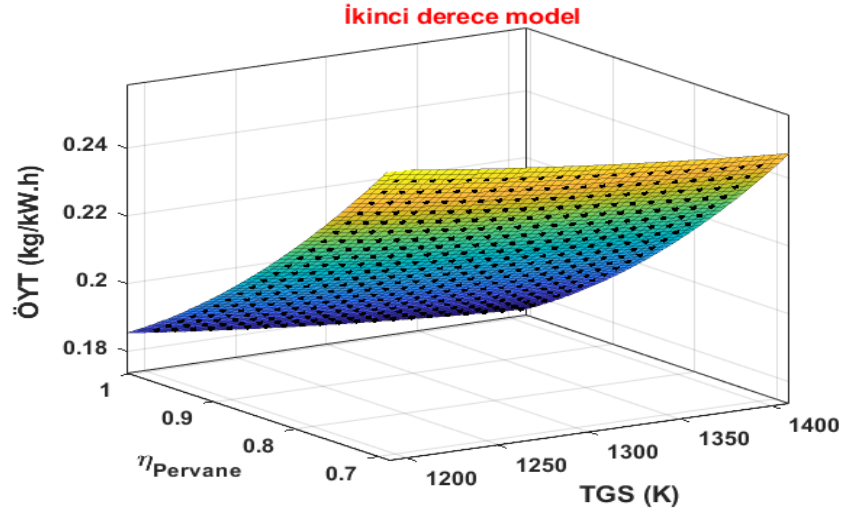
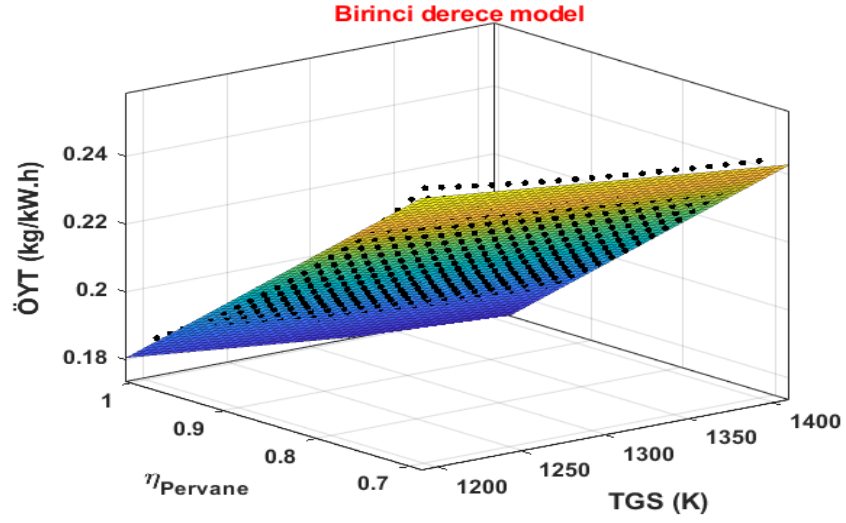
Şekil 3.5'te pervane verimi ve kompresör basınç oranının AE2100 motorunun özgül yakıt tüketimi üzerindeki etkileri gösterilmektedir. Ayrıca birinci ve ikinci dereceden model sonuçları sunulmuştur. İkinci derece modelleme yapıldığında, hesaplanan ve modellenen değerlerin çok yakın olduğu gözlemlenebilir. Pervane verimi ve kompresör basınç oranının ÖYT üzerindeki etkisi incelendiğinde 0.1822 kg/kW.h ile 0.2508 kg/kW.h arasında değişmektedir. Pervane verimi arttıkça ÖYT azalma eğilimi göstermektedir. Diğer taraftan, kompresör basınç oranı artarken, ÖYT 0.211 kg/kW.h'den 0.214 kg/kW.h'ye az miktarda artmaktadır. Başka bir deyişle, kompresör basınç oranının

16:1'den 20:1'e çıkarılmasının ÖYT üzerinde görece az bir etkisi vardır. Son olarak, en düşük ÖYT 0.18237 kg/kW.h olmuştur, bu noktada pervane verimi 0.98 iken kompresör basınç oranı 16.2'dir.



Şekil 3.6. TGS ve kompresör basınç oranına dayalı ÖYT modellemesi

Şekil 3.6'da türbin giriş sıcaklığı (TGS) ve kompresör basınç oranının turboprop motorun özgül yakıt tüketimi üzerindeki etkileri gösterilmektedir. Ayrıca birinci ve ikinci dereceden model sonuçları sunulmuştur. Şekilde açıkça ikinci derece model sonuçlarının, birinci derece model sonuçlarına göre daha iyi olduğu gözlenebilir. Ayrıca, TGS ve kompresör basınç oranının ÖYT üzerindeki etkisi incelendiğinde, ÖYT'nin 0.231 kg/kW.h ile 0.215 kg/kW.h arasında değiştiği görülmektedir.



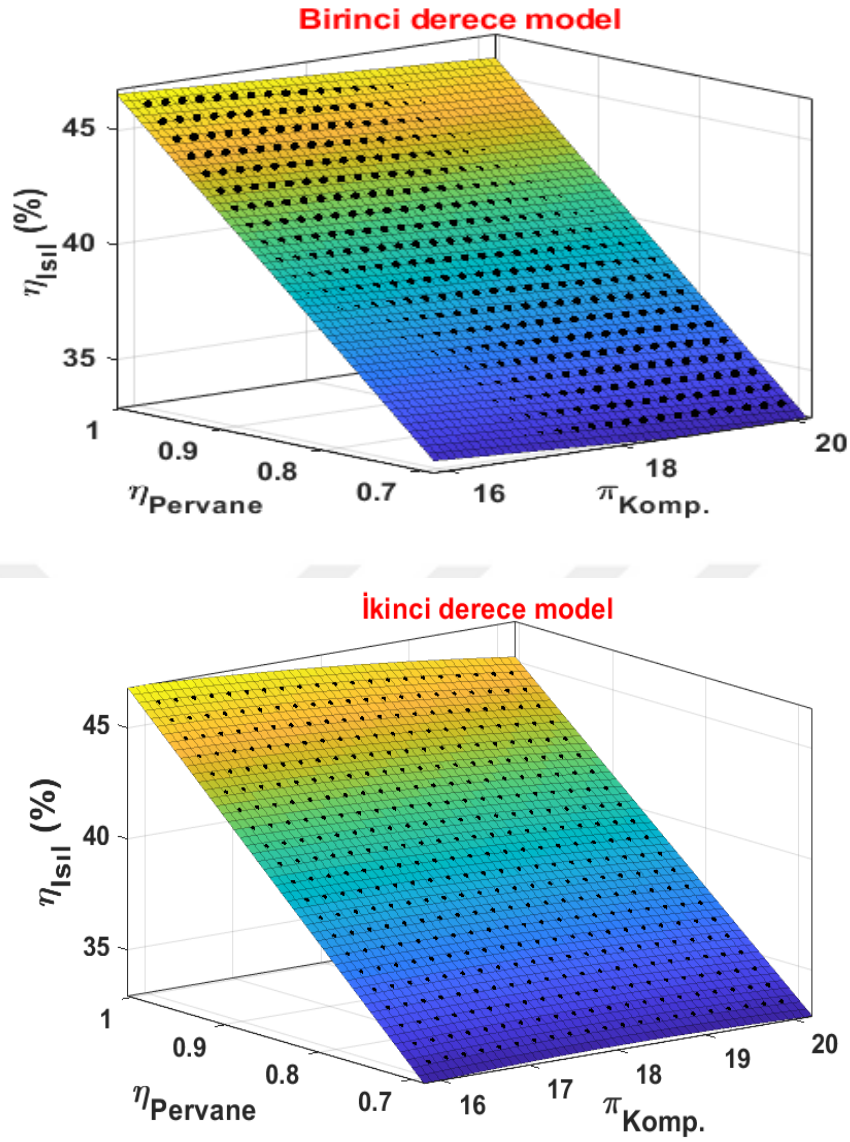
**Şekil 3.7.** TGS ve pervane verimine dayalı ÖYT modellemesi

Şekil 3.7’de TGS ve pervane veriminin ÖYT üzerindeki etkisi analiz edilmiştir. Türbin giriş sıcaklığının artması özgül yakıt tüketimini 0.255 kg/kWh’den 0.177 kg/kWh’ye düşürdüğü görülmektedir. Türbin giriş sıcaklığı, özgül yakıt tüketimine etkisi pervane veriminin etkisinden daha fazla olduğu anlaşılabilir. Özgül yakıt tüketiminin en düşük olduğu noktada; pervane verimi 0.98 iken türbin giriş sıcaklığı 1400 K olmuştur.

**Tablo 3.2.** Pervane verimi ve TGS değişkenlerine bağlı ÖYT, ısı verim ve toplam verim modellerine ait hata indeksleri

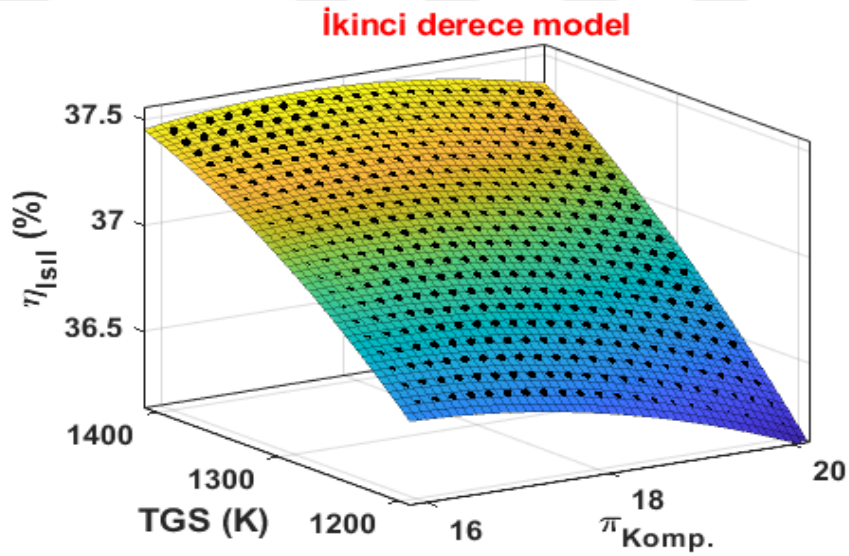
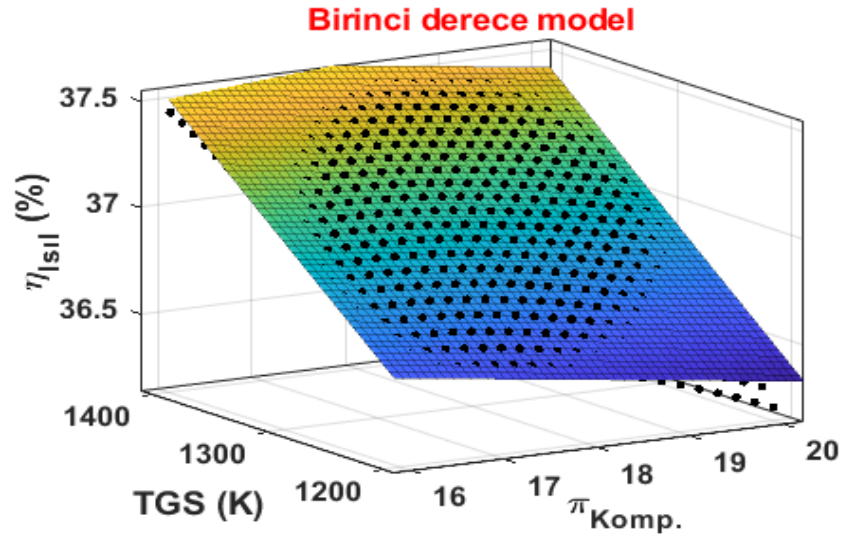
	Birinci derece			İkinci derece		
	SSE	RMSE	R <sup>2</sup>	SSE	RMSE	R <sup>2</sup>
ÖYT	0.00134	0.001749	0.992715	9.26*10 <sup>-6</sup>	0.000146	0.999949
$\eta_{\text{ısı}}$	3.77*10 <sup>-4</sup>	0.000927	0.999417	2.57*10 <sup>-6</sup>	7.68*10 <sup>-5</sup>	0.999996
$\eta_{\text{toplam}}$	0.004066	0.003047	0.99748	8.88*10 <sup>-6</sup>	0.000143	0.999994

Tablo 3.2'de pervane verimi ve türbin giriş sıcaklığı bağımsız değişkenlerine göre özgül yakıt tüketimi, ısı verim ve toplam verim için birinci ve ikinci dereceden modelleme hata indeksleri verilmiştir. ÖYT için TGS ve pervane verimine bağlı birinci derece modelleme yapıldığında R<sup>2</sup> 0.992715 olarak ölçülürken, ikinci derece modellemede ise 0.999949'a yükselmektedir. Isıl verim için TGS ve pervane verimine bağlı birinci derece modelleme uygulandığında, R<sup>2</sup> 0.999417'ye eşit olurken, ikinci derece modelleme kurulduğunda R<sup>2</sup> 0.999996'ya artmaktadır. Benzer şekilde, toplam verim için TGS ve pervane verimine bağlı birinci derece modelleme yapıldığında, R<sup>2</sup> 0.99748 olarak bulunurken, ikinci derece modelleme uygulandığında ise R<sup>2</sup> 0.999994'e yükselmektedir. Ayrıca türbin giriş sıcaklığı ve pervane verimine bağlı toplam verim birinci derece model ile 0.003047 RMSE ile tahmin edilirken, ikinci derece model ile RMSE 0.000143'e düşmektedir.



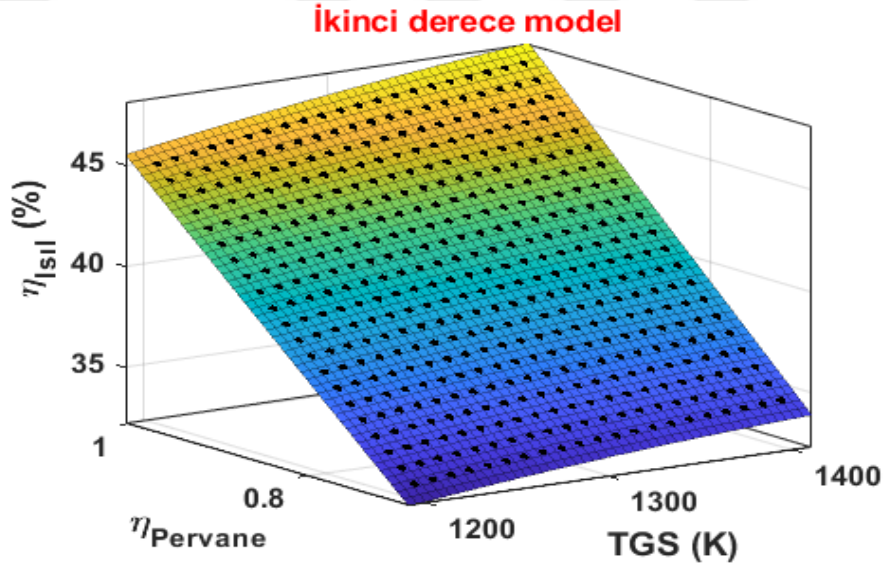
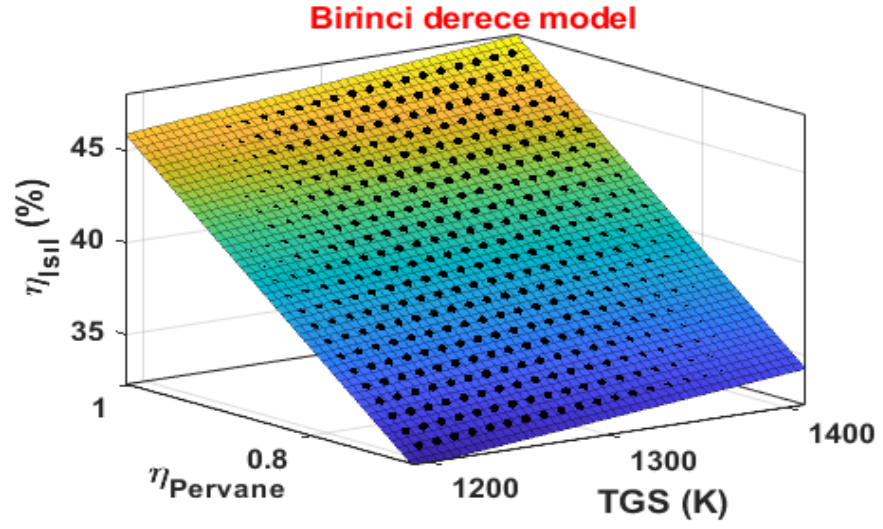
**Şekil 3.8.** Pervane verimi ve kompresör basınç oranına dayalı ısı verim modellemesi

Şekil 3.8’de pervane verimi ve kompresör basınç oranının AE2100 motoru ısı verimi üzerindeki etkileri gösterilmektedir. Birinci ve ikinci derece model sonuçları ile siyah veri noktaları oldukça uyumludur. Pervane verimi ve kompresör basınç oranının ısı verim üzerindeki etkisi detaylı incelendiğinde, pervane verimi arttıkça ısı veriminin artma eğilimi gösterdiği anlaşılmaktadır. Diğer taraftan, kompresör basınç oranı artarken ısı verim az miktarda azalmaktadır. Sonuç olarak, ısı verim pervane verimi ve kompresör basınç oranına bağlı olarak %33.5 ile %46.2 arasında değişmektedir.



**Şekil 3.9.** TGS ve kompresör basınç oranına dayalı ısı verim modellemesi

Şekil 3.9'da türbin giriş sıcaklığı ve kompresör basınç oranına dayalı ısı verim modellemesi ve analizi sunulmaktadır. TGS ve kompresör basınç oranının ısı verim üzerindeki etkisi incelendiğinde, ısı verimin %36.4 ile %38.9 arasında değiştiği görülmektedir. Kompresör basınç oranı arttıkça ısı verimin biraz azaldığı, TGS arttığında ise ısı verimin nispeten arttığı görülmektedir. Ayrıca ikinci derece modelin, birinci derece modele göre verilere daha yakın sonuçlar verdiği anlaşılmaktadır.



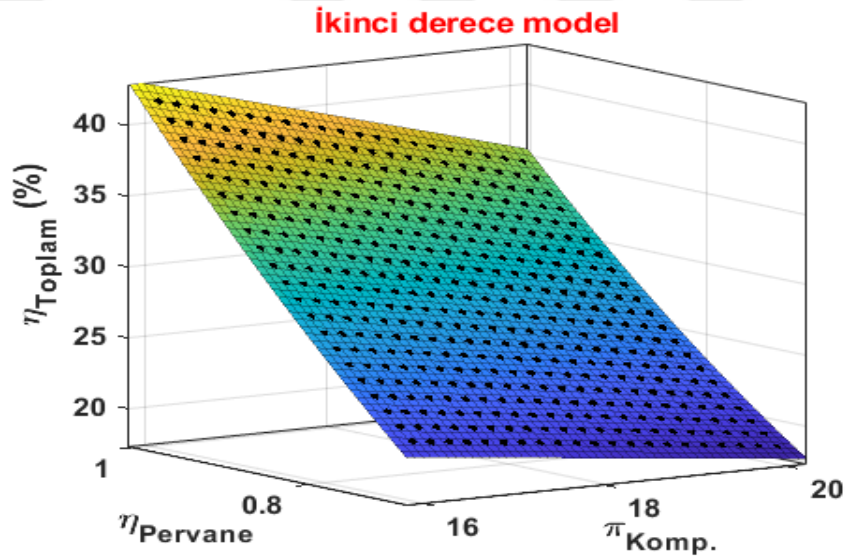
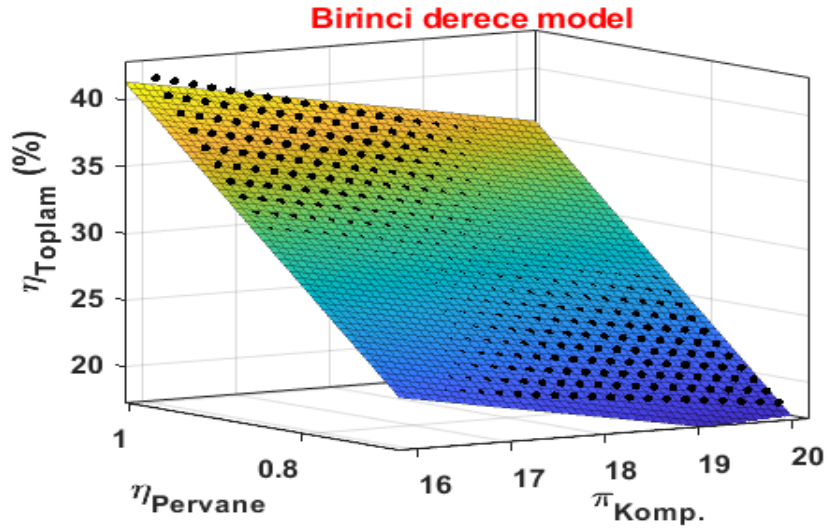
**Şekil 3.10.** TGS ve pervane verimine dayalı ısı verim modellemesi

Şekil 3.10'da TGS ve pervane verimine bağlı ısı verim modellemesi ve analizi sunulmuştur. Türbin giriş sıcaklığı ve pervane verimin ısı verim üzerindeki etkisi analiz edilmiştir. Birinci ve ikinci derece model sonuçları hesaplanan verilere çok yakın sonuçlar vermektedir. Türbin giriş sıcaklığı ve pervane verimin artırılması ile ısı verimin %33'ten %47.4'e kadar yükseldiği açıkça anlaşılmaktadır. Başka bir deyişle, ısı verim TGS ve pervane veriminin en yüksek olduğu noktada %47.4 ile maksimum değere ulaşmaktadır.

**Tablo 3.3.** Kompresör basınç oranı ve pervane verimine bağlı ÖYT, ısı verim ve toplam verim modellerine ait hata indeksler

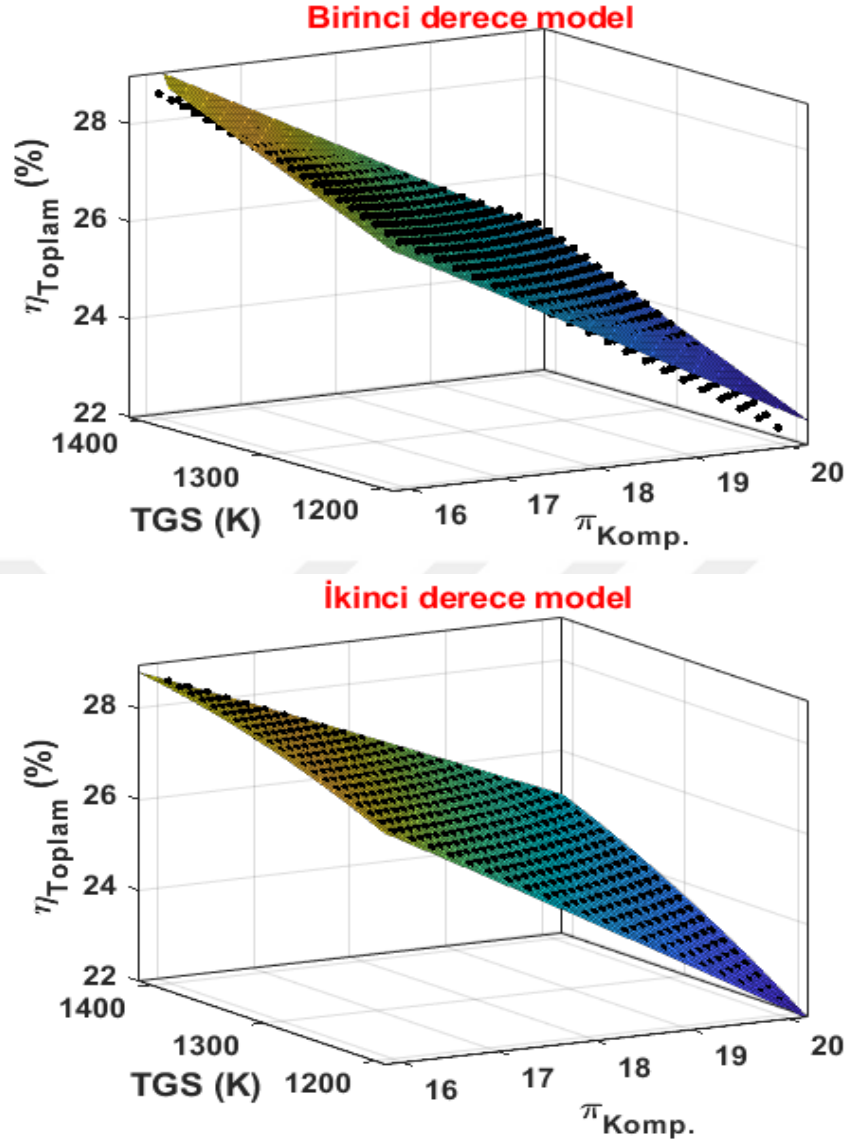
	Birinci derece			İkinci derece		
	SSE	RMSE	R <sup>2</sup>	SSE	RMSE	R <sup>2</sup>
$\dot{O}YT$	0.001289	0.001716	0.992472	$1.21 \cdot 10^{-5}$	0.000146	0.99995
$\eta_{Isıl}$	$8.61 \cdot 10^{-4}$	0.001402	0.998503	$1.25 \cdot 10^{-6}$	$7.68 \cdot 10^{-5}$	0.999996
$\eta_{toplam}$	0.008269	0.004345	0.994313	$1.81 \cdot 10^{-5}$	0.000143	0.999994

Tablo 3.3'te kompresör basınç oranı ve pervane verimine bağlı özgül yakıt tüketimi, ısı verim ve toplam verim modellerine ait belirleme katsayıları verilmiştir. ÖYT için birinci derece modelleme yapıldığında R<sup>2</sup> 0.992472 iken, ikinci derece modellemede 0.99995'e yükselmektedir. Isıl verim için kompresör basınç oranı ve pervane verimine bağlı birinci derece modelleme uygulandığında R<sup>2</sup> 0.998503 olarak bulunurken, ikinci derece modelleme yapıldığında R<sup>2</sup> 0.999996'ya yükselmektedir. Benzer şekilde, toplam verim için kompresör basınç oranı ve pervane verimine bağlı birinci derece modelleme yapıldığında R<sup>2</sup> 0.994313 olarak bulunurken, ikinci derece modelleme yapıldığında R<sup>2</sup> 0.999994'e yükselmektedir. Bu belirleme katsayı sonuçları hem birinci derece hem de ikinci dereceden oluşturulan modellerin hesaplanan veriler ile dikkate değer doğru sonuçlar verdiğini göstermektedir.



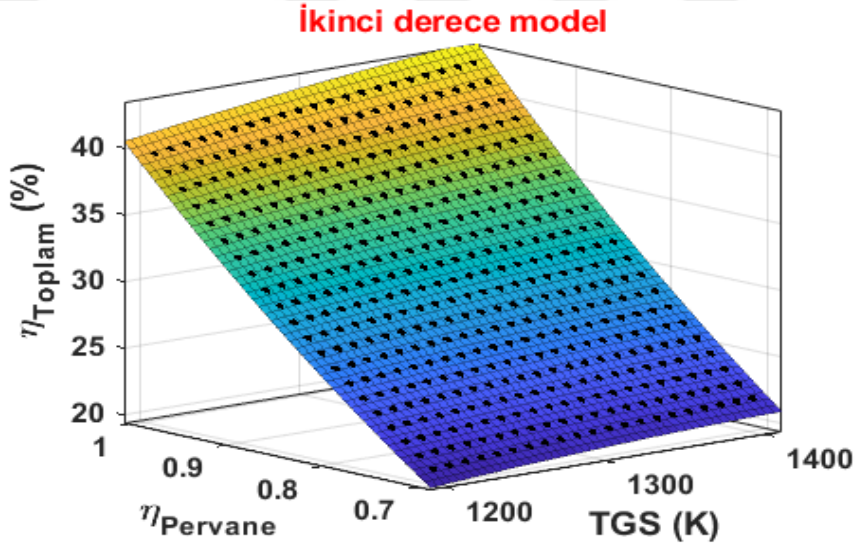
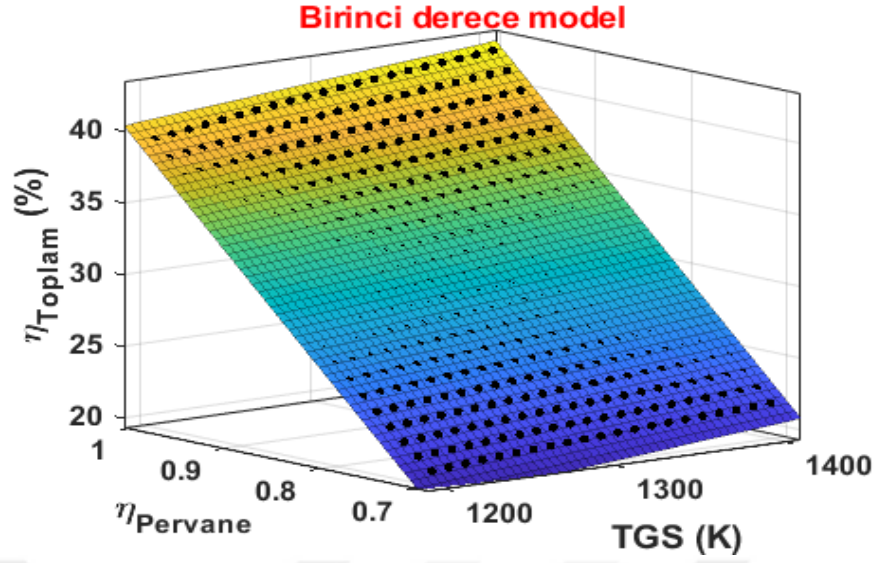
Şekil 3.11. Pervane verimi ve kompresör basınç oranına dayalı toplam verim modellemesi

Şekil 3.11'de pervane verimi ve kompresör basınç oranının turboprop motorun toplam verimi üzerindeki etkileri ve modelleme sonuçları gösterilmektedir. İkinci derece model kurmanın faydası bu modelde daha belirgin ortaya çıkmaktadır. Birinci derece modelde yüzey ile siyah veri noktaları arasında gözle görülür ayrışma bulunmaktadır. İkinci derece modelde ise yüzey ile veri noktaları oldukça uyumludur. Isıl verimin değişken çiftine bağlı olarak %18.4 ile %41.7 arasında değiştiği açıkça görülmektedir. Pervane veriminin artırılmasıyla toplam verim iyileşirken, kompresör basınç oranının artırılmasıyla toplam verimin kötüleştiği fark edilmektedir.



Şekil 3.12. Türbin giriş sıcaklığı (TGS) ve kompresör basınç oranına dayalı toplam verim modellemesi

Şekil 3.12’de türbin giriş sıcaklığı ve kompresör basınç oranının etkisi incelendiğinde, toplam verim; türbin giriş sıcaklığının artması ile iyileşme gösterirken, kompresör basınç oranının artması ile kötüleşme eğilimindedir. Başka bir ifadeyle, toplam verim %28.6 ile %22.2 aralığında değişmektedir. Kompresör basınç oranının toplam verim üzerindeki olumsuz etkisi, kompresör verimindeki azalmaya bağlanabilir. İkinci derece model siyah veri noktaları ile oldukça uyumludur.



**Şekil 3.13.** TGS ve pervane verimine dayalı toplam verim modellemesi

Şekil 3.13'te TGS ve pervane veriminin turboprop motorun toplam verime etkisi sunulmuştur. Aynı zamanda toplam verim için birinci ve ikinci derece regresyon modelleme sonuçları görülmektedir. Türbin giriş sıcaklığı 1200 K ile 1400 K ve pervane verimi ise 0.7 ile 0.98 arasında değiştirilerek analiz yapılmıştır. Şekilden anlaşılacağı gibi toplam verim türbin giriş sıcaklığı (TGS) ve pervane veriminin artırılmasıyla yükselmektedir. Başka bir deyişle, toplam verim türbin giriş sıcaklığı ve pervane veriminin etkisiyle %20'den %42.3'e yükselmektedir.

**Tablo 3.4.** TGS ve kompresör basınç oranının ÖYT, ısı verim ve toplam verim modellerine ait hata indeksleri

	Birinci derece			İkinci derece		
	SSE	RMSE	R <sup>2</sup>	SSE	RMSE	R <sup>2</sup>
<i>ÖYT</i>	1.49*10 <sup>-4</sup>	5.83*10 <sup>-4</sup>	0.974528	2.45*10 <sup>-6</sup>	7.51*10 <sup>-5</sup>	0.99958
<i>η<sub>Isıl</sub></i>	3.64*10 <sup>-4</sup>	9.12*10 <sup>-4</sup>	0.978569	4.4*10 <sup>-6</sup>	0.000101	0.999741
<i>η<sub>toplam</sub></i>	6.54*10 <sup>-4</sup>	0.001222	0.99244	6.9*10 <sup>-6</sup>	0.000126	0.99992

Tablo 3.4'te sırasıyla özgül yakıt tüketimi, ısı verim ve toplam verimin türbin giriş sıcaklığı ve kompresör basınç oranına dayalı modellerine ait belirleme katsayısı (R<sup>2</sup>), SSE ve RMSE'yi göstermektedir. TGS ve kompresör basınç oranına bağlı olarak ÖYT için birinci derece modelleme yapıldığında; R<sup>2</sup> 0.974528 iken, ikinci derece modellemede ise 0.99958'e iyileştiği görülmektedir. Isıl verim için türbin giriş sıcaklığı ve kompresör basınç oranına bağlı birinci derece modellemede, R<sup>2</sup> 0.978569'a eşittir, ikinci derece modelleme uygulandığında ise R<sup>2</sup> 0.999741'e yükselmiştir. Benzer şekilde, toplam verim için türbin giriş sıcaklığı ve kompresör basınç oranına bağlı birinci derece modelleme kurulduğunda, R<sup>2</sup> 0.99244'e eşittir, ikinci derece modelleme yapılması sayesinde R<sup>2</sup> 0.99992'ye yükselmektedir.

Elde edilen sonuçlara göre, tasarım değişkenlerinin etkilerinin araştırılması, motorun daha düşük yakıt tüketimi sağlayan çalışma rejimlerinin bulunmasında fayda sağlamaktadır. Ancak bu durum, her bir değişkenin motor performansına olumlu katkıda bulunduğu anlamına gelmemektedir. Ayrıca, bu çalışma sayesinde söz konusu değişkenlerin ilgili motor için etki derecesi anlaşılabilir. Bu bölümü sonlandırmadan önce çalışmanın kısıtlarından bahsedilebilir. Mevcut çalışma teorik olarak parametrik çevrim denklemleri kullanılarak gerçekleştirilmiştir, ancak gerçek çevrim değerlendirmelerini içermektedir.

#### 4. DİNAMİK UÇUŞ ŞARTLARINDA TURBOPROP MOTOR BİLEŞENLERİ İÇİN EKSERJİ ANALİZİ VE MODELLEMESİ

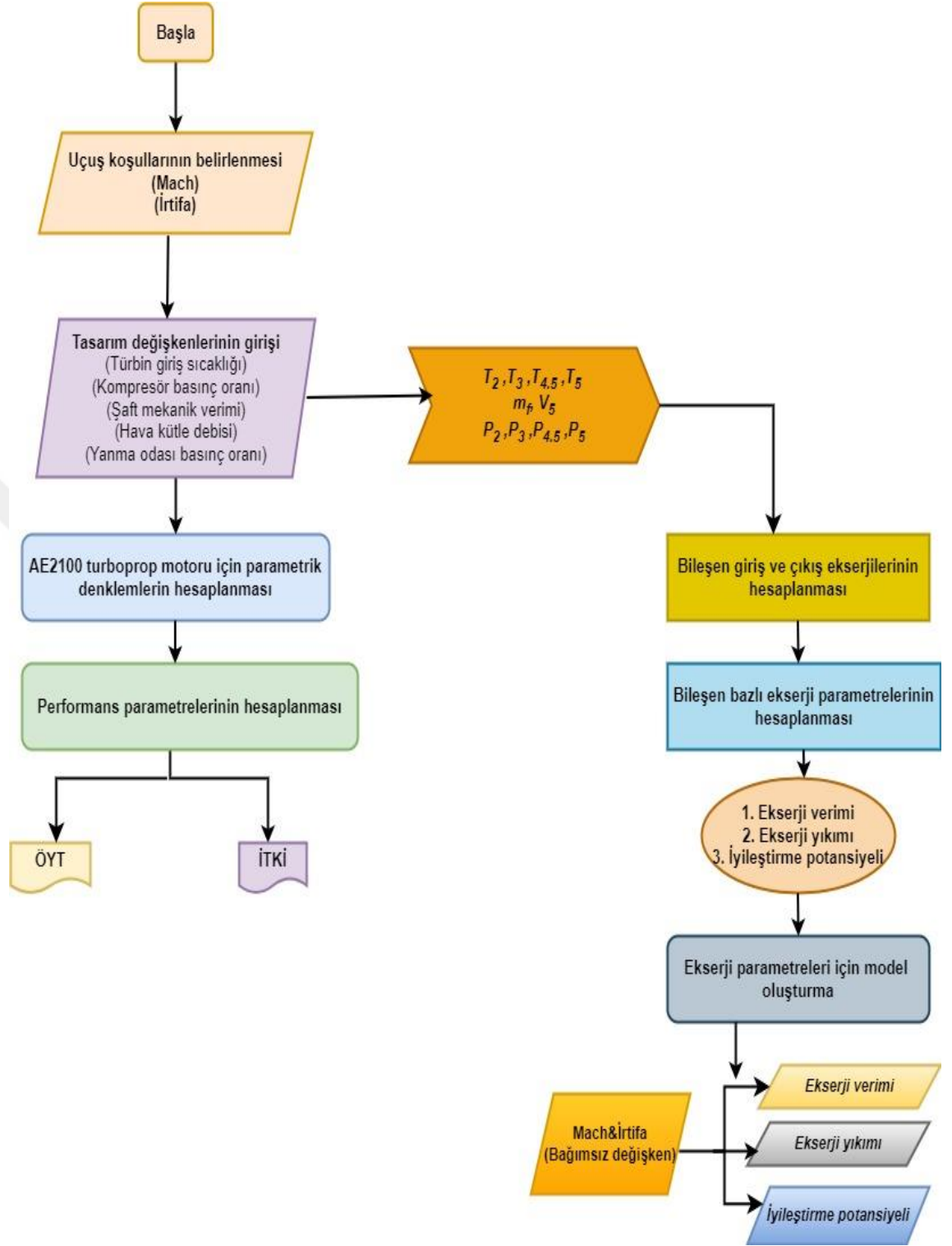
Tezin bu bölümünde turboprop motor için bazı performans ve ekserjetik parametrelerinin analizi yapılmıştır. Bu amaç için, Mach sayısı 0 ile 0.7 arasında ve irtifa 0 ile 7.7 km arasında değiştirilerek 64 farklı nokta için veriler GASTURB programından elde edilmiştir. GASTURB programından elde edilen veriler MATLAB ortamında geliştirilen özgün kodlar ile her iki parametrenin bileşen bazında ekserji verimi, ekserji yıkımı ve iyileştirme potansiyeline etkisi incelemiştir. Daha sonra aynı koşullarda AE2100 turboprop motoruna ait ekserji verimi, ekserji yıkımı, artık ekserji, iyileştirme potansiyeli, ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi ve çevresel etki faktörü parametrelerinin analizi yapılmıştır.

Son olarak motor bileşenlerinin bazı ekserjetik parametrelerini dinamik uçuş koşullarında çoklu regresyon yöntemi kullanılarak modelleri oluşturulmuştur. Modeller oluşturulurken bağımsız değişken olarak uçuş irtifası ve uçuş hızı (Mach) kullanılmıştır. Bağımlı değişken olarak ekserji verimi, ekserji yıkımı ve iyileştirme potansiyeli parametreleri seçilerek çoklu regresyon yöntemiyle modelleme denenmiştir. Modelleme uygulanırken asıl amaç bağımlı değişkenleri bağımsız değişkenler ile tahminlemektir. Ayrıca uçuş koşullarıyla birlikte birçok değişkenden etkilenen bu ekserjetik parametrelerin sadece irtifa ve Mach bağımsız değişkenleri ile tahmin edilmesi bu bölümünün temel amacıdır.

**Tablo 4.1.** Performans analizi yapılırken kullanılan değerler

Parametre	Tasarım değeri	İlk değer	Son değer
<b>Mach sayısı</b>	<b>0.59</b>	<b>0</b>	<b>0.7</b>
<b>Uçuş irtifası (km)</b>	<b>6.7</b>	<b>Deniz seviyesi</b>	<b>7.7</b>
Çevre sıcaklığı (K)	244.45	244.45	244.45
Çevre basıncı (kPa)	54.15	54.15	54.15
Kompresör isantropik verimi	0.9	0.9	0.9
Kompresör basınç oranı	16.6	16.6	16.6
Yanma odası tasarım verimi	0.99	0.99	0.99
Yanma odası basınç oranı	0.96	0.96	0.96
Şaft mekanik verimi	0.99	0.99	0.99
Türbin isantropik verimi	0.91	0.91	0.91
Türbin giriş sıcaklığı (K)	1270	1270	1270
Pervane verimi	0.8	0.8	0.8
Hava kütle debisi (kg/s)	16.3	16.3	16.3
Alt ısı değer (kJ/kg)	42800	42800	42800

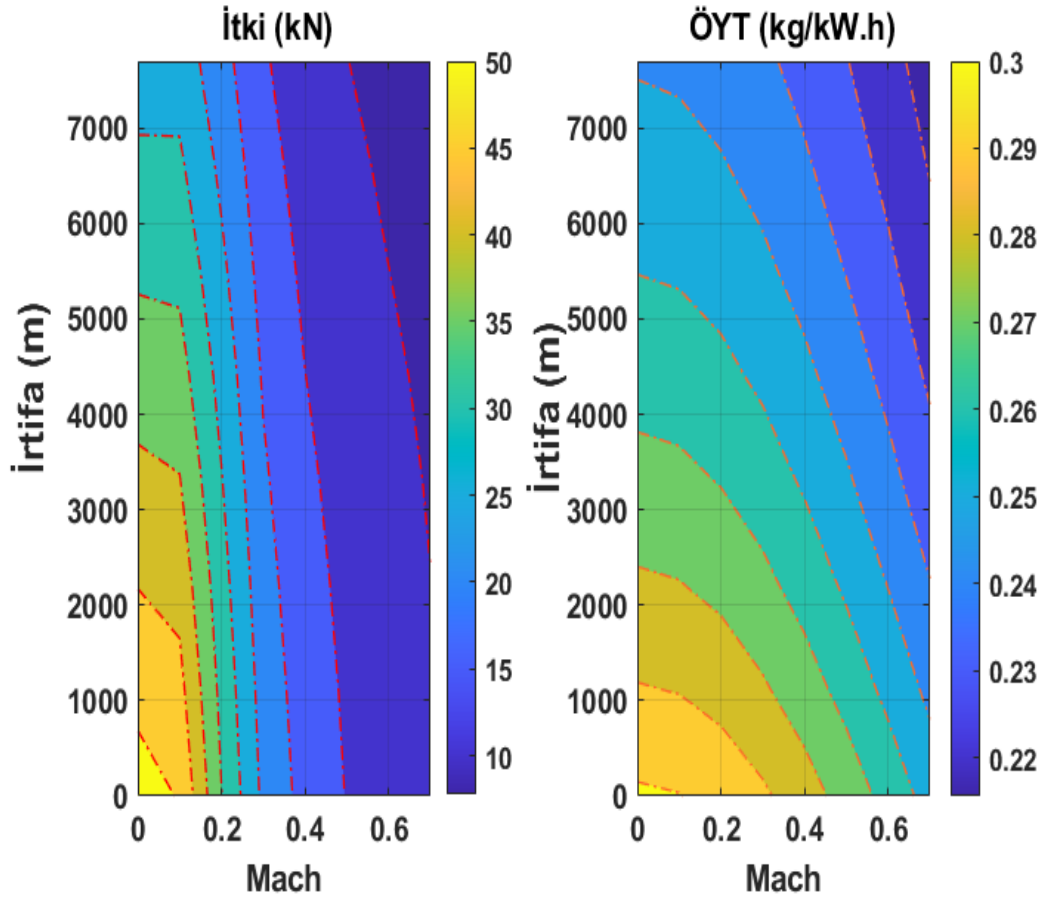
Tablo 4.1’de tezin bu bölümü için kullanılan bazı tasarım değişkenleri verilmiştir. Tablodan anlaşılacağı üzere irtifa ve Mach sayısının başlangıç ve son değerleri sırasıyla 0-7.7 km ile 0-0.7 Mach olmuştur. Şekil 4.1’de turboprop motor ve bileşenleri için dinamik uçuş koşullarında ekserji analizi ve modellemesi akış şeması verilmiştir.



Şekil 4.1. Dinamik uçuş koşullarında ekserji analizi ve modellemesi için akış şeması

#### 4.1 Dinamik Uçuş Koşullarında Enerji ve Ekserji Analizi

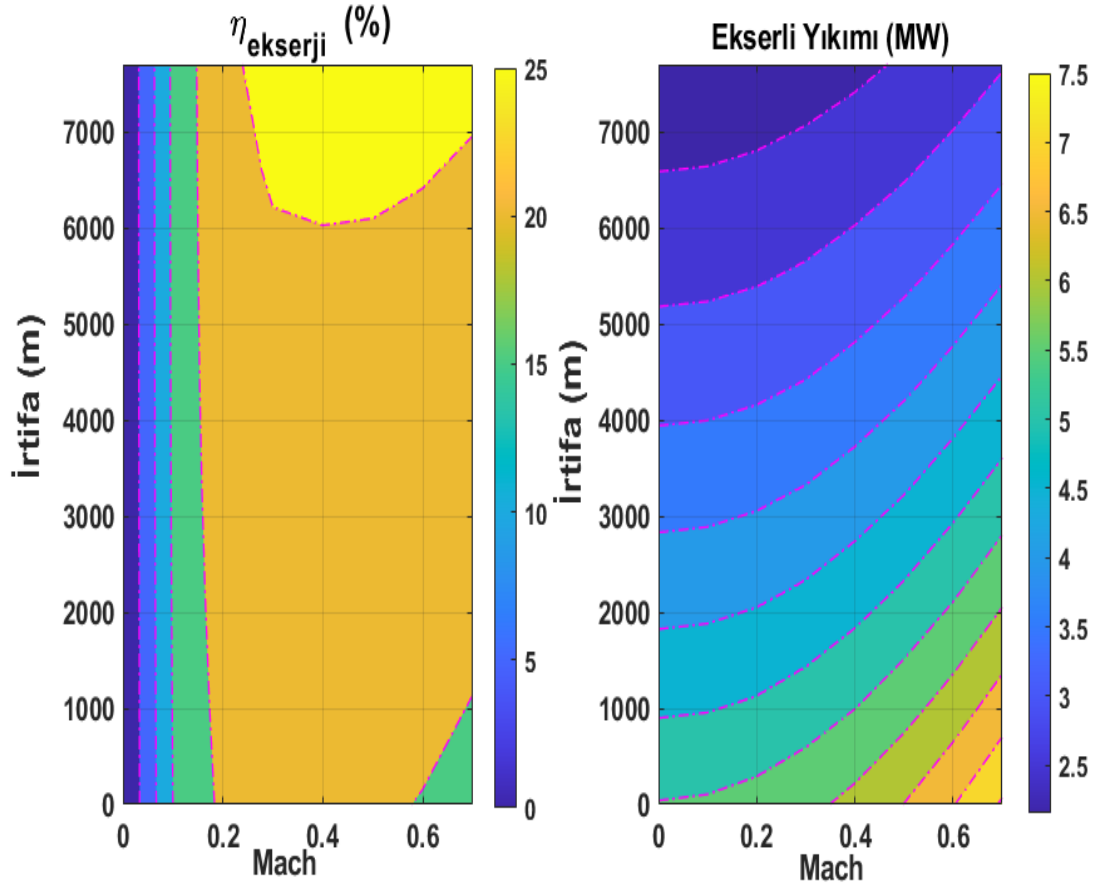
Bu bölümde dinamik uçuş koşullarının turboprop motorun performans parametrelerine etkisi incelenmektedir. Bu amaç için, Mach sayısı 0 ile 0.7 arasında ve irtifa 0 ile 7700 m arasında değiştirilerek 64 farklı nokta için istasyon giriş ve çıkışlarındaki termodinamik veriler GASTURB programından elde edilmiştir. Elde edilen veriler ile MATLAB ortamında özgün kodlar kullanılarak motor performans ve ekserji analizleri yapılmıştır. Analiz sonunda dinamik uçuş koşullarının etkisini anlamak için kontur grafikler elde edilmiştir. Grafiklerin x eksenini Mach sayısının etkisini verirken, y eksenini ise uçuş irtifasının etkisini vermektedir.



Şekil 4.2. Dinamik uçuş koşullarının itki ve özgül yakıt tüketimine (ÖYT) etkisi

Şekil 4.2’de dinamik uçuş koşullarının itki ve özgül yakıt tüketimine etkisi incelenmiştir. Mach ve irtifanın itki kuvvetine etkisi incelendiğine, Mach ve irtifanın artırılması ile itkinin azaldığı görülmektedir. Referans uçuş koşulunda 0.6 Mach’ta irtifanın artırılması ile itki kuvvetinin 12.4 kN’dan 8.74 kN’ye azaldığı, 6.6 km sabit

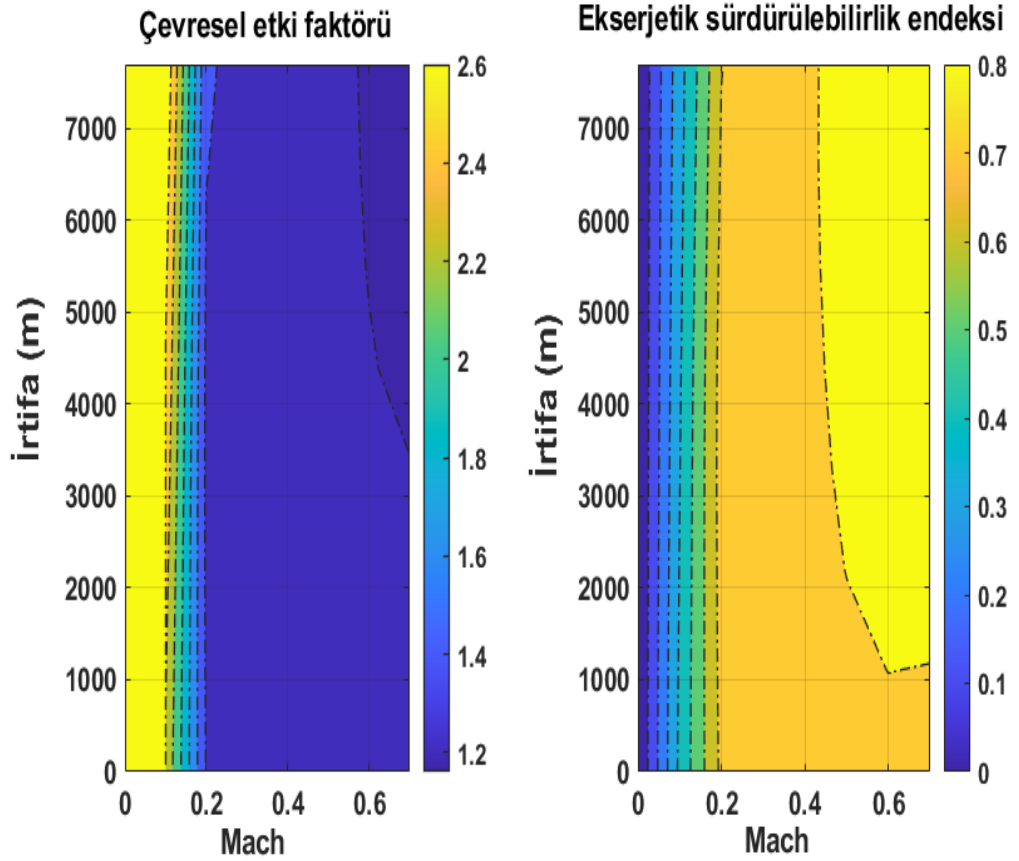
irtifada Mach'ın artırılması ile itkinin 30.9 kN'den 8.38 kN'ye azaldığı görülmektedir. Dinamik uçuş koşullarının özgül yakıt tüketimine etkisi araştırıldığında 0.30 kg/kW.h ile 0.215 kg/kW.h arasında değiştiği görülmektedir. Daha yüksek Mach ve irtifada özgül yakıt tüketiminin azaldığı anlaşılmaktadır. Turboprop motorun referans uçuş modunda (0.6 Mach, 6.6 km) ise itki ve ÖYT sırasıyla 9.39 kN ve 0.227 kg/kW.h olarak hesaplanmıştır.



Şekil 4.3. AE2100 motoruna ait ekserji verimi ve ekserji yıkımı

Şekil 4.3'te ekserji veriminin irtifa ve Mach sayısının artması ile yükseldiği görülmektedir. Başka bir deyişle, daha yüksek hızlarda ve irtifada motorun ekserji verimi genel olarak daha iyidir. Düşük irtifalarda uçak hızı 0.5 Mach'tan daha yüksek olduğu durumlarda ekserji verimi azalma eğilimi göstermektedir. AE2100 motoru için ekserji verimi %15 ile %25.9 arasında değişmektedir. Ekserji veriminin en yüksek olduğu noktada Mach sayısı 0.5 ve yükseklik 7.7 km'dir. Yüksek hızlarda ekserji veriminin azalma sebebi pervane uç kayıplarının artmasıyla ilişkili olabilir. Bu motor için referans

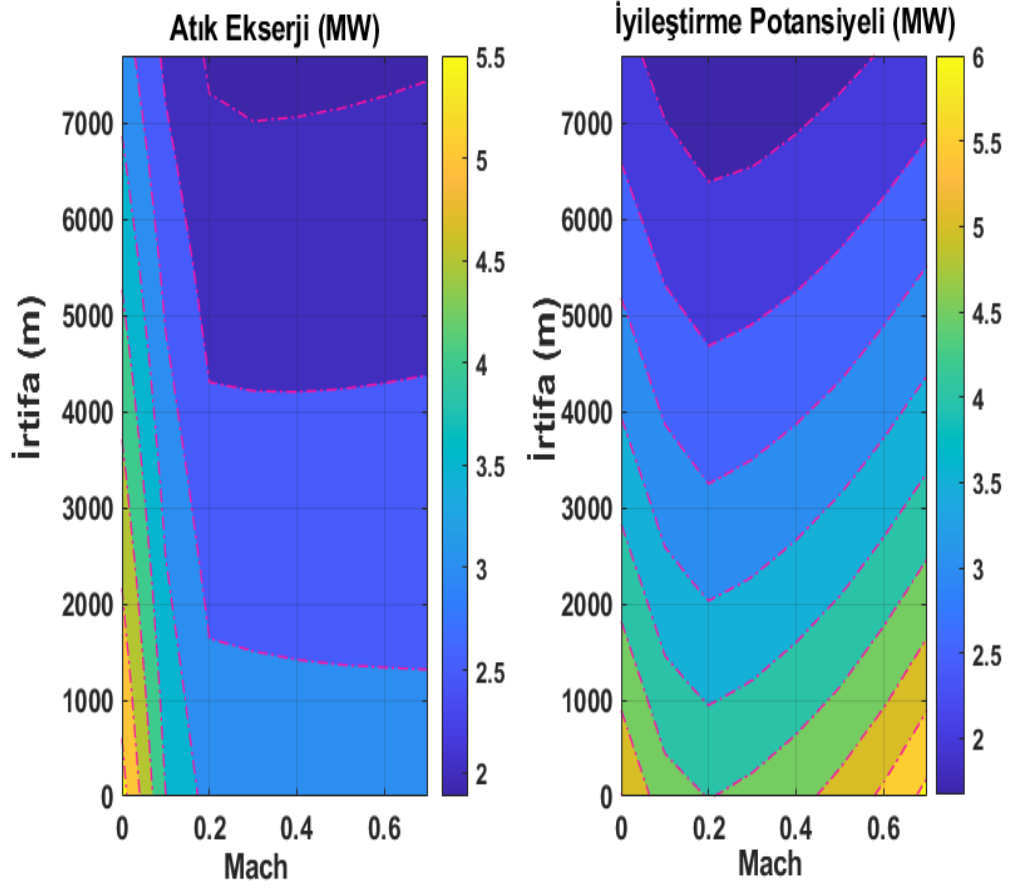
uçuş modu olan 0.6 Mach ve 6.6 km irtifada ekserji verimi % 25.1 olarak hesaplanmıştır. 0.6 Mach'ta irtifanın artırılması ile ekserji verimi %19.8 'den %25.1'e yaklaşık olarak %5.3 oranında iyileşme göstermiştir. 6.6 km irtifada ise Mach sayısının artması ile ekserji verimi %15.8'den %24.7'ye yükseldiği görülmektedir. Ekserji yıkımı incelendiğinde, yüksek irtifalarda ve düşük hızlarda daha düşük olduğu belirlenmiştir. Ekserji yıkımı tüm uçuş şartlarında 2.16 MW ile 7.55 MW aralığında değişmektedir. Bu motor için yukarıda belirtilen referans uçuş modu için ekserji yıkımı 3,16 MW elde edilmiştir. Ekserji yıkımı 0.6 Mach'ta irtifanın artması ile 6.97 MW'tan 2.73 MW'a yaklaşık %60.9 düşmektedir. 6.6 km irtifada uçuş hızının artırılmasıyla ekserji yıkımı 2.49 MW'tan 3.43 MW'a yaklaşık %28.5 artış göstermektedir.



**Şekil 4.4.** AE2100 motoru için dinamik uçuş koşullarının çevresel etki faktörü ve ekserjetik sürdürülebilirlik indeksine etkisi

Şekil 4.4'te AE2100 motoru için irtifa ve Mach sayısının çevresel etki faktörü ve ekserjetik sürdürülebilirlik indeksine etkisi sunulmuştur. Açıkça görüleceği gibi Mach

sayısı artıkça çevresel etki faktörü azalmıştır. Dinamik uçuş şartları ile çevresel etki faktörü 1.1608 ile 2.7769 arasında değişmektedir. En düşük değeri 1.1608 iken bu noktada irtifa 7.7 km ve Mach sayısı 0.7 olmuştur. 0.6 Mach sayısında irtifa etkisine bakıldığı zaman, irtifanın artması ile çevresel etki faktörü 1.27 'den 1.19'a azaldığı tespit edilmiştir. Aynı şekilde irtifanın 6.6 km ile sabit olduğu durumda Mach sayısının artması sayesinde çevresel etki faktörü 2.70'den 1.16'a azalmıştır; bu azalış miktarı yaklaşık olarak %57.1'e karşılık gelmektedir. Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksini (ESİ) incelediğimiz zaman, irtifanın artırılması ile genellikle ekserjetik sürdürülebilirlik indeksinin arttığını ve aynı şekilde Mach sayısının artırılması ile ekserjetik sürdürülebilirlik indeksinin arttığı anlaşılmaktadır. 0.6 Mach'ta irtifanın artırılması ile ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi 0.78 ile 0.84 arasında değişmiştir, bu iyileşme miktarı yaklaşık olarak %7.1'e denk gelmektedir. Benzer şekilde 6.6 km irtifada uçuş hızının 0.1 Mach'tan 0.7 Mach'a kadar artırılması ile ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi 0.36'dan 0.85'e kadar artmıştır. Bu değerler ışığında turboprop motor için irtifanın artırılmasının ekserjetik sürdürülebilirlik indeksini iyileştirdiği söylenebilir.



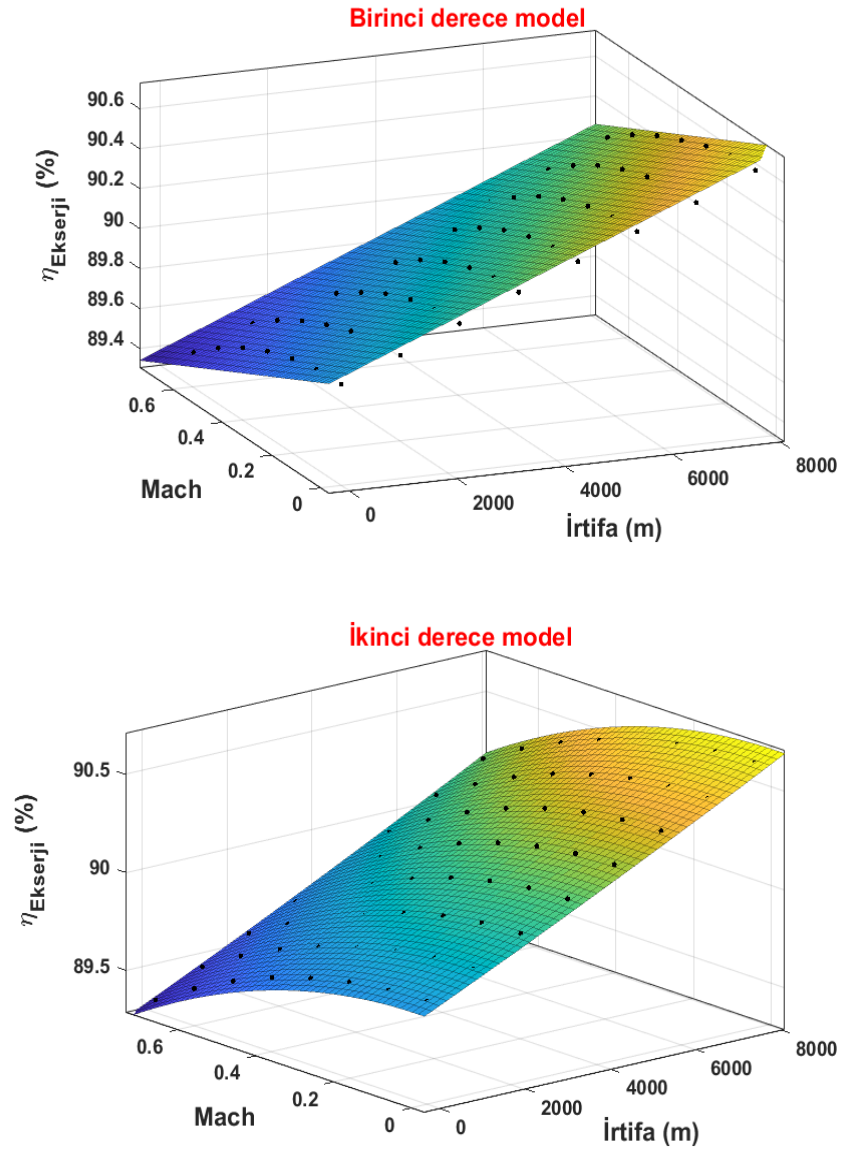
Şekil 4.5. AE2100 motoru için atık ekserji ve iyileştirme potansiyeli

Şekil 4.5'te atık ekserji ve iyileştirme potansiyeli verilmiştir. Kontur grafikler incelendiğinde irtifanın artması ile atık ekserji azalmıştır. Benzer şekilde Mach sayısının artırılması ile atık ekserji azalmıştır. En fazla atık ekserji düşük irtifalarda ve düşük Mach sayılarında meydana gelmiştir. Referans uçuş hızında irtifanın artırılması ile atık ekserji 3.21 MW'tan 1.93 MW'ta azalmıştır. Başka bir deyişle, yaklaşık olarak % 40 azalmaktadır. Referans uçuş modunda ise bu değer 2.11 MW olmuştur. Referans uçuş irtifasında Mach sayısının artırılması ile atık ekserji 3.58 MW ile 2.07 MW aralığında değişmiştir. İyileştirme potansiyeli incelendiğinde irtifanın artırılması ile iyileştirme potansiyelinin azaldığı, Mach sayısının artırılması durumunda ise artma eğiliminde olduğu görülmektedir. Şekilde 4.5'te görüleceği gibi analiz yapılan tüm noktalara bakıldığında iyileştirme potansiyeli 2.15 MW ile 6.13 MW arasında değişmektedir. Referans uçuş modunda (0.6 Mach ve 6.6 km) ise iyileştirme potansiyeli 2.37 MW olmuştur. Referans uçuş hızında irtifanın artırılması ile iyileştirme potansiyeli 5.59

MW'tan 2.03 MW'a yaklaşık olarak %63.6 azalmıştır. Referans uçuş irtifasında Mach sayısının artırılması durumunda ise 1.94 MW ile 2.58 MW arasında değişmiştir.

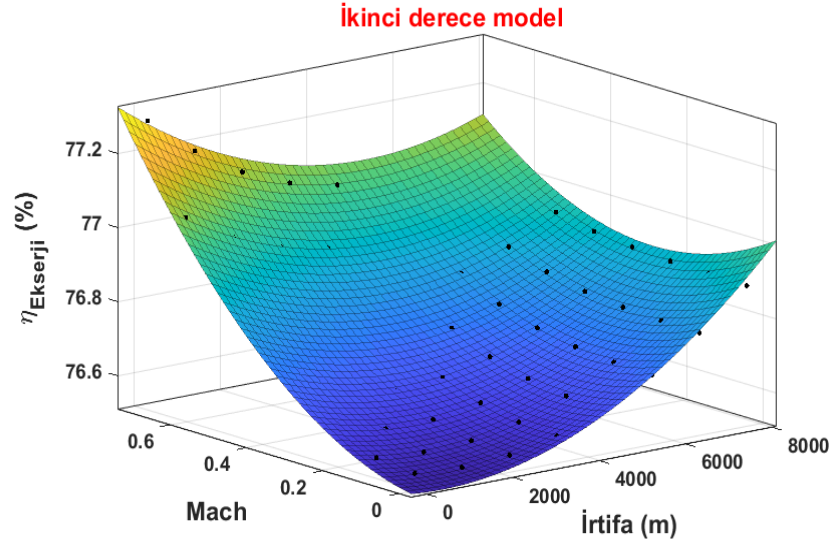
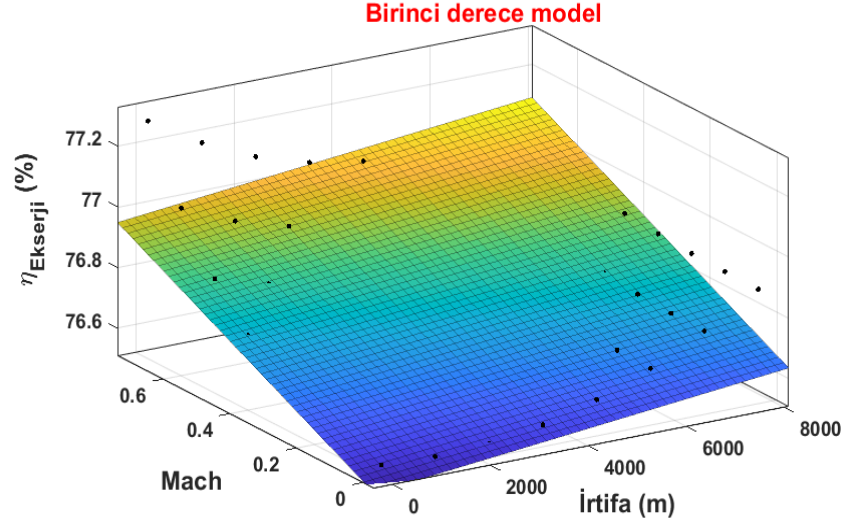
#### 4.2 Dinamik Uçuş Koşullarında Bileşen Bazında Ekserji Analizi ve Modellemesi

Şekil 4.6-4.9'da AE2100 turboprop motorun kompresör, yanma odası, gaz türbini ve serbest türbini için birinci ve ikinci derece çoklu regresyon modelleme verileri sunulmuştur. Siyah noktalar GASTURB programından alınan veriler iken diğer yüzeyler modelleme verilerini temsil etmektedir.



Şekil 4.6. Mach ve irtifaya bağlı kompresör için ekserji verimi modellemesi

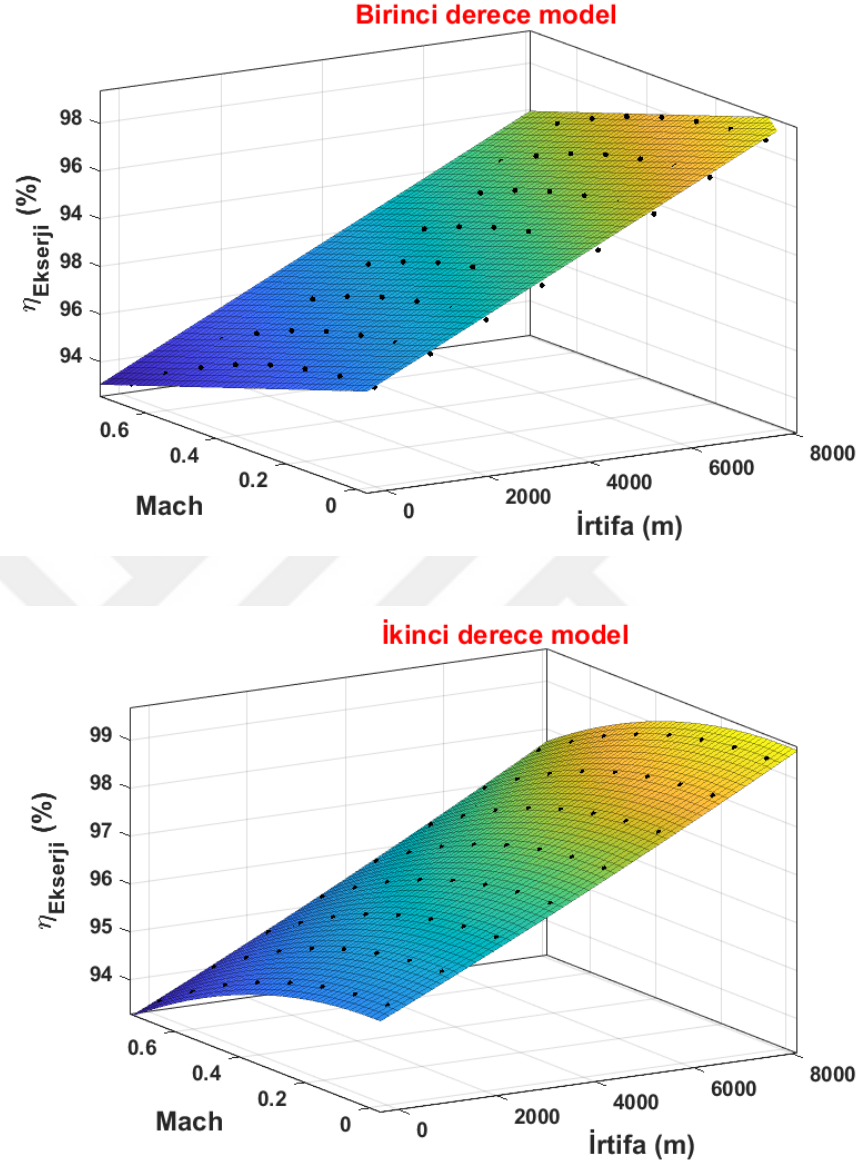
Şekil 4.6’te kompresör bileşeni için dinamik koşullarda ekserji verimi analizi ve modellenmesi yapılmıştır. Görüleceği gibi dinamik uçuş koşulları ile ekserji verimi %89.3 ile %90.6 arasında değişmektedir. İrtifanın artması ile ekserji verimi artarken, Mach sayısının artması ile çok az azaldığı anlaşılmaktadır. İkinci derece regresyon modeli, birinci derece modele göre daha iyi tahminleme yaptığı anlaşılmaktadır.



Şekil 4.7. Mach ve irtifaya bağlı olarak yanma odası için ekserji verimi modellenmesi

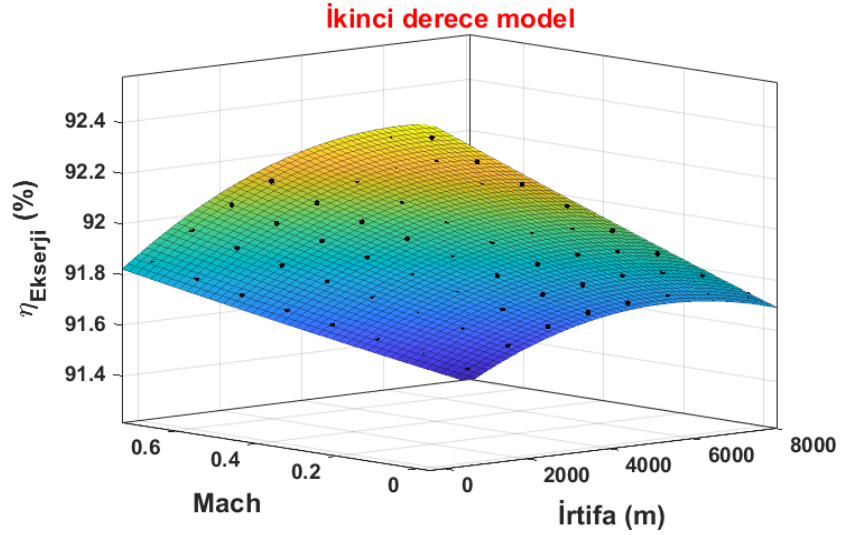
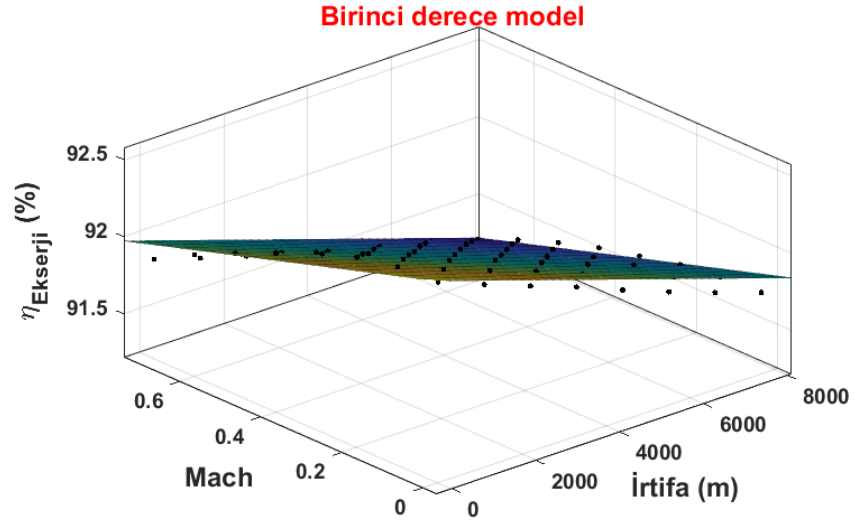
Şekil 4.7’da yanma odası bileşeni için farklı Mach ve irtifa aralığında ekserji modellenmesi ve analizi yapılmıştır. Elde edilen sonuçlara göre, ekserji veriminin %76.5 ile 77.2 arasında değişmektedir. Tüm bileşenler arasında ekserji verimi beklendiği gibi

yanma odasında en düşüktür. Ancak yanma odası ekserji verimi irtifa ve Mach sayısından diğer bileşenlerle kıyaslandığında görece daha az etkilendiği söylenebilir.



Şekil 4.8. Mach ve irtifaya bağlı olarak gaz jeneratörü türbini için ekserji verimi modellemesi

Şekil 4.8’de gaz jeneratörü türbin bileşeni için ekserji veriminin %93.5 ile %99.4 arasında değiştiği görülmektedir. İrtifanın artması ile ekserji verimi artarken Mach sayısının artması ile ekserji verimi azalmıştır. 0.6 Mach uçuş hızında irtifanın artması ile ekserji verimi %94’ten %98.1’e yükselmiştir. 6.6 km irtifada ise Mach sayısının artırılması ile ekserji verimi %98.7’den %97.1’e kadar düşmüştür.



**Şekil 4.9.** Mach ve irtifaya bağlı olarak güç türbini için ekserji verimi modellenmesi

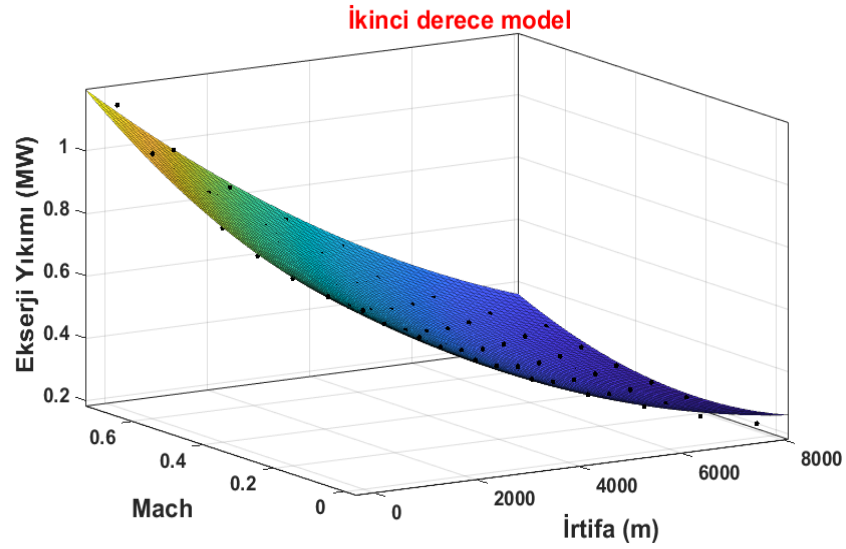
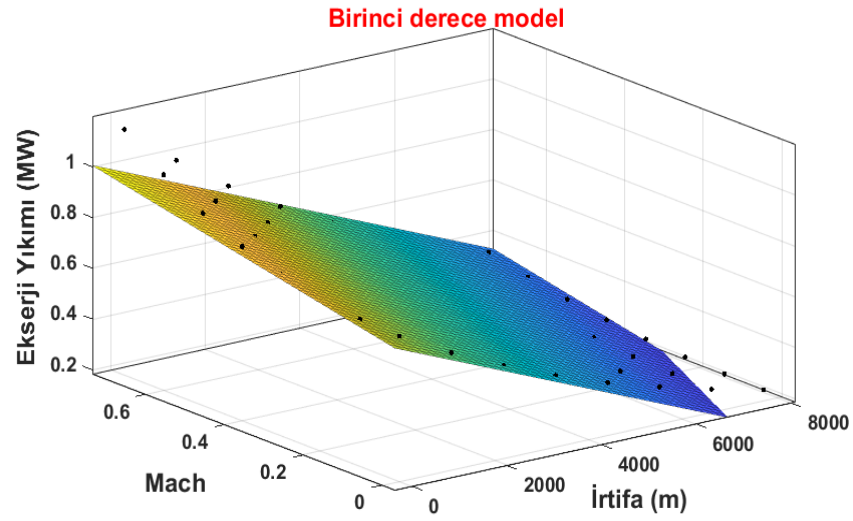
Şekil 4.9’da güç türbini bileşeni için irtifa ve Mach sayısı değişkenlerine bağlı ekserji verimi %91.2 ile %92.5 arasında değiştiği gözlenmektedir. 0.6 Mach uçuş koşullarında irtifanın artırılması ile güç türbini bileşeni için ekserji verimi %92 ‘den %91.3’e bir miktar azalmıştır. Benzer şekilde, 6.6 km irtifada Mach sayısının artırılması ile ekserji verimi %91.8’den %91.4’e azaldığı söylenebilir. Güç türbini bileşeninde diğer bileşenlerde olduğu gibi ikinci derece modellerin daha iyi tahminleme yaptığı anlaşılmaktadır.

Tablo 4.2’de AE2100 turboprop motor bileşenlerinin ekserji verimi için gerçekleştirilen birinci ve ikinci derece modellemeye ait SSE, RSME ve  $R^2$  değerleri sunulmuştur. Tüm değerler incelendiğinde ikinci derece modelleme sonuçlarının, birinci derece modellemeye göre daha iyi sonuç verdiği açık bir şekilde görülmektedir. Bileşen bazında birinci derece ekserji verimi modellemesi belirleme katsayısı ( $R^2$ ) kompresör, yanma odası, gaz türbini ve güç türbini için sırasıyla 0.98, 0.69, 0.98 ve 0.97 çıkmıştır. Karesel modelleme yapıldığı zaman belirleme katsayıları sırasıyla 0.99, 0.98, 0.99 ve 0.99’a yükselmiştir.

**Tablo 4.2.** Mach ve irtifaya bağlı birinci ve ikinci dereden ekserji verimi modellemesi için hata indeksleri

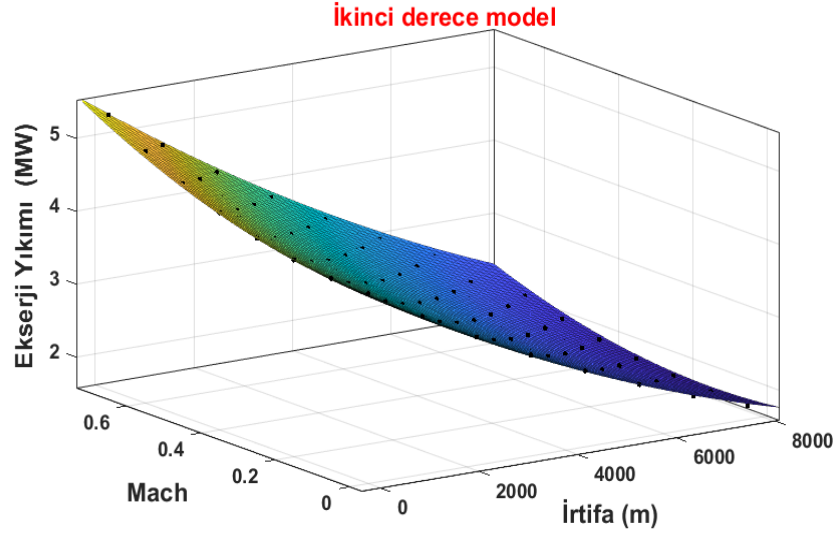
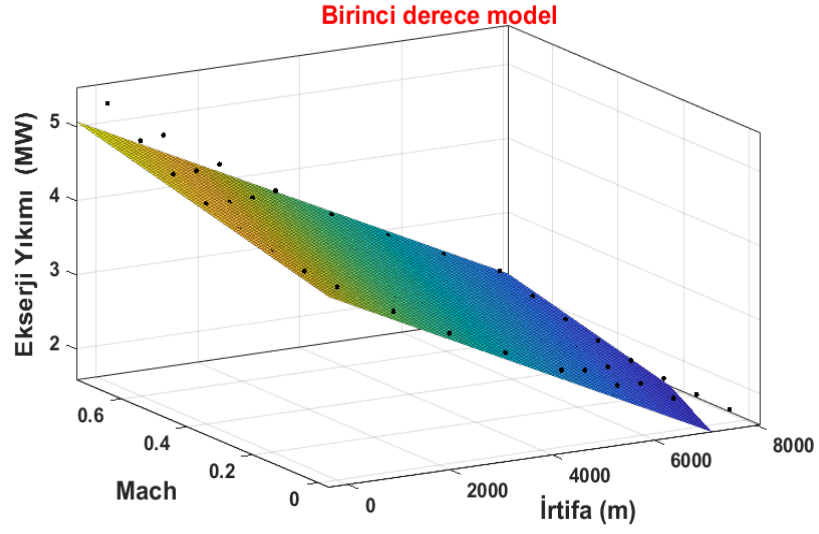
		SSE	RMSE	$R^2$	SSE	RMSE	$R^2$
<b>Ekserji Verimi</b>	Kompresör	$1.2 \cdot 10^{-5}$	0.000443	0.981	$4.03 \cdot 10^{-7}$	$8.34 \cdot 10^{-5}$	0.999372
	Yanma odası	$5.703 \cdot 10^{-5}$	0.000966	0.691	$2.68 \cdot 10^{-6}$	0.000215	0.98552
	Gaz türbin	0.0001651	0.001645	0.987	$2.4 \cdot 10^{-7}$	$6.44 \cdot 10^{-5}$	0.999982
	Güç türbin	$1.533 \cdot 10^{-5}$	0.000501	0.972	$4.58 \cdot 10^{-7}$	$8.89 \cdot 10^{-5}$	0.999187

Şekil 4.10-4.13’te AE2100 turboprop motorunun kompresör, yanma odası, gaz türbini ve güç (serbest) türbini bileşenleri için birinci ve ikinci derece modelleme verileri sunulmuştur. Tüm bileşenler için ikinci derece yapılan modelleme sonuçları motor verilerine çok yakındır. Hata indeksleri tablo 4.3’te verilmiştir.



**Şekil 4.10.** Mach ve irtifa ikilisine bağlı olarak kompresör için ekserji yıkımı modellenmesi

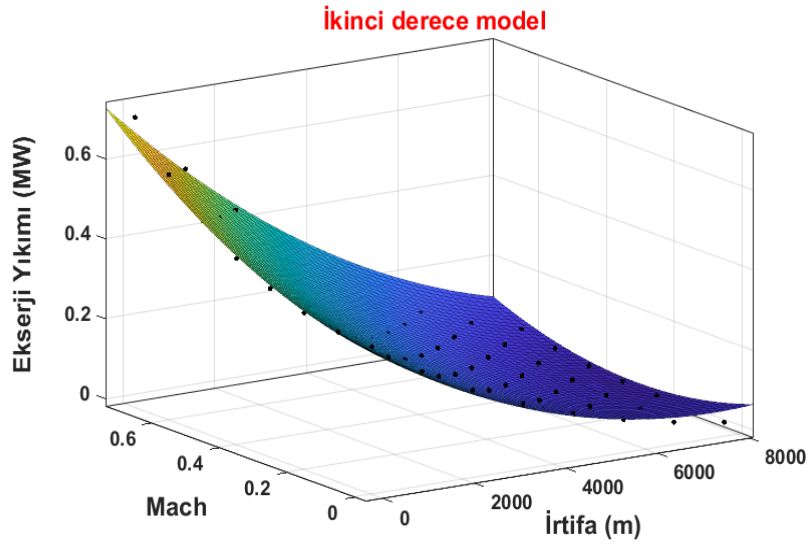
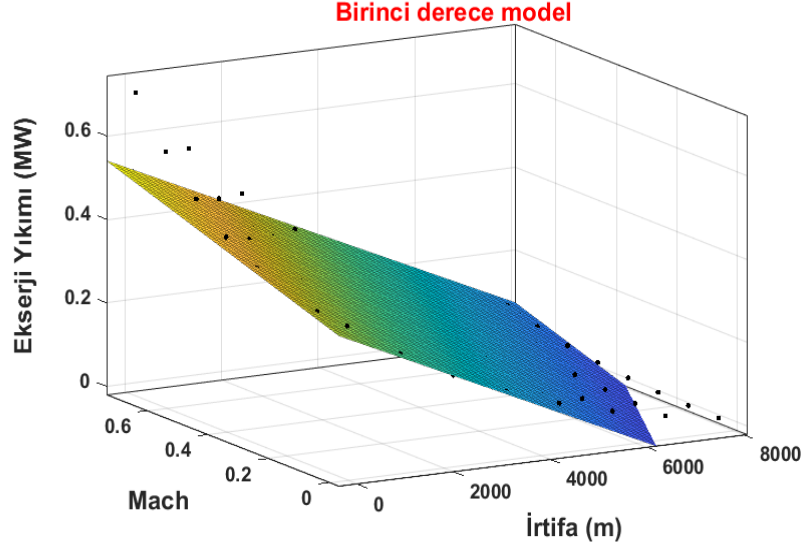
Şekil 4.10'da kompresör bileşeni için dinamik uçuş koşullarında ekserji yıkımı parametresi için analiz sonuçları verilmiştir. Açıkça görüleceği gibi irtifa ve Mach sayısının değiştirilmesi ile ekserji yıkımı 0.22 MW ile 1.15 MW arasında değişmiştir. Uçuş hızının 0.6 Mach olduğu durumda irtifanın artırılması ile ekserji yıkımı 1.03 MW'tan 0.31 MW'ta azalırken, 6.6 km irtifada Mach sayısının artırılması ile 0.27 MW'tan 0.42 MW'ta yükseldiği görülmektedir. Yani sabit irtifada Mach sayısının artırılması ekserji yıkımını artarken, sabit Mach'ta irtifanın artırılması ise ekserji yıkımını azaltmaktadır. Bu sonuçlar ekserji verimi sonuçlarıyla son derece uyumludur.



**Şekil 4.11.** Mach ve irtifa ikilisine bağlı olarak yanma odası için ekserji yıkımı modellenmesi

Şekil 4.11’de yanma odası bileşeni için dinamik uçuş koşullarında ekserji yıkım analizi ve modellenmesi verileri sunulmuştur. Şekilden anlaşılacağı gibi ekserji yıkımının en fazla olduğu bileşenin yanma odası olduğu tespit edilmiştir. İrtifa ve Mach sayısının değiştirilmesi ile ekserji yıkımı 1.72 MW ile 5.35 MW aralığında değiştiği gözlenmektedir. Yapılan analizde irtifanın artırılması ile ekserji yıkımının azaldığı görülmektedir. Başka bir deyişle, 0.6 Mach sayısında irtifanın artırılması ile ekserji yıkımı 5.03 MW’tan 2.15 MW’a yaklaşık olarak %57.3 azalmıştır. Bunun aksine 6.6 km sabit irtifada Mach sayısının artırılması ile ekserji yıkımı 2.02 MW’tan 2.64 MW’a

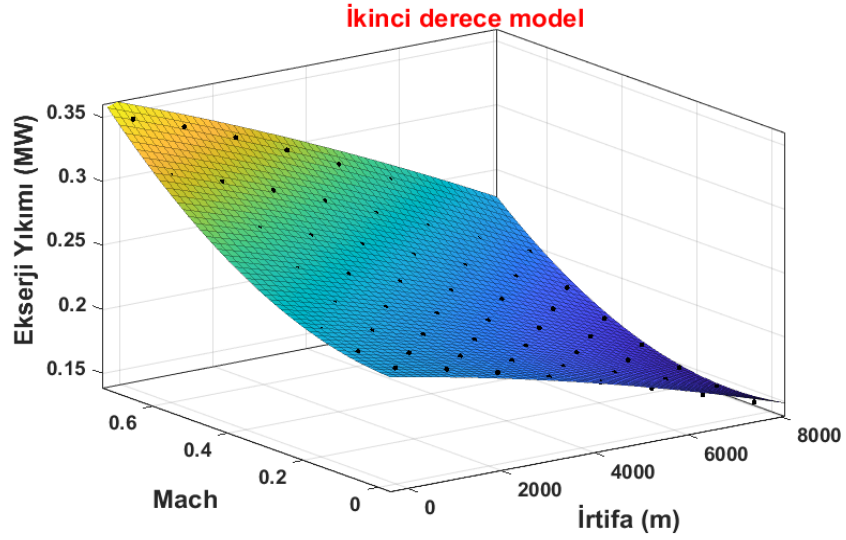
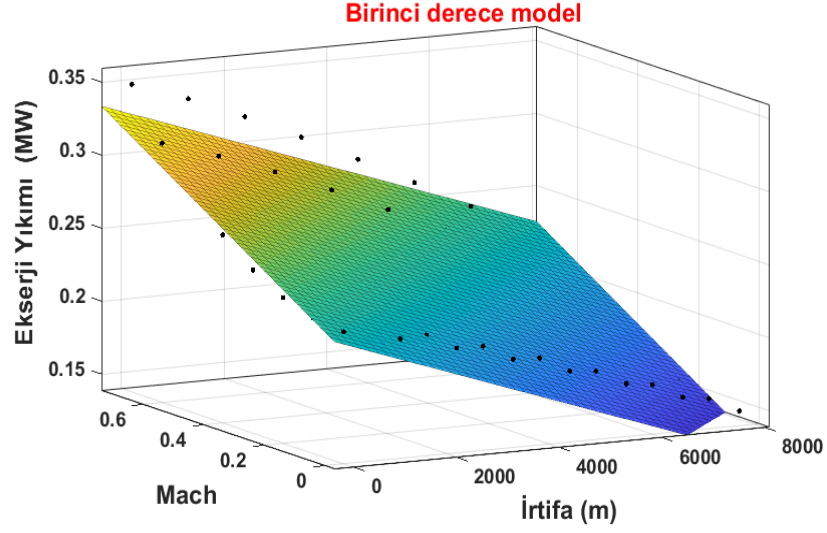
yükselmiştir. Yani Mach sayısının artması ile ekserji yıkımı yaklaşık olarak %30 artmıştır.



**Şekil 4.12.** Mach ve irtifa ikilisine bağlı olarak gaz türbini için ekserji yıkımı modellemesi

Şekil 4.12’de gaz türbini bileşeni için dinamik uçuş koşullarında ekserji yıkım analizi ve modellemesi verileri sunulmuştur. İrtifa ve Mach sayısının değiştirilmesi ile ekserji yıkımı 0.02 MW ile 0.71 MW aralığında değişmektedir. Bu bileşen için irtifanın artırılması ekserji yıkımı parametresini azaltırken, Mach sayısının artırılması ise artırmaktadır. Yani 0.6 Mach’ta irtifanın artması ise ekserji yıkımı 0.59 MW’tan 0.06 MW’a düştüğü görülebilir. Bunun aksine, 6.6 km irtifada Mach sayısının artırılması ile

ekserji yıkımı 0.04 MW'tan 0.12 MW'a yükselmektedir. Tüm bileşenler arasında en az ekserji yıkımı gaz türbini bileşeninde olduğu tespit edilmiştir.



**Şekil 4.13.** Mach ve irtifa ikilisine bağlı olarak güç türbini için ekserji yıkımı modellemesi

Şekil 4.13'te güç türbini bileşeni için dinamik uçuş koşullarında ekserji yıkım analizi ve modellemesi verileri sunulmuştur. İrtifa ve Mach sayısının değiştirilmesi ile ekserji yıkımı 0.91 MW ile 0.93 MW aralığında değişmektedir. Güç türbini bileşeni için irtifa ve Mach sayısının etkisi en fazla % 2.2 olmaktadır. İrtifanın ve Mach sayısının artırılması ile ekserji yıkımı az bir miktarda azalmaktadır. Yani 6.6 km irtifada Mach sayısının artırılması ile ekserji yıkımı 0.92 MW'tan 0.91 MW'a azalmıştır. Benzer şekilde

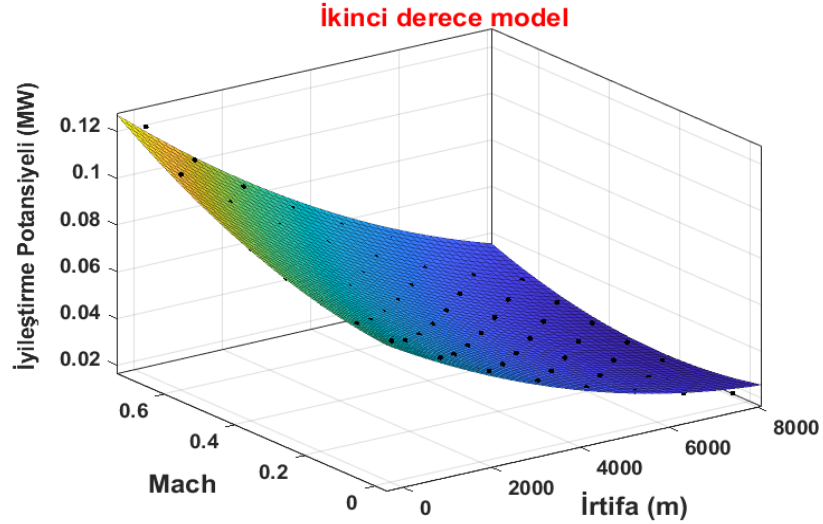
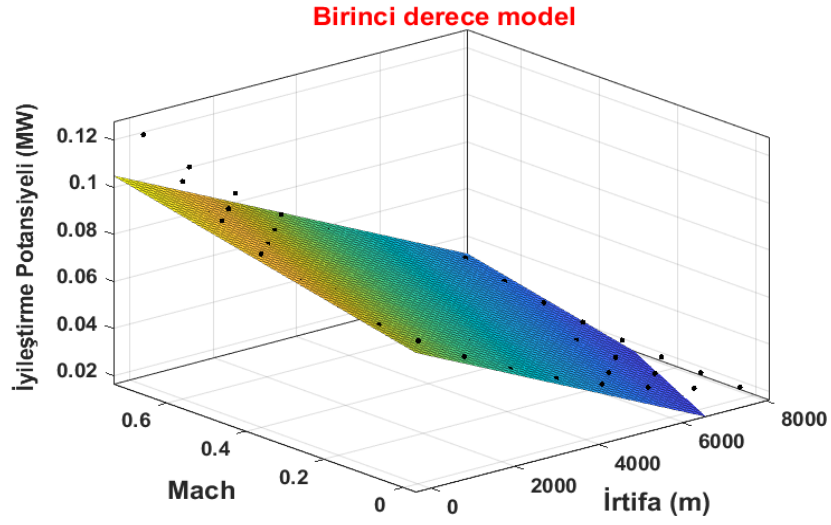
0.6 Mach'ta irtifanın artırılması ile 0.918 MW'tan 0.914 MW'a ihmal edilebilecek seviyede azalmıştır. Güç türbini bileşeni için ekserji yıkımı parametresinin uçuş koşullarından dramatik bir şekilde etkilenmediği söylenebilir.

Tablo 4.3'te AE2100 motor bileşenlerinin ekserji yıkımı için gerçekleştirilen birinci ve ikinci derece modellemeye ait SSE, RSME ve  $R^2$  değerleri sunulmuştur. Tüm değerler için ikinci derece modelleme sonuçları birinci derece modellemeye göre daha iyi sonuç verdiği açık bir şekilde görülmektedir. Ekserji yıkımı için yapılan birinci derece regresyon modellemesi için belirleme katsayısı ( $R^2$ ) 0.908 ile en düşük gaz türbini bileşeninde olmuştur. Ancak tüm bileşenler için ikinci derece modelleme belirleme katsayıları ( $R^2$ ) genel olarak 0.99'dan daha iyi sonuç vermiştir.

**Tablo 4.3.** Mach ve irtifaya bağlı birinci ve ikinci dereleden ekserji yıkımı modellemesi için hata indeksleri

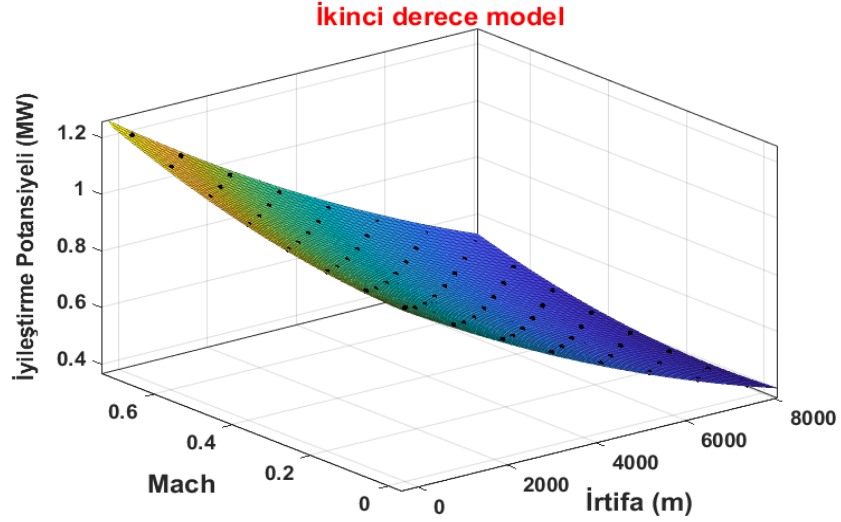
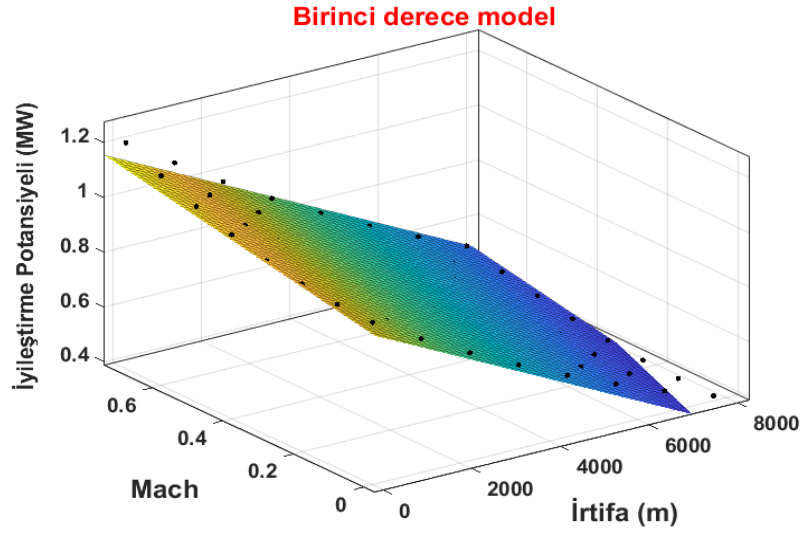
		SSE	RMSE	$R^2$	SSE	RMSE	$R^2$
Ekserji yıkımı	Kompresör	0.1505731	0.049683	0.951804	0.007018	0.011	0.997754
	Yanma odası	1.0659326	0.132190	0.980095	0.024708	0.02064	0.999539
	Gaz türbin	0.1469879	0.049088	0.908046	0.009935	0.013088	0.993785
	Güç türbin	0.0080221	0.011467	0.942523	0.000152	0.001621	0.998909

Şekil 4.14-4.16'da AE2100 motorunun bileşenlerinin iyileştirme potansiyeline ait analiz verilerinin yanı sıra birinci ve ikinci derece regresyon modelleme sonuçları resmedilmiştir. İkinci derece modelleme sonuçları, birinci derece modellemeye göre daha iyi sonuçlar verdiği açık bir şekilde söylenebilir.



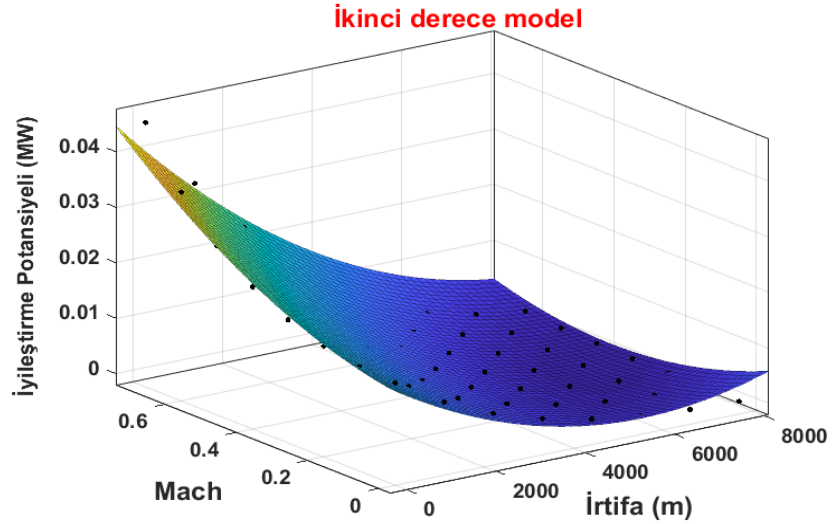
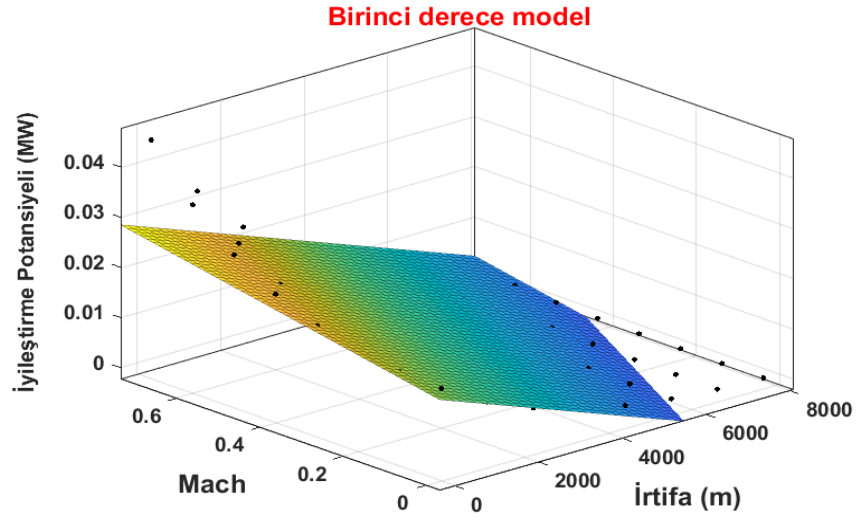
**Şekil 4.14.** Mach ve irtifa ikilisine bağlı olarak kompresör için iyileştirme potansiyeli modellenmesi

Şekil 4.14'te dinamik uçuş koşullarında kompresör bileşenine ait iyileştirme potansiyeli analizi ve modelleme verileri sunulmuştur. İrtifa ve Mach sayısının artırılması ile iyileştirme potansiyeli 0.02 MW ile 0.12 MW aralığında değişmektedir. İrtifanın artırılması ile iyileştirme potansiyeli azalırken, Mach sayısının artırılması ile iyileştirme potansiyeli artma eğilimindedir. Başka bir deyişle 0.6 Mach uçuş koşullarında irtifanın artırılması ile iyileştirme potansiyeli 0.109 MW'tan 0.031 MW'a azalırken, 6.6 km sabit irtifada Mach sayısının artırılması ile 0.029 MW'tan 0.042 MW'a yükselmiştir.



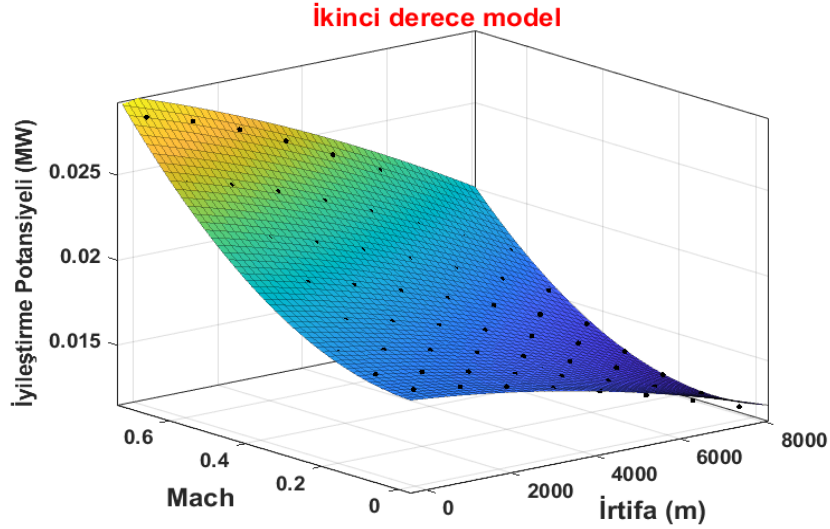
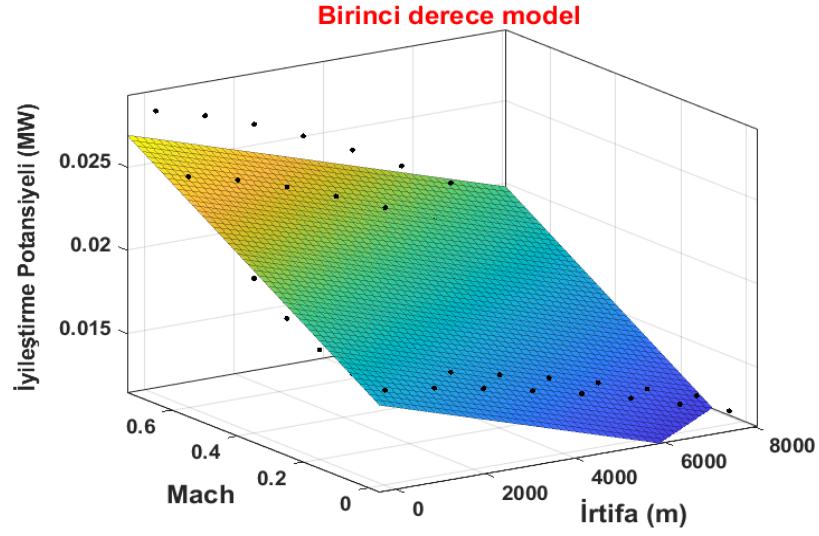
**Şekil 4.15.** Mach ve irtifa ikilisine bağlı yanma odası için iyileştirme potansiyeli modellemesi

Şekil 4.15'te irtifa ve Mach sayısının artırılması yanma odasının iyileştirme potansiyeli değeri 0.40 ile 1.21 MW aralığında değişmiştir. Kompresöre benzer bir şekilde iyileştirme potansiyeli irtifanın yükselmesi ile azalma, Mach sayısının artırılması ile azalma eğilimindedir. Yani 0.6 Mach sayısında irtifanın artırılması ile iyileştirme potansiyeli 1.15 MW'tan 0.49 MW'ta azaldığı görülmektedir. Bunun aksine, 6.6 km sabit uçuş seviyesinde Mach sayısının artırılması ile iyileştirme potansiyeli 0.46 MW'tan 0.60 MW'a yükseldiği görülmektedir. Tüm bileşenler arasında iyileştirme potansiyeli değeri en yüksek bileşen yanma odası olduğu açıkça görülmektedir.



**Şekil 4.16.** Mach ve irtifaya bağlı gaz türbini için iyileştirme potansiyeli modellenmesi

Şekil 4.16’da gaz türbini bileşeninin iyileştirme potansiyeli analizi ve modelleme verileri sunulmaktadır. Referans uçuş modunda elde edilen iyileştirme potansiyeli değeri 0.0024 MW’tır. Bu motorun kullanıldığı 6.6 km irtifada Mach sayısının artırılması ile iyileştirme potansiyeli 0.0004 MW’tan 0.0037 MW’a kadar yükselmiştir. 0.6 Mach sayısında irtifanın artırılması ile iyileştirme potansiyeli 0.035 MW’tan 0.0012 MW’ta kadar düşmüştür. Yani sabit irtifada uçağın hızlanması sonucu gaz türbininin iyileştirme potansiyeli artmaktadır.



**Şekil 4.17.** Mach ve irtifaya bağlı güç türbini için iyileştirme potansiyeli modellenmesi

Şekil 4.17’de güç türbini bileşeni için elde edilen sonuçlar gösterilmektedir. İrtifa ve Mach sayısının kademeli olarak artırılması ile iyileştirme potansiyeli değeri yükselme eğilimindedir. İrtifanın 6.6 km olduğu durumda, Mach sayısının artırılması ile güç türbini bileşeninin iyileştirme potansiyeli değeri 0.013 MW’tan 0.021 MW’a yükselmiştir. Benzer şekilde 0.6 Mach’ta irtifanın artması ile iyileştirme potansiyeli değeri 0.025 MW’tan 0.017 MW’a düşmüştür.

**Tablo 4.4.** Mach ve irtifaya bağılı birinci ve ikinci dereeden iyileştirme potansiyeli modellemesi için hata indeksleri

		Birinci derece			İkinci derece		
		SSE	RMSE	R <sup>2</sup>	SSE	RMSE	R <sup>2</sup>
İyileştirme potansiyeli	Kompresör	0.0020427	0.005786	0.944257	0.000103	0.001336	0.997176
	Yanma odası	0.0437117	0.026769	0.984665	0.00064	0.003322	0.999775
	Gaz türbin	0.0011592	0.0043593	0.805713	0.000122	0.001452	0.979518
	Güç türbin	7.326*10 <sup>-5</sup>	0.0010958	0.922725	1.35*10 <sup>-6</sup>	0.000152	0.998578

Tablo 4.4'te AE2100 motor bileşenlerinin potansiyel iyileştirme oranının için gerçekleştirilen birinci ve ikinci derece çoklu regresyon modellerine ait SSE, RSME ve R<sup>2</sup> değerleri sunulmuştur. Tüm değerler için ikinci derece model sonuçları birinci derece modellemeye göre daha iyi sonuç verdiği açık bir şekilde görülmektedir. İyileşme potansiyeli parametresi için yapılan birinci ve ikinci derece çoklu regresyon model sonuçlarına bakıldığı zaman, R<sup>2</sup> gaz türbini bileşeni için 0.80'den 0.97'ye yükselmiştir. Diğer bileşenlere bakıldığı zaman R<sup>2</sup> değerleri ikinci derece modellemede daha iyi sonuçlar verdiği belirlenmiştir.

**Tablo 4.5.** AE2100 motoru ve ana bileşenleri için referans uçuş modunda bazı ekserjetik parametreler

	Ekserji verimi (%)	Ekserji yıkımı (MW)	İyileştirme Potansiyeli (MW)
Kompresör	90.1	0.37	0.037
Yanma odası	76.9	2.46	0.569
Gaz türbini	97.5	0.097	0.002
Güç türbini	91.4	0.914	0.018

Son olarak tablo 4.5'te AE2100 motorunun kullanıldığı referans uçuş modunda koşullarında kompresör, yanma odası, gaz türbini ve güç türbini için ekserji verimi, ekserji yıkımı ve iyileştirme potansiyeli değerleri verilmiştir. Tablodan anlaşılacağı gibi ekserji veriminin en düşük olduğu bileşen yanma odası iken, en yüksek olduğu bileşen ise gaz türbini olmuştur. Bununla uyumlu bir şekilde iyileştirme potansiyeli yanma

odasında en fazla olmuştur. Aynı şekilde ekserji yıkımının en fazla olduğu bileşen beklendiği gibi yanma odası olmuştur.



## 5. DİNAMİK UÇUŞ ŞARTLARINDA TURBOMAKİNE BİLEŞENLERİNİN KADEME TABANLI EKSERJİ ANALİZİ

Tezin bu bölümünde turboprop hava aracı itki sisteminin kompresör ve türbinleri için kademe bazında yapılan enerji ve ekserji analizine ait veriler sunulmaktadır. Kargo uçaklarında kullanılan büyük turboprop bir motorun kalkış, tırmanma, düz uçuş, alçalma ve son yaklaşma fazlarını içeren beş farklı uçuş fazı için turbomakine bileşenlerinin kademe bazlı ekserjetik analizleri yapılmıştır. Bileşenlerin giriş ve çıkış sıcaklık, basınç ve kütle debisi verileri GASTURB yazılımından alınmıştır. Daha sonra MATLAB ortamında turboprop turbomakine kademe analizlerine yönelik özel kodlar geliştirilmiştir. Bu çalışmada önceki çalışmalardan farklı olarak turboprop motorun turbomakine bileşenlerinin kademe bazlı ekserji analizi ilk olarak uygulanmıştır.

Şekil 5.3-5.7’de beş farklı uçuş fazında on dört kademeli aksenal kompresör için sırasıyla kademe bazında ekserji verimleri, kademe bazında özgül tersinmezlik oranı, kademe bazında entropi üretimi, kademe bazında ekserji yıkımı ve iyileştirme potansiyeli, kademe bazında tüketilen güç ve kademe basınç oranı sunulmuştur. Şekil 8’de ise tüm kompresör için enerji ve ekserji metrikleri verilmiştir. Beş farklı uçuş koşulu şekil 5.1’de görüleceği üzere kalkış fazı, tırmanma fazı, seyir uçuşu fazı, alçalma fazı ve son yaklaşma fazından oluşmaktadır. Bu uçuş şartlarında turbomakine bileşenleri için kademe tabanlı analizler yapılmıştır.



Şekil 5.1. Uçuş fazları

Tablo 5.1’de her uçuş koşulu için hesaplamalarda kullanılan irtifa, uçuş hızı, hava debisi, yakıt debisi, çevre sıcaklığı ve basıncı, kademe sıcaklık farkları gibi parametreler

özet olarak sunulmuştur. Şekil 5.2’de bu bölümde yapılan analizlerin akış şeması sunulmuştur.

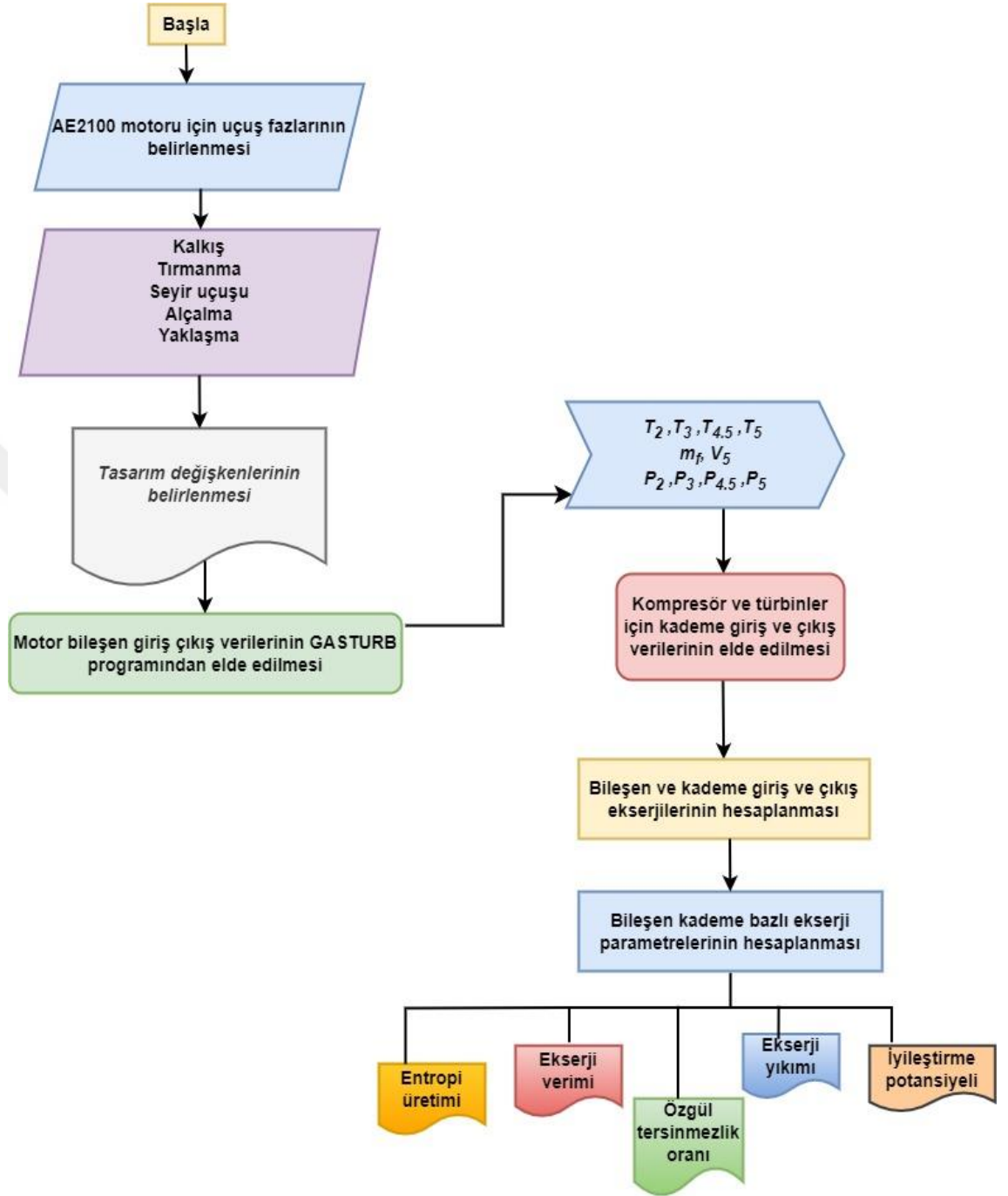
**Tablo 5.1.** Turboprop motoru ve bileşenlerinin uçuş fazlarında bazı özellikleri [53]

	İrtifa (m)	Mach	$\dot{m}$ (kg/s)	$\dot{m}_f$ (kg/s)	$T_a$ (K)	$P_a$	$\pi_{comp}$	$\Delta T_{Comp}$	$\Delta T_{GT}$	$\Delta T_{PT}$
Faz 1	Deniz seviyesi	0	16.137	0.2502	288.14	101.40	16.04	31.16	212.8	77.2
Faz 2	2000	0.25	13.448	0.2165	275.16	79.584	16.29	30.3234	204.8	87.2
Faz 3	6700	0.59	9.0592	0.1538	244.657	42.9165	16.42	28.6	194.8	111.7
Faz 4	4000	0.4	11.312	0.188	262.18	61.7341	16.37	29.537	200.3	96.7
Faz 5	1000	0.2	14.827	0.2339	281.65	89.9581	16.24	30.82	212.3	78.2

Termodinamik analizler yapılırken bazı varsayımlar yapmak gerekmektedir. Tezin bu bölümünde yapılan analizler tablo 5.2’de verilen değerler varsayılarak yapılmıştır. Analizi yapılan sistemlerin adyabatik olduğu, gazların mükemmel gaz olarak kabul edildiği, hava için özgül ısılar oranı 1.4 ve yanmış gazlar için özgül ısılar oranı 1.33 olarak kabul edilmiştir.

**Tablo 5.2.** Analiz sırasında kullanılan değerler

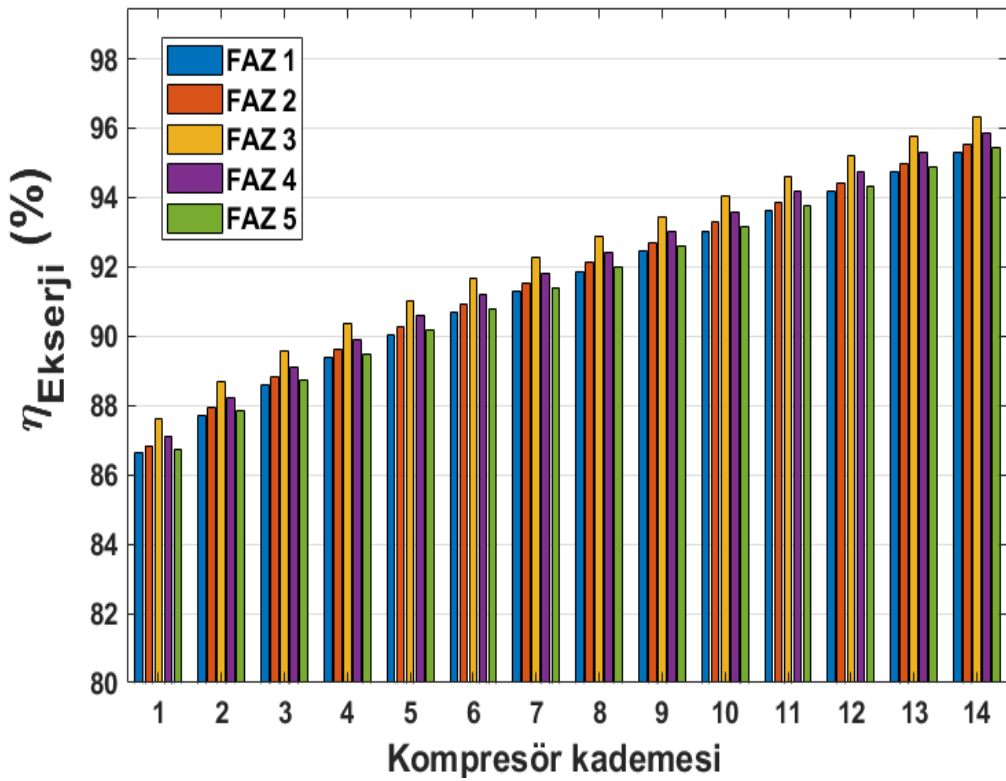
Kabuller	
Kompresör	Adyabatik
Gaz türbini	Adyabatik
Güç türbini	Adyabatik
Gaz özelliği	İdeal gaz
$LHV$	42800 kJ/kg
Kompresör politropik verimi	0.86
GT politropik verimi	0.92
ST politropik verimi	0.87
$\gamma_a$	1.4
$\gamma_g$	1.33
$\xi_f$	1.0616



Şekil 5.2. Turbomakine bileşenlerin kademe bazlı ekserji analizi akış şeması

## 5.1 Eksenel Akışlı Kompresör İçin Analiz Sonuçları

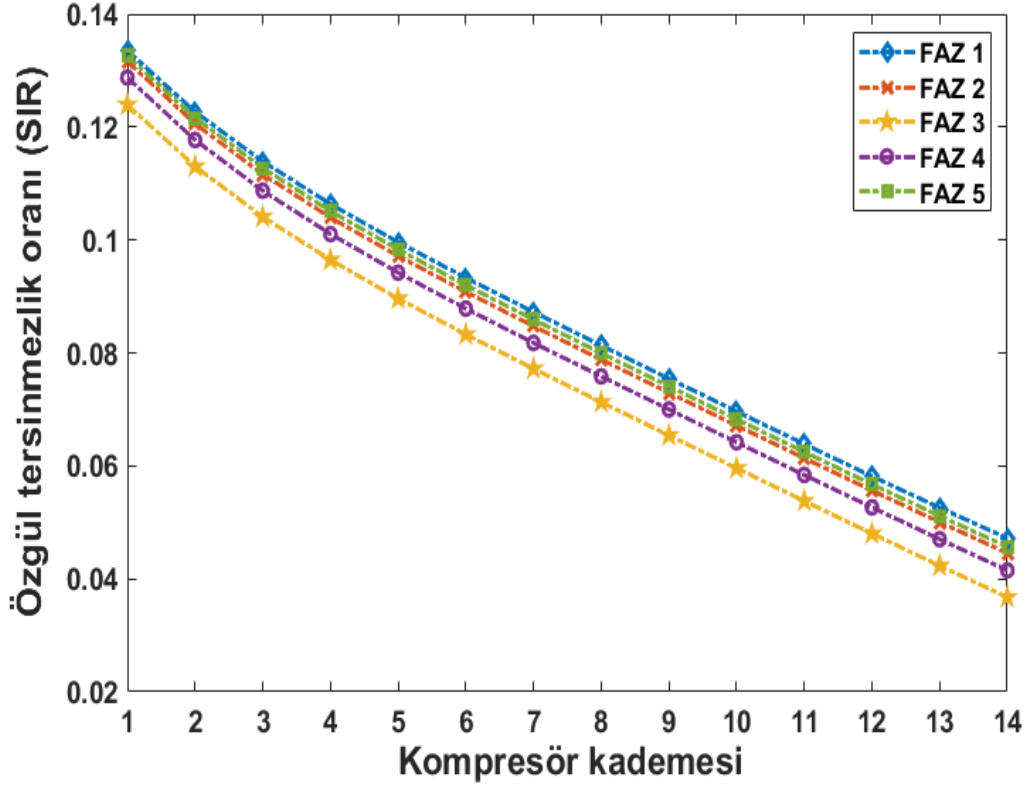
Tezin bu bölümünde beş farklı uçuş koşulunda turboprop hava aracı itki sisteminin kompresör ve türbinleri için yapılan enerji ve ekserji analizine ait veriler sunulmaktadır. Beş farklı uçuş koşulu şekil 5.3'te görüleceği üzere kalkış (Faz 1), tırmanış (Faz 2), seyahat uçuşu (Faz 3), alçalış (Faz 4) ve son yaklaşma (Faz 5) fazından oluşmaktadır. Bu uçuş koşullarında AE2100 turboprop motorunun turbomakine bileşenleri için kademe tabanlı analizleri yapılmıştır.



Şekil 5.3. Kompresör için kademe bazında ekserji verimi

Şekil 5.3'te beş farklı uçuş fazı için 14 kademeli kompresörün bütün kademeleri için ekserji verimleri sunulmuştur. Şekildeki 1-14 arası rakamlar kompresörün hangi kademesi olduğunu ifade etmektedir. Faz 1'de kompresörün birinci kademesinden son kademesine doğru ekserji verimi %86.6'dan %95.3'e yükseldiği görülmektedir. Faz 2'de ise önden arkaya doğru kademe ekserji verimi %86.8'den yaklaşık %95.6'ya yükselmiştir. Kademe ekserji veriminin en yüksek olduğu uçuş fazının seyahat uçuşu (Faz 3) olduğu açık bir şekilde görülmektedir. Başka bir deyişle ekserji verimi ilk kademe için

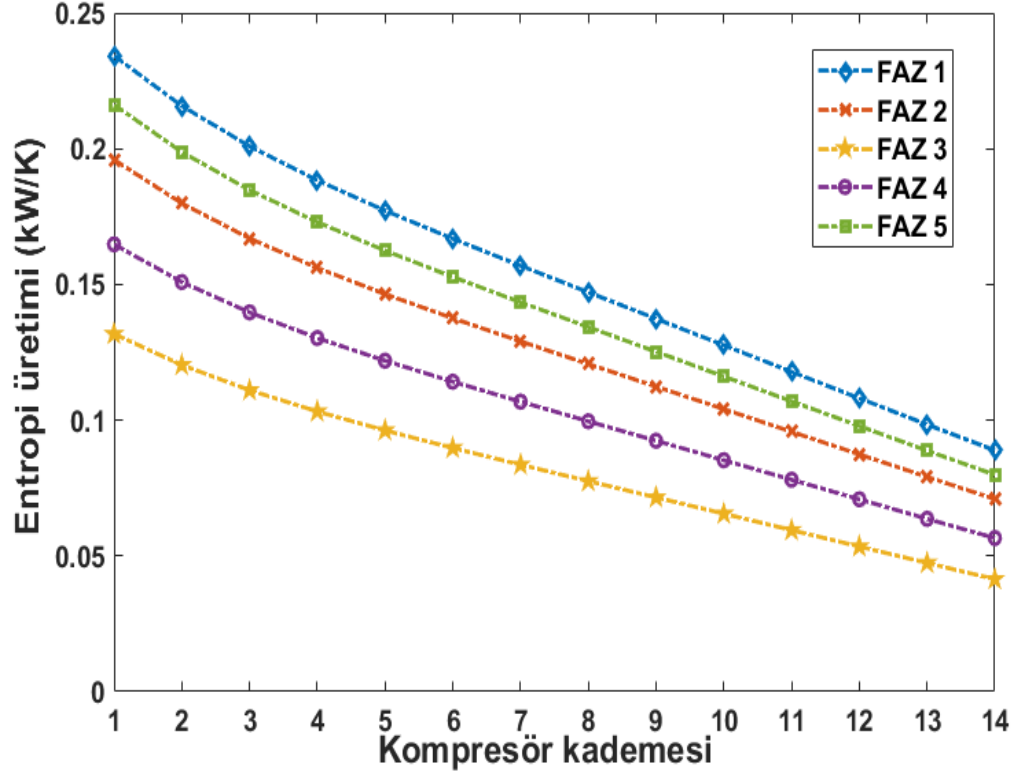
yaklaşık %87.6 iken son kademede %96.3'tür. Faz 4 ve faz 5 için ilk kademe verimi sırasıyla yaklaşık %87.1 ve %86.7 iken kompresörün on dördüncü kademesi için sırasıyla yaklaşık %95.9 ve yaklaşık %95.4 olduğu görülmektedir. Ayrıca tüm kademeler için ekserji verimleri ve diğer parametreler tablo 5.3'te verilmiştir. İncelenen tüm uçuş fazları için kompresör kademelerinin verimleri önden arkaya doğru artığı anlaşılmaktadır.



Şekil 5.4. Kompresör için kademe bazında özgül tersinmezlik oranı

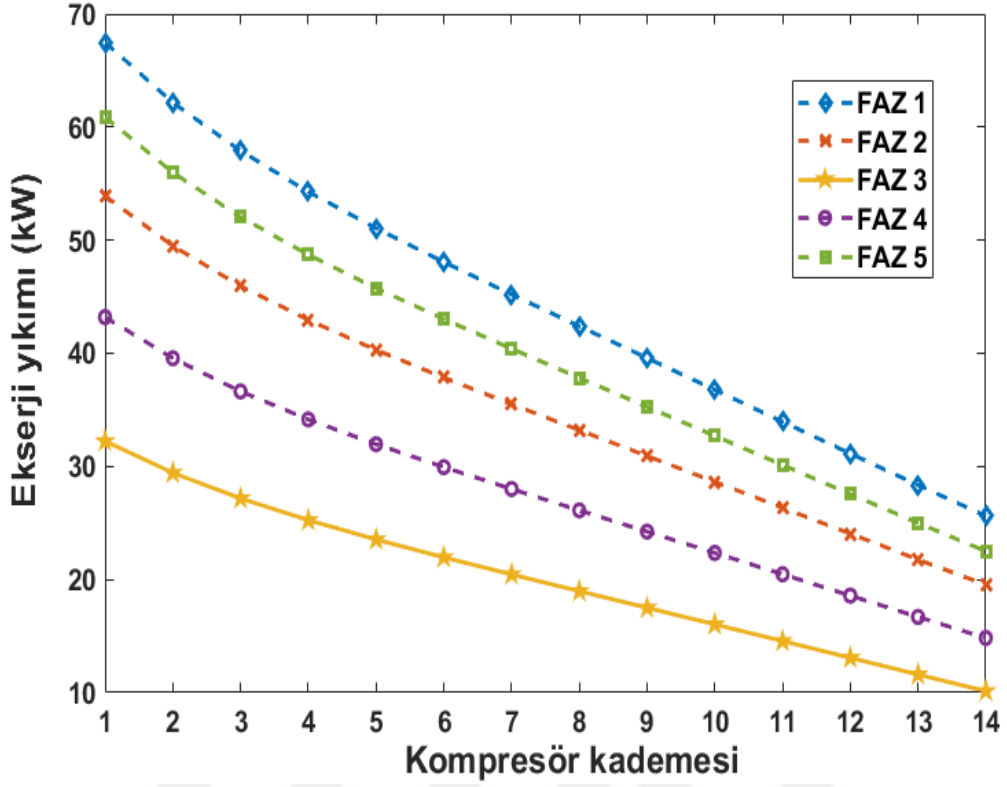
Şekil 5.4'te yeni bir metrik olan özgül tersinmezlik oranı (SIR-specific irreversibility ratio) sunulmaktadır. Tüm durumlarda özgül tersinmezlik oranının kompresörün ilk kademesinde nispeten daha yüksek olmakla birlikte, son aşamaya doğru azalma eğilimindedir. Tüm durumlar arasında en düşük olduğu nokta faz 3'tür. Bu fazda, ilk kademe için yaklaşık 0.124 ve son kademe için 0.037 olarak hesaplanmıştır. Ayrıca, en yüksek olduğu uçuş koşulu kalkış (faz 1) fazıdır ve bu fazda ilk kademe için yaklaşık 0.134 ve son aşama için yaklaşık 0.047 olarak hesaplanmıştır. İlk kademelerden son kademeye doğru azaldığı ve bunun da tüm uçuş fazlarında ekserji verimi bulgularıyla

uyumlu olduğu sonucuna varılabilir. Yani, ekserji verimi yüksekse, özgül tersinmezlik oranının düşük olması diğer sonuçlar ile uyumludur.



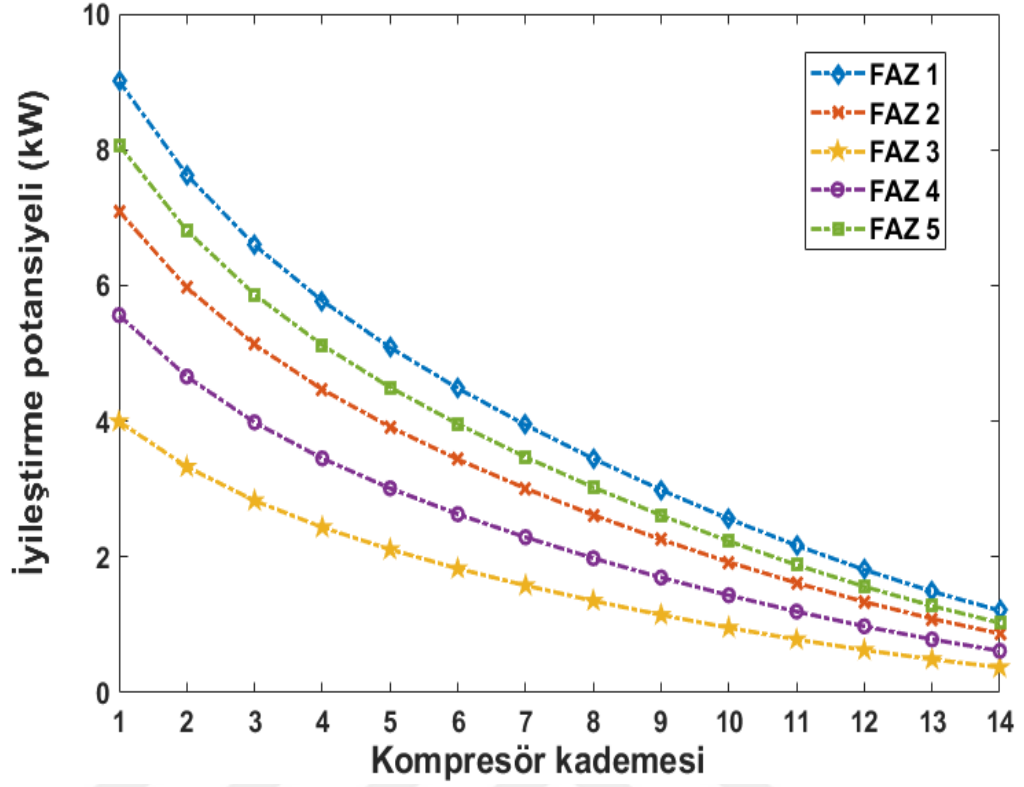
Şekil 5.5. Kompresör için kademe bazında entropi üretimi

Şekil 5.5'te, entropi üretim değeri ilk kademedan son kademeye doğru azaldığı ve bunun da tüm uçuş şartlarında ekserji verimi ve özgül tersinmezlik oranı bulgularıyla tutarlı olduğu anlaşılmaktadır. Entropi üretimi faz 1'de kompresörün ilk kademesinden son kademesine doğru 0.234 kW/K'dan 0.089 kW/K'ya düşmektedir. Faz 3'te, 0.131 kW/K ile 0.042 kW/K arasında tüm uçuş fazları arasında en düşük değere sahiptir.



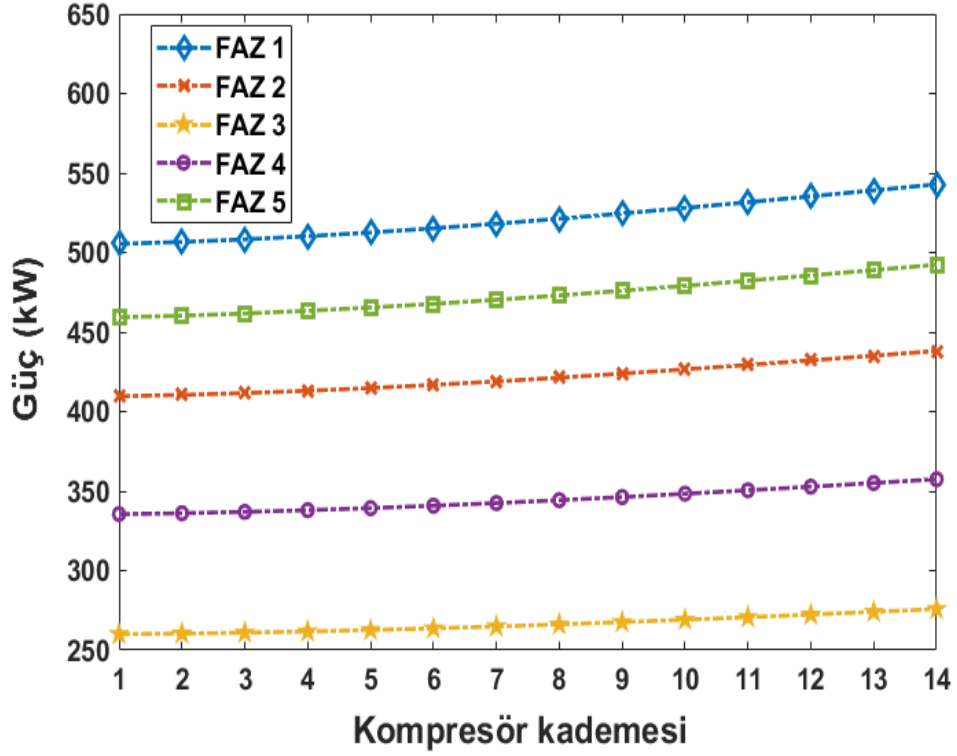
Şekil 5.6. Kompresör için kademe bazında ekserji yıkımı

Şekil 5.6'da ondört kademeli aksenal kompresör için ekserji yıkımı analiz sonuçları kademe bazında sunulmuştur. Ekserji yıkımı parametresi incelendiğinde, ekserji yıkımının tüm durumlarda ilk kademedan son kademeye doğru net bir şekilde azaldığı görülmektedir. Bu durumun kademe ekserji verimli ile uyumlu olduğu görülmektedir. Faz 1'de ekserji yıkımı ilk kademe 67.49 kW olarak hesaplanırken kompresörün son kademesinde 25.62 kW olarak elde edilmiştir.



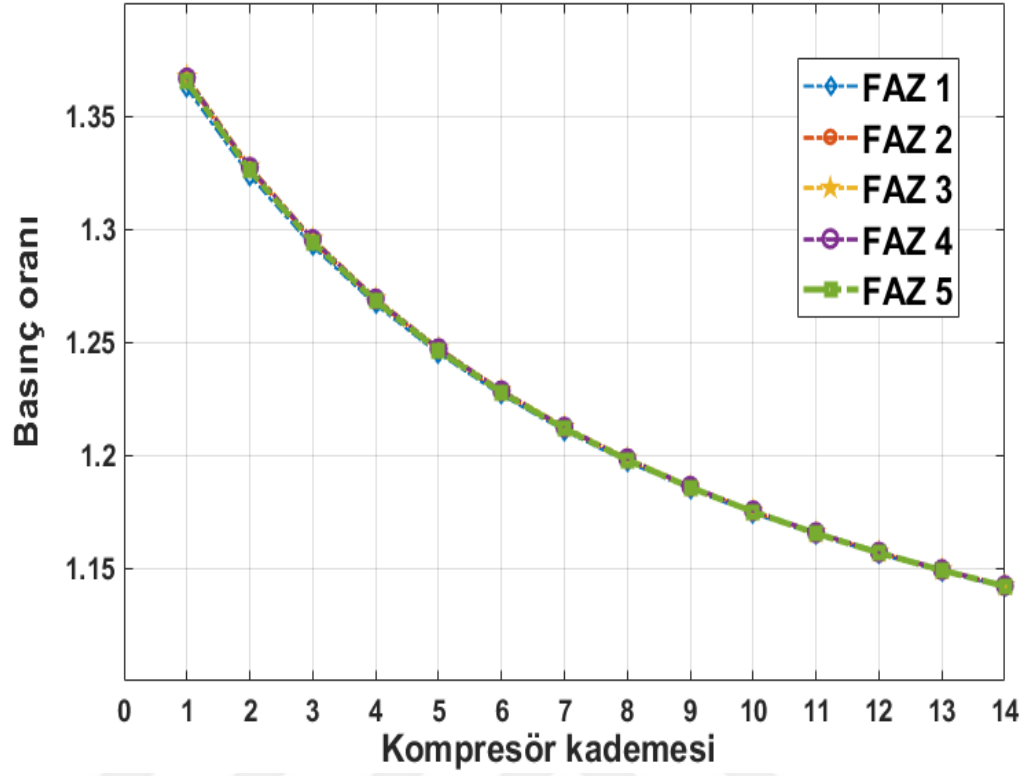
Şekil 5.7. Kompresör için kademe bazında iyileştirme potansiyeli

Şekil 5.7 ondört kademeli aksenal kompresör için iyileştirme potansiyeli parametresi için analiz sonuçları kademe bazında sunulmuştur. İyileştirme potansiyeli ilk kademede 9.01 kW olarak hesaplanırken son kademede 1.2 kW olarak hesaplanmıştır. Tüm uçuş durumları arasında faz 3'ün (seyir uçuşu) en düşük ekserji yıkımına sahip olduğu görülmektedir. Faz 3'te ekserji yıkımı ilk kademedan son kademeye kadar yaklaşık %68.5 oranında azalarak 32.23 kW'dan 10.14 kW'a düşmektedir. Son olarak faz 3'te iyileştirme potansiyeli, önden arkaya doğru 3.99 kW'tan 0.372 kW'a düşmektedir.



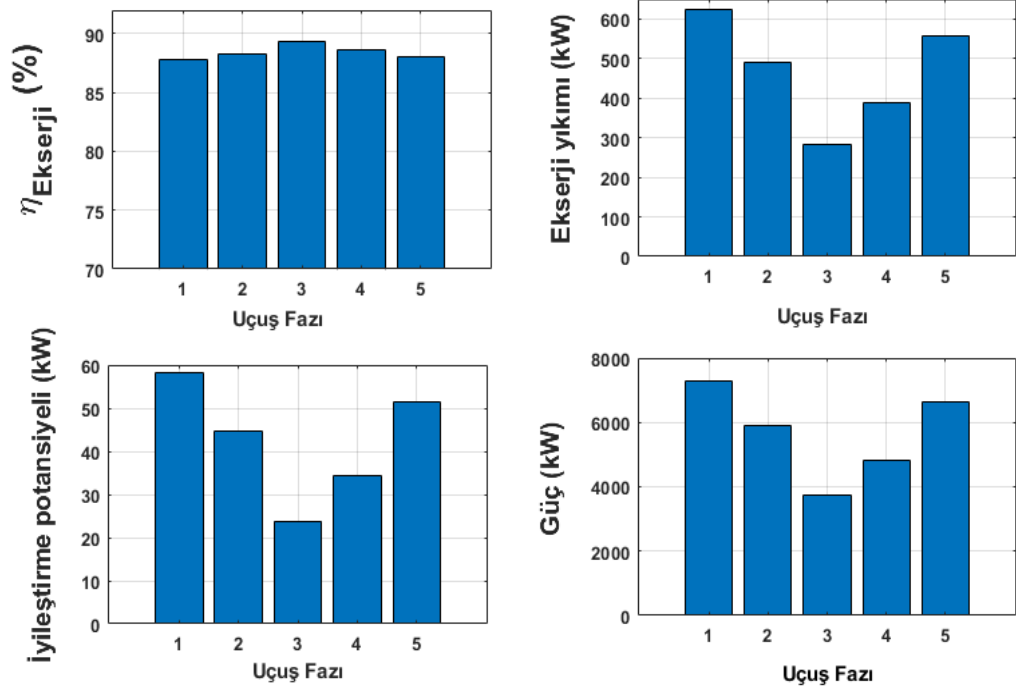
Şekil 5.8. Kompresör için kademe bazında güç

Şekil 5.8’de kademe bazlı kompresörün gereksinim duyduğu güç verilmiştir. Şekilde anlaşılacağı gibi, kompresör gücü diğer motor parametreleriyle uyumlu bir şekilde ilk kademededen son kademeye doğru az bir miktarda artış göstermiştir. Tüm uçuş fazları için kompresörün ilk kademesi için tüketilen güç en azdan en çoğa doğru sırasıyla 0.26 MW, 0.34 MW, 0.409 MW, 0.459 MW, 0.505 MW (faz 3, faz 4, faz 2, faz, 5 ve faz 1) olmaktadır. Kompresörün son kademeleri için aynı sırayla 0.275 MW, 0.357 MW, 0.438 MW, 0.493 MW ve 0.543 MW olmaktadır. Artış oranları ise sırasıyla yaklaşık %5.7, %5, %7.1, %7.4 %7.5 olmaktadır.



Şekil 5.9. Kompresör kademe basıñç oranı

Son olarak, şekil 5.9’da incelenen kalkış fazı (faz 1), tırmanış fazı (faz 2), seyir uçuşu fazı (faz 3), alçalma (faz 4) ve son yaklaşma (faz 5) fazlarında tüm kompresör kademeleri için kademe basıñç oranını sunulmaktadır. Şekilden de açıkça görülebileceğı gibi, tüm uçuş fazlarında bir kademenin basıñç oranı birbirine çok yakındır. Başka bir deyişle, kademe basıñç oranı uçuş koşullarında önemli ölçüde etkilenmemektedir. İlk kademe için basıñç oranı yaklaşık 1.367 olarak hesaplanırken, son kademe için 1.142 olarak hesaplanmıştır.



Şekil 5.10. Beş uçuş fazı tüm kompresör için parametreler

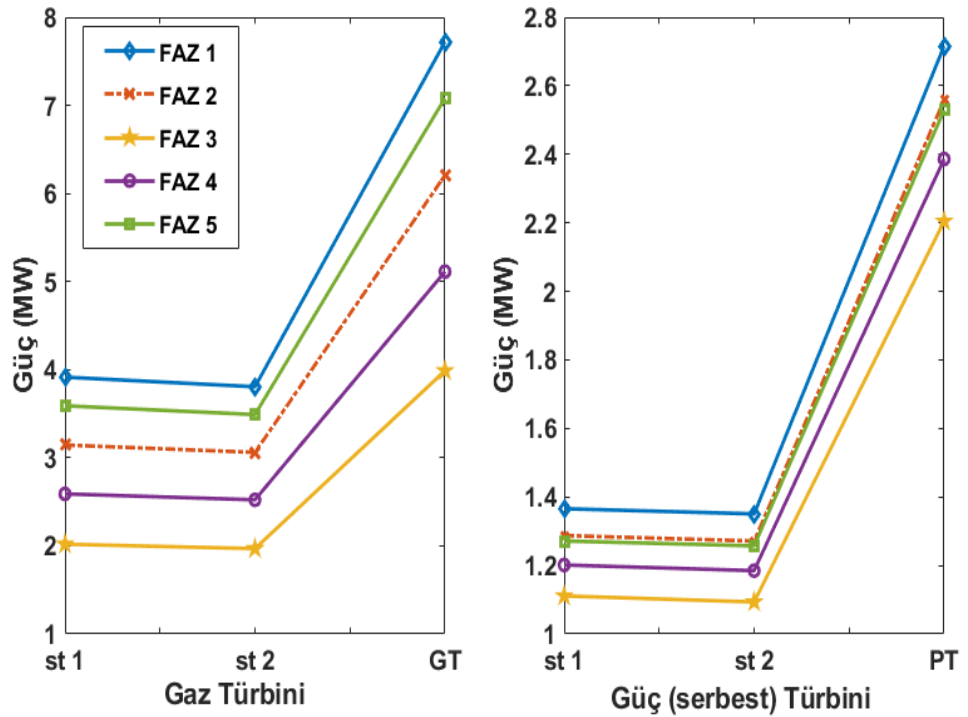
Şekil 5.10'da, aksenal kompresörün tamamı için beş farklı uçuş durumunda dört farklı parametrenin analizi ele alınmaktadır. Kompresörün ekserji verimi bütün uçuş durumlarında %87.83 ile %89.3 arasında değişmektedir. En yüksek ekserji verimine sahip uçuş durumunun %89.3 ile faz 3 (seyir uçuşu) olduğu görülmektedir. Önceki sonuçlarla tutarlı olarak ekserji yıkımının, iyileştirme potansiyeli ve kompresör gücünün en düşük olduğu uçuş fazı seyir uçuş (faz 3) durumudur. Bütün uçuş durumları incelendiğinde, kompresörün ekserji yıkımı 0.413 MW ile 0.924 MW arasında, iyileştirme potansiyeli ise 44.204 kW ile 112.57 kW arasında değişmektedir. Kompresörün gücü incelendiğinde ise 3.861 MW ile 7.6 MW arasında değiştiği anlaşılmaktadır. Motorun en yüksek devirde çalışması nedeniyle beklendiği gibi en yüksek güç ihtiyacının kalkış fazında ortaya çıktığı görülmektedir.

**Tablo 5.3.** Beş farklı uçuş fazı için kompresör kademelerine ait sonuçlar

Faz	St 1	St 2	St 3	St 4	St 5	St 6	St 7	St 8	St 9	St 10	St 11	St 12	St 13	St 14	
Ekserji verimi (%)	1	86.6	87.7	88.6	89.3	90	90.6	91.2	91.8	92.4	93	93.6	94.1	94.7	95.2
	2	86.8	87.9	88.8	89.6	90.2	90.9	91.5	92.1	92.7	93.2	93.8	94.4	94.9	95.5
	3	87.6	88.6	89.5	90.3	91	91.6	92.2	92.8	93.4	94	94.6	95.1	95.7	96.3
	4	87.1	88.2	89.1	89.8	90.5	91.2	91.8	92.4	93	93.5	94.1	94.7	95.2	95.8
	5	86.7	87.8	88.7	89.4	90.1	90.8	91.4	92	92.5	93.1	93.7	94.3	94.8	95.4
Güç (kW)	1	505	506	508	510	512	515	518	521	524	528	531	535	539	542
	2	409	410	411	413	414	416	418	421	423	426	429	432	435	438
	3	260	260	261	261	262	263	264	266	267	269	270	272	274	275
	4	335	336	336	338	339	340	342	344	346	348	350	352	355	357
	5	459	460	461	463	465	467	470	473	475	479	482	485	488	492
Ekserji yıklamı (kW)	1	67.48	62.17	57.89	54.27	51.05	48.07	45.2	42.39	39.58	36.77	33.95	31.13	28.34	25.61
	2	53.91	49.49	45.94	42.95	40.3	37.84	35.5	33.2	30.92	28.63	26.34	24.05	21.76	19.52
	3	32.23	29.43	27.17	25.25	23.54	21.96	20.45	18.97	17.5	16.03	14.56	13.08	11.6	10.13
	4	43.2	39.56	36.63	34.15	31.96	29.93	28	26.11	24.23	22.35	20.46	18.57	16.69	14.83
	5	60.88	55.98	52.04	48.71	45.76	43.02	40.4	37.83	35.27	32.7	30.12	27.55	25	22.49
İyileşme potansiyeli (kW)	1	9.01	7.62	6.59	5.77	5.08	4.48	3.94	3.44	2.98	2.56	2.16	1.81	1.49	1.2
	2	7.09	5.96	5.12	4.46	3.91	3.43	3	2.61	2.25	1.92	1.61	1.33	1.08	0.87
	3	3.99	3.32	2.82	2.43	2.11	1.82	1.57	1.35	1.14	0.95	0.78	0.62	0.49	0.37
	4	5.56	4.65	3.98	3.45	3.01	2.63	2.29	1.98	1.69	1.43	1.19	0.97	0.78	0.61
	5	8.07	6.8	5.86	5.12	4.49	3.95	3.47	3.02	2.61	2.23	1.88	1.56	1.27	1.02
Özgül tersinmezlik oranı	1	0.133	0.122	0.113	0.106	0.099	0.093	0.087	0.081	0.075	0.069	0.063	0.058	0.052	0.047
	2	0.131	0.12	0.111	0.103	0.097	0.09	0.084	0.078	0.072	0.067	0.061	0.055	0.05	0.044
	3	0.123	0.113	0.104	0.096	0.089	0.083	0.077	0.071	0.065	0.059	0.053	0.048	0.042	0.036
	4	0.128	0.117	0.108	0.101	0.094	0.087	0.081	0.075	0.069	0.064	0.058	0.052	0.047	0.041
	5	0.132	0.121	0.112	0.105	0.098	0.091	0.085	0.079	0.074	0.068	0.062	0.056	0.051	0.045

## 5.2 Gaz Türbini ve Serbest (Güç) Türbini İçin Analiz Sonuçları

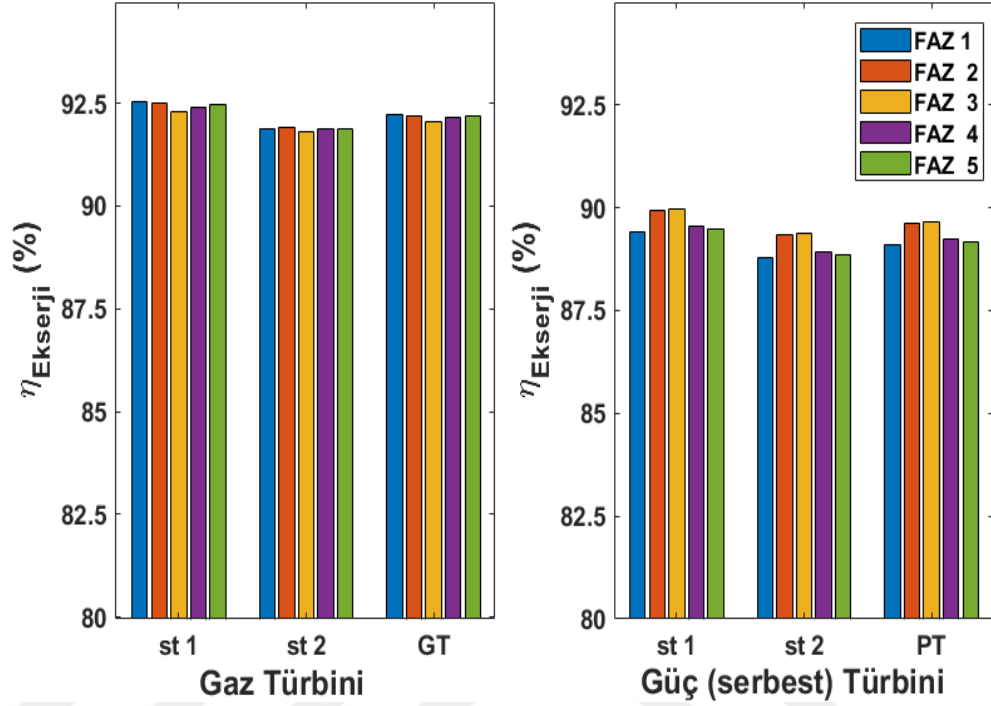
Bu bölümde gaz türbini ve güç (serbest) türbini için kademe bazında ve türbinlerin tamamı için ekserji analizi sonuçları verilmiştir. Grafiklerdeki st 1 ve st 2 ifadeleri birinci ve ikinci kademeyi temsil ederken, GT ve PT ise gaz türbini ve güç türbinini temsil etmektedir. Şekil 5.11-5.16’da güç, ekserji verimi, iyileştirme potansiyeli, ekserji yıkımı, entropi üretimi, özgül tersinmezlik oranı analiz sonuçları türbin bileşenleri için analiz sonuçları sunulmuştur.



Şekil 5.11. Gaz türbini ve güç türbini için kademe bazlı ve toplam güç

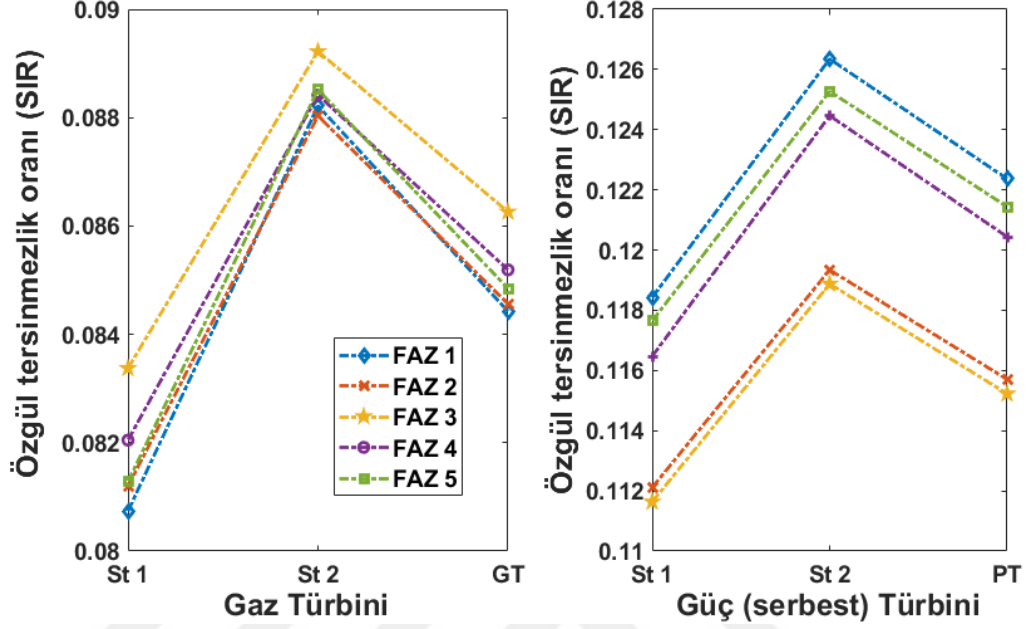
Şekil 5.11’de gaz ve güç türbini bileşenleri ve kademelerinin ürettiği güç verilmiştir. Gaz türbinin birinci kademesi ve ikinci kademesi için beş farklı uçuş fazı için sırasıyla 2.019 MW ile 3.915 MW ve 1.968 MW ile 3.805 MW aralığında değişmektedir. Güç türbini ilk kademe ve ikinci kademesi için beş farklı uçuş fazı için sırasıyla 1.11 MW ile 1.365 MW ve yaklaşık 1.094 MW ile 1.351 MW aralığında değişmektedir. Gaz türbini ve güç türbinin bütünü ele alındığında güç sırasıyla 3.987 MW ile 7.721 MW ve 2.204 MW ile 2.716 MW aralığında değiştiği gözlenebilir. Son olarak her iki türbin ve

kademeleri için güç benzer şekilde çoktan aza doğru sırasıyla kalkış, son alçalma, tırmanış, alçalma ve seyir uçuşu fazları olduğu görülmektedir.



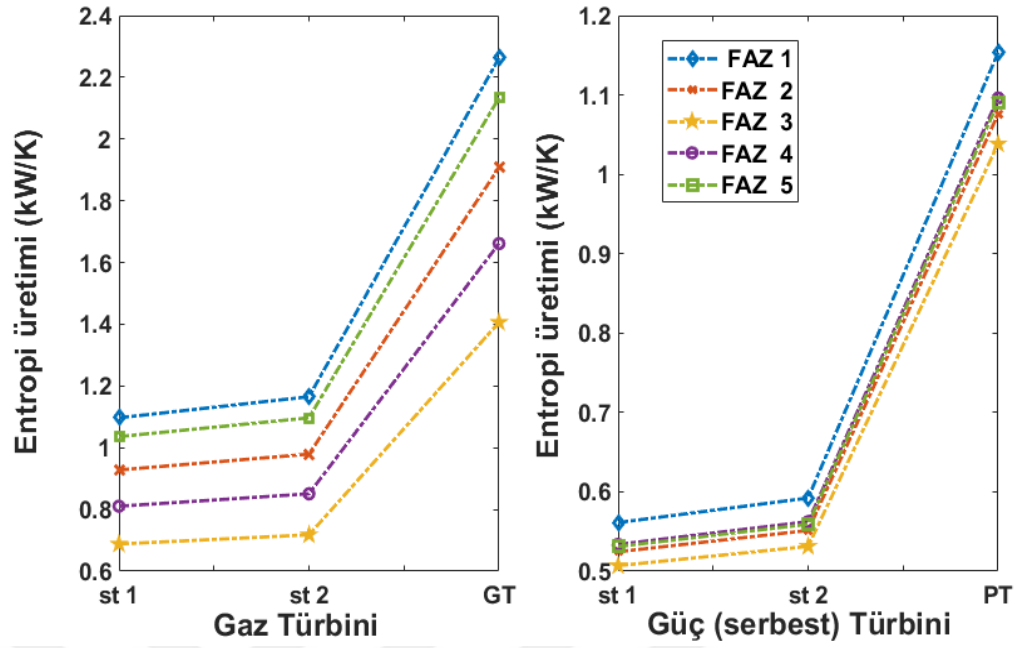
Şekil 5.12. Gaz türbini ve güç türbini için kademe bazlı ve toplam ekserji verimi

Şekil 5.12’de gaz türbin ve güç türbini ile kademeleri için beş farklı uçuş fazı için yapılan ekserji analizleri sunulmuştur. Gaz türbini birinci kademe, ikinci kademe ve tamamı için ekserji verimi sırasıyla %92.3 ile %92.5, %91.8 ile %92 ve %92.01 ile %92.21 aralığında değişmektedir. Güç türbini ve kademeleri için ekserji veriminin en düşük ve en yüksek olduğu uçuş fazları sırasıyla seyir uçuşu (faz 3) ve kalkış (faz 1) olduğu söylenebilir. Ancak tüm uçuş fazlarında ekserji verimi hem gaz türbini hem de güç türbini için çok az miktarda değişmektedir. Güç türbini birinci kademe, ikinci kademe ve tamamı için ekserji verimi sırasıyla %89.41 ile %89.92, %88.78 ile %89.37 ve %89.09 ile %89.67 aralığında değişmektedir. Gaz türbini bileşeninin aksine ekserji verimi güç türbini ve bileşenleri için en yüksek düz uçuşta (faz 3) en düşük ise kalkış (faz 1) gerçekleşmiştir.



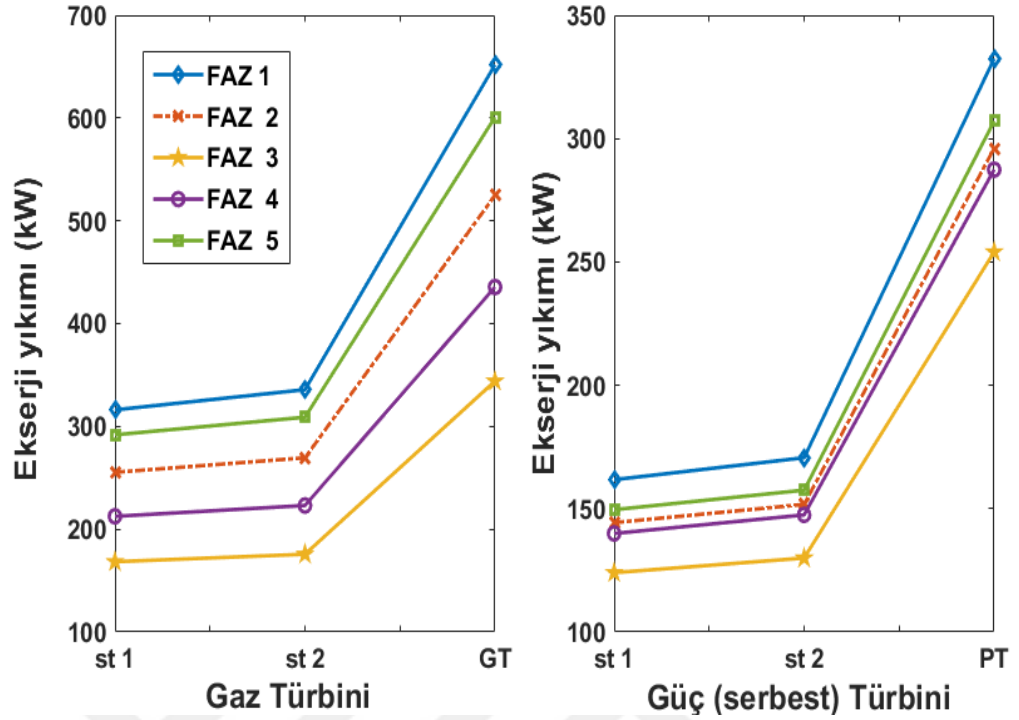
Şekil 5.13. Gaz türbini ve güç türbini için kademe bazlı ve toplam özgül tersinmezlik oranı

Şekil 5.13'te gaz ve güç türbinleri için özgül tersinmezlik oranı indeksi kademe bazında sunulmuştur. Gaz türbinin ilk kademesi için en düşük özgül tersinmezlik oranı 0.0807 ile kalkış (faz 1) fazında iken, en yüksek SIR 0.0834 ile seyir uçuşu (faz 3) fazında olmuştur. Benzer şekilde Gaz türbinin ikinci kademesi için faz 1'de 0.0882 ve faz 3'te 0.0892 olarak hesaplanmıştır. Güç türbini için kalkış fazında ilk ve ikinci kademe için SIR sırasıyla 0.1181 ve 0.1263 iken, seyir uçuşu fazında sırasıyla 0.1116 ve 0.1188 olarak hesaplanmıştır. Genel olarak tüm uçuş fazlarında ikinci kademelerde özgül tersinmezlik oranının daha yüksek olduğu anlaşılmaktadır.



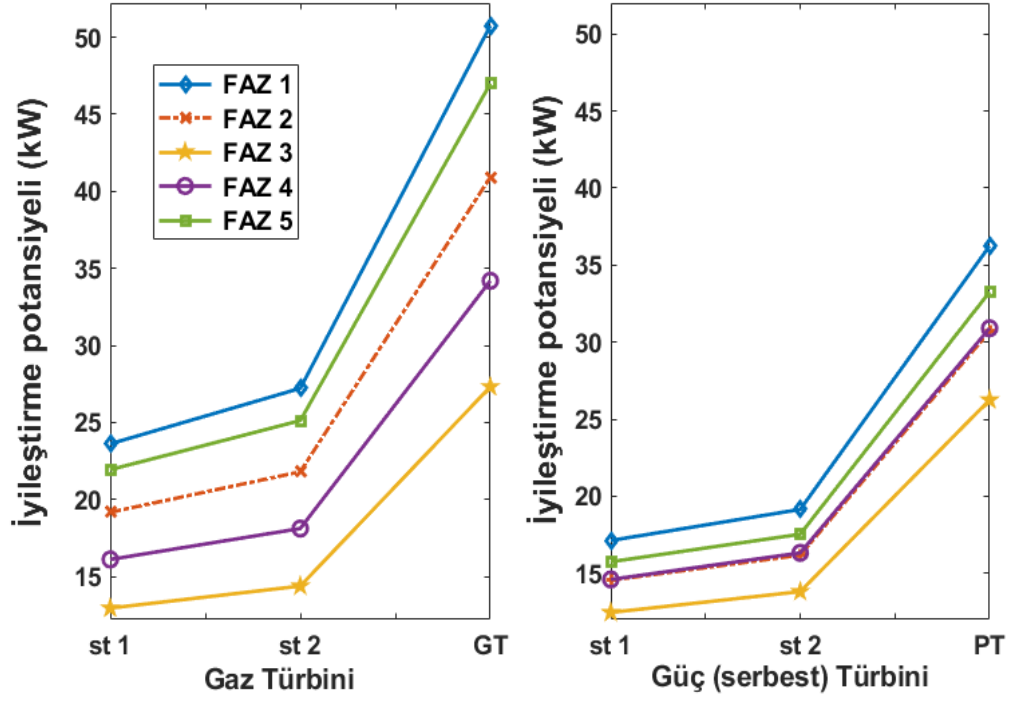
Şekil 5.14. Gaz türbini ve güç türbini için kademe bazlı ve toplam entropi üretimi

Entropi üretimi Şekil 5.14'te gaz türbini ve güç türbini için beş uçuş fazında kademe bazında sunulmaktadır. Hem gaz türbini ve kademeleri hem de güç türbini ve kademeleri için en düşük ve en yüksek entropiye sahip uçuş koşullarının sırasıyla faz 3 ve faz 1 olduğu görülmektedir. Kalkışta (faz 1) birinci kademe, ikinci kademe ve tüm gaz türbini için entropi sırasıyla 1.097 kW/K, 1.165 kW/K ve 2.262 kW/K'dır. Buna karşılık, seyir uçuşunda (faz 3), birinci kademe, ikinci kademe ve tüm gaz türbininin entropi üretimi sırasıyla 0.688 kW/K, 0.718 kW/K ve 1.406 kW/K'dır. Benzer şekilde, seyir uçuşu aşamasında entropi üretim değeri birinci kademe, ikinci kademe ve tüm güç türbini için sırasıyla 0.507 kW/K, 0.531 kW/K ve 1.038 kW/K ile en düşük değerlere sahiptir.



Şekil 5.15. Gaz türbini ve güç türbini için kademe bazlı ve toplam ekserji yıkım oranı

Şekil 5.15'te beş uçuş fazında gaz türbini ve güç türbini bileşenleri için kademe kademe ekserji yıkım analiz sonuçları verilmiştir. Sonuçlar kompresör analizi ile uyumlu bir şekilde ekserji yıkımının en az olduğu uçuş durumu faz 3 (seyir uçuşu) olmuştur. Gaz türbini birinci ve ikinci kademesi için ekserji yıkım oranı 168.3 kW ile 316.1 kW ve 175.6 kW ile 335.7 kW aralığında değişirken, güç türbini bileşeninin birinci ve ikinci kademesi için ekserji yıkımı yaklaşık 124 kW ile 161.7 kW ve 129.9 ile 170.6 kW aralığında değişmektedir. Gaz türbini bileşeni için toplam ekserji yıkım değeri kalkış (faz 1), tırmanma (faz 2), seyir uçuşu (faz 3), alçalma (faz 4) ve son yaklaşma (faz 5) fazları için sırasıyla yaklaşık 652 kW, 523 kW, 344 kW, 436 kW ve 601 kW iken; güç türbini için sırasıyla yaklaşık 332 kW, 296 kW, 254 kW, 287 kW ve 307 kW olarak hesaplanmıştır.



Şekil 5.16. Gaz türbini ve güç türbini için kademe bazlı ve toplam iyileştirme potansiyeli

Gaz türbini ve güç türbini bileşenleri için kademe bazlı iyileştirme potansiyeli değerleri beş farklı uçuş fazı için şekil 5.16’da sunulmuştur. Gaz türbini birinci kademesi için iyileştirme potansiyeli değeri kalkış, tırmanma, düz uçuş, alçalma ve son yaklaşma safhaları için sırasıyla yaklaşık 23.61 kW, 19.18 kW, 12.96 kW, 16.11 kW ve 21.94 kW iken ikinci kademe için sırasıyla yaklaşık 27.29 kW, 21.81 kW, 14.39 kW, 18.12 kW ve 25.12 kW olarak hesaplanmıştır. Güç türbini birinci kademesi için tüm uçuş fazlarında iyileştirme potansiyeli yaklaşık 12.46 kW ile 17.12 kW aralığında değişirken ikinci kademesi için 13.81 kW ile 19.14 kW aralığında değişmektedir. Gaz türbini ve güç türbini için en yüksek iyileştirme potansiyeli değeri kalkış fazında sırasıyla 50.74 kW ve 36.24 kW olarak tespit edilmiştir. Gaz ve güç türbini için en düşük iyileştirme potansiyeli değeri seyir uçuşu (faz 3) fazında sırasıyla 27.32 kW ve 26.25 kW olarak analiz edilmiştir.

## SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez kapsamında büyük nakliye uçaklarında kullanılan bir turboprop motor MATLAB ortamında parametrik çevrim denklemleri kullanılarak analiz edilmiştir. Turboprop motorun dinamik uçuş koşullarında ve bileşen bazında performans, ekserji, çevresel sürdürülebilirlik analizleri gerçekleştirilmiştir. Performans analizi kompresör basınç oranı, pervane verimi ve türbin giriş sıcaklığı değişkenlerinin shaft gücü, itki kuvveti, toplam verim ve özgül yakıt tüketimine etkisi incelenmiştir. Ayrıca bu değişken çiftleri ile toplam verim, ısı verim ve özgül yakıt tüketimi çoklu regresyon yöntemi kullanılarak birinci ve ikinci dereceden modellenmiştir. Öte yandan, turboprop motor bileşenlerine dinamik uçuş koşulları altında ekserjetik analizler uygulanmıştır. Bu amaç için, bağımsız değişkenler Mach 0 ile 0.7 arasında ve irtifa ise deniz seviyesi ile 7.7 km arasında değiştirilerek, her iki parametrenin bileşen bazında ekserji verimi, ekserji yıkımı ve iyileştirme potansiyeline etkisi incelenerek, çoklu regresyon yöntemiyle modellenmiştir.

Son olarak kalkış (faz 1), tırmanma (faz 2), seyir uçuşu (faz 3), alçalma (faz 4) ve son yaklaşma (faz 5) fazlarını içeren beş farklı uçuş fazı için turbomakine bileşenlerinin kademe bazlı ekserjetik analizleri yapılmıştır. Kompresör ve türbinlerin kademe bazında ekserji verimi, ekserji yıkımı, potansiyel iyileştirme potansiyel, entropi üretimi gibi ekserjetik indekslerin yanı sıra ilk kez bu tezde özgül bir indeks olarak özgül tersinmezlik oranı hesaplanmıştır. Bu tez çalışmasının sonucunda öne çıkan önemli bulgular şunlardır;

*Turboprop motorun performans analizi için önemli bulgular;*

- Türbin giriş sıcaklığı ve kompresör basınç oranı değişkenlerinin performans parametreleri üzerindeki etkileri incelendiğinde, minimum ÖYT 0.2158 kg/kW.h olarak bulunmuştur, burada TGS 1400 K iken kompresör basınç oranı 17.2 olarak gözlenmiştir.
- Pervane verimi arttığında hem güç hem de toplam verimde artış yaşanmaktadır. Motor gücü 2352 kW'tan 3188 kW'a yükselirken, toplam verim % 21 ile %39.9 arasında değişmektedir. Bu durum, daha yüksek pervane verimlerinde pervane uç kayıplarının azalmasıyla açıklanabilir.
- Türbin giriş sıcaklığının 1200K'den 1400K'ye çıkarılmasıyla itki kuvveti, motor gücü ve motorun toplam verimi sırasıyla %43.45, %43.44 ve %1.82 oranında artmaktadır.

- AE2100 TPE için kompresör basınç oranının 16:1'den 20:1'e çıkarılması sonucunda itki kuvveti, motor gücü ve toplam verimdeki düşüş sırasıyla %9.51, %9.59 ve %4.1 olarak hesaplanmıştır. Kompresör basınç oranının toplam verim üzerindeki olumsuz etkisi, %85.6'dan %85.2'ye düşen kompresör verimindeki azalmaya bağlanabilir.
- Pervane verimine bağlı turboprop motora ait performans parametrelerinin çoklu regresyon modellemesi ile görece yüksek belirleme katsayısı ( $R^2$ ) elde edilmiştir. Ancak, türbin giriş sıcaklığı ve kompresör basınç oranı çiftine bağlı modeller nispeten daha düşük  $R^2$  değerine sahiptir. Bu nedenle, ikinci dereceden denklemlerle bu modeller için  $R^2$  iyileştirmesi açıkça anlaşılabilir.
- Türbin giriş sıcaklığı ve pervane verimi çiftine bağlı toplam verim birinci derece model ile 0.003047 RMSE ile tahmin edilirken, ikinci dereceden model ile RMSE 0.000143'e düşmektedir.
- Türbin giriş sıcaklığı ve kompresör basınç oranı ikilisine bağlı birinci derece ÖYT modeli 0.974528  $R^2$  ile tahmin edilirken, ikinci dereceden modelde  $R^2$  0.99958'e yükselmektedir.

*Dinamik uçuş koşullarında bileşen bazında ekserji analizi ve modellemesine ait önemli sonuçlar şunlardır;*

- En yüksek ekserjetik iyileştirme potansiyeli, tüm uçuş koşullarında 0,4 MW ile 1,21 MW arasında değişen yanma odasına aittir, ancak diğer bileşenler için 0,1 MW veya daha düşük mertebelerde elde edilmiştir.
- Dinamik uçuş koşullarının özgül yakıt tüketimi üzerindeki etkisi incelendiğinde, 0.215 kg/kW.h ile 0.3 kg/kW.h aralıklarında değiştiği görülmektedir.
- AE2100 motoru için ekserji verimi % 15 ile %25.9 arasında değişmektedir. Ekserji verimi 0.5 Mach ve 7.7 km yükseklikte maksimum olmuştur.
- İrtifa arttıkça ekserji yıkımı yaklaşık %40 oranında azalarak 3.21 MW'tan 1.93 MW'a düşmektedir. Mach sayısının 6,6 km yükseklikte artırılmasıyla, ekserji yıkımı 2.07 MW ile 3.58 MW arasında değişir.
- Referans uçuş modunda, kompresör, yanma odası, gaz türbini ve güç türbininin ekserji verimleri sırasıyla %90.1, %76.9, %97.5 ve %91.4 olarak hesaplanırken, bu bileşenlerin ekserji yıkımları sırasıyla 0.37 MW, 2.46 MW, 0.097 MW ve 0.914 MW olarak hesaplanmıştır.

- Ekserji veriminin bileşen tabanlı birinci derece modellemesi dikkate alındığında, kompresör, yanma odası, gaz türbini ve güç türbini belirleme katsayısı ( $R^2$ ) sırasıyla 0.98, 0.69, 0.98 ve 0.97'dir. İkinci derece model kurulduğunda,  $R^2$  sırasıyla 0.99, 0.98, 0.99 ve 0.99'a yükselmektedir.
- Ekserji yıkımı için birinci derece modellerin  $R^2$  değeri gaz türbininde 0.908 ile en düşük çıkmaktadır. Ancak, tüm bileşenler için ikinci derece modelleme  $R^2$  'si genel olarak 0.99'dan yüksektir.
- İyileştirme potansiyeli için birinci ve ikinci derece modelleme sonuçları incelendiğinde,  $R^2$  'nin gaz türbini için 0.80'den 0.97'ye yükseldiği görülmektedir.  $R^2$  değerlerinin tüm bileşenler için ikinci derece modellemede daha iyi sonuçlar verdiği anlaşılmaktadır.

*Turbomakine bileşenlerinin kademe bazlı analizlerinde öne çıkan önemli bulgular şunlardır;*

- İncelenen tüm uçuş fazları için kompresör kademelerinin verimleri önden arkaya doğru artışı anlaşılmaktadır. Kademe ekserji veriminin en yüksek olduğu uçuş fazının seyir uçuşu (faz 3) olduğu açık bir şekilde görülmektedir. Bu uçuş fazında ekserji verimi yaklaşık olarak ilk kademe için %87.6 iken son kademe %96.3'tür.
- Ekserji yıkımı ve iyileştirme potansiyeli parametreleri incelendiğinde tüm uçuş fazlarında açıkça ilk kademedan son kademeye doğru ekserji yıkımının ve iyileştirme potansiyelinin azaldığı anlaşılmaktadır. Faz 1'de ekserji yıkımı kompresörün ilk kademesinde 67.49 kW iken kompresörün son kademesinde 25.62 kW, iyileştirme potansiyeli ise ilk kademe 9.01 kW son kademe 1.2 kW olarak hesaplanmıştır.
- Gaz türbini ve güç (serbest) türbini bütün olarak ele alınca ürettikleri güç sırasıyla 3.987 MW ile 7.721 MW ve 2.204 MW ile 2.716 MW aralığında değiştiği gözlenmiştir.
- Gaz türbini birinci kademe, ikinci kademe ve tamamı için ekserji verimi sırasıyla %92.3 ile %92.5, %91.8 ile %92 ve %92.01 ile %92.21 aralığında değişmektedir. Güç türbininin birinci kademe, ikinci kademe ve tamamı için ekserji verimi sırasıyla %89.41 ile %89.92, %88.78 ile %89.37 ve %89.09 ile %89.67 aralığında değişmektedir.

- Gaz türbini bileşeni için toplam ekserji yıkım değeri kalkış, tırmanış, düz uçuş, alçalma ve yaklaşma fazları için sırasıyla yaklaşık 652 kW, 523 kW, 344 kW, 436 kW ve 601 kW iken güç türbini için sırasıyla yaklaşık 332 kW, 296 kW, 254 kW, 287 kW ve 307 kW hesaplanmıştır.
- Gaz türbini ve güç (serbest) türbini için en yüksek iyileştirme potansiyeli değeri kalkış fazında sırasıyla 50.74 kW ve 36.24 kW olarak tespit edilmiştir. Gaz türbini ve güç türbini için en düşük iyileştirme potansiyeli değeri ise seyir uçuşu (faz 3) fazında sırasıyla 27.32 kW ve 26.25 kW olarak tespit edilmiştir.
- Özgül tersinmezlik oranı (SIR) kompresör kademeleri için en düşük değeri faz 3'te (seyir fazı) hesaplanmıştır. Bu fazda özgül tersinmezlik oranı ilk kademe için yaklaşık 0.124 ve son kademe için 0.037 olarak hesaplanmıştır.
- Son olarak, tüm turbomakine bileşenleri ve kademeleri için entropi üretiminin en düşük ve en yüksek olduğu uçuş koşullarının sırasıyla faz 3 (seyir uçuşu) ve faz 1 (kalkış) olduğu görülmektedir.

Elde edilen sonuçlara göre, tasarım değişkenlerinin etkilerinin araştırılması, motorun daha düşük yakıt tüketimi sağlayan çalışma rejimlerinin bulunmasında fayda sağlamaktadır. Ancak bu durum, her bir değişkenin motor performansına olumlu katkıda bulunduğu anlamına gelmemektedir. Ek olarak, bu çalışma sayesinde söz konusu değişkenlerin turboprop motor için etki derecesi anlaşılabilir. Dinamik uçuş koşullarının etkilerinin araştırılması, motorun hangi çalışma rejimlerinin daha yüksek yakıt verimliliği sağladığının gözlemlenmesinde faydalı olmaktadır. Bu çalışma sayesinde, her bir bileşen için Mach ve irtifaya bağlı ekserjetik parametrenin modellenmesi, söz konusu metriklerin her türlü uçuş koşulu için yüksek doğrulukla tahmin edilmesini sağlamaktadır. Ayrıca, bu çalışma sayesinde kompresör, gaz türbini ve güç türbini bileşenlerinin kademe bazlı davranışları gözlemlenmiştir. Son olarak kademeleri birbirleriyle kıyaslayabilmek için özgül tersinmezlik oranının faydalı olacağı öngörülmektedir.

Gelecek çalışmalarda gaz türbinli motorların turbomakine bileşenlerinin performans davranışını anlamak için farklı tasarım parametrelerinin etkisinin incelenmesi önerilmektedir. Bu inceleme sonucunda kademelerin en iyi performans değerlerini tespit etmek için farklı optimizasyon algoritmaları ile eniyileme

çalışmaları önerilmektedir. Bahsi geçen analizler için çok amaçlı gri kurt algoritması ve ateş böceği optimizasyon algoritmaları uygulanabilir.



## KAYNAKÇA

- [1] Dray, L., et al., *Mitigation of aviation emissions of carbon dioxide: Analysis for Europe*. Transportation research record, 2010. 2177(1): p. 17-26.
- [2] Aygün, H., *Uçuş profili belirlenmiş değişken çevrimli itki sisteminin performans optimizasyonu*. 2021.
- [3] Ryerson, M.S. and M. Hansen, *The potential of turboprops for reducing aviation fuel consumption*. Transportation Research Part D: Transport and Environment, 2010. 15(6): p. 305-314.
- [4] Hajjari, M., et al., *A review on the prospects of sustainable biodiesel production: A global scenario with an emphasis on waste-oil biodiesel utilization*. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2017. 72: p. 445-464.
- [5] Atilgan, R., O. Turan, and H. Aydın, *Dynamic exergo-environmental analysis of a turboprop aircraft engine at various torques*. Energy, 2019. 186: p. 115894.
- [6] Aygun, H., M. Kirmizi, and O. Turan, *Propeller effects on energy, exergy and sustainability parameters of a small turboprop engine*. Energy, 2022. 249: p. 123759.
- [7] Atilgan, R., et al., *Environmental impact assessment of a turboprop engine with the aid of exergy*. Energy, 2013. 58: p. 664-671.
- [8] Balli, O., *Advanced exergy analyses of an aircraft turboprop engine (TPE)*. Energy, 2017. 124: p. 599-612.
- [9] Şöhret, Y., S. Ekici, and A. Dinc, *Investigating the green performance limits of a cargo aircraft engine during flight: a thermo-environmental evaluation*. Energy Sources, Part A: Recovery, Utilization, and Environmental Effects, 2021: p. 1-16.
- [10] Balli, O. and H. Caliskan, *On-design and off-design operation performance assessment of an aero turboprop engine used on unmanned aerial vehicles (UAVs) in terms of aviation, thermodynamic, environmental and sustainability perspectives*. Energy Conversion and Management, 2021. 243: p. 114403.
- [11] Aydın, H., et al., *Energetic and exergetic performance assessment of a turboprop engine at various loads*. International Journal of Exergy, 2013. 13(4): p. 543-564.
- [12] Dinc, A., Y. Şöhret, and S. Ekici, *Exergy analysis of a three-spool turboprop engine during the flight of a cargo aircraft*. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2020. 92(10): p. 1495-1503.
- [13] Ekici, S., *Investigating routes performance of flight profile generated based on the off-design point: elaboration of commercial aircraft-engine pairing*. Energy, 2020. 193: p. 116804.

- [14] Sogut, M.Z., *New approach for assessment of environmental effects based on entropy optimization of jet engine*. Energy, 2021. 234: p. 121250.
- [15] Kroyan, Y., et al., *Modeling the impact of sustainable aviation fuel properties on end-use performance and emissions in aircraft jet engines*. Energy, 2022. 255: p. 124470.
- [16] Yilmaz, I., *Evaluation of the relationship between exhaust gas temperature and operational parameters in CFM56-7B engines*. Proceedings of the institution of mechanical engineers, part G: Journal of aerospace engineering, 2009. 223(4): p. 433-440.
- [17] Yazar, I., H.S. Yavuz, and A.A. Yavuz, *Comparison of various regression models for predicting compressor and turbine performance parameters*. Energy, 2017. 140: p. 1398-1406.
- [18] Kaba, A., H. Aygun, and O. Turan, *Multi-dimensional energetic performance modeling of an aircraft engine with the aid of enhanced least-squares estimation based genetic algorithm method*. Journal of Thermal Analysis and Calorimetry, 2022. 147(10): p. 5913-5935.
- [19] Kayaalp, K., et al., *Developing a model for prediction of the combustion performance and emissions of a turboprop engine using the long short-term memory method*. Fuel, 2021. 302: p. 121202.
- [20] Dursun, O.O., S. Toraman, and H. Aygun, *Modeling of performance and thermodynamic metrics of a conceptual turboprop engine by comparing different machine learning approaches*. International Journal of Energy Research, 2022. 46(15): p. 21084-21103.
- [21] El-Sayed, A.F., *Aircraft propulsion and gas turbine engines*. 2017: CRC press.
- [22] El-Sayed, A.F., *Fundamentals of aircraft and rocket propulsion*. 2016: Springer.
- [23] Sforza, P.M., *Theory of aerospace propulsion*. 2016: Butterworth-Heinemann.
- [24] Aydin, H., et al., *Exergetic and exergo-economic analysis of a turboprop engine: a case study for CT7-9C*. International Journal of Exergy, 2012. **11**(1): p. 69-88.
- [25] Balli, O., *Life cycle assessment and exergoenvironmental analyses for making a decision in the fuel selection for aero-engines: An application for a medium-size turboprop engine (m-TPE)*. Energy Conversion and Management, 2022. **266**: p. 115813.
- [26] Kirmizi, M., H. Aygun, and O. Turan, *Performance and energy analysis of turboprop engine for air freighter aircraft with the aid of multiple regression*. Energy, 2023. 283: p. 129084.
- [27] Kirmizi, M., H. Aygun, and O. Turan, *Stage-based exergy analysis for a modern turboprop engine under various loading*. Energy, 2024: p. 132854.

- [28] Mattingly, J.D., *Elements of gas turbine propulsion*. Vol. 1. 1996: McGraw-Hill New York.
- [29] Turton, R.K., *Principles of turbomachinery*. 2012: Springer Science & Business Media.
- [30] Korpela, S.A., *Principles of turbomachinery*. 2019: John Wiley & Sons.
- [31] Akdeniz, H.Y. and O. Balli, *Energetic and exergetic assessment of operating biofuel, hydrogen and conventional JP-8 in a J69 type of aircraft turbojet engine*. Journal of Thermal Analysis and Calorimetry, 2021. 146(4): p. 1709-1721.
- [32] Kurzke, J. and I. Halliwell, *Propulsion and power: an exploration of gas turbine performance modeling*. 2018: Springer.
- [33] Cengel, Y.A., M.A. Boles, and M. Kanoğlu, *Thermodynamics: an engineering approach*. Vol. 5. 2011: McGraw-hill New York.
- [34] Balli, O. and H. Caliskan, *Turbofan engine performances from aviation, thermodynamic and environmental perspectives*. Energy, 2021. 232: p. 121031.
- [35] Şöhret, Y., A. Dinç, and T.H. Karakoç, *Exergy analysis of a turbofan engine for an unmanned aerial vehicle during a surveillance mission*. Energy, 2015. 93: p. 716-729.
- [36] Dinc, A. and Y. Gharbia, *Exergy analysis of a turboprop engine at different flight altitude and speeds using novel consideration*. International Journal of Turbo & Jet-Engines, 2022. 39(4): p. 599-604.
- [37] Akdeniz, H.Y., O. Balli, and H. Caliskan, *Energy, exergy, thermoecologic, environmental, enviroeconomic and sustainability analyses and assessments of the aircraft engine fueled with biofuel and jet fuel*. Journal of Thermal Analysis and Calorimetry, 2023. 148(9): p. 3585-3603.
- [38] Dinc, A., et al., *Thermodynamic-based environmental and enviroeconomic assessments of a turboprop engine used for freight aircrafts under different flight phases*. Journal of Thermal Analysis and Calorimetry, 2022. 147(22): p. 12693-12707.
- [39] Balli, O., *Exergy modeling for evaluating sustainability level of a high by-pass turbofan engine used on commercial aircrafts*. Applied Thermal Engineering, 2017. 123: p. 138-155.
- [40] Turan, O., *An exergy way to quantify sustainability metrics for a high bypass turbofan engine*. Energy, 2015. 86: p. 722-736.

- [41] Midilli, A., H. Kucuk, and I. Dincer, *Environmental and sustainability aspects of a recirculating aquaculture system*. Environmental Progress & Sustainable Energy, 2012. 31(4): p. 604-611.
- [42] Van Gool, W., *Energy policy: fairy tales and factualities*, in *Innovation and technology—strategies and policies*. 1997, Springer. p. 93-105.
- [43] Aydın, H., et al., *Exergo-sustainability indicators of a turboprop aircraft for the phases of a flight*. Energy, 2013. 58: p. 550-560.
- [44] Moran, M.J., et al., *Fundamentals of engineering thermodynamics*. 2010: John Wiley & Sons.
- [45] Bejan, A., *Fundamentals of exergy analysis, entropy generation minimization, and the generation of flow architecture*. International journal of energy research, 2002. 26(7).
- [46] Kirmizi, M., H. Aygun, and O. Turan, *Energetic and exergetic metrics of a cargo aircraft turboprop propulsion system by using regression method for dynamic flight*. Energy, 2024. 296.
- [47] Alexopoulos, E.C., *Introduction to multivariate regression analysis*. Hippokratia, 2010. 14(Suppl 1): p. 23.
- [48] Sykes, A.O., *An introduction to regression analysis*. 1993.
- [49] Turan, Ö. and H. Aydın, *Numerical calculation of energy and exergy flows of a turboshaft engine for power generation and helicopter applications*. Energy, 2016. 115: p. 914-923.
- [50] Konishi, S., *Introduction to multivariate analysis: linear and nonlinear modeling*. 2014: CRC Press.
- [51] Chatterjee, S. and A.S. Hadi, *Regression analysis by example*. 2015: John Wiley & Sons.
- [52] Aygun, H., *Effects of air to fuel ratio on parameters of combustor used for gas turbine engines: Applications of turbojet, turbofan, turboprop and turboshaft*. Energy, 2024. 305: p. 132346.
- [53] Kurzke. J. (2020) Gasturb12. Aachen. Germany.

**http-1:** <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/type-certificates/engine-cs-e/easaime040-rolls-royce-corporation-ae-2100-series>.

(Erişim tarihi: 07.01.2023)

**http-2:** <https://www.rolls-royce.com/products-and-services/defence/aerospace/transport-tanker-patrol-and-tactical/ae-2100.aspx#/>

(Erişim tarihi: 13.09.2024)

**http-3:** <https://www.rolls-royce.com/~media/Files/R/RollsRoyce/documents/defence/VCOMB%203855%20Defence%20Data%20sheet20-%20AE%202100.pdf>.

(Erişim tarihi: 13.09.2024)



## ÖZGEÇMİŞ

**ORCID NO:** 0000-0003-0510-2981

**Ad Soyad** : Mehmet KIRMIZI

**Yabancı Dil:** İngilizce

### Eğitim ve Mesleki Geçmişi:

- Doktora : 2024 Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsü  
Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı
- Yüksek Lisans : 2019 Gaziantep Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü,  
Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı
- Lisans : 2014 Anadolu Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri

### Yayımlar

KIRMIZI M., AYGÜN H., TURAN Ö. (2024). Stage-based exergy analysis for a modern turboprop engine under various loading. *Energy*, 308, Doi: 10.1016/j.energy.2024.132854 (Yayın No: 9105126)

KIRMIZI M., AYGÜN H., TURAN Ö. (2024). Energetic and exergetic metrics of a cargo aircraft turboprop propulsion system by using regression method for dynamic flight. *ENERGY*, 296, Doi: 10.1016/j.energy.2024.131153 (Yayın No: 9004137)

KIRMIZI M., AYGÜN H., TURAN Ö. (2023). Performance and energy analysis of turboprop engine for air freighter aircraft with the aid of multiple regression. *ENERGY*, 283(129084), 1-11., Doi: 10.1016/j.energy.2023.129084 (Yayın No: 8565629)

KARABACAK M., KIRMIZI M., AYGÜN H., TURAN Ö. (2023). Application of exergetic analysis to inverted Brayton cycle engine at different flight conditions. *ENERGY*, 283(129054), 1-11., Doi: 10.1016/j.energy.2023.129054 (Yayın No: 8565616)

AYGÜN H., KIRMIZI M., KILIÇ U., TURAN Ö. (2023). Multi-objective optimization of a small turbojet engine energetic performance. *ENERGY*, 271(126983), Doi: 10.1016/j.energy.2023.126983 (Yayın No: 8230752)

KIRMIZI M., AYGÜN H., TURAN Ö. (2022). Propeller effects on energy, exergy and sustainability parameters of a small turboprop engine. ENERGY, 249(123759), 1-12., Doi: 10.1016/j.energy.2022.123759 (Yayın No: 7617681)

### **Bildiriler**

KIRMIZI M., AYGÜN H., TURAN Ö. (2022). Numerical Study on Impact of Combustor Metrics of Turboprop Engine Used in Air Freighter. 16th International Combustion Symposium, 82-86. (Tam Metin Bildiri/Sözlü Sunum) (Yayın No: 8121876)

KIRMIZI M., AYGÜN H., TURAN Ö. (2023). Elaborating on Influences of Isentropic Efficiency on Turboprop Engine Performance. Aviation Technologies and Applications Conference 2023 (ATAConf'23), 30-33. (Özet Bildiri/Sözlü Sunum) (Yayın No: 8607776)

KIRMIZI M., AYGÜN H., TURAN Ö. (2023). Effect analysis of power setting on performance parameters of turboprop engine. 24th Congress on Thermal Science and Technology with International Participation (Ulibtk'23) (Tam Metin Bildiri/Sözlü Sunum) (Yayın No: 865999)

KIRMIZI M., Abdul K. S., ASLAN E. (2018). Effect of two square grooves on the flow past a circular cylinder. International Eurasian Conference on Science, Engineering and Technology (EurasianSciEnTech 2018), 1754-1761. (Tam Metin Bildiri/Sözlü Sunum) (Yayın No: 4654643)