İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA FARKLI YAKITLAR İLE ÇALIŞAN TURBOJET MOTORUNUN ENERJİ, EKSERJİ VE SÜRDÜRÜLEBİLİRLİK ANALİZLERİ

Doktora Tezi

Kahraman ÇOBAN

Eskişehir 2018

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA FARKLI YAKITLAR İLE ÇALIŞAN TURBOJET MOTORUNUN ENERJİ, EKSERJİ VE SÜRDÜRÜLEBİLİRLİK ANALİZLERİ

Kahraman ÇOBAN

DOKTORA TEZİ

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı
Danışman: Prof.Dr. T.Hikmet KARAKOÇ
(İkinci Danışman: Doç.Dr. C. Özgür ÇOLPAN)

Eskişehir
Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Ağustos 2018

Bu tez çalışması BAP Komisyonunca kabul edilen 1503F106 no.lu proje kapsamında desteklenmiştir.

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Kahraman ÇOBAN'ın "İnsansız Hava Araçlarında Farklı Yakıtlar İle Çalışan Turbojet Motorunun Enerji, Ekserji Ve Sürdürülebilirlik Analizleri" başlıklı tezi 06/08/2018 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek "Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği"nin ilgili maddeleri uyarınca, Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim dalında Doktora Tezi olarak kabul edilmiştir.

	Unvanı Adı Soyadı	İmza
Üye (Tez Danışmanı)	:Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ	.....
Üye	:Prof. Dr. M. Barış ÖZERDEM	.....
Üye	:Doç. Dr. M. Ziya SÖĞÜT	.....
Üye	:Doç. Dr. Önder TURAN	.....
Üye	:Doç. Dr. Önder ALTUNTAŞ	.....

.....

Enstitü Müdürü

ÖZET

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA FARKLI YAKITLAR İLE ÇALIŞAN TURBOJET MOTORUNUN ENERJİ, EKSERJİ VE SÜRDÜRÜLEBİLİRLİK ANALİZLERİ

Kahraman ÇOBAN
Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı
Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ağustos 2018
Danışman: Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ
(İkinci Danışman: Doç. Dr. C. Özgür ÇOLPAN)

Bu tezde, insansız hava araçlarında kullanılan küçük boyutlu bir turbojet motorunun, 0-5000 m irtifa ve 0-0,8 Mach uçuş hızları için çevrim, ekserji, ekonomik ve çevresel analizleri gerçekleştirilmiş, sürdürülebilirlik parametreleri hesaplanmıştır. Farklı uçuş noktalarına göre ve JP8 yakıt ile yapılan tüm bu hesaplamalar, biyoyakıt ve farklı oranlardaki jet yakıtı- biyoyakıt karışımları ile de tekrarlanmıştır. Böylece gaz türbinli bir uçak motorunun tüm termodinamik, ekonomik ve çevresel performansı bu çalışmada ilk kez gerçekleştirilmiştir.

Motor çevrim hesaplamalarında, önemli girdi parametresi olan yanma verimi, bu çalışmada yakıtların analizi ve deneysel çalışma sonucu elde edilen en önemli değişken olmuştur. JP8 yakıt için yanma verimi değeri girdisi tasarım noktası için kabul yapılırken, deneylerde emisyon ölçümleri ve hesaplamalarından elde edilen sonuçlar JP8 yakıtın sonuçları ile oranlanarak diğer yakıtlar için de tasarım noktası yanma verim değerleri bulunmuştur.

En düşük ekserji verimi ve dolayısıyla en yüksek ekserji yıkım değerleri tüm uçuş koşulları için yanma odası komponentinde görülmüştür. Buna göre, yanma odası için en yüksek ekserji yıkımı 524,6 kW ile 4.uçuş noktasında B100 yakıt kullanımında elde edilirken, bu yıkımın maliyeti 31,5 \$ h^{-1} ve çevresel etki değeri 0,15 mPt sn^{-1} olarak hesaplanmıştır. Motorun farklı uçuş koşullarındaki performans hesaplamaları için özgün bir kod geliştirilerek, bu alanda yapılacak çalışmalarda araştırmacılara hizmet edebilecek bir çalışma ortaya çıkarılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Turbojet, Biyoyakıt, Ekserji, Eksergoekonomi, Eksergoçevresel, Sürdürülebilirlik

ABSTRACT

ENERGY, EXERGY AND SUSTAINABILITY ANALYSES OF A TURBOJET ENGINE FOR UAVS RUNNING ON DIFFERENT FUELS

Kahraman ÇOBAN

Department of Airframe and Powerplant Maintenance

Anadolu University, Graduate School of Sciences, August 2018

Supervisor: Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ

(Co-supervisor: Assoc. Dr. C. Özgür ÇOLPAN)

In this thesis, the cycle, exergy, economic and environmental analyzes are carried out for a small size turbojet engine used in unmanned aerial vehicles at 0-5000 m altitude and 0-0,8 Mach flight speeds, and the sustainability parameters are calculated. All these calculations with different flight points and with JP8 fuel are repeated with biofuels and jet fuel-biofuel mixtures in different proportions. Thus, the entire thermodynamic, economic and environmental performance of a gas turbine aircraft engine is realized for the first time by this study.

In engine cycle calculations, combustion efficiency, which is an important input parameter, is the most important variable obtained from analysis and experimental work of fuels in this study. While design point combustion efficiency for JP8 fuel is an assumed value, the combustion efficiency calculations for other fuel blends are linearly scaled with JP8 value in order to find the design point efficiency for the biofuel blends.

The lowest exergy efficiency and therefore the highest exergy destruction values are obtained for combustor at all flight conditions. Accordingly, the highest exergy destruction value for combustor is 524,6 kW at 4^{th} flight condition with B100 fuel usage, whereas the cost and environmental impact of this destruction is 31,5 \$ h^{-1} and 0,15 mPt s^{-1}, respectively. An effort has been made to serve researchers in this area by developing a unique programming code in MATLAB® which performs engine performance analyses for the different flight conditions.

Keywords: Turbojet, Biofuel, Exergy, Exergoeconomics, Exergoenvironmental, Sustainability

TEŞEKKÜR

Tez çalışması süresince motivasyon ve desteğini esirgemeyen tez danışmanım Prof. Dr. Tahir Hikmet KARAKOÇ, tez ikinci danışmanım Doç. Dr. Can Özgür ÇOLPAN, tez izleme ve tez savuma jüri üyeleri Doç. Dr. Mehmet Ziya SÖĞÜT ve Doç. Dr. Önder ALTUNTAŞ'a

Tez savunma jürisindeki katkılarından dolayı Prof. Dr. Mehmet Barış ÖZERDEM ve Doç. Dr. Önder TURAN'a

Tez süresince değerli destek ve katkıları için Dr. Öğr. Üyesi Yasin ŞÖHRET, Dr. Ahmet TOPAL ve Mete UYSAL'a

Doktora çalışmam nedeniyle kendilerine yeterince zaman ayıramadığım fakat her zaman manevi desteğini hissettiğim kıymetli eşim Merve ve biricik oğlum Eymen Alp'e sonsuz teşekkürü bir borç bilirim.

Kahraman ÇOBAN

16/08/2018

ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

Bu tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın hazırlık, veri toplama, analiz ve bilgilerin sunumu olmak üzere tüm aşamalarında bilimsel etik ilke ve kurallara uygun davrandığımı; bu çalışma kapsamında elde edilen tüm veri ve bilgiler için kaynak gösterdiğimi ve bu kaynaklara kaynakçada yer verdiğimi; bu çalışmanın Anadolu Üniversitesi tarafından kullanılan "bilimsel intihal tespit 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.

Kahraman ÇOBAN

İÇİNDEKİLER

Sayfa

BAŞLIK SAYFASI i
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI ii
ÖZET iii
ABSTRACT iv
TEŞEKKÜR v
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ vi
İÇİNDEKİLER vii
TABLOLAR DİZİNİ ix
ŞEKİLLER DİZİNİ xiii
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ xvi
1. GİRİŞ 1
1.1. Sürdürülebilir Havacılık 1
1.2. Havacılıkta Emisyon ve Biyoyakıt Kullanımı 3
1.3. Amaç ve Motivasyon 8
1.4. Kaynak Taraması 10
1.4.1. Gaz türbinli motor ekserji analizi 10
1.4.2. Gaz türbinli motor ekonomi analizi 11
1.4.3. Gaz türbinli motorlar çevresel analizi 13
1.4.4. Gaz türbinli motor biyoyakıt çalışması 14
2. KÜÇÜK ÖLÇEKLİ GAZ TÜRBİNLERİ 16
2.1. Küçük Ölçekli Turbojet Motorlar 17
3.TERMODİNAMİK ANALİZ 19
3.1. Enerji Analizi 19
3.1.1. Motor tasarım noktası (on-design) analizi 20
3.1.2. Motor performans (off-design) analizi 25
3.2. Ekserji Analizi 28
3.2.1. Ekserji denge denklemi 30
3.2.2. Ekserji verimi 30
3.3. Eksergoekonomik Analiz 31
3.3.1. SPECO yöntemi 31
3.4. Eksergoçevresel Analiz 34

4. KÜÇÜK ÖLÇEKLİ TURBOJET MOTOR PERFORMANSI 38
4.1. Turbojet Motor Uygulaması 38
4.2. Tasarım Noktası Çevrim Analizi – JP8 43
4.2.1. Tasarım noktası çevrim analizi sonuçları 44
4.3. Tasarım Noktası Çevrim Analizi - Biyoyakıt 45
4.3.1. Biyoyakıt özellikleri 46
4.3.2. Motor emisyon testleri 48
4.3.2.1. Test koşulları 50
4.3.3. Motor emisyon test sonuçları 53
4.3.3.1. Belirsizlik analizleri 56
4.3.3.2. Motor yüzey ısı transferi 57
4.3.4. Tasarım noktası çevrim analizi sonuçları 59
4.4. Motor Performans Analizi 59
4.5. Ekserji Analizleri 68
4.6. Sürdürülebilirlik Analizleri 79
4.6.1. Eksergoekonomi analizleri 79
4.6.1.1. Eksergoekonomik performans parametreleri 88
4.6.2. Eksergoçevresel analizler 93
4.6.2.1. Eksergoçevresel performans parametreleri 104
5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER 108
KAYNAKÇA 113
EKLER
ÖZGEÇMİŞ

TABLOLAR DİZİNİ

Sayfa

Tablo 1.1. Havacılık kaynaklı emisyonların yerel ve küresel etkileri 5

Tablo 2.1. Örnek mikro ve küçük-ölçekli turbojet motorlar 17

Tablo 4.1. AMT Titan turbojet teknik özellikleri 39

Tablo 4.2. Turbojet motor tasarım noktası programı girdileri 43

Tablo 4.3. Motor komponentleri için sonuçlar 44

Tablo 4.4. Motor performans sonuçları 44

Tablo 4.5. Özgün yazılım ve GasTurb® sonuçlarının karşılaştırılması 45

Tablo 4.6. Biyoyakıt numuneleri 46

Tablo 4.7. Biyoyakıt laboratuvar analiz sonuçları 47

Tablo 4.8. Yakıtların molekül ağırlıkları 48

Tablo 4.9. Yakıtların kimyasal formülleri 48

Tablo 4.10. JP8 için test koşulları 51

Tablo 4.11. B20 için test koşulları 51

Tablo 4.12. B40 için test koşulları 51

Tablo 4.13. B60 için test koşulları 51

Tablo 4.14. B80 için test koşulları 51

Tablo 4.15. B100 için test koşulları 51

Tablo 4.16. Testo 350 XL emisyon ölçüm cihazı teknik özellikleri 53

Tablo 4.17. JP8 için test sonuçları 54

Tablo 4.18. B20 için test sonuçları 54

Tablo 4.19. B40 için test sonuçları 54

Tablo 4.20. B60 için test sonuçları 54

Tablo 4.21. B80 için test sonuçları 55

Tablo 4.22. B100 için test sonuçları 55

Tablo 4.23. Tüm yakıtların tasarım noktası için yanma verimi değerleri 55

Tablo 4.24. JP8 yakıtı TN1 için CO emisyon ölçümü belirsizlik sonuçları 56

Tablo 4.25. Yanma verimi sonuçları belirsizlik değerleri..... 57

Tablo 4.26. Yanma odası ısı transferi sonuçları..... 59

Tablo 4.27. Biyoyakıt tasarım noktası için performans sonuçları 59

Tablo 4.28. B20 için motor komponentleri sonuçları 61

Tablo 4.29. B40 için motor komponentleri sonuçları 61

Tablo 4.30. B60 için motor komponentleri sonuçları 61

Tablo 4.31. B80 için motor komponentleri sonuçları 62

Tablo 4.32. B100 için motor komponentleri sonuçları 62

Tablo 4.33. B20 için motor komponentleri sonuçları 62

Tablo 4.34. B40 için motor komponentleri sonuçları 63

Tablo 4.35. B60 için motor komponentleri sonuçları 63

Tablo 4.36. B80 için motor komponentleri sonuçları 63

Tablo 4.37. B100 için motor komponentleri sonuçları 64

Tablo 4.38. JP8 için motor komponentleri sonuçları 64

Tablo 4.39. B20 için motor komponentleri sonuçları 64

Tablo 4.40. B40 için motor komponentleri sonuçları 65

Tablo 4.41. B60 için motor komponentleri sonuçları 65

Tablo 4.42. B80 için motor komponentleri sonuçları 65

Tablo 4.43. B100 için motor komponentleri sonuçları 66

Tablo 4.44. JP8 için motor komponentleri sonuçları 66

Tablo 4.45. B20 için motor komponentleri sonuçları 66

Tablo 4.46. B40 için motor komponentleri sonuçları 67

Tablo 4.47. B60 için motor komponentleri sonuçları 67

Tablo 4.48. B80 için motor komponentleri sonuçları 67

Tablo 4.49. B100 için motor komponentleri sonuçları 68

Tablo 4.50. JP8 için motor komponentleri sonuçları 68
Tablo 4.51. Komponent seviyesi ekserji denge denklemleri 69
Tablo 4.52. B20 için motor komponentleri ekserji sonuçları..... 70
Tablo 4.53. B40 için motor komponentleri ekserji sonuçları..... 70
Tablo 4.54. B60 için motor komponentleri ekserji sonuçları..... 70
Tablo 4.55. B80 için motor komponentleri ekserji sonuçları..... 71
Tablo 4.56. B100 için motor komponentleri ekserji sonuçları..... 71
Tablo 4.57. JP8 için motor komponentleri ekserji sonuçları 71
Tablo 4.58. B20 için motor komponentleri ekserji sonuçları..... 72
Tablo 4.59. B40 için motor komponentleri ekserji sonuçları..... 72
Tablo 4.60. B60 için motor komponentleri ekserji sonuçları..... 73
Tablo 4.61. B80 için motor komponentleri ekserji sonuçları..... 73
Tablo 4.62. B100 için motor komponentleri ekserji sonuçları..... 73
Tablo 4.63. JP8 için motor komponentleri ekserji sonuçları 73
Tablo 4.64. B20 için motor komponentleri ekserji sonuçları..... 74
Tablo 4.65. B40 için motor komponentleri ekserji sonuçları..... 74
Tablo 4.66. B60 için motor komponentleri ekserji sonuçları..... 75
Tablo 4.67. B80 için motor komponentleri ekserji sonuçları..... 75
Tablo 4.68. B100 için motor komponentleri ekserji sonuçları..... 75
Tablo 4.69. JP8 için motor komponentleri ekserji sonuçları 75
Tablo 4.70. B20 için motor komponentleri ekserji sonuçları..... 76
Tablo 4.71. B40 için motor komponentleri ekserji sonuçları..... 76
Tablo 4.72. B60 için motor komponentleri ekserji sonuçları..... 77
Tablo 4.73. B80 için motor komponentleri ekserji sonuçları..... 77
Tablo 4.74. B100 için motor komponentleri ekserji sonuçları..... 77
Tablo 4.75. JP8 için motor komponentleri ekserji sonuçları 77
Tablo 4.76. Ekonomi analizi için girdi parametreleri 81

Tablo 4.77. Turbojet motor komponentlerinin ekonomik parametreleri 81

Tablo 4.78. Motor komponentlerinin malzeme ve Eco-indicator 99 bilgileri 96

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 1.1. Yakıt türlerine göre toplam enerji arzı değişimi 1

Şekil 1.2. Enerji tüketiminin sektörlere göre dağılımı..... 2

Şekil 1.3. Uluslararası sivil havacılık emisyonları ve azaltma stratejileri 3

Şekil 1.4.Uçak jet motoru için ideal ve gerçek yanma işlemi 4

Şekil 1.5. Ekserjinin kapsadığı disiplinler arası ilişki 7

Şekil 1.6. Termodinamik performans değerlendirme adımları..... 8

Şekil 2.1. Örnek bir mikro kojenerasyon ünitesi 16

Şekil 2.2. TJ90 turbojet motoru ve Şimşek Hedef Uçak Sistemi 18

Şekil 3.1. İdeal Brayton çevrimi 19

Şekil 3.2. Turbojet motor şematik gösterimi 20

Şekil 4.1. AMT Titan turbojet motoru..... 38

Şekil 4.2. AMT Titan turbojet motor boyutları 39

Şekil 4.3. Tez çalışmasında kullanılan yöntem 40

Şekil 4.4. Performans yazılımı ile elde edilen kompresör haritası 41

Şekil 4.5. Performans yazılımı ile elde edilen türbin haritası..... 42

Şekil 4.6. Hazırlanan yakıt numuneleri 46

Şekil 4.7. Elementel analiz sonuçları..... 47

Şekil 4.8. Test düzeneği görünümü 49

Şekil 4.9. Motor test düzeneği şematik gösterimi 49

Şekil 4.10. Bir yanma odası için yanma verimi korelasyonu 50

Şekil 4.11. Emisyon ölçüm noktaları (motor egzoza arkadan bakış) 52

Şekil 4.12. Emisyon ölçüm cihazı 52

Şekil 4.13. Yüzey sıcaklık ölçümü 58

Şekil 4.14. Turbojet motor uçuş noktaları 60

Şekil 4.15. 1.uçuş noktası için komponent ekserji verimlerinin yakıtlara göre değişimi 72

Şekil 4.16. 2.uçuş noktası için komponent ekserji verimlerinin yakıtlara göre değişimi 74

Şekil 4.17. 3.uçuş noktası için komponent ekserji verimlerinin yakıtlara göre değişimi 76

Şekil 4.18. 4.uçuş noktası için komponent ekserji verimlerinin yakıtlara göre değişimi 78

Şekil 4.19. Motor ekserji veriminin yakıtlara ve uçuş zarfına göre değişimi 79

Şekil 4.20. 1.uçuş noktası için motor komponentleri maliyet oranları 82

Şekil 4.21. 1.uçuş noktası için motor komponentleri özgül maliyetleri 83

Şekil 4.22. 2.uçuş noktası için motor komponentleri maliyet oranları 84

Şekil 4.23. 2.uçuş noktası için motor komponentleri özgül maliyetleri 85

Şekil 4.24. 3.uçuş noktası için motor komponentleri maliyet oranları 85

Şekil 4.25. 3.uçuş noktası için motor komponentleri özgül maliyetleri 86

Şekil 4.26. 4.uçuş noktası için motor komponentleri maliyet oranları 87

Şekil 4.27. 4.uçuş noktası için motor komponentleri özgül maliyetleri 88

Şekil 4.28. Yanma odası için görece özgül maliyet farkı 90

Şekil 4.29. Türbin için eksergoekonomik faktör parametresi 91

Şekil 4.30. Egzoz lülesi için eksergoekonomik faktör parametresi 92

Şekil 4.31. 2.uçuş noktası için türbin ve egzoz lülesi ekserji yıkım maliyeti ve eksergoekonomik faktörün değişimi 92

Şekil 4.32. Yanma odası için eksergoekonomik faktör parametresi 93

Şekil 4.33. 2.uçuş noktası için yanma odası ekserji yıkımı ve eksergoekonomik faktörün değişimi 93

Şekil 4.34. 1.uçuş noktası için motor komponentleri çevresel etki değerleri 97

Şekil 4.35. 1.uçuş noktası için motor komponentleri özgül çevresel etki değerleri 98

Şekil 4.36. 2.uçuş noktası için motor komponentleri çevresel etki değerleri 99

Şekil 4.37. 2.uçuş noktası için motor komponentleri özgül çevresel etki değerleri 100

Şekil 4.38. 3.uçuş noktası için motor komponentleri çevresel etki değerleri 100

Şekil 4.39. 3.uçuş noktası için motor komponentleri özgül çevresel etki değerleri 101

Şekil 4.40. 4.uçuş noktası için motor komponentleri çevresel etki değerleri 102

Şekil 4.41. 4.uçuş noktası için motor komponentleri özgül çevresel etki değerleri 103

Şekil 4.42. Yanma odası için görece özgül çevre etkisi 105

Şekil 4.43. Yanma odası için eksergoçevresel faktör parametresi 106

Şekil 4.44. Egzoz lülesi için eksergoçevresel faktör parametresi..... 106

Şekil 4.45. 4.uçuş noktası için egzoz lülesi ekserji yıkım çevresel etkisi ve eksergoçevresel faktörün değişimi 107

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

Kısaltmalar

API	: The American Petroleum Institute
ASTM	:American Society for Testing and Materials
DÜBİT	:Düzce Üniversitesi Bilimsel ve Teknolojik Araştırmalar Uygulama ve Araştırma Merkezi
EN	:Avrupa Standartı
EPDK	:Enerji Piyasası Düzenleme Kurulu
HEFA	:Hydro-processed esters and fatty acids
IATA	:Uluslararası Hava Taşımacılık Birliği
ICAO	:Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu
ISO	:The International Organization for Standardization
MAM	:TÜBİTAK Marmara Araştırma Merkezi
MTCR	:Füze Teknolojisi Kontrol Rejimi
SAE	:Society of Automobile Engineers
SPECO	:Özgül ekserji maliyeti yöntemi
TAI	:Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.
TEI	:Tusaş Motor Sanayii A.Ş.
TS	:Türk Standartları
TÜBİTAK	:Türkiye Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Kurumu
YDA	:Yaşam Döngü Analizi

Simgeler

°C	:Santigrat derece
$	:ABD doları
A	:Alan
ACIC	:Seviyelendirilmiş sermaye maliyeti
ALT	:İrtifa
atm	:Atmosfer
B	:Çevresel etki
b	:Özgül çevresel etki
c	:Özgül maliyet

C :Maliyet oranı
CIC :Yatırım maliyeti
cm :Santimetre
c_p :Sabit basınç özgül ısısı
CRF :Anaparanın geridönüşüm faktörü
C_{st} :Centistokes
Cx :İtki sabiti
D :Çap
dk :Dakika
DPCM :Yanma odası basınç kaybı
DPJP :Egzoz lülesi basınç kaybı
DPQP :Hava alığı basınç kaybı
d_r :Özgül yoğunluk
Ex :Ekserji
ex :Özgül ekserji
E41 :Türbin izantropik verimi
EI :Emisyon indeksi
EM :Mekanik verim
ETA2 :Kompresör izantropik verimi
ETA3 :Yanma verimi
ETAP2 :Kompresör politropik verimi
ETAP4 :Türbin politropik verimi
F :İtki
F :Yakıt, kaynak
f :Eksergoekonomik / eksergoçevresel faktör
f :Harita korelasyon faktörü
FAR :Hava-yakıt oranı
FC :Yıllık yakıt maliyeti
g :Yerçekimi ivmesi
g :Gram
GJ :Gigajoule
h :Özgül entalpi
h :Saat
i :Yıllık faiz
j :Hurda değer oranı
K :Kelvin
k :Standart kapsam faktörü
k :Isıl iletkenlik
kg :Kilogram
kJ :Kilojoule

km :Kilometre
kN :Kilonewton
kPa :Kilopascal
kW :Kilowatt
LHV :Alt Isıl Değer
m :Kütlesel debi
m :Metre
M :Mach
MJ :Megajoule
MM :Moleküler ağırlık
mm :Milimetre
mPt :Milipoints
MW :Megawatt
N :Newton
n :Kullanım ömrü, yıl
Nu :Nusselt sayısı
P :Basınç
P :Ürün
P3Q2 :Kompresör basınç oranı
P4Q5 :Türbin basınç oranı
PEC :Komponent satınalma maliyeti
ppm :Parts per million
Pr :Prandtl sayısı
Pt :Points
PW :Mevcut değer
PW2 :Kompresör gücü
PW41 :Türbin gücü
PWF :Mevcut değer faktörü
R :Gaz sabiti
RNI :Reynolds Sayısı Etkisi
Q :Isı transferi
r :Görece özgül maliyet / çevresel etki artışı
Ra :Rayleigh sayısı
R_U :Evrensel gaz sabiti
s :Entropi
S :Hurda değeri
SFC :Özgül yakıt tüketimi
sn :Saniye
T :Sıcaklık
TN :Test noktası

u :Belirsizlik
U :Belirsizlik
V :Hız
W :İş
w :Debi
x :Mol kesiri
Y :Komponentin çevresel etkisi
y :Yıl
Z :Komponentin maliyet oranı
z :Yükseklik

Alt İndisler

∞ :Yüzey etrafı
0 :Referans koşul
air :Hava
amb :Ortam
b :Eksergoeçevreye ait
c :Karbon kütle kesiri
cc :Yanma odası
ch :Boğulmuş
cm :Kompresör
co :Eksergoekonomiye ait
D :Drag
D :Yıkım
dp :Tasarım noktası
f :Yakıt
F :Yakıt
G :Gross
g :Gaz karışımı
h :Hidrojen kütle kesiri
ha :Hava alığı
i :Gaz bileşeni
in :Giren
j :Kontrol yüzeyi
k :Komponent
L :Kayıp
N :Net
noz :Egzoz lülesi
o :Oksijen kütle kesiri

out	:Çıkan
od	:Tasarım noktası (on-design)
P	:Ürün
PR	:Basınç oranı
q	:Isı
R,map	:Standart harita
s	:Kükürt kütle kesiri
s	:Statik
s	:Yüzey
tj	:Turbojet
tur	:Türbin
w	:İş

Üst İndisler

-	:Molar
.	:Oran (rate)
ch	:Kimyasal
CIC	:Yatırım
CO	:Üretim, oluşum
DI	:Bertaraf etme
f	:Yakıt
kn	:Kinetik
OM	:Operasyon ve bakım
PF	:Kirletici madde
ph	:Fiziksel
pt	:Potansiyel
T	:Toplam

Yunan Harfleri

α	:Isıl yayınım katsayısı
β	:Termal genleşme katsayısı
γ	:Özgül ısı oranı
Δ	:Fark, değişim
ε	:Verim, ekserji
η	:Verim, termal
θ	:Yanma boyutsuz yükleme parametresi
λ	:Yanma denklemi katsayı
ν	:Kinematik viskozite
ρ	:Yoğunluk

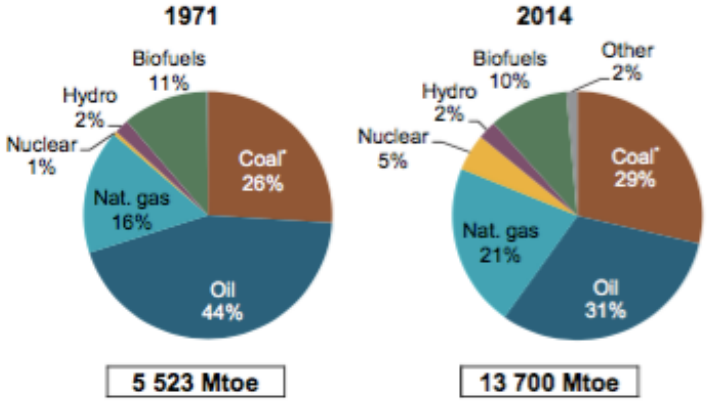
σ	:Standart sapma
τ	:Yıllık çalışma saati
φ	:Ekserji korelasyon formülü

1. GİRİŞ

1.1. Sürdürülebilir Havacılık

Günümüzde hızlı nüfus artışı ve buna bağlı olarak geleneksel yakıt kaynaklarının da azalması, insanoğlunun mevcut enerji kaynaklarını daha verimli kullanması gereksinimini ortaya çıkartmaktadır. Güvenilir ve ucuz bir enerji arzının olması, bunun yanında da kullanılan enerjinin küresel ısınma gibi çevreye zararlı etkilerinin olmaması gün geçtikçe çok daha fazla önem kazanmaktadır. Türkiye gibi gelişmekte olan ülkeler için ise enerji gereksinim ihtiyacı çok daha fazla olmaktadır.

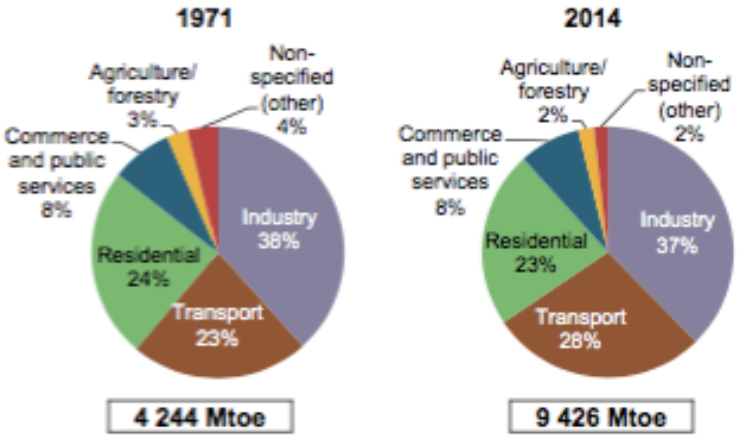
Bilindiği üzere, alternatif ve yenilenebilir enerji teknolojilerinde artan gelişmeye rağmen, günümüz dünyasında enerji ihtiyacı çoğunlukla geleneksel teknolojiler yoluyla fosil yakıtlardan elde edilmektedir. Son yıllardaki verilere bakıldığında, fosil yakıtlar dünya enerji üretiminde yaklaşık %81,2 oranında paya sahip olmakta, petrol ise en önemli fosil yakıt kaynağı olarak öne çıkmaktadır. 1971 ve 2014 yılları arasında dünya toplam enerji arzı 2,5 kat oranında artmış ve petrol arzının azalmış olmasına rağmen, enerji ihtiyacının büyük bölümü yine de petrol ile karşılanmıştır [1].



Şekil 1.1. *Yakıt türlerine göre toplam enerji arzı değişimi*

Aynı dönem için toplam nihai tüketime bakıldığında, enerji arzına benzer şekilde enerji tüketiminin de 2 katından fazla artış gösterdiği görülmüştür. Fakat tüm sektörler içinde uzun yıllardır değişmeyen bir oranla endüstri sektörünün en yüksek enerji tüketimine sahip olduğu, taşıma sektörünün ise ardından en yüksek ikinci enerji tüketimine sahip sektör olarak öne çıktığı Şekil 1.2'de görülmektedir. Diğer yandan, petrol yakıt tüketim oranlarına baktığımızda ise, taşımacılık sektörünün diğer sektörlere göre açık şekilde daha fazla petrolden elde edilen yakıtları kullandığı ortaya

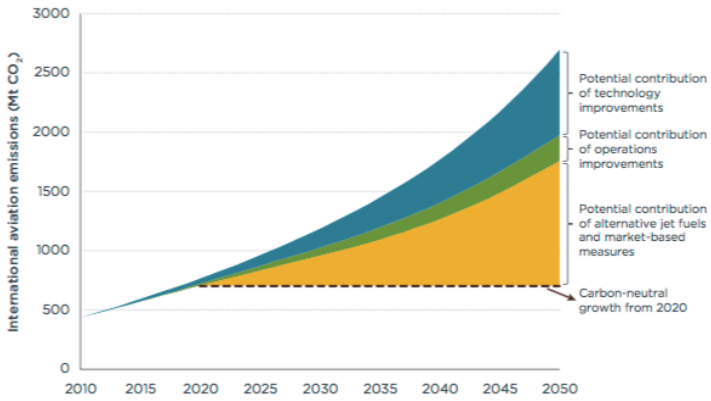
çıkmaktadır. Fakat sektör için yapılan öngörülere bakıldığında, önümüzdeki yaklaşık 20 yıllık süreçte taşımacılık sektörünün yine en yüksek oranda petrol yakıtlarına ihtiyaç duyacağını tahmin edilmektedir [2].



Şekil 1.2.*Enerji tüketiminin sektörlere göre dağılımı*

Taşımacılık sektörünün alt sektörlerindeki genel duruma incelendiğinde ise, en yüksek enerji tüketiminin karayolu taşımacılığında olduğu ortaya çıkmaktadır. Havacılık sektörü ise tüm taşımacılık sektörünün kullandığı enerjinin yaklaşık %10'unu tüketmektedir [3]. Fakat, dünya nüfusunun büyümesi, küreselleşmenin hızlanması ve ülkelerin gelişmişlik ve kentleşme düzeyinin de artması hava trafiğinin de artışına neden olmaktadır. Yapılan tahminlere göre önümüzdeki 20 yılda havayolu yolcu ve hava kargo taşımacılığının her birinin yılda yaklaşık %5 oranında büyümesi öngörülmektedir [4]. Havayolunun gün geçtikçe hayatımızda ulaşım için önemli bir yer edinmesi ve sürekli büyümesi beraberinde çevresel endişeleri de getirmektedir. Endüstrileşme, nüfusun hızlı artışı, küreselleşme ve kentselleşme insanoğlunun doğal kaynaklara ve enerjiye daha fazla ihtiyaç duymasına neden olmaktadır. Bu nedenle, uygun maliyetli, güvenli ve temiz enerjiye ulaşım tüm alanlarda olduğu gibi havacılık sektörü için de günümüzde kritik bir konu olarak ortaya çıkmaktadır. Enerji verimli teknolojilerin geliştirilmekte olan motorlarda uygulanması ve alternatif yakıt kullanımı, sürdürülebilir havacılık için en önemli araştırma alanlarını oluşturmaktadır. Örneğin, 1995 yılında 100 ücretli yolcu başına kilometrede 6,3 litre ortalama verimliliğe sahipken, 10 yıl içinde bu 5 litreye düşmüş, modern yeni nesil uçaklar ise 3,5 litre seviyesine ulaşabilmektedir. Günümüzde ise yeni nesil yolcu uçaklarda bu değerin 3

litre olması hedeflenmektedir ki bu da bir orta sınıf otomobilin yakıt verimliliğinden daha iyi olması demektir. Yakıtın verimli kullanımı sonucunda ise uçak motorlarından çevreye yayılan emisyonların azaltılmasına yardımcı olunmakta ve örnek olarak her 1 kg yakıt tasarrufu 3,16 kg karbondioksit (CO_2) emisyonunun çevreye salınımına engel olmaktadır. Havacılık sektörü, insanoğlu kaynaklı CO_2 emisyon salınımının %2'sinden sorumlu olmasına rağmen, yukarıda bahsedilen nedenlerle hava trafiğinin artışı nedeniyle emisyon değerlerinin de artmasından endişe edilmektedir. Bu amaçla Uluslararası Hava Taşımacılık Birliği'ne (IATA) üye havayolu şirketleri, 2008 yılında aldıkları bir kararla 2020 yılından itibaren sıfır karbonlu büyümeyi ve 2050 yılına kadar emisyonların 2005 yılı değerlerine göre %50 oranında düşürülmesini hedeflemişlerdir. Teknolojik gelişmelere ek olarak, emisyon seviyelerinin düşürülmesi için diğer bir strateji ise fosil yakıtlara bağımlılığın azaltılması ve alternatif havacılık yakıtlarının kullanımıdır.



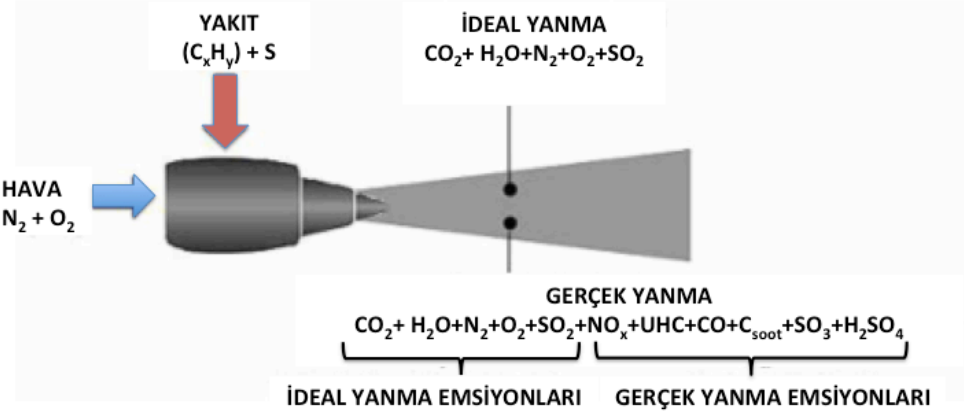
Şekil 1.3.*Uluslararası sivil havacılık emisyonları ve azaltma stratejileri [5]*

Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu (ICAO)'nun çalışmalarına göre, teknolojik ve operasyonel gelişmelerdeki ilerlemeye rağmen, bu stratejilerin istenen hedeflere ulaşmada yeterli olamayacağı ortaya çıkmaktadır. En önemli emisyon azaltma yöntemi olarak alternatif havacılık yakıtlarının kullanımı olduğu görülmektedir.

1.2. Havacılıkta Emisyon ve Biyoyakıt Kullanımı

Motorda gerçekleşen hava ve yakıtın ideal yanması sonucu ortaya çıkan emisyonlar doğrudan yakıtın kimyasal birleşimine bağlıdır. İdeal yanma sonucu ortaya çıkan emisyon bileşenleri karbon dioksit (CO_2), su buharı (H_2O) ve eğer yakıtta sülfür

bileşeni (S) var ise sülfür dioksit (SO_2)'tir. Fakat gerçek yanma koşullarında ise daha fazla emisyon bileşeni ortaya çıkmaktadır. İdeal yanma sonucu ortaya çıkan emisyon bileşenlerine ek olarak, gerçek yanma sonucu nitrojen oksitler (NO ve NO_2, birleşimi NO_x olarak adlandırılmaktadır), yanmamış hidrokarbonlar (UHC), karbon monoksit (CO), is, sülfür trioksit (SO_3) ve sülfürik asit (H_2SO_4) tir. Oluşan emisyonların miktarı ise kullanılan yakıt miktarına, sıcaklık, basınç, farklı hava –yakıt oranlarında yanma süresi gibi yanma koşullarına bağlıdır [6].



Şekil 1.4.*Uçak jet motoru için ideal ve gerçek yanma işlemi [6]*

Tüm operasyon koşullarında en yüksek oranda üretilen emisyonlar karbon dioksit (CO_2) ve su buharı (H_2O) olmakla birlikte, NO_x ve karbon monoksit (CO) bileşenleri de ölçülebilir miktarda ortaya çıkmaktadır. Fakat, iklim değişikliğine en önemli oranda olumsuz katkı sağlayan havacılık kaynaklı emisyon gazları CO_2, NO_x ve H_2O'dur. Bunlarında arasında da, ayrıca en uzun ömürlü sera gazı olan (50 -200 yıl) CO_2, havacılık kaynaklı en önemli emisyondur. Fosil yakıtların yakılması ile atmosfere salınan CO_2 gazı ısıyı tutması nedeniyle atmosfer sıcaklığının yükselmesine ve dolayısıyla küresel ısınmaya neden olmaktadır. NO_x genellikle yüksek sıcaklıkta gerçekleşen yanma reaksiyonu sonucu ortaya çıkmakta, ozon oluşumuna ve asit yağmurlarına neden olmaktadır. H_2O ise uçakların arkasında görülen ve jet duman izi (contrail) olarak adlandırılan olayla sera etkisine neden olduğu değerlendirilmektedir. Emisyonların yerel ve küresel atmosfere etkisi Tablo 1.1'de özet olarak sunulmuştur.

Tablo 1.1. *Havacılık kaynaklı emisyonların yerel ve küresel etkileri [6]*

Emisyon	Yerel hava kalitesi	Küresel atmosfer
CO_2		√
H_2O		√
NO_x	√	√
UHC	√	
CO	√	
C (is / duman)	√	√
SO_x	√	√

Yukarıda bahsedilen havacılığın çevreye zararlı etkilerin ve dolayısıyla karbon (C) emisyonunu azaltılması, yenilenebilir bir çözüm olması nedeniyle olması nedeniyle biyoyakıt kullanımını gün geçtikçe artırmaktadır. Fakat havacılıktaki katı ve zorlu güvenlik şartları nedeniyle, alternatif yakıtların uçaklarda kullanımı için bazı standartları karşılanması gerekmektedir. Örnek olarak ASTM D7566 standardı havacılıkta kullanılan jet yakıtlara %50 oranında biyokütleden elde edilmiş, Hidro İşlenmiş Ester ve Yağ Asitleri (HEFA) biyoyakıtının eklenebilme şartlarını tanımlamıştır. ASTM D1655 ile tanımlanan jet yakıt özelliklerini karşılayan yeni yakıt karışımı mevcut uçak motorlarında kullanılabilmektedir. Alternatif yakıtlar ayrıca mevcut yakıt sistemleri, depolama koşulları ve yakıt transfer işlemlerine uygun olmalıdır. Temel olarak standartlarca onaylanmış 4 biyoyakıt yöntemi bulunmaktadır. Bunlar, Hidro İşlenmiş Ester ve Yağ Asitleri, şekerin fermantasyonuyla hidrokarbon eldesi, Fischer-Tropsch yöntemi ile kerosen eldesi ve alkolden kerosen eldesidir. Burada en yoğun olarak kullanılan yöntem ise, bitkisel, hayvansal ve atık yağlardan ve alglerden elde edilen jet yakıtı yada biyodizeldir. Ülkemizde de üretimi yapılan biyodizel yakıtlar, kara taşımacılığında doğrudan kullanılabilmekle beraber, havacılık yakıtı olarak daha düşük oranlarda kullanılabilmektedir. Biyodizelin düşük ısı kapasitesine sahip olması, viskozite değerinin yüksekliği, oksidasyon, doğrudan jet yakıt olarak kullanılabilmesi için çözülmesi gereken problemler olarak öne çıkmaktadır. Ticari uçaklarda, jet yakıtların yerine alternatif olarak kullanılacak bir yakıttan beklenen temel özellikler ise:

- Daha fazla yük yada menzil için yüksek enerji kapasitesi
- Yüksek alevlenme noktası ve buharlaşmanın iyi olması

- Düşük donma noktası ve buhar basıncı, seyir irtifalarında güvenli uçuş için önemlidir
- Yüksek termal kararlılık, yakıt hatlarının tıkanmasını önlemek için kimyasal bozulmanın olmaması
- İyi yağlama özelliği
- Düşük viskozite
- Kolay ulaşılabilirlik ve uygun maliyet
- Uygun depolama ve dağıtım kolaylığı

olarak özetlenebilir.

Bu çalışmada incelenen yakıt türü olan biyodizel yakıtlar ise mevcut dizel motorlarda herhangi bir modifikasyona ihtiyaç duymadan kullanılabilir fakat bunun için belirlenen standartlara, kullanım şartlarına ve yönergelere göre uyum önemlidir. Biyodizel için ASTM D 6751 Amerikan ile EN 14213 ve EN 14214 Avrupa Birliği standartları yürürlüktedir. Ülkemizde de EN standardına göre hazırlanan TS standartları (TS EN 14214 ve TS EN 14213) yürürlüktedir [7]. Hayvansal ve bitkisel yağlar gibi yenilenebilir alternatif bir yakıt olan biyodizelin önemli özellikleri ise aşağıdaki şekilde özetlenebilir [8]:

- Yenilenebilir hammadde kaynaklarından elde edilmesi
- Petrol kökenli ürünlere olan bağımlılığı azaltması
- Emisyonları büyük ölçüde azaltması
- Kükürt içermemesi
- Yağlayıcılık özelliğinin iyi olması ve motorine katılması durumunda yağlayıcılığı arttırması
- Yüksek alevlenme noktası ile taşıma, depolama ve kullanma kolaylığına sahip olması
- Biyobozunabilir olması ve antitoksik özelliğe sahip olması
- Isıl değerinin motorinin ısıl değerine yakın olması ve motorine oranla daha yüksek setan sayısına sahip olması

Çevreyi kirleten emisyonların azaltılması için diğer önemli bir yol olan, yukarıda da bahsedilen, yakıt ve motor teknolojilerindeki gelişmelerdir. Bu teknolojiler bir çok mühendislik dalını içermekle beraber, bu çalışmada termodinamik analiz bu amaçla kullanılmıştır. Termodinamiğin birinci yasası (enerjinin korunumu) ve ikinci yasası

(kullanılabilirlik) ile detaylı analizler yaparak sistemin gerçek performansı ortaya çıkarılabilmektedir. Bilindiği gibi termodinamiğin birinci yasası, enerjinin niteliği ile ilgili bilgi vermemesi nedeniyle, sistemde bulunan kayıpları ve tersinmezlikleri göz ardı etmektedir. Diğer yandan ikinci yasa olan kullanılabilirlik (ekserji) ile sistemde bulunan tersinmezlikler ve kayıplar hakkında detaylı bilgi sağlanabilir. Ekserji, bir sistemin bulunduğu çevre ile aynı koşullara tersinir bir işlemle geldiğinde elde edilebilecek azami yararlı iş miktarıdır.

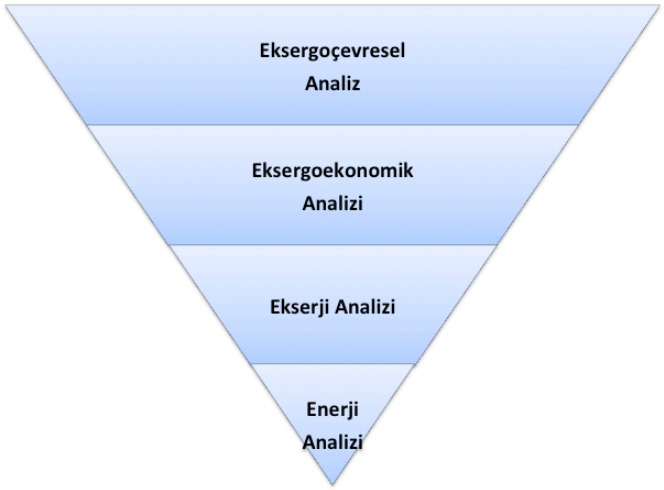
Sürdürülebilir bir havacılık ve sürdürülebilir bir gelişme için sürdürülebilir enerji kaynaklarına ihtiyaç duyulduğu açıktır. Ekserji yöntemleri de verimliliğin artırılması için kritik olduğuna göre ekserji, enerji ve çevre arasında sürdürülebilir gelişme için belirli bir ilişki olduğu görülebilir.

Şekil 1.5.*Ekserjinin kapsadığı disiplinler arası ilişki [9]*

Sistemlerin verimliliğinin artırılması, çevresel etkilerinin azaltılması ve uygun maliyetli çözümlerin bulunabilmesi enerji analizi verileri ile gerçek verimsizliğin ve buna neden olan işlemlerin bulunabilmesi için ekserji analizi yapılmalıdır. Fakat, sistemde bulunan verimsizliklerin ve ekipmanların maliyetlerinin de bilinmesi oldukça önemlidir. Ekserji ve ekonomik analizin birleşimi ile ortaya çıkan "eksergoekonomik analiz" yöntemi ile maliyet etkin bir sistemin tasarım ve işletmesi ile ilgili önemli bilgi elde edilmektedir. Bu şekilde, tüm sistem ile her bir sistem bileşeninin giriş ve çıkışlarında ekserji miktarının maliyeti ayrı olarak bulunabilmektedir. Ek olarak, sistem bileşeninin yatırım ve işletme maliyetinin de hesaplanmasıyla birlikte, verimlilik ve maliyet arasında önemli bir değerlendirme imkanı ortaya çıkmaktadır. Yüksek maliyetli

bir ekipmanın yada sistemin verimliliği ne kadar yüksek olsa da maliyet etkin bir çözüm olmaması nedeniyle tercih edilmeyebilir. Benzer şekilde düşük verim ile çalışan bir sistem maliyeti daha uygun olması nedeniyle kullanımı değerlendirilebilir.

Nihai olarak, sistemdeki verimsizlikler ve bunların maliyetlerinin yanında, çevreye etkilerinin de bilinmesi önemlidir. Sistemde bulunan verimsizliklerin ve ekipmanların çevreye etkilerinin incelenmesi amacıyla "eksergoçevresel analiz" yöntemi uygulanmaktadır. Sistem bileşenlerinin giriş ve çıkışları ile her bir bileşenin Yaşam Döngü Analizi (YDA) yapılarak, çevresel etkileri hesaplanmaktadır. Böylece, maliyet etkin çözümlere ek olarak çevreye etkisi en az olan sistem ve bileşenleri belirlenebilmektedir. Böylece, ilk önce enerji analizi, elde edilen veriler yardımıyla ekserji analizi yapılmalıdır. Maliyet ve çevre etkilerinin incelenmesi amacıyla sonrasında eksergoekonomi ve eksergoçevresel analizler gerçekleştirilmelidir.



Şekil 1.6.*Termodinamik performans değerlendirme adımları*

1.3. Amaç ve Motivasyon

Bu çalışmada, hızlı hedef uçak, füze gibi insansız hava araçlarında kullanılan küçük ölçekli bir turbojet motorun termodinamik performans incelemesi yapılmıştır. Ayrıca, motor üzerinde alternatif yakıtlar ile yapılan deneysel çalışmalar sonucunda emisyon hesaplamaları yapılarak, yanma verimleri elde edilmiştir.

Termodinamik analiz, öncelikle turbojet motorun enerji analizi ve sonrasında ekserji analizi yapılarak gerçekleştirilmiştir. Enerji analizi yöntemi ile motorun öncelikle tasarım noktasında performans hesaplaması (çevrim analizi) yapılarak; itki,

yakıt tüketimi, egzoz sıcaklığı gibi temel performans verileri elde edilmiştir. Sonrasında motorun farklı çalışma koşullarındaki performansının belirlenmesi amacı ile farklı irtifa ve uçuş hızlarında performans hesaplaması yapılmıştır. Bu şekilde motor kullanım zarfı boyunca performans haritası çıkarılabilmektedir.

İnsansız hava platformlarında kullanılan söz konusu turbojet motorun, maliyet etkin şekilde tasarımının ve işletiminin yapılabilmesi için yakıtın, ekserji yıkımının, ekserji ürününün ve üretilen itkinin maliyetinin bilinmesi gerekmektedir. Bu amaçla özgül ekserji maliyet (SPECO) yöntemi kullanılarak, yakıt ve ürün ekserjilerinin maliyetleri hesaplanmıştır. Bu maliyet hesabı motorun tasarım noktası ve performans noktaları olan farklı irtifa ve uçuş hız koşulları için yapılmıştır. Hesaplamalar ayrıca biyoyakıt kullanım durumu için de yapılarak, karşılaştırmalı sonuçlar elde edilmiştir.

Maliyet hesabına ek olarak, performans değerlendirmesi motorun çevresel etkisinin incelemesi yapılarak detaylandırılmıştır. Ekserji temeline dayanan eksergoçevresel analiz ile Ömür Yaşam Döngüsü Değerlendirmesi (YDA) yapılarak, sistem yada bileşenin yaşam dönemince ortaya çıkan ve çevreye etki eden boyutlarını değerlendiren bir yaklaşımdır. Yakıt ve ürün ekserjilerine çevre etkilerinin uygulanması ile motor ve bileşenlerinin çevresel performansları ile ilgili genel bir bilgi elde edilmiştir.

Daha önce yapılan araştırmalar incelendiğinde, gaz türbin motorlarda yapılan ekserji analiz sonuçlarına göre en yüksek kayıp, yıkım ve tersinmezliğin yanma odası bileşeninde olduğu görülmüştür. Bu çalışmada yapılan ekserji analizinde de benzer sonuçlar elde edilmiştir. Bu amaçla, benzer bir turbojet motor farklı yakıtlar kullanılarak özel bir test düzeneğinde testlere tabi tutulmuştur. Belirlenen test koşullarında farklı oranlarda jet yakıt ve biyoyakıt karışımları ile emisyon ölçümleri yapılarak, yakıtların yanma verimi üzerinde etkisi ile çevreye etkileri karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma sonucu verim ve çevre etkisine göre en uygun yakıt karışımı belirlenmiştir.

Tüm bu çalışmalar sonunda, insansız hava araçlarında kullanım için tasarlanmış bir turbojet motoru ve bileşenleri;

- Tasarım noktasında ve tasarım noktası dışı bölgelerde yapılan enerji analizleri ile uçuş zarfındaki itki, yakıt tüketimi, egzoz sıcaklığı ve hızı, bileşenler arasındaki sıcaklık, basınç değerleri

- Ekserji analizi ile uçuş zarfındaki noktalarda komponentlerin giriş ve çıkış noktalarında ekserji değerleri, komponent ürün ve yakıt ekserjileri ile ekserji yıkım ve ekserji verimi
- Uçuş zarfındaki maliyet bilgisinin elde edilmesi amacı ile yapılan eksergoekonomik analiz ile yakıt ve ürün maliyetleri, ekserji yıkım maliyeti, görece özgül maliyet artışı ve eksergoekonomik faktör
- Eksergoçevresel analiz ile bileşenlerdeki ekserji akımlarının çevresel etki oranları ve özgül çevresel etkileri, bileşenlerin çevresel etkileri, görece özgül çevresel etki ve eksergoçevresel faktör gibi performans parametreleri ile değerlendirilmiştir.

Ayrıca motor testlerinde farklı yakıt karışımları kullanılarak;

- Emisyon ölçümlerinin yapılarak emisyon indeksleri ve yanma verimleri elde edilmiştir

1.4. Kaynak Taraması

Bu tez kapsamında yapılan çalışmalar, temel olarak gaz türbinli motorların termodinamik, ekonomik ve çevre analizlerinin farklı yakıt kullanımı süreçlerini içerdiğinden, kaynak araştırması da bu kapsamda gerçekleştirilmiştir.

1.4.1. Gaz türbinli motor ekserji analizi

Havacılık motorlarında ekserji analizi uygulamaları ile ilgili literatürde bir çok çalışma bulunmaktadır. Ekici ve arkadaşları küçük boyutlu bir turbojet motorunun termodinamik analizi üzerine yaptıkları çalışmada, motorun ekserji performansını hesaplamışlardır. Her bir komponent için yapılan çalışmada, ekserji performans parametreleri ile sürdürülebilirlik parametreleri elde edilmiştir. Deneysel sonuçlara göre yapılan çalışmada, azami çalışma koşulları için motorun tüm komponent ekserji değerlerine bakıldığında, en yüksek ekserji veriminin %97,81 ile türbinde, en düşük ekserji veriminin ise %50,13 ile yanma odasında elde edildiği görülmüştür. Ayrıca, tüm motorun da ekserji verimi %27,25 olarak hesaplanmıştır. Sürdürülebilirlik parametreleri incelendiğinde, yakıt tarafından sağlanan ekserjinin yarısının kullanılamadığı böylece sistemin ekserji yıkım faktörünün ve dolayısıyla atık ekserji oranı ve çevresel etki faktörünün artmasına neden olmaktadır [10].

Bir savaş uçağında kullanılan artyanmalı J85-GE-21 turbojet motoru ile yapılan çalışmada ise farklı irtifa ve hız koşullarında motorun termodinamik incelemesi gerçekleştirilmiştir. Ekserji analiz sonuçlarına göre, en yüksek ekserji verimi %96.7 ile kompresörde, en düşük ekserji verimi ise %54,8 ile artyanma komponentinde elde edilmiştir. Bu değerler ise, diğer farklı uçuş şartları karşılaştırıldığında, deniz seviyesi koşullarında ve 200 m/sn uçuş hızı için bulunmuştur. Artyanmanın yanma odasından daha fazla tersinmezliğe sahip olması, artyanmada yakıt tüketiminin yanma odasına göre üç kat fazla olması olarak açıklanmıştır. Çalışma sonunda ortaya çıkan önemli diğer bir sonuç ise, motor giriş hava sıcaklığının 1 ^{0}C artması motorun ekserji veriminin %0,45 oranında azalmasına neden olmaktadır. Benzer şekilde uçuş hızının azalması, motorun ekserji verimin de azalmasına neden olmaktadır [11].

Turan [12] insansız hava araçları için kullanılan küçük bir turbojet motor ile yaptığı parametrik çevrim analizinde, kompresör basınç oranı ile türbin giriş sıcaklığı değerlerinin değişimlerinin motorun performansına etkisini incelemiştir. Yapılan çalışma sonucunda, türbin giriş sıcaklığının artması, motorun ekserji verimini arttırdığı görülmüştür. Benzer şekilde kompresör basınç oranının artması da motorun ekserji verimine olumlu etki ederek artışına neden olmakla birlikte, optimum bir basınç oranına kadar bu artış olmaktadır. Ayrıca, uçuş hızının artması ile birlikte motorun ekserji verimi de azalmaktadır. Böylece, motor parametrik çevrim analizinin ekserji yöntemleri ile birleştirilmesi gaz türbinli motorların performans hesaplamaları ve optimizasyonunda farklı bir bakış açısı sağlanabileceğini göstermiştir.

1.4.2. Gaz türbinli motor ekonomi analizi

Ekserji analizinin ekonomi analizi ile birlikte kullanılması sonucu geliştirilen eksergoekonomik analiz yöntemleriyle, tersinmezliklerin ve proses akımlarının maliyetleri hesaplanabilmektedir. Ballı ve arkadaşları J69-T25 turbojet motorunun termodinamik analizi üzerine yaptıkları çalışmada, motoru ekserjetik ve ekonomik yönlerden incelemişlerdir. Her bir komponent için yapılan çalışmada, ekserji performans parametreleri ile birlikte ekonomik parametreleri elde edilmiştir. Motor komponentleri için yapılan analizlere bakıldığında, birim zaman için en yüksek maliyete sahip akımın yanma odası çıkışında olduğu görülmüştür. Yine birim zamanda en düşük maliyete sahip olan akımın ise yakıtta olduğu değerlendirilmiştir. Diğer yandan birim enerji maliyetleri göz önüne alındığında ise, tablo farklı şekilde ortaya

çıkmaktadır. Buna göre, en yüksek özgül maliyet kompresör çıkış akımında elde edilirken, en düşük özgül maliyet ise yine motora verilen yakıt akımında olduğu görülmüştür [13].

İlk kez bir turbofan motor üzerinde yapılan eksergoekonomi analiz çalışmasına göre motorun ürettiği itkinin de maliyetinin hesaplanmasının önemi ilk kez ortaya konmuştur. Buna göre, fanın ürettiği itkinin birim zaman ve kuvvetteki maliyetinin çekirdek motor egzoz lülesinden elde edilen itkinin birim maliyetinden daha düşük olduğu görülmüştür. Özgül itki maliyeti olarak adlandırılan bu parametre ile uçak motorlarının maliyet karşılaştırmasının daha doğru yapılabileceği değerlendirilmiştir. Ayrıca, yakıt fiyatlarının itki maliyet oranları üzerinde büyük etkisinin olduğu görülmüştür. Örnek olarak, yakıt maliyetinin iki katı oranında artış göstermesi, itki maliyetlerinin de yaklaşık %97 oranında artışına sebep olmaktadır [14].

Yine turbofan motor ile yapılan diğer bir çalışmada ise, turbofan motor iki farklı model ile ekserji ve ekonomi analizleri karşılaştırılmıştır. Global model olarak adlandırılan ilk modele göre, turbofan motor bütün olarak ele alınmış, motora giren ve çıkan ekserji akımları dikkate alınmıştır. Diğer modelde ise komponenti seviyesinde inceleme yapılarak, her bir komponentin giriş ve çıkışındaki ekserji akımları hesaplanmıştır. İtki maliyeti her iki model için de yakın değerlerde elde edilirken (ilk model %3,2 daha düşüktür), asıl önemli farklılığın fan ve kompresörden elde edilen müşteri havası (bleed air) maliyetinin ilk modelde ikinci modele göre iki kat fazla olmasıdır. Maliyet hesaplamalarının komponent seviyesinde yapılmasının elde edilen sonuçların daha güvenilir olmasını sağladığı görülmüştür [15].

Aydin ve arkadaşları ekserji ve ekonomi analizini birlikte kullanarak inceledikleri bir turboprop motorunda, ekonomik verilerin daha sağlıklı değerlendirilebilmesi için motorların kullanıcıya göre farklılık gösterebilen bakım zamanı, kullanım koşulları, yakıt ve bakım maliyetleri gibi parametrelerinin iyi belirlenmesi gerektiğini belirtmişlerdir. Sonuçların, bir tasarımcı için sadece motor performansı açısından değil, hangi komponentlerin ekonomik açıdan da iyileştirilebileceğini ve bu değişimlerin diğer komponentleri nasıl etkileyeceğinin önemli olacağı ortaya çıkmaktadır. Turboprop motorlar turbojet /turbofan motorlardan farklı olarak şaft gücü üretmesi nedeniyle, bu çalışmada motorun ürettiği şaft gücünün de maliyeti hesaplanmıştır [16].

1.4.3. Gaz türbinli motorlar çevresel analizi

Eksergoekonomi analizine benzer şekilde, ekserji ve çevresel analizlerin birlikte kullanılmasıyla eksergoçevresel analiz olarak adlandırılan yöntem elde edilmektedir. Böylece komponent seviyesinde çevresel etkilerin nedenleri, sistemdeki yerleri ve büyüklükleri elde edilerek, sistemin termodinamik değerlendirmesi açısından ayrıca bir yöntem olarak geliştirilmiştir. Altuntaş [17] tarafından GE-J85 turbojet motoru ile yapılan ekserji ve çevresel etki çalışmasına göre, insanoğlu tarafından atmosferdeki olumsuz etkilerin önemli nedenlerinden birinin uçaklardan tarafından yayılan egzoz gazları olduğu belirtilmiştir. Farklı irtifa ve uçuş hızlarında yapılan analizler ile çevresel açıdan en uygun uçuş şartları elde edilmiştir. Elde edilen emisyon değerleri ile yaşam döngüsü analizi yapılarak, birçok çevresel etkinin incelenerek karar vericilere önemli bilgiler sağlanabilmektedir. Çalışma sonucuna göre, irtifa ve uçuş hızının değişimi çevresel hasar ve etki parametrelerini doğrudan etkilemektedir. Yüksek irtifa ve düşük uçuş hızı şartlarının çevresel etkilerden açısından en iyi uçuş şartları olduğu görülmüştür. Ayrıca tüm bu şartlar jet yakıt ve hidrojen yakıt kullanımı durumları için de değerlendirilmiş, analiz sonucuna göre de jet yakıtın çevresel hasarının hidrojen yakıtına göre daha fazla olduğu ortaya çıkmıştır.

Atılgan ve arkadaşları bölgesel bir yolcu uçağının çevresel etkilerini incelemek amacı ile bir turboprop motor üzerinde yaptıkları eksergoçevresel değerlendirmede, motorun kullanım ve bakım sırasındaki çevresel etkisinin üretim sürecinde oluşan çevresel etkisinden daha fazla olduğunu bulmuşlardır. Komponent seviyesinde yapılan hesaplamalar sonucunda, yine komponent ile ilgili çevresel etki değerlerine göre kompresör ve türbinin en yüksek çevresel etki değerlerine sahip olduğu, sonuç olarak iyileştirmeye de en çok gerek duyulan komponentler olduğu ortaya çıkmıştır. Ayrıca tüm çevresel etkilere bakıldığında ise yanma odası çıkışındaki akımın en yüksek çevresel etkiye sahip olduğu görülürken, en yüksek özgül çevresel etki oranı ise egzoz lülesi çıkışındaki akımda elde edilmiştir. Turboprop motorun çevresel etkisinin büyük oranda kaynağı komponentlerde meydana ekserji yıkımları olarak ortaya çıkarken, komponent ile ilgili çevresel etkilerin sadece %17 oranında çevresel etkisinin olduğu görülmüştür [18].

1.4.4. Gaz türbinli motor biyoyakıt çalışması

Gaz türbinli motorlar ile ilgili olarak farklı yakıt türleri ile yapılmış birçok çalışma bulunabilir. Yapılan literatür araştırmasında tezin de konusu olan küçük turbojet motorlar üzerinde yapılan çalışmalar incelenmiştir. Havacılık sektörünün çevresel etkisinin azaltılması ve sürdürülebilir bir gelişme sağlanması için biyoyakıt kullanımı gün geçtikçe artmaktadır. Söğüt [19] tarafından SR-30 mini turbojet motorun deneysel verileri kullanılarak yapılan teorik analizlere göre, sekiz farklı yakıt türünden en yüksek enerji verimi dizel yakıt ile elde edilmiştir. Benzer şekilde ekserji verimi değerlerine bakıldığında motor için en yüksek ekserji verimine metanol, sonrasında ise etanol ile ulaşıldığı ortaya çıkmaktadır. Habib ve arkadaşları farklı biyoyakıtlar ile deneysel olarak küçük bir turbojet motorun performansını ve emisyon karakteristiklerini inceledikleri çalışmalarında, biyoyakıt oranının artışı ile birlikte itki seviyesinde azalma fakat termal verimde artış gözlemlemişlerdir. Karbon monoksit (CO) ve azot oksit (NO) emisyonları ise biyoyakıt oranı arttıkça azalış göstermektedir. Diğer yandan, %100 biyoyakıt kullanımı motor termal veriminde daha fazla artışa neden olmaktadır. İtki değerinde önemli bir kayıp olmadan çevre kirliliğini azaltıcı şekilde emisyonların azalması, biyoyakıt kullanımının mümkün olabildiğini göstermektedir [20] .

Abu Talib ve arkadaşları palmiye yağının jet yakıtı ile oranlanması ile yapılan deneyleri sonucunda, küçük turbojet motorun ateşleme süresinin jet yakıtına göre biyoyakıt karışımı için iki katı olduğu görülmüştür. Ayrıca motorun soğutma yağlama sıcaklığı biyoyakıt kullanımında daha fazla olmakta, bu da türbin sıcaklığının biyoyakıt kullanımında daha fazla olması ile ilgili olmaktadır. Türbindeki yüksek sıcaklığın ise, biyodizeldeki oksijen oranının daha fazla olması ve daha iyi yanmaya sebep olması nedeniyle, daha yüksek yanma sıcaklığının ortaya çıkması olarak değerlendirilmektedir [21].

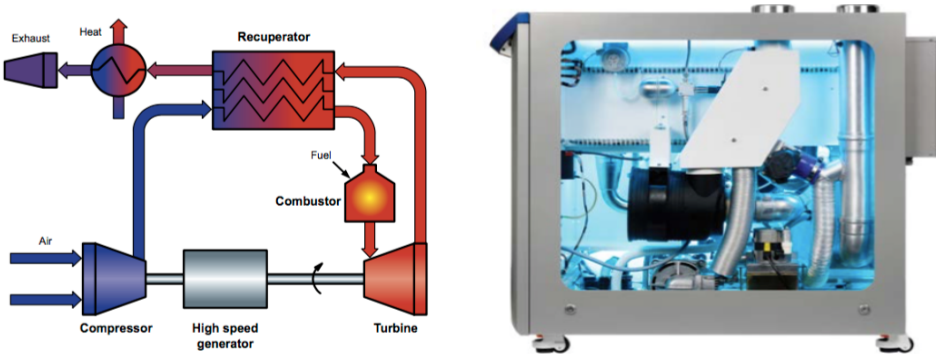
Chiariello ve arkadaşları 30 kW gücündeki küçük bir jet motorunda bitkisel yağ kullanarak yaptıkları deneylerde, NO_x, CO gibi emisyon değerlerinden ayrı olarak ayrıca partikül madde sonuçlarını incelemişlerdir. Elde edilen deney sonuçlarına göre, yakıtta biyoyakıt karışımının artırılması partikül madde emisyonlarının ciddi oranda artmasına neden olmaktadır. Bitkisel yağların yüksek viskozite sahip olması ve atomizasyon özelliğinin daha zayıf olması gibi nedenlerle partikül madde emisyonlarının yüksek seviyelerde olduğu değerlendirilmiştir. NO_x ve CO emisyonları ise biyoyakıt kullanımında jet yakıt sonuçlarına göre önemli bir değişiklik

göstermemiştir. Ayrıca, motor çalışma koşulları ve performansı da jet yakıt ve biyoyakıt kullanımları karşılaştırıldığında benzer özellikler göstermiştir [22].

Coban ve arkadaşları küçük bir turbojet motor ile yaptıkları incelemede, jet yakıt ve biyoyakıt kullanımı durumunda motor performans ve ekonomik sonuçlarını değerlendirmişlerdir. Komponent seviyesinde yapılan analizlerde jet yakıt kullanımı durumunda kompresör ve yanma odası ekserji verimleri biyoyakıt kullanım durumuna göre daha fazladır. Diğer yandan türbin ekserji verimi biyoyakıt kullanımında artış göstermektedir. Ekonomik açıdan incelendiğinde ise, kullanılan biyoyakıtın fiyatının daha yüksek maliyette olması nedeniyle motorun kullanım şartlarında jet yakıtın yerini alması olası görünmemektedir. Üretilen itki değerinin maliyeti biyoyakıt kullanımı sırasında jet yakıta göre %16 daha fazla elde edilmiştir. Sonuç olarak, biyoyakıtın çevresel etkileri ve performans sonuçları yanında ekonomik olarak da kullanılabilir olması çalışma sonunda ortaya çıkan önemli bir sonuç olarak görülmektedir [23].

2. KÜÇÜK ÖLÇEKLİ GAZ TÜRBİNLERİ

Küçük ölçekli gaz türbinler, yolcu / savaş uçaklarında yada enerji santrallerinde kullanılan gaz türbinlerin boyutsal olarak küçültülmüş ve benzer şekilde Brayton çevrimine göre çalışan gaz türbinleridir. Taşınabilir elektrik güç üniteleri olarak kullanılmakla birlikte, radyo kontrollü model uçaklar ve hedef uçaklarda da kullanılmaktadır. Literatürde ürettikleri güç değerlerine göre küçük kojenerasyon sistemlerinde kullanılan "mini", "mikro" ve "küçük-ölçekli" şeklinde farklı sınıflandırmaları bulunmakla birlikte, hangi güç aralığı için hangi sınıflandırmanın yapılacağı net olarak belli değildir. Örneğin, Pilavachi [24]150 kW güce kadar olan gaz türbinlerini mikro, 150-1000 kW gücündeki gaz türbinlerini ise mini olarak tanımlamıştır. McDonald [25] 5-200 kW güç aralığını mikro, 200-500 kW güç aralığını ise mini gaz türbinler olarak adlandırmıştır. Avrupa Birliği tarafından yayınlanan talimatnameye göre ise, 50 kW güce kadar kapasitesi olan sistemler "mikro", 1 MW'a kadar kapasitesi olan sistemler ise "küçük-ölçekli" kojenerasyon sistemi olarak tanımlanmıştır [26].



Şekil 2.1. *Örnek bir mikro kojenerasyon ünitesi [27]*

Kojenerasyon sisteminde temel olarak sıvı yada gaz yakıt ile çalışan bir mikro / küçük-ölçekli gaz türbin elektrik jeneratörünü sürmektedir. Boyutlarının ve ürettiği birim güç için ağırlığı ile döner parça sayısının az olması, gürültü seviyesinin düşük olması ve farklı yakıtların kullanılabilmesi ile düşük emisyon değerlerine sahip olması en büyük avantajlarıdır. Ayrıca benzer dizel jeneratörlere göre, atık ısının daha kaliteli olması, düşük bakım ücretleri, titreşim seviyesinin çok daha az olması ve daha kısa kurulum / temin süresi de yine diğer önemli avantajlarıdır [24]. Diğer yandan, büyük gaz türbinlerinin ölçeklendirilerek küçültülmesi, tam anlamıyla aynı performansı

vereceği anlamına gelmemektedir. Küçültme sonrası daha verimsiz hale gelmelerinin sebepleri ise aşağıda özetlenmiştir [28]:

- Reynolds sayısındaki büyük değişikliğin sonucu, sürtünme katsayısının artarak kompresörün daha verimsiz çalışması neden olmaktadır.
- Tip ucu boşluğunun kanatçık açıklığına (span) oranı olarak tanımlanan göreceli tip boşluğu, küçültülmüş modellerde daha fazla olmaktadır. Bu nedenle küçültülmüş kompresörler bu açıklığın fazla olmasın nedeniyle daha verimsiz çalışmaktadır.
- Özellikle santrifüj kompresörlerin basınç oranlarının küçük-ölçekli gaz türbinlerinde düşük olması nedeniyle, çevrim basınç oranı düşük olmaktadır.
- Türbin kanatçıklarının soğutmasız olması nedeniyle (büyük gaz türbinlerinde soğutma kanalları bulunabilmektedir) çevrim sıcaklığı daha düşük olmakta ve çevrim verimi daha düşük olmaktadır.

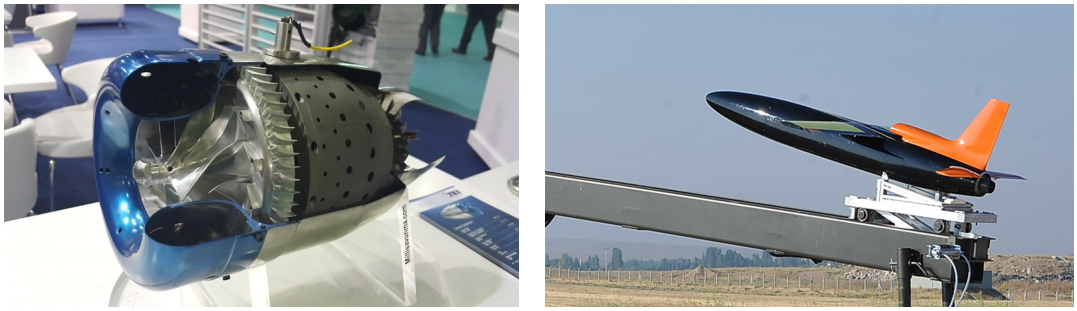
2.1. Küçük Ölçekli Turbojet Motorlar

Yüksek itki-ağırlık oranı nedeniyle küçük-ölçekli turbojet motorlar radyo kontrollü model uçaklar ve hızlı hedef ve insansız hava araçlarında gün geçtikçe daha fazla kullanım alanı bulmaktadır. İlk jet motorlu model uçağın 20 Mart 1983 yılında üç dakikalık bir başarılı uçuş yapması ile de sonraki yıllarda bu alandaki çalışmalar artarak devam etmiştir. Özellikle hedef uçak ve füze platformlarında kullanımının yaygınlaşması, birçok firmanın bu konuda üretim yapmaya başlamasına neden olmaktadır. Bazı mikro ve küçük-ölçekli turbojet motorlar teknik ve üretici bilgileri Tablo 2.1'de sunulmuştur.

Tablo 2.1. *Örnek küçük-ölçekli turbojet motorlar*

Üretici	Ülke	Model	İtki (N)
Jetcat	Almanya	P400 PRO	397
AMT	Hollanda	Titan	392
PBS	Çekya	TJ40	395
Jetbeetle	Tayvan	H100	400
BF Turbines	Almanya	B500F	500
TEI	Türkiye	TJ90	400

Tabloda üreticilerin birbirine benzer aralıktaki itki değerine sahip motorlar gösterilmiştir. Küçük-ölçekli motorlar için bu seviyedeki itki değerleri Füze Teknolojisi Kontrol Rejimi (MTCR) anlaşmasına göre kritik öneme sahiptir. 1987 yılında kurulan ve Türkiye'nin de 1997 yılında dahil olduğu bu anlaşmaya göre, Yerde Motor İtki (Un-installed) değeri 400 N'u aşan motorların ticaretine izin verilmemektedir. Füze teknolojilerinde kullanımının yaygınlaşması nedeniyle, küçük-ölçekli motor teknolojisi de bu anlaşma ile kritik öneme sahip olmaktadır. Bu nedenle, ülkemizde Tusaş Motor Sanayi A.Ş. (TEI) tarafından, Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş. (TAI)'nin Şimşek Yüksek Hızlı Hedef Uçak Sistemi için TJ90 Turbojet motor geliştirme projesi başlatılmıştır. İlk uçuş testi 5 Haziran 2013 tarihinde gerçekleştirilmiş olup, motor geliştirme testleri devam etmektedir. 7 Haziran 2017 tarihinde ise, TAI'nin Şimşek platformu ile ilk uçuşunu gerçekleştirmiştir [29].

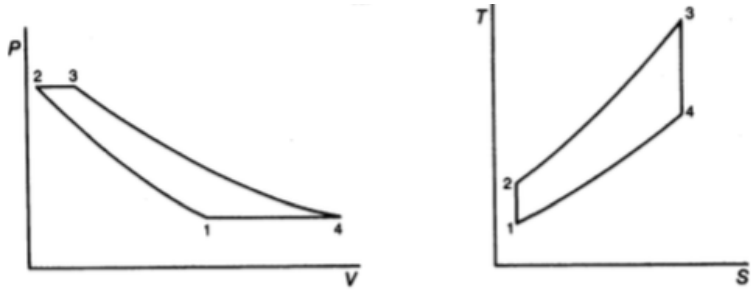


Şekil 2.2. *TJ90 turbojet motoru ve Şimşek Hedef Uçak Sistemi [30]*

3. TERMODİNAMİK ANALİZ

3.1. Enerji Analizi

Turbojet motorlar bilindiği gibi Brayton çevrimi prensibine göre çalışmaktadır. Motor için öncelikli olarak bir tasarım noktası belirlenir ve belirlenen çalışma zarfı için önce parametrik olarak bir çevrim analizi yapılır. Enerjinin korunumu prensibinin Brayton çevrimine (Bkz. Şekil 3.1) uygulanması ile motor komponentlerindeki termodinamik karakteristikler elde edilir.



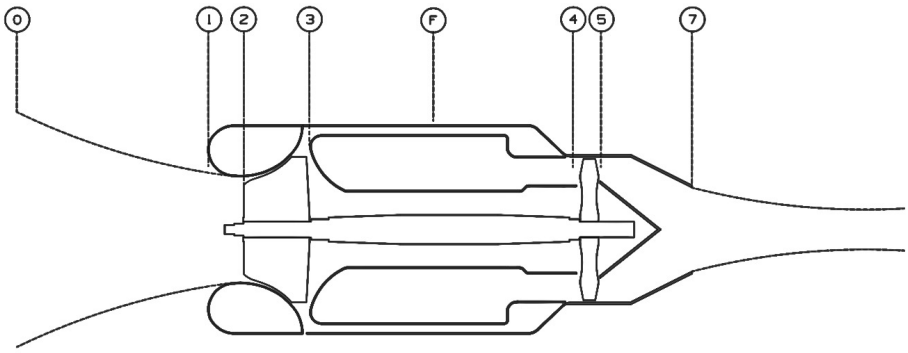
Şekil 3.1. *İdeal Brayton çevrimi [31]*

Parametrik çevrim analizi (*on-design*) sonucunda, motorun uçuş şartları (uçuş hızı, ortam sıcaklık ve basıncı, vb.), tasarım parametreleri (kompresör basınç oranı, bypass oranı, vb.) ve tasarım limitlerine (yanma odası çıkış sıcaklığı, kompresör çıkış basıncı vb.) karşılık itki ve özgül yakıt tüketimi gibi performans parametreleri belirlenmektedir. Buna göre en uygun motor ve komponenti tasarım karakteristikleri belirlenebilmektedir [32]. Parametrik analiz sonucunda belirlenen belirli bir motor için ise, farklı uçuş koşulları ve motor hız değerlerine (*throttle settings*) göre performans analizi (*off-design*) yapılarak motorun tüm uçuş zarfı için performans parametreleri elde edilmektedir.

Çevrim analizinde yapılan hesaplamalarla tüm komponentler geometrik parametrelerden bağımsız olarak, performans parametreleri ile karakterize edilirler. Örneğin kompresör, ürettiği basınç oranı ve verimi ile tanımlanır. Bu çalışmada da yapılan tüm analizler, komponent boyutlarından bağımsız olarak elde edilen performans parametre sonuçlarına göre yapılmıştır.

3.1.1. Motor tasarım noktası (on-design) analizi

Motor tasarım noktası (*on-design*) çevrim matematik modeli ve korunum denklemleri durağan-durumdaki akış ve Şekil 3.2'deki küçük-ölçekli bir turbojet motor için aşağıda (3.1 - 3.45) denklemleri ile verilmiştir. Burada kullanılan denklemler genel olarak kaynak [33]'den alınmıştır.



Şekil 3.2. *Turbojet motor şematik gösterimi*

Ortam koşulları:

Belirli bir irtifadaki ortam sıcaklık ve basınç değerleri, aşağıdaki şekilde hesaplanabilir.

11000 m'den düşük irtifalar için:

$$T_{amb} = 288{,}15 - 0{,}0065 ALT \tag{3.1}$$

$$P_{amb} = 101{,}325\left(\frac{288{,}15}{T_{amb}}\right)^{(-5{,}25588)} \tag{3.2}$$

Burada; T_{amb} ortam sıcaklığı (K), P_{amb} ortam basıncı (kPa) ve ALT ise irtifadır (m).

Hava alığı

$$T_1 = T_{amb}\left(1 + \frac{\gamma_{amb} - 1}{2} M^2\right) \tag{3.3}$$

$$P_1 = P_{amb}\left({}^{T_1}/_{T_{amb}}\right)^{\gamma/\gamma - 1} \tag{3.4}$$

Burada; γ_{amb} özgül ısı oranı, M Mach hızı, T_1 hava alığı giriş sıcaklığı (K) ve P_1 hava alığı giriş basıncıdır (kPa). Özgül ısı oranı ise sıcaklığa bağlı değişimi dikkate alınarak (3.5 - 3.7) denklemleri ile hassas şekilde hesaplanmıştır.

$$\gamma_{amb} = \frac{c_{p,amb}}{c_{p,amb} - R_{hava}} \tag{3.5}$$

$$R_{hava} = \frac{R_U}{M_{hava}} \tag{3.6}$$

$$c_{p,amb} = 1{,}04841 - \frac{3{,}83719 T_{amb}}{10^4} + \frac{9{,}45378 T_{amb}^2}{10^7} - \frac{5{,}49031 T_{amb}^3}{10^{10}} + \frac{7{,}9298 T_{amb}^4}{10^{14}} \tag{3.7}$$

Burada; $c_{p,amb}$ hava alığı girişinde havanın sabit basınçta özgül ısısı (kJ kg^{-1} K^{-1}), R_{hava} havanın gaz sabiti (kJ kg^{-1} K^{-1}), R_U evrensel gaz sabiti (8,3144598 kJ kmol^{-1} K^{-1}), M_{hava} havanın moleküler ağırlığıdır (kg kmol^{-1}).

$$T_2 = T_1 \tag{3.8}$$

Hava alığı adyabatik olarak kabul edilmiştir.

$$P_2 = P_1(1 - \Delta P_{hava\ alığı}) \tag{3.9}$$

Burada; $\Delta P_{hava\ alığı}$ hava alığındaki basınç kayıp oranıdır.

Kompresör

Kompresör izantropik verimi:

$$ETA2 = \left(P3Q2^{\gamma_{cm}-1/\gamma_{cm}} - 1\right) \Big/ \left(P3Q2^{\gamma_{cm}-1/\gamma_{cm} ETAP2} - 1\right) \tag{3.10}$$

Burada; $ETA2$ kompresörün izantropik verimi, $P3Q2$ kompresör basınç oranı, $ETAP2$ kompresör politropik verimi, γ_c kompresörde havanın özgül ısı oranıdır ve denklem (3.5)'e benzer şekilde kompresördeki ortalama sıcaklığa bağlı olarak bulunur.

Kompresör çıkış sıcaklığı ve çıkış basıncı, sırasıyla:

$$T_3 = T_2 + T_2(P3Q2^{\gamma_{cm}-1/\gamma_{cm}} - 1)/ETA2 \quad (3.11)$$

$$P_3 = P_2\, P3Q2 \quad (3.12)$$

nihai olarak kompresör için gerekli güç ise:

$$PW2 = w_2 c_{p,cm}(T_3 - T_2) \quad (3.13)$$

Burada; $PW2$ kompresör için gerekli güç (kW), w_2 kompresör giriş hava debisi (kg sn^{-1}), $c_{p,cm}$ ortalama sıcaklığa bağlı olarak havanın kompresördeki sabit basınçta özgül ısısıdır (kJ kg^{-1} K^{-1}) ve denklem (3.7)'ye göre bulunur. Özgül ısı değeri hesaplamasında, kompresör giriş sıcaklığına göre iterasyon yapılarak çıkış sıcaklığı elde edilmiş ve doğruluk hassasiyetinin artırılması amacıyla ortalama sıcaklık kullanılmıştır.

Yanma Odası

Öncelikle yakıt-hava oranı hesaplanır.

$$FAR1 = 0{,}10118 + 2{,}00376\text{E-}05(700 - T_3) \quad (3.14)$$

$$FAR2 = 3{,}7078\text{E-}03 + 2{,}00376\text{E-}05(700 - T_3) - 5{,}2632\text{E-}06T_4 \quad (3.15)$$

$$FAR3 = 8{,}889\text{E-}08ABS(T_4 - 950) \quad (3.16)$$

$$FAR = (FAR1 - \sqrt{FAR1^2 + FAR2} - FAR3)/ETA3 \quad (3.17)$$

Burada; FAR yakıt-hava oranı, $ETA3$ yanma verimi ve T_4 yanma odası çıkış sıcaklığıdır (K). Denklemler (3.14 - 3.17) Alt Isıl Değeri (LHV) 43124 kJ kg^{-1} olan kerosen yakıt için %0,25 doğrulukta sonuç vermekle birlikte, farklı LHV değerine sahip kerosen veya dizel yakıtlar için aşağıdaki denklemde gösterildiği şekilde düzeltme yapılması gerekmektedir.

$$FAR = Denklem\ (3.17)\ 43124/LHV \quad (3.18)$$

Ayrıca,

$$w_f = FARw_2 \quad (3.19)$$

$$w_4 = w_2 + w_f \quad (3.20)$$

$$P_4 = P_3(1 - \Delta P_{yanma}) \tag{3.21}$$

Burada; w_f yakıt debisi (kg sn^{-1}), w_4 yanmış gazların debisi (kg sn^{-1}), P_4 yanma odası çıkış basıncı (kPa) ve ΔP_{yanma} yanma odası basınç kayıp oranıdır.

Bu çalışmada motor performans hesaplamalarında yanmanın tam olarak gerçekleştiği kabul edilmiştir. Her bir yakıt için yanma denkleminde yer alan katsayılar (λ) bulunarak, özgül ısı değeri, gaz sabiti ve özgül ısı oranları EK-3'de verildiği şekilde hesaplanmaktadır. Havayı oluşturan bileşenler ve oranları ile birlikte yanma denklemi aşağıda verilmiştir [23]:

$$C_cH_hO_o + \lambda_1 \begin{pmatrix} 0{,}7748\ N_2 \\ 0{,}2059\ O_2 \\ 0{,}0003\ CO_2 \\ 0{,}019\ H_2O \end{pmatrix} \rightarrow \begin{pmatrix} \lambda_2\ CO_2 \\ \lambda_3\ H_2O \\ \lambda_4\ N_2 \\ \lambda_5\ O_2 \end{pmatrix} \tag{3.22}$$

Türbin

Türbin tarafından üretilen güç denklem (3.23) ile hesaplanır.

$$PW41 = PW2/EM \tag{3.23}$$

Burada; $PW41$ tarafından üretilen güç (kW) ve EM ise mekanik verimdir. Türbin çıkış sıcaklığı ise;

$$T_5 = T_4 - \frac{PW41}{w_4 c_{p,tur}} \tag{3.24}$$

Burada; T_5 türbin çıkış sıcaklığı (K) ve $c_{p,tur}$ ortalama sıcaklığa bağlı olarak yanmış gazların türbindeki sabit basınçta özgül ısısıdır (kJ kg^{-1} K^{-1}). Diğer termodinamik parametreler ise aşağıdaki şekilde hesaplanır.

$$E41 = \frac{1 - P4Q5^{ETAP4\frac{1-\gamma_{tur}}{\gamma_{tur}}}}{1 - P4Q5^{\frac{1-\gamma_{tur}}{\gamma_{tur}}}} \tag{3.25}$$

$$P_5 = {}^{P_4}/_{P4Q5} \tag{3.26}$$

$$w_5 = w_4 \tag{3.27}$$

Burada; $E41$ izantropik türbin verimi, $P4Q5$ türbin basınç oranı, $ETAP4$ türbin politropik verimi, P_5 türbin çıkış basıncı (kPa), w_5 türbin çıkışı yanmış gazların debisi

(kg sn^{-1}) ve γ_{tur} ise türbinde yanmış gazların özgül ısı oranıdır ve denklem (3.5)'e benzer şekilde türbindeki ortalama sıcaklığa bağlı olarak bulunur.

Egzoz lülesi

Egzoz lülesi çıkışı sıcaklığı:

$$T_7 = T_5 \tag{3.28}$$

Egzoz lülesi çıkışı basıncı ve yanmış gaz debisi sırasıyla:

$$P_7 = P_5(1 - \Delta P_{noz}) \tag{3.29}$$

$$w_7 = w_5 \tag{3.30}$$

Burada; ΔP_{nozzle} egzoz lülesi basınç kayıp oranıdır.

Egzoz lülesi boğulmuş (*choked*) basınç oranı:

$$P_{ch} = \left(\frac{\gamma_{noz} + 1}{2}\right)^{\gamma_{noz}/\gamma_{noz-1}} \tag{3.31}$$

$$P_{7s} = P_7/P_{ch} \tag{3.32}$$

Burada; P_{7s} egzoz lülesi çıkış statik basıncıdır. Eğer $P_7/P_{amb} > P_{ch}$ egzoz lülesi boğulmuş durumdadır ve çıkış Mach sayısı $M_7 = 1$'dir. Bu durumda:

$$T_{7s} = \frac{T_7}{1 + {\gamma_{noz} - 1}/{2}} \tag{3.33}$$

$$V_7 = \sqrt{\gamma_{noz} R_{noz} T_{7s}} \tag{3.34}$$

$$39{,}6971 = w_7\sqrt{T_7}/(A_{7ch}P_7) \tag{3.35}$$

$$F_G = w_7 V_7 + (P_{7s} - P_{amb})A_{7ch}1000 \tag{3.36}$$

$$F_D = w_2 V_1 \tag{3.37}$$

$$F_N = F_G C_X - F_D \tag{3.38}$$

Burada; T_{7s} egzoz lülesi çıkış statik sıcaklığı (K), γ_n lülede yanmış gazların özgül ısı oranı, V_7 egzoz çıkış sıcaklığı (m sn^{-1}), A_{7c} boğulmuş lüle alanı (m^2), F_G gross itki (N), F_D momentum itkisi (N), C_X itki sabiti ve F_N motor tarafından üretilen net itkidir (N).

Eğer egzoz lülesi boğulmamış ise, bu durumda $M_7 \neq 1$ ve $P_{7s} = P_{amb}$ olur. İtki ve diğer parametreler aşağıdaki şekilde hesaplanır:

$$M_7 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_{noz} - 1}\left[\left(\frac{P_{amb}}{P_5}\right)^{1-\gamma_{noz}/\gamma_{noz}} - 1\right]} \tag{3.39}$$

$$T_{7s} = \frac{T_7}{1 + {\gamma_{noz} - 1}/{2}\, M_7^2} \tag{3.40}$$

$$V_7 = \sqrt{\gamma_{noz} R_{noz} T_{7s}} M_7 \tag{3.41}$$

$$F_G = w_7 V_7 \tag{3.42}$$

$$F_D = w_2 V_1 \tag{3.43}$$

$$F_N = F_G C_X - F_D \tag{3.44}$$

Motor termal verimi:

$$\eta_{tj} = \frac{100(w_7 V_7^2 - w_2 V_1^2)}{w_f LHV 1000}\frac{1}{2} \tag{3.45}$$

3.1.2. Motor performans (off-design) analizi

Tasarım noktası için yapılan hesaplamalar ile oluşturulan motor boyutlandırması, motorun diğer çalışma koşulları için de aynı olarak kabul edilir. Farklı irtifa ve uçuş hızları için ise performans analizi yapılmalıdır ve bunun için yine GasTurb® gibi ticari yazılımlar kullanılabilmektedir. Bu tez çalışmasında ise, MATLAB® yazılımı kullanılarak özgün olarak geliştirilen bir motor performans analiz kodu ile motor performans hesaplamaları yapılmıştır. Motorun tasarım noktası dışındaki (*off-design*) çalışma koşullarının hesaplanabilmesi için öncelikle kompresör ve türbin komponentlerinin performans haritalarına ihtiyaç duyulmaktadır. Motor tasarım sürecinin en önemli adımlarından olan komponent haritalarının elde edilmesi için komponentlerin rig testlerinin özel test sistemlerinde yapılması gerekmektedir. Bu çalışmada küçük bir turbojet motor ile testler gerçekleştirilerek yanma verimi parametresi elde edilmiştir. Benzer şekilde kompresör ve türbin komponentleri için de

rig testlerinin yapılarak, performans haritalarının elde edilmeli ve motorun performans hesaplaması yapılmalıdır. Motor üreticileri için özgün ve kritik bilgi olması nedeniyle, literatürde motorların performans haritaları genellikle yayınlanmamaktadır. Komponent haritalarının elde edilemediği durumlarda, literatürde bulunabilecek standart haritalar kullanılarak ölçeklendirme / korelasyon (*scaling*) yapılmaktadır. Buna göre, standart haritadaki bir nokta (genellikle tasarım noktası) referans noktası olarak (alt indis R, map) seçilerek, incelenen motorun tasarım noktası değeri (alt indis, dp) ile korelasyon yapılır. Düzeltilmiş debi, verim ve basınç oranı için korelasyon denklemleri sırasıyla aşağıda verilmiştir [34].

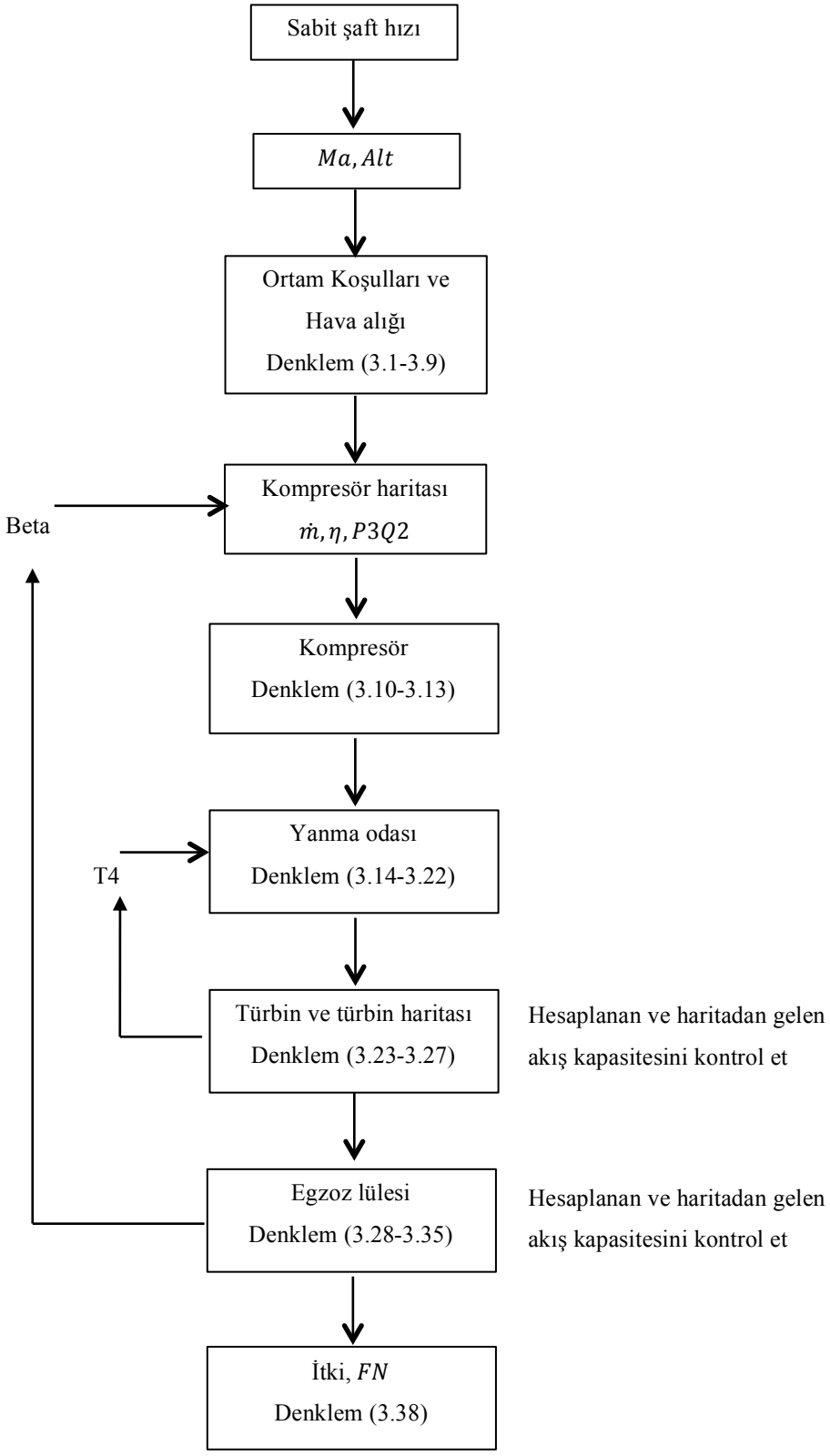
$$f_{mass} = \frac{\dot{m}_{dp}}{\dot{m}_{R,map}\, f_{W,RNI}} \tag{3.46}$$

$$f_{eff} = \frac{\eta_{dp}}{\eta_{R,map}\, f_{\eta,RNI}} \tag{3.47}$$

$$f_{PR} = \frac{PR_{dp} - 1}{PR_{R,map} - 1} \tag{3.48}$$

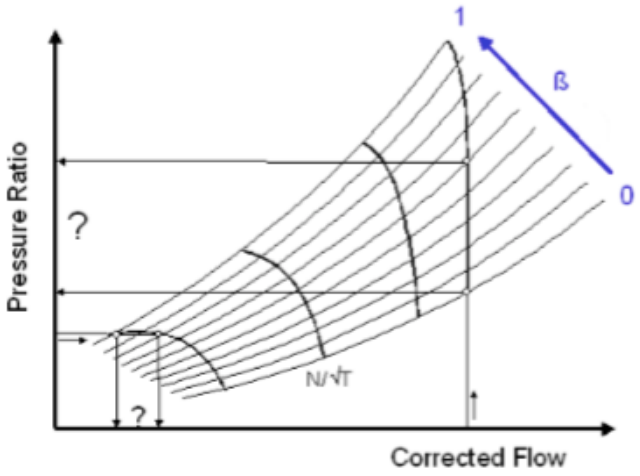
Burada, f_{mass}, f_{eff}, f_{PR} ve PR sırasıyla debi, verim, basınç oranı için korelasyon faktörü ve basınç oranıdır. Ayrıca $f_{W,RNI}$ ve $f_{\eta,RNI}$ ise sırasıyla debi ve verim için Reynolds Sayısı Etkileridir. Bu çalışmada $f_{W,RNI} = 0{,}99$ ve $f_{\eta,RNI} = 0{,}995$ olarak alınmıştır.

Motor performans analizi hesaplamasında kompresör, türbin ve egzoz lülesi debi kapasitelerinin eşleştirilmesi temel alınmıştır. Öncelikle irtifa ve uçuş hızına göre kompresör haritasından debi, verim ve basınç oranı değerleri belirlenir. Buna göre yanma odası çıkış sıcaklığı türbin düzeltilmiş debi değerlerinin hesaplama ve haritadan gelen değerlerin karşılaştırılmasına göre iterasyon ile elde edilir. Son olarak hesaplanan egzoz lülesi akış kapasitesi , sıkıştırılabilir akış için belirlenen değer ile karşılaştırılır. Eğer aradaki fark varsa, tüm hesaplama kompresör haritasında farklı bir nokta seçilerek tekrarlanır ve farkın en az olduğu durumda performans değerleri elde edilir.



Şekil 3.3. *Turbojet motor performans analizi (off-design) yöntemi*

Burada “Beta” olarak adlandırılan parametre, kompresör haritasında debi ve basınç oranı değerlerinin grafikten okunmasını kolaylaştıran yardımcı çizgilerdir.



Şekil 3.4. *Kompresör haritasında Beta çizgilerinin gösterimi [34]*

3.2. Ekserji Analizi

Termodinamiğin birinci yasasına göre enerji hal değiştirebilir fakat yaratılamaz ve yok edilemez. Fakat sistemdeki tersinmezliklerden dolayı oluşan kayıplar ve atıkların yerleri ile büyüklükleri ise ekserji analizi ile elde edilebilmektedir. Ekserji, bir sistemin çevresi ile denge haline geldiği sırada, o sistemden elde edilebilecek azami teorik iş olarak tanımlanabilir. Buna göre ekserji, örnek olarak iş üreten bir cihazın gerçekte üreteceği gücü tanımlamamakta fakat herhangi bir termodinamik yasasını ihlal etmeden üretebileceği gücün azami sınırını belirlemektedir [35].

Nükleer, manyetik, elektrik ve yüzey gerilim etkileri ihmal edildiğinde bir sistemin toplam ekserjisi; fiziksel, kinetik, potansiyel ve kimyasal ekserji olmak üzere dörde ayrılabilir [36].

$$\dot{E}x = \dot{E}x^{ph} + \dot{E}x^{kn} + \dot{E}x^{pt} + \dot{E}x^{ch} \tag{3.19}$$

Birim kütle temelli özgül ekserji ise:

$$ex = ex^{ph} + ex^{kn} + ex^{pt} + ex^{ch} \tag{3.20}$$

Fiziksel ekserji:

$$ex^{ph} = (h - h_0) - T_0(s - s_0) \tag{3.51}$$

Kinetik ekserji:

$$ex^{kn} = \frac{1}{2}V^2 \tag{3.52}$$

Potansiyel ekserji:

$$ex^{pt} = gz \tag{3.53}$$

Burada; h entalpi (kJ kg^{-1}), s entropi (kJ kg^{-1} K^{-1}), g yerçekimi ivmesi (m sn^{-2}), z yükseklik (m) ve alt indis sıfır (0) ise sistemin çevre ile dengeye geldiği durumdur (referans durum).

Kimyasal ekserji ise, bir sistemin çevresiyle kimyasal denge haline geldiğinde ısı transferi ve madde alışverişinden dolayı yaptığı maksimum işe "kimyasal ekserji" adı verilir. Maddeler için standart kimyasal ekserji tabloları literatürde bulunabilmektedir [37]. Burada değerler $T_0 = 298\ K$, $P_0 = 1{,}019$ atm (Model I) ve $P_0 = 1$ atm (Model II) için verilmiştir. Bu çalışmada ise Model II temel alınarak standart kimyasal ekserji değerleri kullanılmıştır.

İdeal bir gaz karışımı için molar kimyasal ekserji denklemi aşağıdaki şekilde yazılabilir.

$$\overline{ex}_g^{ch} = \sum \overline{ex}_i^{ch} x_i + \bar{R}\, T_0 \sum x_i ln x_i \tag{3.54}$$

Burada; $\overline{ex}_i^{ch}$ karışımdaki her bir bileşenin molar kimyasal ekserjisi, x_i bileşenin mol kesiridir.

Sıvı hidrokarbon yakıtların, $C_cH_hO_oS_s$, birim kütleye göre özgül kimyasal ekserjileri denklem (3.55)'deki korelasyona göre hesaplanabilmektedir [38].

$$\frac{ex_f^{ch}}{LHV} = \varphi = 1{,}0401 + 0{,}1728\frac{h}{c} + 0{,}0432\frac{o}{c} + 0{,}2169\frac{s}{c}\left(1 - 2{,}0628\frac{h}{c}\right) \tag{3.55}$$

Burada; h, c, o ve s sırasıyla hidrojen, karbon, oksijen ve sülfürün kütle kesirlerini simgelemektedir. Ayrıca, φ ise yakıtın ekserji korelasyon formulü olarak kabul edilmektedir.

3.2.1. Ekserji denge denklemi

Kararlı haldeki kontrol hacimleri için ekserji denklemi aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\dot{E}x_{\text{ısı}} - \dot{E}x_{\text{iş}} + \dot{E}x_{\text{kütle,in}} - \dot{E}x_{\text{kütle,out}} - \dot{E}x_D = 0 \tag{3.56}$$

$$\dot{E}x_{\text{ısı}} = \sum \left(1 - \left(T_0/T_j\right)\right) \dot{Q}_j \tag{3.57}$$

$$\dot{E}x_{\text{iş}} = \dot{W} \tag{3.58}$$

$$\dot{E}x_{\text{kütle}} = \sum \dot{m}\, ex \tag{3.59}$$

Burada; $\dot{Q}_j$ kontrol hacmi ile çevre arasındaki ısı transferini (kW), T_j sistem ile çevre arasındaki kontrol yüzeyindeki sıcaklığı (K), $\dot{W}$ net iş transferini (kW), $\dot{E}x$ giriş ve çıkış noktalarındaki ekserji (kW), ex toplam özgül ekserji (kJ kg^{-1}), $\dot{E}x_D$ ekserji yıkımı (kW), in alt indisi giriş ve out alt indisi çıkış noktasıdır.

3.2.2. Ekserji verimi

Ekserji verimi termodinamik açıdan bir sistemin gerçek performansını belirleyen, enerji ve diğer kaynakların verimli kullanımında değerlendirilmesi gereken önemli bir parametredir. Ekserji veriminin tanımının iyi anlaşılması için ürün ve yakıt terimlerinin de tanımlanması gereklidir. Ürün (*product*), sistem tarafından üretilen ve elde edilmek istenen sonuç ve yakıt (*fuel*) ise ürünün ortaya çıkması için harcanan kaynaklar olarak tanımlanabilir [36]. Buna göre, durağan haldeki bir sistem için ekserji denge denklemi yazılırsa:

$$\dot{E}x_F = \dot{E}x_P + \dot{E}x_D + \dot{E}x_L \tag{3.60}$$

Burada; $\dot{E}x_F$ yakıt ekserjisi, $\dot{E}x_P$ ürün ekserjisi, $\dot{E}x_L$ ekserji kaybıdır. Ekserji verimi ise:

$$\varepsilon = \frac{\dot{E}x_P}{\dot{E}x_F} = 1 - \frac{\dot{E}x_D + \dot{E}x_L}{\dot{E}x_F} \tag{3.61}$$

Ekserji verimi yakıt ekserjisinin ürün ekserjisinde ne kadarlık bir oranda kullanıldığını ve %100 verim ile gerçek verim arasındaki fark da yakıt ekserjisinin sistemde ekserji yıkımı ve ekserji kaybı olarak atılan oranını göstermektedir [36].

3.3. Eksergoekonomik Analiz

Ekserji analizi ile sistemdeki kayıpları ve yerlerini belirledikten sonra ortaya çıkan soru bu kayıpların maliyetlerinin ne olduğudur. Mühendislik tasarımlarının teknik açıdan iyi olmalarının yanında maliyet etkin bir çözüm getirmeleri de beklenmektedir. Bu sebeple termoekonomi, geleneksel enerji analizi ve ekonomik değerlendirmeler ile ulaşılamayan ve maliyet ekin bir sistemin tasarımı ve operasyonu için önemli bilgileri sağlayan ekserji ve ekonomik ilkelerin birlikte kullanıldığı bir mühendislik dalıdır. Ayrıca, ekserji-yardımlı maliyet azaltma ve eksergoekonomi olarak da adlandırılmaktadır [36]. Bu çalışmada ise eksergoekonomi terimi kullanılmıştır.

Eksergoekonomik analizinin amacı [39]:

- Sistem tarafından üretilen birden fazla ürün olduğu durumda, üretilen her bir ürünün ayrı olarak maliyetinin hesaplanması
- Sistemdeki maliyet oluşumlarını ve akış maliyetlerini anlamak
- Tek bir komponentte özel değişkenleri optimize etmek
- Tüm sistemi optimize etmek

olarak belirtilebilir.

Literatürde farklı eksergoekonomi analiz yöntemleri bulunmakta ve bunlardan yaygın olarak kullanılan Özgül Ekserji Maliyeti (SPECO) yöntemi bu tez çalışmasında kullanılmıştır.

3.3.1. SPECO yöntemi

SPECO yönteminde her bir ekserji akımı maliyetlendirilir ve özgül ekserji için de ortalama maliyet belirlenmektedir. Bu yöntemde üç adımlı bir yol izlenmektedir [40]:

i. İlk olarak ekserji akımları bulunur
ii. Yakıt ve ürün tanımı yapılır
iii. Maliyet ve yardımcı denklemlerin yazılır

Tüm ekserji akımları için maliyet denklemleri aşağıdaki şekilde yazılabilir.

$$\dot{C}_{in} = c_{in}\dot{E}x_{in} \tag{3.62}$$

$$\dot{C}_{out} = c_{out}\dot{E}x_{out} \tag{3.63}$$

$$\dot{C}_w = c_w \dot{W} \tag{3.64}$$

$$\dot{C}_q = c_q \dot{E}x_q \tag{3.65}$$

Burada; $\dot{C}$ maliyet oranı (\$ h^{-1}) ve c ise birim ekserji için ortalama maliyet yada özgül maliyettir (\$ GJ^{-1}).

SPECO yönteminde maliyet denklemleri her bir sistem komponenti için ayrı olarak formüle edilir. Maliyet denge denklemine göre, k komponentinden çıkan tüm ekserji akımları, komponente giren tüm ekserji akımları ile komponentin maliyet oranı toplamına eşittir.

$$\sum_{out} \left(c_{out} \dot{E}x_{out}\right)_k + c_{w,k} \dot{W}_k = c_{q,k} \dot{E}x_{q,k} + \sum_{in} \left(c_{in} \dot{E}x_{in}\right)_k + \dot{Z}_k \tag{3.66}$$

Burada; $\dot{Z}$ komponentin maliyetini göstermekte, yatırım maliyeti ile işletme ve bakım maliyetlerini içermektedir (\$ h^{-1}). Bu maliyetler ise seviyelendirilmiş maliyet oranlarının elde edilmesi yöntemi ile bulunmaktadır. Bu yönteme göre, öncelikle sistemin / komponentin yatırım maliyeti bulunmalı / tahmin edilmelidir. Bunun için üretici / tedarikçiden alınan teklifler doğrudan kullanılabilir, yada bu bilgi mevcut eğil ise literatürden yaklaşık değerler bulunabilir. Sonrasında, sonraki yıllar için tüm giderlerin maliyetleri yıllık olarak hesaplanır. Son olarak ise, sistem / komponentin ekonomik ömrü süresi dikkate alınarak seviyelendirilmiş maliyetler hesaplanır [13,16,41]. Buna göre:

$$PW = CIC - S\, PWF(i, n) \tag{3.67}$$

Burada; PW sistem / komponentin mevcut değeri (\$), CIC yatırım maliyeti (\$), S hurda değeri (\$), PWF mevcut değer faktörü, i yıllık faiz (%) ve n kullanım ömrüdür (yıl). Bu değerler ise aşağıdaki şekilde hesaplanmaktadır:

$$S = CIC\ j \tag{3.68}$$

$$PWF = \frac{1}{(1+i)^n} \tag{3.69}$$

Burada; S hurda değeri (\$), j ise hurda değer oranıdır (%). Herhangi bir komponent için seviyelendirilmiş maliyet ise aşağıdaki şekilde hesaplanabilir:

$$ACIC = PW\ CRF(i,n) \tag{3.70}$$

Burada; $ACIC$ seviyelendirilmiş sermaye maliyeti (\$ y^{-1}), CRF anapara geri dönüşüm faktörüdür ve aşağıdaki denklemle hesaplanabilir:

$$CRF = \frac{(1+i)^n}{(1+i)^n - 1} \tag{3.71}$$

Sistemdeki bir k komponenti için seviyelendirilmiş yatırım maliyeti aşağıdaki şekilde yazılabilir:

$$\dot{Z}_k^{CIC} = \frac{ACIC}{\tau}\frac{PEC_k}{\sum PEC} \tag{3.72}$$

Burada; PEC her bir komponentin maliyeti (\$), τ ise yıllık çalışma saatidir.

Benzer şekilde, bir sistem komponenti için saatlik düzeltilmiş işletme ve bakım maliyeti ise:

$$\dot{Z}_k^{OM} = \frac{\dot{C}^{OM} PEC_k}{\tau \sum PEC} \tag{3.73}$$

Burada; $\dot{C}^{OM}$ yıllık işletme ve bakım maliyetidir (\$ y^{-1}). Böylece, toplam seviyelendirilmiş maliyet:

$$\dot{Z}_k^{T} = \dot{Z}_k^{OM} + \dot{Z}_k^{CIC} \tag{3.74}$$

Yakıtın saatlik seviyelendirilmiş maliyeti ise:

$$\dot{C}^{f} = \frac{\dot{FC}\ LHV}{\tau\ ex_f^{ch}} \tag{3.75}$$

Burada; $\dot{FC}$ yıllık yakıt maliyetidir (\$ y^{-1}).

Maliyet denge denklemi her bir komponenti için yazıldığında, bazı durumlarda (çıkış ekserji akımının fazla sayıda olması durumunda), çözümün elde edilebilmesi için

ek denklemlere ihtiyaç duyulmaktadır. Bunun için de SPECO yönteminde, F (Fuel) ve P (Product) kuralı olarak tanımlanan yöntem kullanılır. F kuralına göre, bir sistemdeki giriş-çıkış arasındaki fark yakıt olarak tanımlandığında, herhangi bir amaçla kullanılmak için alınan ekserji maliyetinin, yakıt olarak tanımlanan fark ekserjinin alındığı komponentin girişindeki ekserjiyle aynı olduğunu ifade eder. P kuralına göre ise, komponentteki ürün olarak tanımlanan akımlara eklenecek ekserji akımının aynı ortalama maliyette olduğunu kabul etmektedir [42].

3.4. Eksergoçevresel Analiz

Eksergoekonomik analizi yöntemindeki ekserji akımlarının maliyetlerinin hesaplanarak, maliyet etkin tasarımların yapılabilmesine olanak sağlanmasına benzer şekilde aynı ekserji akımlarının çevresel etkilerinin de tahmin edilebilmesi ve daha çevreci bir sistem tasarımı için değerlendirilebilmesi mümkündür. Sistem tasarımlarının performans sonuçlarının iyi olmaları yanında, maliyet etkin ve son yıllarda gittikçe önem kazanmaya başlayan çevreye verdikleri zararın da en az seviyede olması önemlidir. Bu nedenle enerji dönüşüm sistemlerinin ekolojik performanslarının da iyileştirilmesi için, sistem komponent seviyesinde çevresel etkilerinin de anlaşılması gereklidir. Geliştirilen eksergoçevresel analiz yöntemiyle, bir sistemde bulunan komponentlerin çevresel etkilerinin belirlenmesi ve bu çevresel etkilerin kaynağının bulunması hedeflenmiştir [43]. Bu yöntemde, ekserji analizi Yaşam Döngü Analizi (YDA) ile birlikte kullanılarak, her bir komponentin çevresel etkisi elde edilmektedir. Çevresel etkiler ekserji akımlarına uygulanarak, aşağıdaki şekilde k komponenti için çevresel etki denge denklemi elde edilir:

$$\sum_{out}\left(\dot{B}_{out}\right)_k = \sum_{in}\left(\dot{B}_{in}\right)_k + \dot{Y}_k \tag{3.76}$$

$$\sum_{out}\left(b_{out}\dot{E}x_{out}\right)_k = \sum_{in}\left(b_{in}\dot{E}x_{in}\right)_k + \dot{Y}_k \tag{3.77}$$

Burada; $\dot{B}$ çevresel etki oranı (mPt sn^{-1}), b birim ekserji için çevresel etki yada özgül çevresel etki (mPt MJ^{-1}), $\dot{Y}$ ise komponente ait çevresel etki oranıdır (mPt sn^{-1}) ve aşağıdaki şekilde hesaplanır:

$$\dot{Y}_k = \dot{Y}_k^{CO} + \dot{Y}_k^{OM} + \dot{Y}_k^{DI} \tag{3.78}$$

Burada çevresel etkinin üç aşamadan oluştuğu görülmektedir. Buna göre, $\dot{Y}_k^{CO}$ komponentin üretimi (üretim, kurulum ve taşıma süreçlerini içerir), $\dot{Y}_k^{OM}$ işletme ve bakım, $\dot{Y}_k^{DI}$ ise atık bertarafı ve demontajıdır.

Ayrıca, komponentte operasyon sırasında açığa çıkan kirletici maddenin de etkisi incelemeye katıldığında çevresel etki denge denklemi aşağıdaki şekilde tekrar yazılabilir:

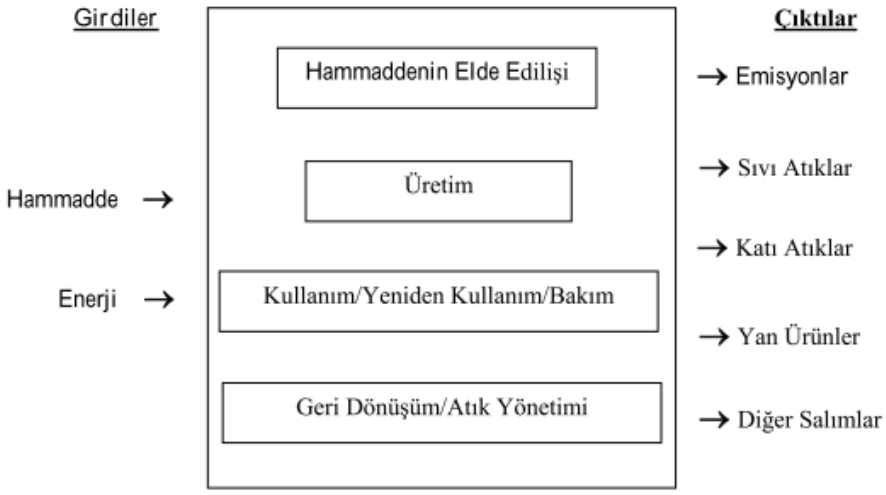
$$\sum_{out}\left(\dot{B}_{out}\right)_k = \sum_{in}\left(\dot{B}_{in}\right)_k + (\dot{Y}_k + \dot{B}_k^{PF}) \tag{3.79}$$

Burada; $\dot{B}_k^{PF}$ kimyasal reaksiyon sonucu oluşan kirletici maddelerin çevresel etki oranıdır. Kimyasal reaksiyon gerçekleşmeyen kompresör, türbin gibi komponentlerde bu etki yok sayılabilir [44].

$$\dot{B}_k^{PF} = \sum_i b_i \left(\dot{m}_{i,out} - \dot{m}_{i,in}\right) \tag{3.80}$$

Burada; b_i ortama atılan her bir kirletici maddenin çevresel etki değeridir. Bu çalışmada hesaba katılan ortama atılan kirleticiler ise CO, CO_2, CH_4, N_2O, NO_x ve SO_x maddeleridir.

Çevresel etki değerlerini ($\dot{B}$) bulabilmek ve eksergoçevresel analiz yapabilmek için ise, her bir ekserji akımı ve komponent için Yaşam Döngüsü Analizi yapılmalıdır. Yaşam Döngüsü ise; bir ürünün hammaddelerinin çıkarılmasından başlayıp, işlenmesi, paketlenmesi, taşınması, yapımı, kullanımı, gerektiği zamanlarda bakım-onarımı, ömrünü tamamladığında atılması, geri dönüştürülmesi, birtakım işlemlerden geçirilerek yeniden kullanıma hazır hale getirilmesine kadar geçen süreç olarak tanımlanabilir [45].



Şekil 3.5. *Yaşam döngüsü aşamaları [8]*

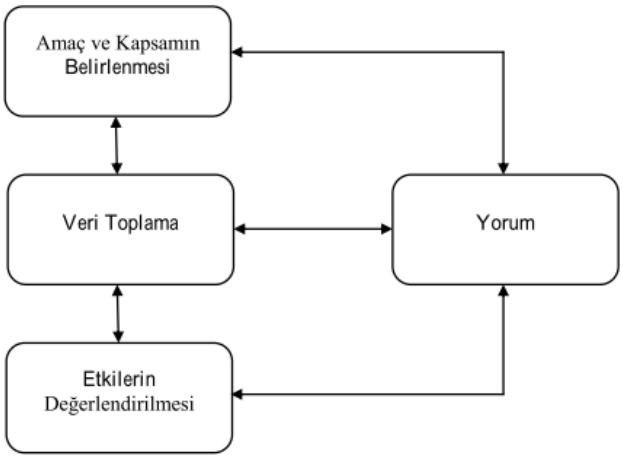
ISO 14040 ve 14044 standartları ile YDA çalışmaları sistematik bir temelde ele alınmış, ülkemizde de TS EN ISO 14040 ve 14044 standartları ile yayınlanmıştır. Bunlara göre, YDA süreci dört aşamadan oluşmaktadır [46,47].

Amaç tanımı ve kapsam: Analizin amacı be izlenecek yöntem anlatılmalıdır. Sistemin sınırları ve değerlendirmeye alınacak çevre etkileri belirlenmelidir.

Envanter analizi: Ürünün yaşam döngüsü boyunca kullanılan girdiler (hammadde, su, enerji vb.) ile kullanım sonrası oluşan çıktıların (emisyon, yan ürün, atık vb.) ortaya koyulduğu kısımdır.

Etki değerlendirmesi: İnsan ve ekoloji üzerindeki olası etkiler ile envanter analizindeki verilerin çevresel etkilerin değerlendirildiği bölümdür. Bu aşamada, etki değerlendirmesinin yapılabilmesi için, farklı birçok değerlendirme yöntemi bulunmaktadır. Örneğin, CML2001, Eco-indicator-95, Eco-indicator-99, IMPACT 2002+ vb. Bu yöntemleri kullanarak toplanan verilerin çevresel etkiye dönüştürülmesi için pek çok yazılım bulunmaktadır. Bu tez çalışmasında Simapro8® yazılımı kullanılmıştır.

Yorumlama: Uygun ürün / işlem seçimi için sonuçların değerlendirildiği, hangi safhada (hammadde temini, üretim, kullanım vb.) gerçekleştirilecek iyileştirmeler ile çevresel performansın ne şekilde iyileştirilebileceği bölümdür.



Şekil 3.6. *Yaşam döngüsü analizi aşamaları [8]*

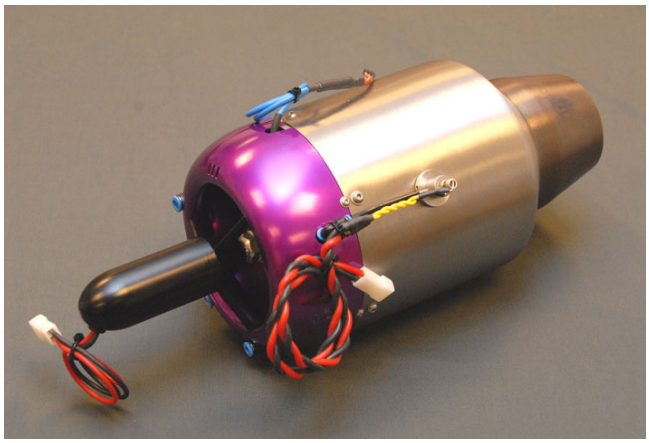
4. KÜÇÜK ÖLÇEKLİ TURBOJET MOTOR PERFORMANSI

Turbojet motor tasarımı, uçuş görev profilinden gelen isterlere göre belirlenen şartlar için, aerodinamik, mekanik, malzeme vb. farklı mühendislik disiplinlerinin ve teknolojilerin birleşimi sonucu ortaya çıkmaktadır. Temel olarak bir turbojet motorun performansı, belirlenen şartlarda üreteceği itki, özgül yakıt tüketimi, sıcaklık ve basınç vb. değerlerinin hesaplanmasını gerektirmektedir. Bu çalışmada da bu temel parametreler öncelikle elde edilerek, sonrasında ekserji, ekonomi ve çevre performansı ile detaylı inceleme yapılmıştır.

Öncelikle, motorun tasarım noktası için çevrim analizi yapılmıştır. Sonrasında belirlenen uçuş zarfındaki noktalar için performans analizinden elde edilen termodinamik parametreler ile ekserji analizleri gerçekleştirilmiştir. Bu hesaplamalar farklı türdeki yakıtlar için yapılarak, yakıt türlerinin motor performansına etkisi incelenmiştir.

4.1. Turbojet Motor Uygulaması

Bu çalışmada hedef uçak, füze gibi insansız hava araçlarında kullanılmakta olan küçük ölçekli bir turbojet motorun, farklı çalışma koşullarında farklı yakıt türleri için termodinamik, ekonomik ve çevresel performansı incelenmiştir. Motor modellemesi için AMT Netherlands tarafından üretilen Titan turbojet motorunun teknik özellikleri seçilmiştir.

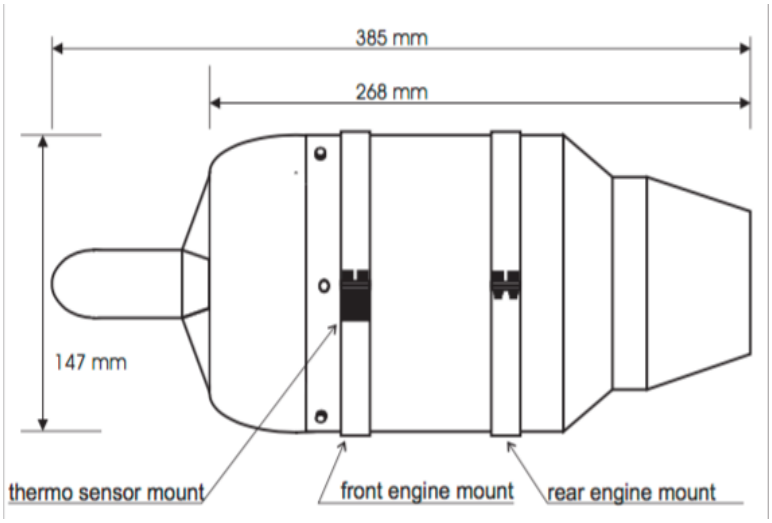


Şekil 4.1. *AMT Titan turbojet motoru*

Titan turbojet motoru bir kademe santrifüj kompresör, difüzör, merkezi akışlı dairesel yanma odası ve bir kademe eksenel türbinden oluşmaktadır. Azami 96000 RPM devir şaft hızında 392 N itki üretebilmektedir. Motorun diğer teknik özellikleri Tablo 4.1'de verilmiştir.

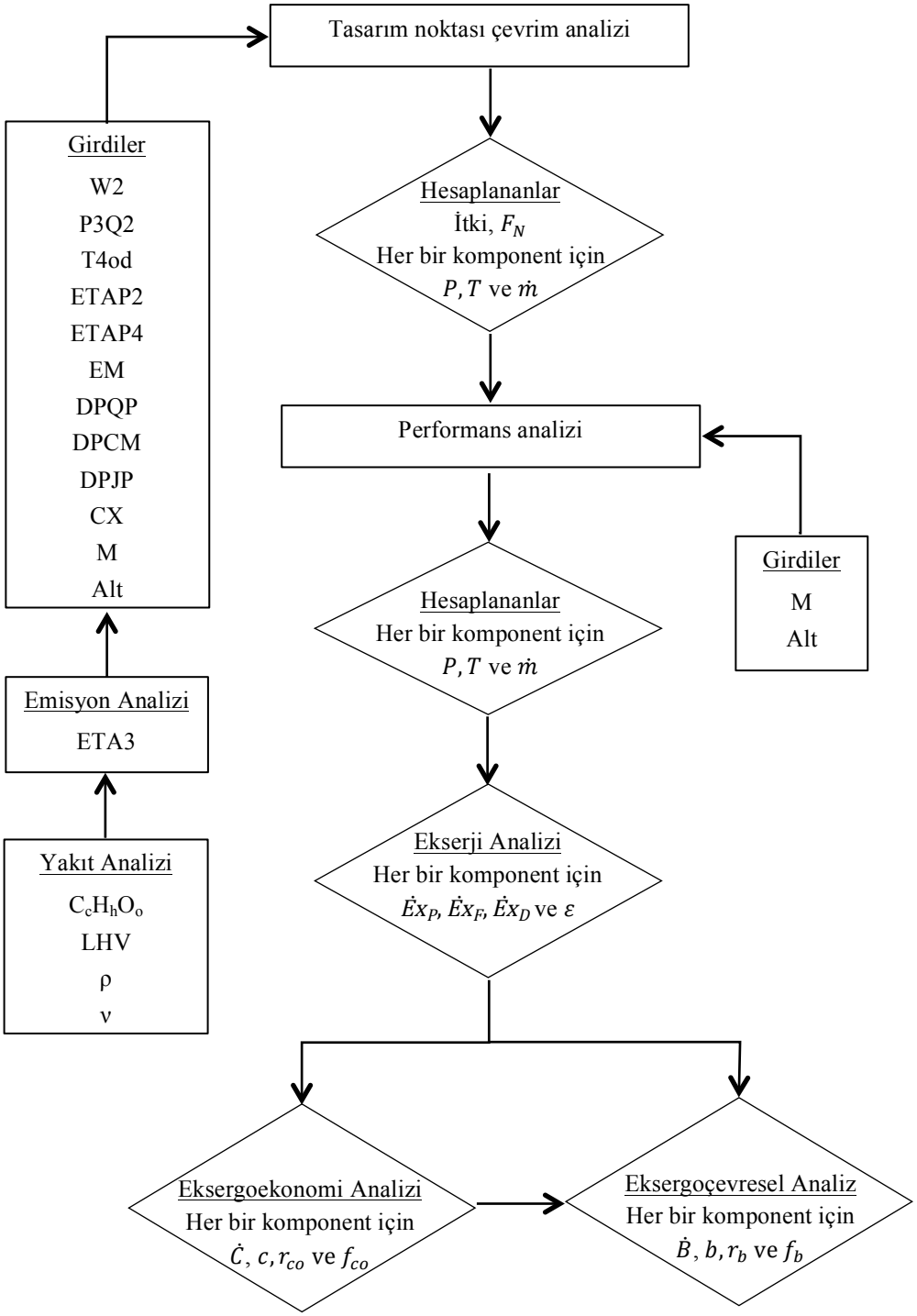
Tablo 4.1. *AMT Titan turbojet teknik özellikleri [48]*

Motor çapı	147 mm
Motor uzunluğu	385 mm
Motor ağırlığı	3645 g
Azami devir, RPM	96000
Azami itki	392 N
Rölanti devirde itki	13 N
Hava debisi	660 g sn^{-1}
Azami basınç oranı	3,8:1
Azami sürekli egzoz gaz sıcaklığı (EGT)	850 ^{0}C
Yakıt tüketimi	1020 g dk^{-1}
Özgül yakıt tüketimi	43,3 g kN^{-1} sn^{-1}
Motor başlatma yöntemi	Doğrudan kerosen başlatmalı
Operasyon koşulları	
Asgari çalışma sıcaklığı	-25 ^{0}C
Azami çalışma sıcaklığı	+50 ^{0}C
Azami çalışma irtifası	8000 m
Azami çalışma hızı	1000 km s^{-1}



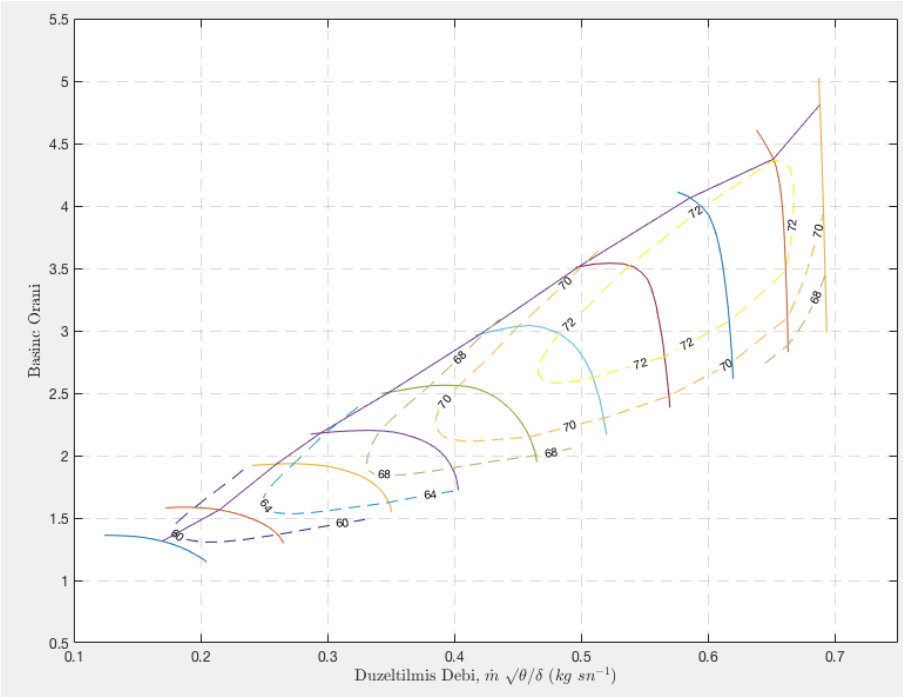
Şekil 4.2. *AMT Titan turbojet motor boyutları [48]*

Bölüm 3'de bahsedilen çevrim analizi yöntemi ve sağlanan girdiler ile motorun tüm performans hesaplamalarının ilk adımı atılmaktadır. Aşağıda, tez çalışmasında kullanılan yöntem grafiksel olarak verilmiştir.

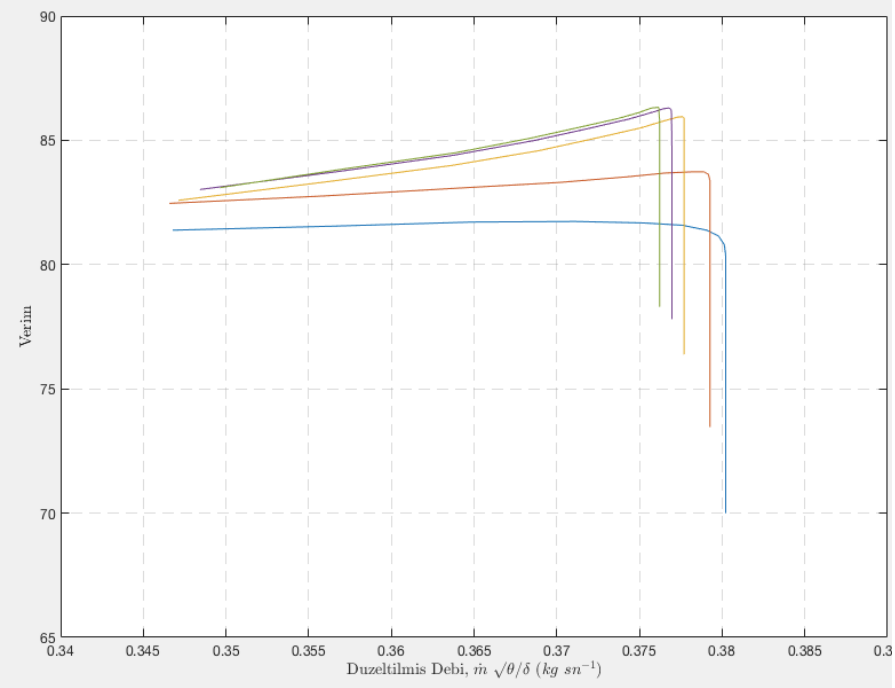


Şekil 4.3. *Tez çalışmasında kullanılan yöntem*

Şekil 4.3'de görüleceği üzere, motor performans hesaplamaları için ilk önce tasarım noktası çevrim analinin yapılması gereklidir. Çevrim analizine girdi olarak kullanılan parametrelerden yakıt kimyasal formülü ile yanma verimi değerleri emisyon analizinden deneysel olarak elde edilmiştir. Tam kapasitede ve çevrim noktasında motor testleri yapılamadığı için, JP8 yakıt kullanımında tasarım noktası yanma verim değeri sabit bir değer kabulü yapılmıştır. Diğer yandan biyoyakıt ve biyoyakıt - JP8 yakıt karışımları için deneysel ve emisyon analiz sonuçlarından elde edilen yanma verimleri JP8 yakıt yanma verim değeri ile korelasyon yapılarak elde edilmiştir. Motor tasarım noktası, performans analizi ile ekserji, eksergoekonomi ve eksergoçevresel analizler için MATLAB® programı kullanılarak özgün hesaplama kodu yazılmıştır. Motor performans analizi için, Titan turbojet motor yada benzer bir motora ait kompresör ve türbin haritalarının mevcut olmaması nedeniyle GasTurb® programı kütüphanesinde bulunan örnek kompresör ve türbin haritaları alınmış ve korelasyon yapılarak özgün performans analizi programında kullanılmıştır. Korelasyon ile elde edilmiş kompresör ve türbin haritalarının verileri EK-2'de, grafikler ise aşağıda verilmiştir.



Şekil 4.4. *Performans yazılımı ile elde edilen kompresör haritası*



Şekil 4.5. *Performans yazılımı ile elde edilen türbin haritası*

Deney sonucu elde edilen emisyon parametreleri kullanılarak, yanma verimi hesaplamaları ise SAE ARP1533 [49] standardına göre yapılmıştır. Bu çalışmada hesaplamalar sırasında kullanılan kabuller / varsayımlar ise:

- Yanma denklemleri tam yanma koşulları kabul edilerek yazılmıştır.
- Hava kompozisyonunun %77,48 N_2, %20,59 O_2, %0,03 CO_2, ve %1,90 H_2O dan oluştuğu kabul edilmiştir.
- JP8 yakıt ile motor tasarım noktası analizi için yanma verimi %98 kabul edilmiştir.
- Emisyon testleri sonrası hesaplamalardan elde yanma verimleri tasarım-dışı noktalar olduğu için, JP8 ile emisyon testleri için elde edilen yanma verimleri %98 tasarım noktasına göre oranlanmış, bu oran biyoyakıtlar için tasarım noktası yanma verimi elde edilmek için kullanılmıştır.
- Yakıt formülasyonu ve molekül ağırlık değerlerinin elde edilmesi, B100 ve JP8 için laboratuvar analizlerinden alınan elementel analiz sonuçları kullanılarak yapılmıştır. B20, B40, B60 ve B80 yakıtları için ise, homojen bir kimyasal karışım elde edilememesi nedeniyle, elementel analiz sonuçları kullanılmamıştır. Karışım oranlarına göre matematiksel oran yapılarak, diğer numunelerin özellikleri belirlenmiştir. Yakıt denklemlerinde de B100

ve JP8 karışım oranlarına göre ve aşağıda sırasıyla B20, B40, B60 ve B80 için verilen örneğe göre kullanılmıştır.

$$\{0{,}8(C_cH_hO_o)_{JP8} + 0{,}2(C_cH_hO_o)_{B100}\} + \lambda_1 \begin{pmatrix} 0{,}7748\ N_2 \\ 0{,}2059\ O_2 \\ 0{,}0003\ CO_2 \\ 0{,}019\ H_2O \end{pmatrix} \rightarrow \begin{pmatrix} \lambda_2\ CO_2 \\ \lambda_3\ H_2O \\ \lambda_4\ N_2 \\ \lambda_5\ O_2 \end{pmatrix} \quad (4.1)$$

$$\{0{,}6(C_cH_hO_o)_{JP8} + 0{,}4(C_cH_hO_o)_{B100}\} + \lambda_1 \begin{pmatrix} 0{,}7748\ N_2 \\ 0{,}2059\ O_2 \\ 0{,}0003\ CO_2 \\ 0{,}019\ H_2O \end{pmatrix} \rightarrow \begin{pmatrix} \lambda_2\ CO_2 \\ \lambda_3\ H_2O \\ \lambda_4\ N_2 \\ \lambda_5\ O_2 \end{pmatrix} \quad (4.2)$$

$$\{0{,}4(C_cH_hO_o)_{JP8} + 0{,}6(C_cH_hO_o)_{B100}\} + \lambda_1 \begin{pmatrix} 0{,}7748\ N_2 \\ 0{,}2059\ O_2 \\ 0{,}0003\ CO_2 \\ 0{,}019\ H_2O \end{pmatrix} \rightarrow \begin{pmatrix} \lambda_2\ CO_2 \\ \lambda_3\ H_2O \\ \lambda_4\ N_2 \\ \lambda_5\ O_2 \end{pmatrix} \quad (4.3)$$

$$\{0{,}2(C_cH_hO_o)_{JP8} + 0{,}8(C_cH_hO_o)_{B100}\} + \lambda_1 \begin{pmatrix} 0{,}7748\ N_2 \\ 0{,}2059\ O_2 \\ 0{,}0003\ CO_2 \\ 0{,}019\ H_2O \end{pmatrix} \rightarrow \begin{pmatrix} \lambda_2\ CO_2 \\ \lambda_3\ H_2O \\ \lambda_4\ N_2 \\ \lambda_5\ O_2 \end{pmatrix} \quad (4.4)$$

4.2. Tasarım Noktası Çevrim Analizi – JP8

Titan turbojet motoru tasarım noktası için öncelikle JP8 yakıt kullanım durumu için aşağıda Tablo 4.2'de verilen girdi bilgileri kullanılarak tasarım noktası programı çalıştırılmıştır. Yanma verimi için JP8 yakıt ile yapılan tasarım noktası hesaplamalarında girdi olarak %98 değeri alınmış, farklı yakıt kullanımında yanma verimi hesaplamaları için ise deney sonuçlarının JP8 yanma verimine göre oranlanması ile değerler elde edilmiştir. Turbojet motor tasarım noktası koşulu deniz seviyesi ve Mach=0 uçuş hızı olacak şekilde alınmıştır.

Tablo 4.2. *Turbojet motor tasarım noktası programı girdileri*

Parametre	**Açıklama**	**Değer**
W2	Hava debisi	660 g sn^{-1}
P3Q2	Basınç oranı	3,8:1
T4od	Yanma odası çıkış sıcaklığı	1220 K
ETA3	Yanma verimi	% 98

Tablo 4.2. (Devam) *Turbojet motor tasarım noktası programı girdileri*

ETAP2	Kompresör politropik verimi	% 77
ETAP4	Türbin politropik verimi	% 84
EM	Mekanik verim	% 98
DPQP	Hava alığı basınç kaybı	% 0
DPCM	Yanma odası basınç kaybı	% 3
DPJP	Jet egzozu basınç kaybı	% 1
CX	İtki sabiti	0,98
$C_cH_hO_o$	Yakıt kimyasal formülü	$C_{12}H_{11}O_{0,4}$
LHV	Yakıt alt ısıl değeri	43095,2 kj kg^{-1}

4.2.1. Tasarım noktası çevrim analizi sonuçları

Tablo 4.2'de verilen girdilere göre tasarım noktası çevrim analizi (ondesign.m) programından elde edilen sonuçlar Tablo 4.3 ve Tablo 4.4'de gösterilmiştir. Buna göre, Tablo 4.3'de komponentler arasındaki termodinamik parametreler, Tablo 4.4'de ise motor performans sonuçları verilmektedir.

Tablo 4.3. *Motor komponentleri için sonuçlar*

İstasyon	**Debi (kg sn^{-1})**	**Sıcaklık (K)**	**Basınç (kPa)**
Ortam	-	288,15	101,325
Hava Alığı Giriş	0,66	288,15	101,325
Kompresör Giriş	0,66	288,15	101,325
Kompresör Çıkış	0,66	471	385,03
Yanma Odası Çıkış	0,67	1220	373,5
Türbin Çıkış	0,67	1063,5	189,2
Egzoz Çıkış	0,67	1063,5	185,4
Yakıt	0,014	288,15	450

Tablo 4.4. *Motor performans sonuçları*

İtki	393,1 N
SFC	35 g kN^{-1} sn^{-1}
Termal verim	%20,1
Egzoz çıkış hızı	595 m sn^{-1}
Egzoz çıkış sıcaklığı	1063,5 K
Kompresör izantropik verimi	%72,47
Türbin izantropik verimi	%85,1

Yapılan tasarım noktası çevrim analizi sonuçları ticari yazılım GasTurb® programı sonuçları ile karşılaştırılmıştır.

Tablo 4.5. *Özgün yazılım ve GasTurb® sonuçlarının karşılaştırılması*

	Özgün yazılım	**GasTurb®**	**Fark**
İtki	393,1 N	389,25 N	%0,98
SFC	35 g kN^{-1} sn^{-1}	35,17 g kN^{-1} sn^{-1}	%0,48
Termal verim	%20,1	%20,4	%1,5
Egzoz çıkış hızı	595,4 m sn^{-1}	589,8 m sn^{-1}	%0,94
Egzoz çıkış sıcaklığı	1063,5 K	1066,18	%0,25
Kompresör izantropik verimi	%72,47	%72,48	%0,01
Türbin izantropik verimi	%85,1	%85,06	%0,05

Tablo 4.5'e bakıldığında, tasarım noktası özgün yazılımı ile GasTurb® hesaplama sonuçları arasında en fazla %1,5 fark olduğu görülmekte ve özgün yazılımın kabul edilebilir sonuçlar verdiği değerlendirilmiştir.

4.3. Tasarım Noktası Çevrim Analizi - Biyoyakıt

Turbojet motor için Bölüm 4.2'de JP8 yakıt kullanımı ile yapılan tasarım noktası çevrim analizi, biyoyakıt kullanım durumu için de yapılmıştır. Farklı yakıt kullanım durumunda değişken olan parametreler ise; yanma verimi (ETA3), Alt Isıl Değer (LHV) ve yakıtın kimyasal formülüdür ($C_cH_hO_o$). Bu değerler ise sırasıyla aşağıdaki yöntemler ile elde edilmiştir:

- Yanma verimi: Motor testlerinde yapılan emisyon ölçümlerinin verileri ile SAE ARP1533 (Procedure for the Analysis and Evaluation of Gaseous Emissions from Aircraft Engines) standardındaki yöntem kullanılarak emisyon indeksleri ve yanma verimi bulunmuştur.
- Alt Isıl Değer: TÜBİTAK Marmara Araştırma Merkezi'nde (MAM) yakıt numunelerinin laboratuvar analizi ile elde edilmiştir.
- Yakıt kimyasal formülü: Düzce Üniversitesi Bilimsel ve Teknolojik Araştırmalar Uygulama ve Araştırma Merkezi'nde (DÜBİT) yakıt numunelerinin laboratuvarda elementel analizi ile elde edilmiştir. Yine

aynı merkezde, yakıtların yoğunluk ve kinematik viskozite değerleri de belirlenmiştir.

Tez çalışmasında kullanılan biyoyakıt DB Tarımsal Enerji San.ve Tic. A.Ş.'den temin edilmiştir. Elde edilen biyoyakıt, farklı bitkisel yağ karışımlarından elde edilen biyodizel olması yanında, üretici firma tarafından yakıt içeriği ile ilgili detay bilgi verilememektedir. Ayrıca, Enerji Piyasası Denetleme Kurulu (EPDK) mevzuatları gereğince, ülkemizde biyoyakıtların yetkili dağıtıcı firmalar dışındaki kişi / kurumlara dağıtımı yasak olması nedeniyle, bu tez çalışması için EPDK'dan resmi izin alınarak bir defaya mahsus ve sadece araştırmada kullanmak üzere biyodizel temin edilebilmiştir.

4.3.1. Biyoyakıt özellikleri

Biyoyakıt ile JP8 yakıtı farklı hacimsel oranlarda fiziksel olarak karıştırılarak, aşağıdaki şekilde numuneler hazırlanmıştır:

Tablo 4.6. *Biyoyakıt numuneleri*

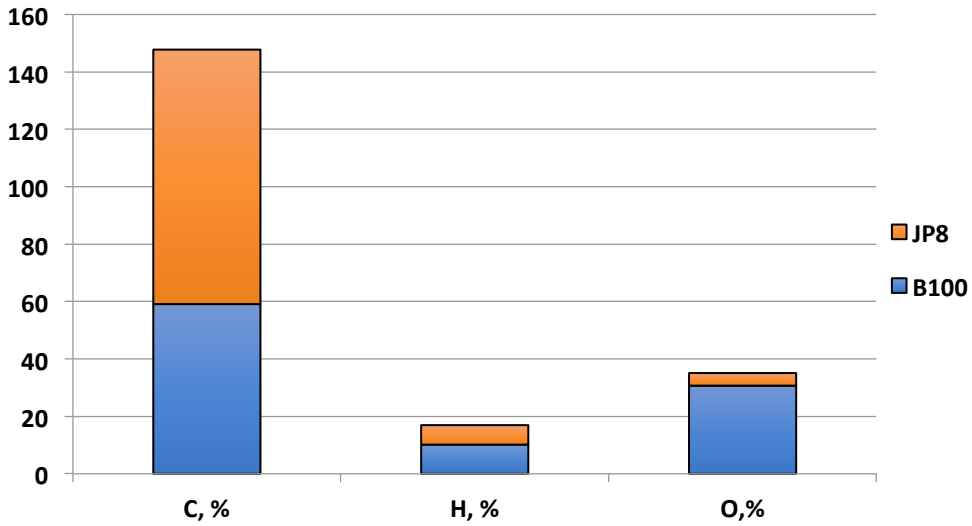
Biyoyakıt Oranı	JP8 Oranı	Numune Adı
%20	%80	B20
%40	%60	B40
%60	%40	B60
%80	%20	B80
%100	-	B100

Şekil 4.6. *Hazırlanan yakıt numuneleri*

Hazırlanan yakıt numunelerinin laboratuvar analiz sonuçları sonucu elde edilen özellikleri aşağıdaki Tablo 4.7'de verilmiştir.

Tablo 4.7. *Biyoyakıt laboratuvar analiz sonuçları*

Numune	Kinematik Viskozite ν (Cst)	LHV (kJ kg^{-1})	Yoğunluk ρ (g cm^{-3})
B20	7,31	42082,7	0,807
B40	8,25	41082,7	0,83
B60	9,84	40250,1	0,84
B80	14,65	39229,2	0,86
B100	24,21	38480,25	0,876
JP8	5,2	43095,2	0,79



Şekil 4.7. *Elementel analiz sonuçları*

Elde edilen elementel analiz sonuçlarına göre, yakıt numunelerinin kimyasal formüllerinin elde edilebilmesi için numunelerin molekül ağırlıkları bilinmelidir. Deneysel analizler dışında Lefebvre ve Ballal [50] tarafından verilen yaklaşıma göre molekül ağırlıkları hesaplanabilir. Buna göre yakıt molekül ağırlığı aşağıdaki denklemde verilmiştir:

$$MM = \frac{11280}{API\ gravity^{1.1}} \tag{4.5}$$

Burada; MM yakıt mokekül ağırlığı (kg kmol^{-1}), $API\ gravity$ ise American Petrol Enstitüsü tarafından belirlenen yakıt yoğunluk değeridir (^{0}API) ve aşağıdaki formülle hesaplanmaktadır.

$$API\ gravity = \frac{141{,}5}{d_r(\frac{at\ 289\ K}{289\ K})} - 131{,}5 \tag{4.6}$$

Burada; d_r özgül yoğunluktur ve genellikle 289 K sıcaklıktaki yakıt yoğunluğunun su yoğunluğuna oranı olarak tanımlanmaktadır. Hesaplanan yakıt moleküler ağırlıkları Tablo 4.8'de verilmiştir.

Tablo 4.8. *Yakıtların molekül ağırlıkları*

Numune	API	Özgül yoğunluk, d_r	Molekül ağırlığı, MM (kg kmol^{-1})
B20	43,41	0,81	184,4
B40	39,68	0,83	206,04
B60	35,90	0,85	227,66
B80	32,63	0,86	249,27
B100	29,67	0,88	270,88
JP8	47,13	0,79	162,82

Sonuç olarak, Şekil 4.7 ve Tablo 4.8'de sırasıyla verilen elementel analiz ile molekül ağırlıkları verileri kullanılarak, homojen olan B100 ve JP8 yakıt numunelerinin kimyasal formülü belirlenmiştir (Bkz. Tablo 4.9).

Tablo 4.9. *Yakıtların kimyasal formülleri*

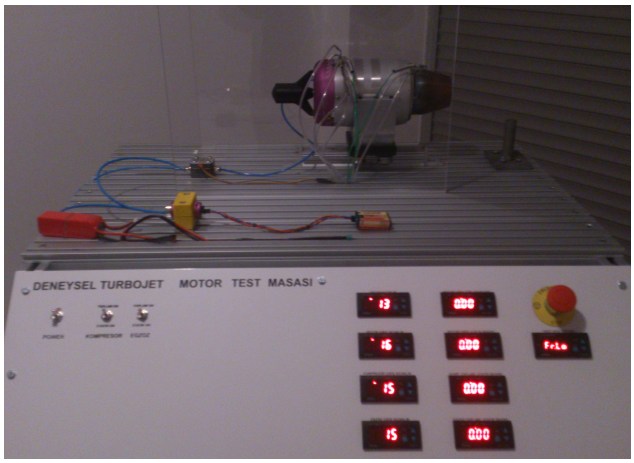
Numune	c	h	o	Kimyasal Formül
B100	13,3	27,3	5,2	$C_{13.3}H_{27.3}O_{5,2}$
JP8	12	11	0,4	$C_{12}H_{11}O_{0,4}$

4.3.2. Motor emisyon testleri

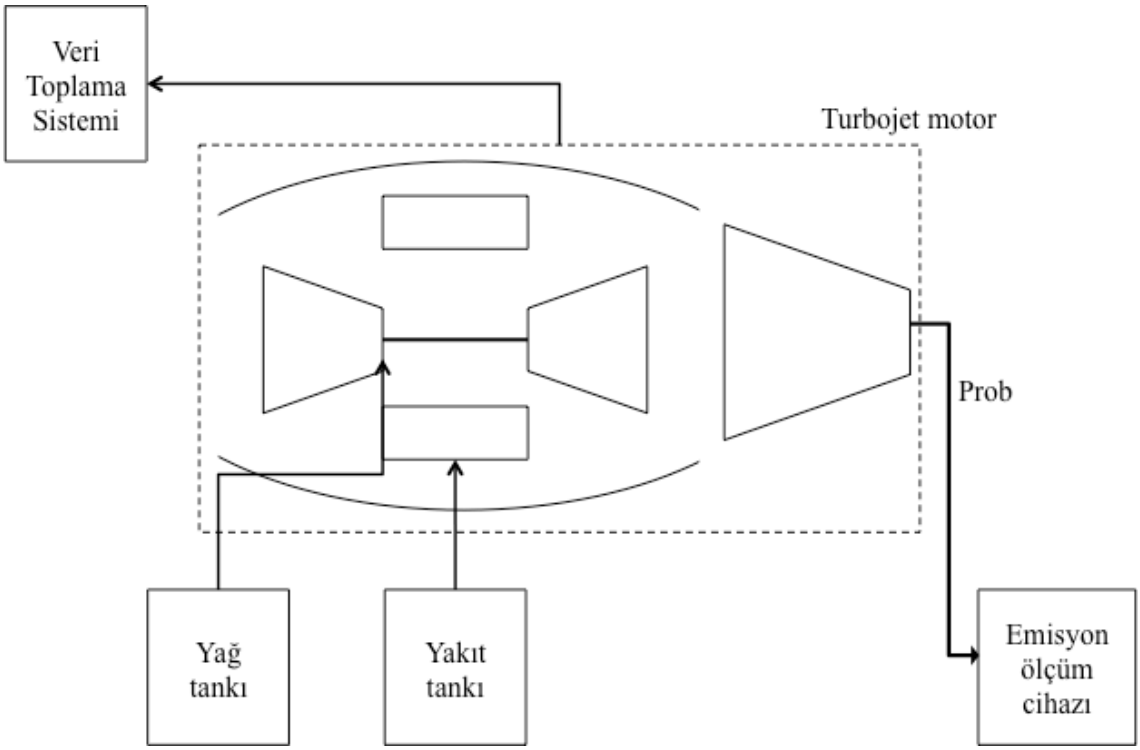
Yakıt numunelerinin özelliklerinin belirlenmesi sonrasında, tasarım noktası yanma veriminin hesaplanabilmesi için motor üzerinde testler yapılmıştır. Yanma verimi yanma odasının giriş ve çıkış sıcaklık değerlerinden de hesaplanabilmekle birlikte, çıkış sıcaklığının yüksek değerlerde olması nedeniyle motorda yüksek sıcaklıklara dayanımlı sıcaklık ölçüm sensörü kullanımı özel tasarım gerektirmekte ve

ciddi maliyetlere sahip olmaktadır. Bu nedenle, yanma verimi SAE ARP1533 standardına göre yapılan yaklaşımla emisyon ölçümlerinden elde edilen değerler kullanılarak hesaplanmıştır.

Motor egzoz lülesi çıkışından emisyon ölçümleri yapılarak yanma veriminin elde edilmesi için benzer bir motor ile hazırlanan deney düzeneği kullanılmıştır (Bkz. Şekil 4.8 - Şekil 4.9).



Şekil 4.8. *Test düzeneği görünümü*

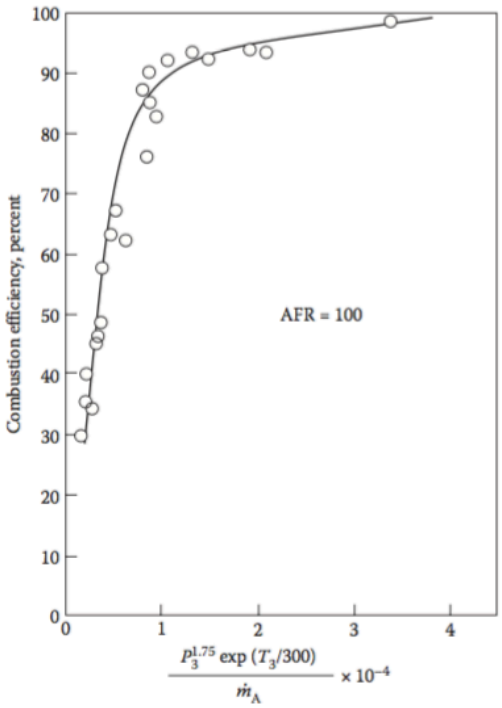


Şekil 4.9. *Motor test düzeneği şematik gösterimi*

Test düzeneğinin kapasitesinin yeterli olmaması ve kullanılan motorun AMT Titan motorundan farklı olması nedeniyle, Titan turbojet motorunun yanma verimi deneyden elde edilen verilerin basınç, sıcaklık ve hava debisi ile korelasyonu sonucunda elde edilmiştir. Birçok farklı tipteki yanma odası için özellikle düşük basınç testlerinde kullanılabilen korelasyon formülü aşağıda verilmiştir [50].

$$\theta = \frac{P_3^{1,75} exp\ (T_3/300)}{\dot{m}_{air}} \tag{4.7}$$

Burada; θ boyutsuz parametre ve $\dot{m}_{air}$ giriş hava debisidir (kg sn^{-1}). Böylece testlerde her bir θ parametresi değerine karşılık bir yanma verimi hesaplanarak, Şekil 4.10'daki grafiğe benzer bir performans eğrisi elde edilmiştir. Bu yaklaşım ile test sayısı da asgari seviyede tutularak ve test sistemi kapasitesi dışındaki noktalar için de kabul edilebilir seviyede hata ile yanma verimi tahmin edilebilmektedir.



Şekil 4.10. *Bir yanma odası için yanma verimi korelasyonu [50]*

4.3.2.1. *Test koşulları*

Motor emisyon ölçüm testleri, 6 adet farklı yakıt, 5 farklı test noktası (θ) ve her testte 5 noktadan emisyon ölçümü olmak üzere, toplamda 150 test adımında

gerçekleştirilmiştir. Tüm yakıtlar için test noktaları aynı olmayıp, özellikle biyoyakıt ile olan testlerde düşük yanma odası giriş sıcaklıklarında yanmanın ve ortam koşullarının kötüleşmesi nedeniyle, motor devri artırılarak daha yüksek yanma odası giriş sıcaklığı değerleri seçilmiştir. Her bir θ parametresine karşılık elde edilen emisyon değerleri ile de yanma verimi hesaplanmıştır.

Her bir yakıt için belirlenen test noktalarında hesaplanan θ parametreleri Tablo 4.10 - Tablo 4.15'de verilmiştir.

Tablo 4.10. *JP8 için test koşulları*

Parametre	**TN1**	**TN2**	**TN3**	**TN4**	**TN5**
θ	9,62E+09	1,03E+10	1,10E+10	1,17E+10	1,24E+10

Tablo 4.11. *B20 için test koşulları*

Parametre	**TN1**	**TN2**	**TN3**	**TN4**	**TN5**
θ	1,03E+10	1,10E+10	1,17E+10	1,24E+10	1,30E+10

Tablo 4.12. *B40 için test koşulları*

Parametre	**TN1**	**TN2**	**TN3**	**TN4**	**TN5**
θ	1,03E+10	1,10E+10	1,17E+10	1,24E+10	1,30E+10

Tablo 4.13. *B60 için test koşulları*

Parametre	**TN1**	**TN2**	**TN3**	**TN4**	**TN5**
θ	1,03E+10	1,10E+10	1,17E+10	1,24E+10	1,30E+10

Tablo 4.14. *B80 için test koşulları*

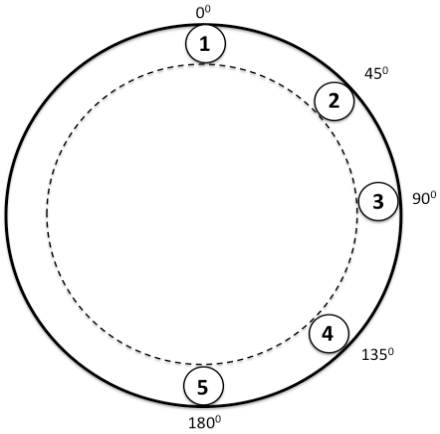
Parametre	**TN1**	**TN2**	**TN3**	**TN4**	**TN5**
θ	1,03E+10	1,10E+10	1,17E+10	1,24E+10	1,30E+10

Tablo 4.15. *B100 için test koşulları*

Parametre	**TN1**	**TN2**	**TN3**	**TN4**	**TN5**
θ	1,10E+10	1,17E+10	1,24E+10	1,30E+10	1,39E+10

Emisyon ölçümleri yanma veriminin belirlenmesini sağlamakla birlikte, oluşan çevresel etkilerin de incelenmesi açısından önemlidir. Belirlenen test noktaları için emisyon ölçümlerinin daha iyi anlamlandırılarak değerlendirilebilmesi için Şekil

4.11'de gösterildiği şekilde 5 noktadan ölçümler alınarak, sonuçların ortalama değerleri alınmıştır.



Şekil 4.11. *Emisyon ölçüm noktaları (motor egzoza arkadan bakış)*

Emisyon ölçümleri Testo firmasının 350XL gaz analizörü ile egzoz lülesinin yarım kesitinden belirlenen 5 noktadan gerçekleştirilmiştir. Test esnasında emisyon probunun ölçüm noktalarında hareketi travers mekanizması ile sağlanmıştır. Her bir noktada yaklaşık 2 dakikalık süre boyunca veri alınmıştır. Analizör cihazı CO, CO_2, O_2, HC, NO ve NO_2 gibi farklı gaz emisyon değerlerini ölçebilmekte, ayrıca ek gaz ölçüm yapabilecek şekilde modüler gaz ölçüm sensör yuvalarına sahiptir. Cihazda ayrıca seyreltme (dilution) sistemi ve yoğuşma haznesi cihazda bulunmakta, bu sayede de sensörlerin ömrü daha uzun olabilmektedir. Analizörün teknik özellikleri aşağıda verilmiştir.

Şekil 4.12. *Emisyon ölçüm cihazı*

Tablo 4.16. *Testo 350 XL emisyon ölçüm cihazı teknik özellikleri*

Yanma ürünü	Ölçüm Aralığı	Hassasiyet
O_2	0-25 % vol	±0,8 % of FS
CO	0-10000 ppm	±5% of mv (+200 to +2000 ppm CO) ±10% of mv (+2001 to +10000 ppm CO) ±10 ppm CO (0 to +199 ppm CO)
CO_2	0-50 % vol	±0,3% vol. % CO_2 + 1% of mv (0 to 25 vol. % CO_2) ±0,5% vol. % CO_2 + 1,5% of mv (25 to 50 vol. % CO_2)
NO	0-300 ppm	±5% of mv (+40 to +300 ppm NO) ±2 ppm NO (0 to +39,9 ppm NO)
NO_2	0-500 ppm	±5% of mv (+40 to +300 ppm NO) ±2 ppm NO (0 to +39,9 ppm NO)
HC	100- 40000 ppm	less than 400 ppm (100 to 4000 ppm less than 10 % of m.v. (greater than 4000 ppm)

4.3.3. Motor emisyon test sonuçları

Motor emisyon testlerinden elde edilen emisyon ölçüm verileri, SAE ARP1533'e göre yapılan hesaplama yöntemine göre değerlendirilerek, yanma verimi ve emisyon indeks değerleri bulunmuştur. Öncelikle bir mol hidrokarbon yakıt için yanma denklemi aşağıdaki şekilde yazılır:

$$\begin{aligned} &C_cH_hO_oS_s + X[(R(O_2) + S(N_2) + T(CO_2) + h(H_2O)] \\ &\rightarrow P_1(CO_2) + P_2(N_2) + P_3(O_2) + P_4(H_2O) + P_5(CO) \\ &+ P_6(C_xH_y) + P_7(NO_2) + P_8(NO + P_9(SO_2) \end{aligned} \tag{4.8}$$

Burada; P1 - P9 sırasıyla $CO_2, N_2, O_2, H_2O, CO, C_xH_y, NO_2, NO\ ve\ SO_2$'nin mol sayılarıdır. Tez çalışmasında kullanılan yakıtlarda SO_2 içeriği bulunmadığı için hesaplamalarda dikkate alınmamıştır.

Bilinmeyen 11 parametre için 11 denklem oluşturularak, 11 X 11 matrisi ve Gauss Jordan yöntemi ile çözüm yapılmıştır. Elde edilen katsayılar ile yanma veriminin düzensizliğini gösteren CO ve C_xH_y emisyon indeksleri hesaplanarak, yanma verimi elde edilmiştir. Emisyon indeksi, birim kütle yanma ürününün 1000 birim kütle yakıta oranı olarak tanımlanabilir ve (4.9 - 4.11) denklemleri ile hesaplanmaktadır.

$$EI_{CO} = \frac{P_5\ MM_{CO} 10^3}{MM_f} \tag{4.9}$$

$$EI_{CxHy} = \frac{x\ P_6\ MM_{CxHy} 10^3}{MM_f} \tag{4.10}$$

$$ETA3 = \left[1 - 10109\ \frac{EI_{CO}}{LHV} - \frac{EI_{CxHy}}{1000}\right] \times 100 \tag{4.11}$$

Burada; $x = {}^{h}/_{c}$ ve EI emisyon indeksidir (kg 1000 kg^{-1} yakıt^{-1}). Sonuç olarak, her bir yakıt için emisyon testlerinden elde edilen sonuçlar ve hesaplanan yanma verimleri Tablo 4.17 - Tablo 4.22'de verilmiştir.

Tablo 4.17. *JP8 için test sonuçları*

Yanma ürünü	**TN1**	**TN2**	**TN3**	**TN4**	**TN5**
CO, ppm	3882,24	3821,1	3393,14	3065,38	2936,92
C_xH_y, ppmC	1546,8	1376,61	1221,58	1066,92	924,99
ETA3, %	90,85	92,06	92,77	93,86	94,44

Tablo 4.18. *B20 için test sonuçları*

Yanma ürünü	**TN1**	**TN2**	**TN3**	**TN4**	**TN5**
CO, ppm	3470,17	3118,76	2912,08	2822,82	2547,27
C_xH_y, ppmC	842,10	731,37	630,38	637,55	610,71
ETA3, %	94,11	94,81	95,35	95,58	96,13

Tablo 4.19. *B40 için test sonuçları*

Yanma ürünü	**TN1**	**TN2**	**TN3**	**TN4**	**TN5**
CO, ppm	3507,65	3148,47	2886,28	2734,11	2541,24
C_xH_y, ppmC	648,69	546,35	469,99	394,51	406,75
ETA3, %	94,44	95,15	95,72	96,14	96,31

Tablo 4.20. *B60 için test sonuçları*

Yanma ürünü	**TN1**	**TN2**	**TN3**	**TN4**	**TN5**
CO, ppm	3970,71	3525,75	3156,07	2910,71	2684,01
CxHy, ppmC	880,84	752,73	732,74	643,32	539,19
ETA3, %	93,53	94,47	95,11	95,66	96,19

Tablo 4.21. *B80 için test sonuçları*

Yanma ürünü	TN1	TN2	TN3	TN4	TN5
CO, ppm	3303,64	2940,40	2672,48	2399,49	2246,55
C_xH_v, ppmC	1105,85	991,84	1008,93	928,43	916,29
ETA3, %	92,47	93,78	94,09	94,80	94,98

Tablo 4.22. *B100 için test sonuçları*

Yanma ürünü	TN1	TN2	TN3	TN4	TN5
CO, ppm	3425,09	2893,12	2727,99	2491,12	2211,52
C_xH_v, ppmC	807,34	755,19	723,00	737,87	742,63
ETA3, %	93,35	94,13	94,65	94,88	95,20

Her bir yakıt için hesaplanan yanma verimleri, tasarım noktası dışı değerler olup, biyoyakıt numuneleri için tasarım noktasında yanma verimi için yapılan yaklaşım şu şekilde özetlenmiştir:

- Tüm yakıtlar için aynı olan bir θ parametresi seçilmiştir. Bu çalışmadaki hesaplamalarda 415 K hava giriş sıcaklığına karşılık gelen θ = 1,24E+10 değeri alınmıştır.
- Seçilen θ değerine karşılık gelen yanma verimi biyoyakıt ve karışımları için belirlenir.
- JP8 yakıt için tasarım noktasında kabul edilen ETA3=%98 yanma verimi ve karşılık θ değeri arasındaki fark oranı, diğer yakıt türlerine de körele edilerek biyoyakıt numunelerinin tasarım noktası yanma verim değerleri elde edilmiştir.

Sonuç olarak, gerçekleştirilen emisyon testleri ile elde edilen yanma verimleri Tablo 4.23'de özetlenmiştir.

Tablo 4.23. *Tüm yakıtların tasarım noktası için yanma verimi değerleri*

Yanma ürünü	JP8	B20	B40	B60	B80	B100
ETA3, %	98	99,18	99,76	99,27	98,37	98,46

Sonuçlara bakıldığında, en yüksek verimin B40 yakıt numunesi ile edildiği görülmektedir. Yakıtların yanma verim değerleri motor tasarım noktası hesaplamaları için özgün yazılıma girdi olarak sağlanmıştır.

4.3.3.1. *Belirsizlik analizleri*

Emisyon testleri sırasında yapılan ölçümler ile elde edilen yanma verimi hesabındaki belirsizlik değerlerinin belirlenmesi, hesaplamaların doğruluğunun incelenmesi açısından önemlidir. Testlerin tekrarlanabilirliği (Tip A) ve ölçüm cihazından gelen (Tip B) belirsizliklerin hesaplanması ile bir belirsizlik analizi yapılmıştır. Tablo 4.17'de emisyon cihazının teknik özellikleri ve test sonuçları kullanılarak %95 doğruluk seviyesi için hesaplamalar yapılmıştır. Yanma verimi ise emisyon indeks belirsizlik sonuçlarına göre modellenerek hesaplanmıştır. Buna göre her bir test noktası için oluşturulan belirsizlik bütçesine göre (Bkz. Tablo 4.24), A ve B tipi belirsizlikler hesaplanır [51,52]. Elde edilen sonuçlar ile bileşik belirsizlik ve genişletilmiş belirsizlik (%95 güven aralığı) belirlenir. Tablo 4.24'de örnek olarak JP8 yakıtı TN1 ve CO emisyonu için belirsizlik sonuçları verilmiştir.

Tablo 4.24. *JP8 yakıtı TN1 için CO emisyon ölçümü belirsizlik sonuçları*

				CO		
	Belirsizlik Kaynakları	**Birim**	**Değer**	**Olasılık Dağılımı**	**Bölen**	**Belirsizlik**
Tip B	Çözünürlük	ppm	0,5	Dikdörtgen	$\sqrt{3}$	0,289
	Doğruluk	ppm	388,22	Normal	2	194,112
Tip A	Ölçülen Değer	3882,24				
	Standart Sapma	587,097				
	Ortalamanın Standart Sapması	25,526				
	Bileşik Belirsizlik	195,783	ppm			
	Genişletilmiş Belirsizlik, U	391,5	ppm	%10,1		

Burada, U aşağıdaki şekilde hesaplanır:

$$U = \sqrt{{u_A}^2 + {u_B}^2}\, k \tag{4.12}$$

Buradaki; k standart kapsam faktörüdür ve yaklaşık %95 düzeyindeki bir güven aralığı için $k = 2$ kullanılır. B tipi belirsizlik ölçüm ekipmanından gelmektedir. A tipi belirsizlik ise ölçülen değerin (ortalama değer) standart sapması ile hesaplanır.

$$u_A = \frac{\sigma}{\sqrt{N}} \tag{4.13}$$

Burada; σ standart sapma ve N alınan ölçüm sayısıdır (gözlem). Yanma verimi hesaplama sonucunun belirsizliğinin hesaplanması için ise bir model fonksiyonun

belirsizlik hesaplama yöntemi kullanılır. Buna göre, birden fazla girdiye bağlı bir fonksiyon için belirsizlik hesabı ise:

$$R = R(x_1, x_2, x_3, \dots, x_n) \tag{4.14}$$

$$w_R = \left[\left(\frac{\partial R}{\partial x_1} w_1\right)^2 + \left(\frac{\partial R}{\partial x_2} w_2\right)^2 + \cdots + \left(\frac{\partial R}{\partial x_n} w_n\right)^2\right]^{1/2} \tag{4.15}$$

Burada; w belirsizlik, R sonuç fonksiyonu, x bağımsız girdi değişkenidir. Testlerden elde edilen veriler ile hesaplanan yanma verimi sonuçları için bulunan belirsizlik değeri sonuçları Tablo 4.25'de verilmiştir.

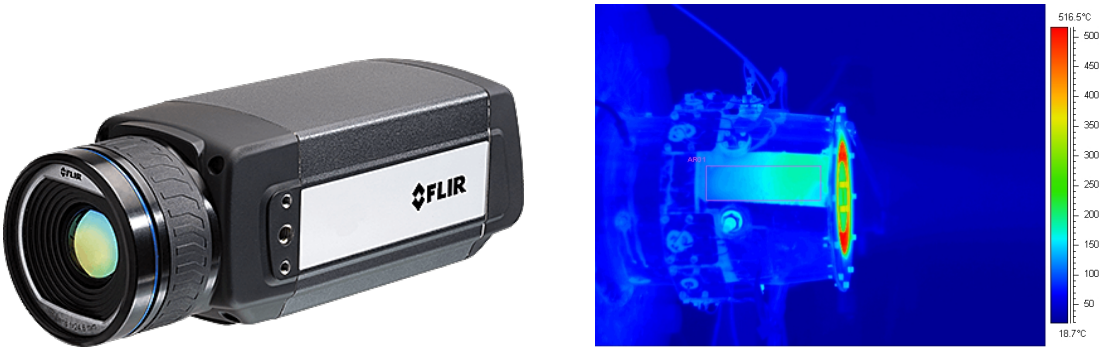
Tablo 4.25. *Yanma verimi sonuçları belirsizlik değerleri*

JP8	**TN1**	**TN2**	**TN3**	**TN4**	**TN5**
ETA3, % ±	0,026	0,029	0,0329	0,0376	0,026
B20					
ETA3, % ±	0,048	0,055	0,064	0,0628	0,0656
B40					
ETA3, % ±	0,0733	0,0733	0,0852	0,1014	0,0984
B60					
ETA3, % ±	0,0455	0,0532	0,0547	0,0623	0,0743
B80					
ETA3, % ±	0,0363	0,0404	0,0398	0,0433	0,0438
B100					
ETA3, % ±	0,0496	0,0531	0,0554	0,0543	0,0540

Sonuçlara bakıldığında, emisyon indeks değerlerindeki belirsizliklerin yanma verimi hesaplamalarındaki etkisi düşük olmaktadır. Yanma verimi hesaplamasında en önemli etkinin yakıt Alt Isıl Değeri'nden geldiği görülmektedir.

4.3.3.2. *Motor yüzey ısı transferi*

Testler sırasında ayrıca motor üzerinde ısı transferinden dolayı oluşan kayıpları tahmin edebilmek amacıyla, yanma odası bölümü üzerinden sıcaklık ölçümü yapılarak ısı transfer hesaplamaları ile oluşan ısı transferi oranı hesaplanmıştır. Sıcaklık ölçümü termal kamera ile test parçası üzerinde belirli bir alan üzerinden 400 K yanma odası giriş sıcaklığı durumunda alınmış ve en yüksek ısı transferinin bu koşulda olduğu kabul edilmiştir.



Şekil 4.13. *Yüzey sıcaklık ölçümü*

Doğal taşınım yoluyla meydana gelen $\dot{Q}$ ısı transferi hesaplaması için, yaklaşık olarak 10 cm X 5 cm boyutlarında Şekil 4.13'de gösterilen bölgenin ortalama sıcaklık değeri alınmıştır. Yapılan ölçümde bu bölge için ortalama sıcaklık 190 ^{0}C olarak elde edilmiştir. Buna göre, yapılan ısı transfer hesaplamalarına göre [53]:

$$Nu = \left\{0{,}60 + \frac{0{,}387Ra^{1/6}}{[1 + (0{,}559/Pr)^{9/16}]^{8/27}}\right\}^2 \tag{4.16}$$

Burada; Nu Nusselt sayısı, Ra Rayleigh sayısı ve Pr Prandtl sayısıdır.

$$Ra = \frac{g\beta(T_s - T_\infty)D^3}{\nu\alpha} \tag{4.17}$$

$$h = \frac{k}{D}Nu \tag{4.18}$$

Burada; g yerçekimi sabiti (9,81 m s^{-2}), β termal genleşme katsayısı (K^{-1}), T_s yüzey sıcaklığı (K), T_∞ yüzey etrafındaki hava sıcaklığı (K), D motor silindir çapı (m), ν kinematik vizkozite (m^2 s^{-1}) ve α ısıl yayınım katsayısı (m^2 s^{-1}), h ısı transfer katsayısı (W m^{-1} K^{-1}), k ısıl iletkenliktir (W m^{-1} K^{-1}).

Sonuç olarak, ısı transferi ise:

$$\dot{Q} = hA(T_s - T_\infty) \tag{4.19}$$

Burada; A yüzey alanıdır (m^2). Elde edilen sonuca bakıldığında, ısı transferi değerinin oldukça küçük bir değer olduğu görülmektedir.

Tablo 4.26. *Motor yüzey ısı transferi sonuçları*

Parametre		**Parametre**		**Parametre**	
T_s, K	463,15	ν, $m^2\ s^{-1}$	24,54	Nu	18
T_∞, K	303,15	α, $m^2\ s^{-1}$	35,44	h, $W\ m^{-1}\ K^{-1}$	4,06
D, m	0,12	k, $W\ m^{-1}\ K^{-1}$	32,51	β, K^{-1}	$2{,}61\ 10^{-3}$
A, m^2	0,0754	Ra	9,95E+05	Pr	0,6934
$\dot{Q}$, W	**132,5**				

4.3.4. Tasarım noktası çevrim analizi sonuçları

Tablo 4.2'de JP8 yakıt için verilen tasarım noktası girdi parametreleri diğer yakıtlar için de aynı şekilde kullanılmış, ETA3 yanma verimi, LHV Alt Isıl Değer ve $C_cH_hO_o$ yakıt kimyasal formülleri ise her bir yakıt için emisyon testlerinden elde edilen değerleri alınmıştır. Buna göre Tablo 4.2, Tablo 4.7, Tablo 4.9 ve Tablo 4.23 ile verilen değerler ile özgün yazılıma sağlanan girdiler sonucu, her bir yakıt numunesi için elde edilen tasarım noktası kritik performans sonuçları aşağıdaki tabloda verilmiştir.

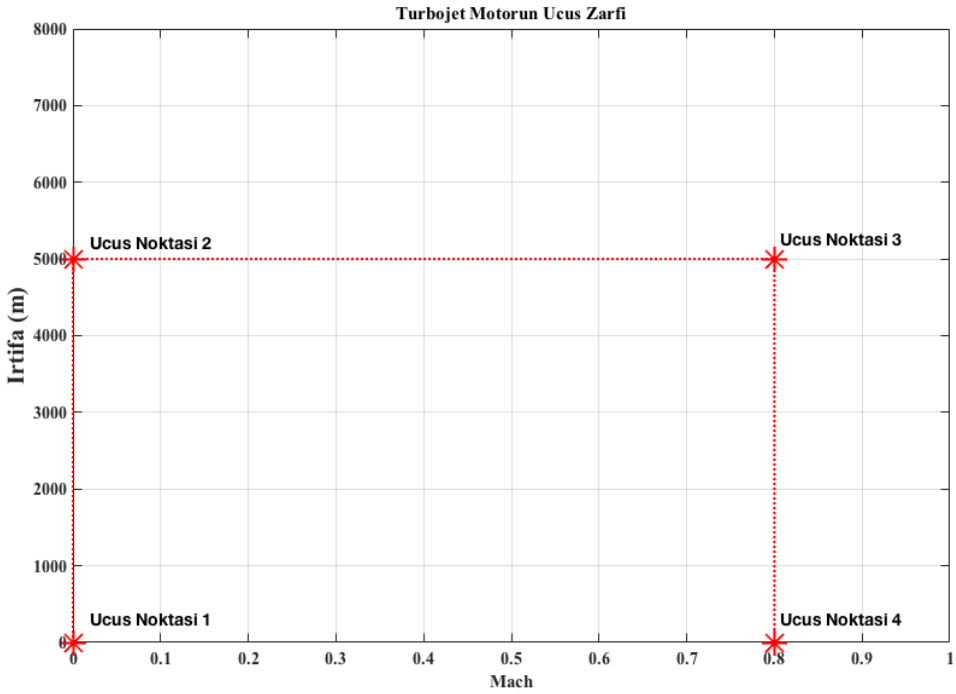
Tablo 4.27. *Biyoyakıt tasarım noktası için performans sonuçları*

Parametre	**B20**	**B40**	**B60**	**B80**	**B100**
İtki, N	395,2	395,8	397,3	397,6	392,7
SFC, $g\ kN\ sn^{-1}$	35,3	35,9	36,7	37,9	39,1
Termal verim, %	20,6	20,7	20,8	20,6	20,1
Egzoz sıcaklığı, K	1063,8	1063,9	1064,4	1064,4	1064,9
Yakıt, $kg\ sn^{-1}$	0,014	0,014	0,014	0,0151	0,0154

Sonuçlar incelendiğinde, Alt Isıl Değer'in azaldıkça verilen girdilere bağlı olarak motorun özgül yakıt tüketiminin arttığı görülmektedir.

4.4. Motor Performans Analizi

Turbojet motorun her bir yakıt için yapılan tasarım noktası çevrim analizi sonrası, farklı irtifa ve uçuş hızları için performans analizi yapılmıştır. Performans analizi için seçilen uçuş noktaları Şekil 4.14'de gösterilmiştir.



Şekil 4.14. *Turbojet motor uçuş noktaları*

Buna göre performans analizi için uçuş noktaları:

1. Mach = 0 ve İrtifa = 0 m
2. Mach = 0 ve İrtifa = 5000 m
3. Mach = 0,8 ve İrtifa = 5000 m
4. Mach = 0,8 ve İrtifa = 0 m

Bu çalışmada, sonraki tüm analizler belirlenen 4 uçuş noktası için yapılmıştır. Burada oluşturulan metodoloji ile uçuş zarfındaki diğer noktalar için de benzer şekilde hesaplamalar yapılabilir. Oluşturulan komponent haritaları kullanılarak, 2., 3. ve 4. uçuş noktalarındaki performans analizi standart komponent haritalarının ölçeklendirilmesi ile özgün performans analiz programı kullanılarak yapılmıştır. 1 no'lu nokta tasarım noktası olup, özgün yazılım kullanılarak hesaplamalar yapılmıştır. 6 yakıt numunesi ve her biri için 4 uçuş noktası olmak üzere toplamda 24 performans noktası için enerji, ekserji, ekonomi ve çevre analizleri yapılmıştır. Özgün koddan elde edilen komponentlerdeki termodinamik parametreler her bir yakıt için Tablo 4.28 - Tablo 4.50'de verilmiştir. Burada verilen termodinamik parametreler, komponent temelli ekserji analizinde girdi olarak kullanılacaktır. Bu nedenle, tüm yakıtlar ve uçuş noktaları için Tablo 4.3'e benzer şekilde komponentlerdeki termodinamik parametreler hesaplanmış ve ekserji analizine girdi olarak verilmiştir.

1.uçuş noktası, M=0, İrtifa=0 m

Tablo 4.3'de JP8 yakıt için verilen değerlere ek olarak Tablo 4.28 - Tablo 4.32'de biyoyakıt için turbojet motor komponentlerinde termodinamik parametreler verilmiştir.

Tablo 4.28. *B20 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	**Debi (kg sn^{-1})**	**Sıcaklık (K)**	**Basınç (kPa)**
Ortam	0	288,15	101,325
Hava Alığı Giriş	0,66	288,15	101,325
Kompresör Giriş	0,66	288,15	101,325
Kompresör Çıkış	0,66	471	385,035
Yanma Odası Çıkış	0,674	1220	373,484
Türbin Çıkış	0,674	1063,786	189,857
Egzoz Çıkış	0,674	1063,786	186,060
Yakıt	0,014	288,15	450

Tablo 4.29. *B40 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	**Debi (kg sn^{-1})**	**Sıcaklık (K)**	**Basınç (kPa)**
Ortam	0	288,15	101,325
Hava Alığı Giriş	0,66	288,15	101,325
Kompresör Giriş	0,66	288,15	101,325
Kompresör Çıkış	0,66	471	385,035
Yanma Odası Çıkış	0,674	1220	373,484
Türbin Çıkış	0,674	1063,9	190,032
Egzoz Çıkış	0,674	1063,9	186,231
Yakıt	0,014	288,15	450

Tablo 4.30. *B60 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	**Debi (kg sn^{-1})**	**Sıcaklık (K)**	**Basınç (kPa)**
Ortam	0	288,15	101,325
Hava Alığı Giriş	0,66	288,15	101,325
Kompresör Giriş	0,66	288,15	101,325
Kompresör Çıkış	0,66	471	385,035
Yanma Odası Çıkış	0,675	1220	373,484
Türbin Çıkış	0,675	1064,401	190,462
Egzoz Çıkış	0,675	1064,401	186,652
Yakıt	0,015	288,15	450

Tablo 4.31. *B80 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	Debi (kg sn^{-1})	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
Ortam	0	288,15	101,325
Hava Alığı Giriş	0,66	288,15	101,325
Kompresör Giriş	0,66	288,15	101,325
Kompresör Çıkış	0,66	471	385,035
Yanma Odası Çıkış	0,675	1220	373,484
Türbin Çıkış	0,675	1064,434	190,519
Egzoz Çıkış	0,675	1064,434	186,709
Yakıt	0,015	288,15	450

Tablo 4.32. *B100 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	Debi (kg sn^{-1})	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
Ortam	0	288,15	101,325
Hava Alığı Giriş	0,66	288,15	101,325
Kompresör Giriş	0,66	288,15	101,325
Kompresör Çıkış	0,66	471	385,035
Yanma Odası Çıkış	0,675	1220	373,484
Türbin Çıkış	0,675	1064,869	190,834
Egzoz Çıkış	0,675	1064,869	187,017
Yakıt	0,014	288,15	450

2.uçuş noktası, M=0, İrtifa=5000 m

Tablo 4.33 - Tablo 4.38'de tüm yakıtlar için turbojet motor komponentlerinde termodinamik parametreler verilmiştir.

Tablo 4.33. *B20 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	Debi (kg sn^{-1})	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
Ortam	0	255,65	54,02
Hava Alığı Giriş	0,39	255,65	54,02
Kompresör Giriş	0,39	255,65	54,02
Kompresör Çıkış	0,39	446,5	236,1
Yanma Odası Çıkış	0,4	1284,16	229,76
Türbin Çıkış	0,4	1126,95	117,05
Egzoz Çıkış	0,4	1126,95	114,71
Yakıt	0,0094	255,65	450

Tablo 4.34. *B40 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	Debi (kg sn^{-1})	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
Ortam	0	255,65	54,02
Hava Alığı Giriş	0,39	255,65	54,02
Kompresör Giriş	0,39	255,65	54,02
Kompresör Çıkış	0,39	446,50	236,07
Yanma Odası Çıkış	0,40	1284,18	229,75
Türbin Çıkış	0,40	1127,11	117,07
Egzoz Çıkış	0,40	1127,11	114,74
Yakıt	0,010	255,65	450

Tablo 4.35. *B60 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	Debi (kg sn^{-1})	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
Ortam	0	255,65	54,02
Hava Alığı Giriş	0,39	255,65	54,02
Kompresör Giriş	0,39	255,65	54,02
Kompresör Çıkış	0,39	446,53	236,11
Yanma Odası Çıkış	0,40	1284,13	229,79
Türbin Çıkış	0,40	1127,37	117,16
Egzoz Çıkış	0,40	1127,37	114,82
Yakıt	0,010	255,65	450

Tablo 4.36. *B80 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	Debi (kg sn^{-1})	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
Ortam	0	255,65	54,02
Hava Alığı Giriş	0,39	255,65	54,02
Kompresör Giriş	0,39	255,65	54,02
Kompresör Çıkış	0,39	446,57	236,18
Yanma Odası Çıkış	0,40	1284,08	229,86
Türbin Çıkış	0,40	1127,77	117,29
Egzoz Çıkış	0,40	1127,77	114,95
Yakıt	0,010	255,65	450

Tablo 4.37. *B100 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	Debi (kg sn^{-1})	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
Ortam	0	255,65	54,02
Hava Alığı Giriş	0,39	255,65	54,02
Kompresör Giriş	0,39	255,65	54,02
Kompresör Çıkış	0,39	446,57	236,19
Yanma Odası Çıkış	0,40	1284,08	229,87
Türbin Çıkış	0,40	1127,97	117,33
Egzoz Çıkış	0,40	1127,97	114,99
Yakıt	0,011	255,65	450

Tablo 4.38. *JP8 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	Debi (kg sn^{-1})	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
Ortam	0	255,65	54,02
Hava Alığı Giriş	0,39	255,65	54,02
Kompresör Giriş	0,39	255,65	54,02
Kompresör Çıkış	0,39	446,54	236,13
Yanma Odası Çıkış	0,40	1284,07	229,81
Türbin Çıkış	0,40	1126,82	117,05
Egzoz Çıkış	0,40	1126,82	114,72
Yakıt	0,009	255,65	450

3.uçuş noktası, M=0,8, İrtifa=5000 m

Tablo 4.39 - Tablo 4.44'de tüm yakıtlar için turbojet motor komponentlerinde termodinamik parametreler verilmiştir.

Tablo 4.39. *B20 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	Debi (kg sn^{-1})	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
Ortam	0	255,65	54,02
Hava Alığı Giriş	0,53	288,43	82,36
Kompresör Giriş	0,53	288,43	82,36
Kompresör Çıkış	0,53	473,28	314,60
Yanma Odası Çıkış	0,55	1236,35	305,29
Türbin Çıkış	0,55	1081,8	155,51
Egzoz Çıkış	0,55	1081,8	152,40
Yakıt	0,012	255,65	450

Tablo 4.40. *B40 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	Debi (kg sn^{-1})	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
Ortam	0	255,65	54,02
Hava Alığı Giriş	0,53	288,43	82,36
Kompresör Giriş	0,53	288,43	82,36
Kompresör Çıkış	0,53	473,28	314,60
Yanma Odası Çıkış	0,55	1236,35	305,28
Türbin Çıkış	0,55	1081,97	155,56
Egzoz Çıkış	0,55	1081,97	152,45
Yakıt	0,012	255,65	450

Tablo 4.41. *B60 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	Debi (kg sn^{-1})	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
Ortam	0	255,65	54,02
Hava Alığı Giriş	0,53	288,43	82,36
Kompresör Giriş	0,53	288,43	82,36
Kompresör Çıkış	0,53	473,29	314,61
Yanma Odası Çıkış	0,55	1236,36	305,30
Türbin Çıkış	0,55	1082,23	155,64
Egzoz Çıkış	0,55	1082,23	152,53
Yakıt	0,012	255,65	450

Tablo 4.42. *B80 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	Debi (kg sn^{-1})	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
Ortam	0	255,65	54,02
Hava Alığı Giriş	0,53	288,43	82,36
Kompresör Giriş	0,53	288,43	82,36
Kompresör Çıkış	0,53	473,30	314,63
Yanma Odası Çıkış	0,55	1236,38	305,32
Türbin Çıkış	0,55	1082,61	155,76
Egzoz Çıkış	0,55	1082,61	152,65
Yakıt	0,013	255,65	450

Tablo 4.43. *B100 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	Debi (kg sn^{-1})	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
Ortam	0	255,65	54,02
Hava Alığı Giriş	0,53	288,43	82,36
Kompresör Giriş	0,53	288,43	82,36
Kompresör Çıkış	0,53	473,30	314,64
Yanma Odası Çıkış	0,55	1236,39	305,32
Türbin Çıkış	0,55	1082,80	155,82
Egzoz Çıkış	0,55	1082,80	152,70
Yakıt	0,013	255,65	450

Tablo 4.44. *JP8 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	Debi (kg sn^{-1})	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
Ortam	0	255,65	54,02
Hava Alığı Giriş	0,53	288,43	82,36
Kompresör Giriş	0,53	288,43	82,36
Kompresör Çıkış	0,53	473,30	314,62
Yanma Odası Çıkış	0,55	1236,35	305,31
Türbin Çıkış	0,55	1081,70	155,49
Egzoz Çıkış	0,55	1081,70	152,38
Yakıt	0,011	255,65	450

4.uçuş noktası, M=0,8, İrtifa=0 m

Tablo 4.45 - Tablo 4.50'de tüm yakıtlar için turbojet motor komponentlerinde termodinamik parametreler verilmiştir.

Tablo 4.45. *B20 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	Debi (kg sn^{-1})	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
Ortam		288,15	101,325
Hava Alığı Giriş	0,87	324,957	154,442
Kompresör Giriş	0,87	324,957	154,442
Kompresör Çıkış	0,87	499,159	493,842
Yanma Odası Çıkış	0,89	1154,78	477,22
Türbin Çıkış	0,89	1005,86	243,078
Egzoz Çıkış	0,89	1005,86	238,198
Yakıt	0,016	288,15	450

Tablo 4.46. *B40 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	Debi (kg sn^{-1})	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
Ortam		288,15	101,325
Hava Alığı Giriş	0,87	324,96	154,44
Kompresör Giriş	0,87	324,96	154,44
Kompresör Çıkış	0,87	499,16	493,83
Yanma Odası Çıkış	0,89	1154,79	477,21
Türbin Çıkış	0,89	1006,03	243,16
Egzoz Çıkış	0,89	1006,03	238,27
Yakıt	0,016	288,15	450

Tablo 4.47. *B60 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	Debi (kg sn^{-1})	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
Ortam		288,15	101,325
Hava Alığı Giriş	0,87	324,96	154,44
Kompresör Giriş	0,87	324,96	154,44
Kompresör Çıkış	0,87	499,14	493,79
Yanma Odası Çıkış	0,89	1154,80	477,17
Türbin Çıkış	0,89	1006,24	243,24
Egzoz Çıkış	0,89	1006,24	238,36
Yakıt	0,017	288,15	450

Tablo 4.48. *B80 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	Debi (kg sn^{-1})	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
Ortam		288,15	101,325
Hava Alığı Giriş	0,87	324,96	154,44
Kompresör Giriş	0,87	324,96	154,44
Kompresör Çıkış	0,87	499,12	493,72
Yanma Odası Çıkış	0,89	1154,80	477,09
Türbin Çıkış	0,89	1006,51	243,35
Egzoz Çıkış	0,89	1006,51	238,46
Yakıt	0,017	288,15	450

Tablo 4.49. *B100 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	Debi (kg sn^{-1})	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
Ortam		288,15	101,325
Hava Alığı Giriş	0,87	324,96	154,44
Kompresör Giriş	0,87	324,96	154,44
Kompresör Çıkış	0,87	499,11	493,69
Yanma Odası Çıkış	0,89	1154,79	477,06
Türbin Çıkış	0,89	1006,65	243,42
Egzoz Çıkış	0,89	1006,65	238,53
Yakıt	0,018	288,15	450

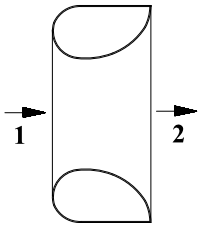
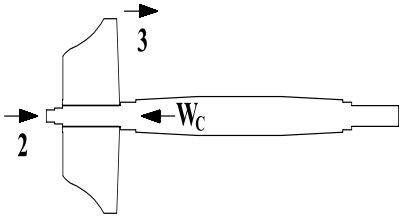
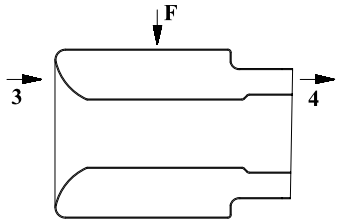
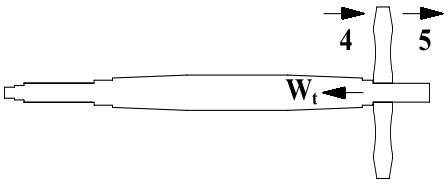
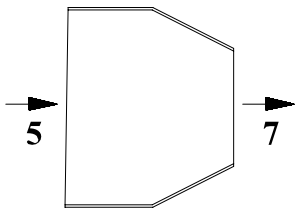
Tablo 4.50. *JP8 için motor komponentleri sonuçları*

İstasyon	Debi (kg sn^{-1})	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
Ortam		288,15	101,325
Hava Alığı Giriş	0,87	324,96	154,44
Kompresör Giriş	0,87	324,96	154,44
Kompresör Çıkış	0,87	499,15	493,82
Yanma Odası Çıkış	0,89	1154,76	477,20
Türbin Çıkış	0,89	1005,72	243,01
Egzoz Çıkış	0,89	1005,72	238,13
Yakıt	0,016	288,15	450

4.5. Ekserji Analizleri

Komponentlerdeki termodinamik parametrelerin belirlenmesi sonrasında, turbojet motor için komponent seviyesinde ekserji analizi yapılmıştır. Öncelikle her bir komponent için ekserji denge denklemleri oluşturulmuştur.

Tablo 4.51. *Komponent seviyesi ekserji denge denklemleri*

Komponent	**Ekserji Denge Denklemleri**
Hava Alığı 	Ürün ekserji oranı: $\dot{E}x_P = \dot{E}x_2$ Yakıt ekserji oranı: $\dot{E}x_F = \dot{E}x_1$ Ekserji yıkım oranı: $\dot{E}x_D = \dot{E}x_1 - \dot{E}x_2$ Ekserji verimi: $\varepsilon = \frac{\dot{E}x_2}{\dot{E}x_1}$
Kompresör 	Ürün ekserji oranı: $\dot{E}x_P = \dot{E}x_3 - \dot{E}x_2$ Yakıt ekserji oranı: $\dot{E}x_F = \dot{W}_{cm}$ Ekserji yıkım oranı: $\dot{E}x_D = \dot{W}_{cm} - (\dot{E}x_3 - \dot{E}x_2)$ Ekserji verimi: $\varepsilon = \frac{\dot{E}x_3 - \dot{E}x_2}{\dot{W}_{cm}}$
Yanma Odası 	Ürün ekserji oranı: $\dot{E}x_P = \dot{E}x_4 - \dot{E}x_3$ Yakıt ekserji oranı: $\dot{E}x_F = \dot{E}x_f = \dot{m}_f ex_f^{ch}$ Ekserji yıkım oranı: $\dot{E}x_D = \dot{E}x_f - (\dot{E}x_4 - \dot{E}x_3)$ Ekserji verimi: $\varepsilon = \frac{\dot{E}x_4 - \dot{E}x_3}{\dot{E}x_F}$
Türbin 	Ürün ekserji oranı: $\dot{E}x_P = \dot{W}_{tur}$ Yakıt ekserji oranı: $\dot{E}x_F = \dot{E}x_4 - \dot{E}x_5$ Ekserji yıkım oranı: $\dot{E}x_D = (\dot{E}x_4 - \dot{E}x_5) - \dot{W}_{tur}$ Ekserji verimi: $\varepsilon = \frac{\dot{W}_{tur}}{\dot{E}x_4 - \dot{E}x_5}$
Egzoz Lülesi 	Ürün ekserji oranı: $\dot{E}x_P = \dot{E}x_7$ Yakıt ekserji oranı: $\dot{E}x_F = \dot{E}x_5$ Ekserji yıkım oranı: $\dot{E}x_D = \dot{E}x_5 - \dot{E}x_7$ Ekserji verimi: $\varepsilon = \frac{\dot{E}x_7}{\dot{E}x_5}$

Tablodan da görüleceği üzere, tüm komponentler adyabatik olarak modellenmiş, ekserji yıkım ve ekserji verim değerleri elde edilerek, performans sonuçları karşılaştırılmıştır. Hesaplamalarda referans ortam koşulları olarak alınan değerler Tablo 4.28 - Tablo 4.50'de verilmiştir. Bu bölümde ise her bir uçuş noktası için sonuçlar sırasıyla aşağıda verilmiştir.

1.uçuş noktası, M=0, İrtifa=0 m

Tasarım noktası için yapılan ekserji hesaplamalarından her bir yakıt için elde edilen sonuçlar aşağıdaki şekillerde verilmiştir.

Tablo 4.52. *B20 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, **(kW)**	$\dot{E}x_F$, **(kW)**	$\dot{E}x_D$, **(kW)**	ε, **(%)**
Hava Alığı	0	0	0	-
Kompresör	101,81	124,33	22,52	81,88
Yanma Odası	374,57	749,17	374,60	50,00
Türbin	125,85	131,81	5,95	95,47
Egzoz Lülesi	343,43	344,56	1,13	99,67

Tablo 4.53. *B40 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, **(kW)**	$\dot{E}x_F$, **(kW)**	$\dot{E}x_D$, **(kW)**	ε, **(%)**
Hava Alığı	0	0	0	-
Kompresör	101,81	124,33	22,52	81,88
Yanma Odası	374,76	759,13	384,37	49,36
Türbin	125,79	131,80	6,00	95,44
Egzoz Lülesi	343,63	344,76	1,14	99,67

Tablo 4.54. *B60 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, **(kW)**	$\dot{E}x_F$, **(kW)**	$\dot{E}x_D$, **(kW)**	ε, **(%)**
Hava Alığı	0	0	0	-
Kompresör	101,81	124,33	22,52	81,88
Yanma Odası	376,09	801,62	425,52	46,92
Türbin	126,01	132,05	6,04	95,42
Egzoz Lülesi	344,72	345,86	1,14	99,67

Tablo 4.55. *B80 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	0	0	0	-
Kompresör	101,81	124,33	22,52	81,88
Yanma Odası	376,17	808,40	432,23	46,53
Türbin	125,76	131,85	6,09	95,38
Egzoz Lülesi	344,99	346,13	1,14	99,67

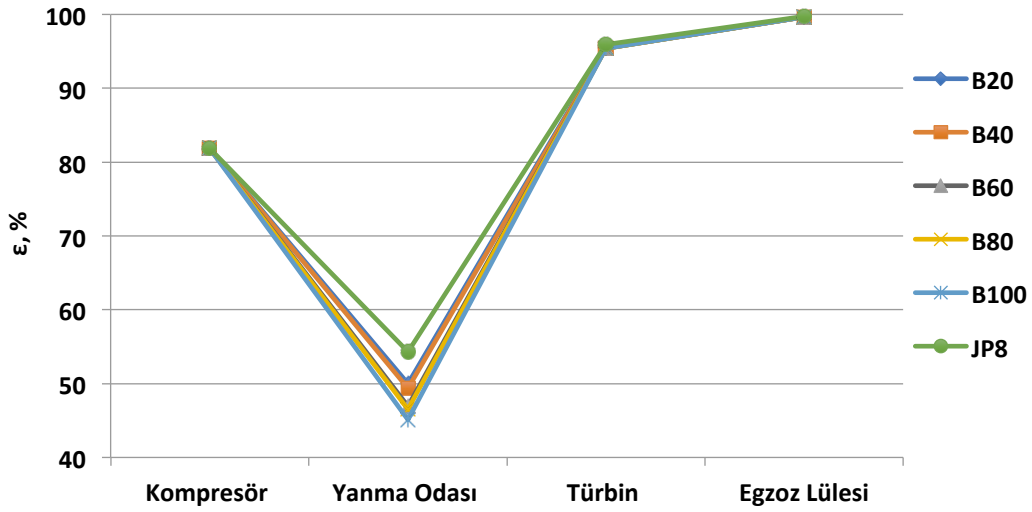
Tablo 4.56. *B100 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	0	0	0	-
Kompresör	101,81	124,33	22,52	81,88
Yanma Odası	377,47	837,37	459,89	45,08
Türbin	125,97	132,07	6,10	95,38
Egzoz Lülesi	346,07	347,21	1,14	99,67

Tablo 4.57. *JP8 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	0	0	0	-
Kompresör	101,81	124,33	22,52	81,88
Yanma Odası	415,24	764,82	349,57	54,29
Türbin	126,21	131,57	5,35	95,93
Egzoz Lülesi	384,36	385,48	1,13	99,71

Sonuçlardan görüleceği üzere, yanma odası en düşük verime sahip motor komponentidir. Yanma odasında oluşan yüksek tersinmezlikler nedeniyle oluşan kayıplar, yanma odasının ekserji veriminin de düşük olmasına neden olmaktadır. JP8 yakıt kullanımında %54,29 ile en yüksek verime sahipken, %100 biyoyakıt kullanımı sırasında %45,08 değeri ile en düşük ekserji verimine sahiptir. Tüm uçuş noktaları için geçerli olmak üzere, hava alığında giriş ve çıkış şartlarının eşit olması, yakıt ve ürün ekserji değerlerinin de aynı olmasına neden olmuştur. Bu nedenle hava alığı ekserji verim hesaplamalarında dikkate alınmamıştır.



Şekil 4.15. *1.uçuş noktası için komponent ekserji verimlerinin yakıtlara göre değişimi*

2.uçuş noktası, M=0, İrtifa= 5000 m

2.uçuş noktası için yapılan ekserji hesaplamalarından her bir yakıt için elde edilen sonuçlar aşağıdaki şekillerde verilmiştir.

Tablo 4.58. *B20 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	0	0	0	-
Kompresör	62,47	76,93	14,46	81,20
Yanma Odası	272,12	507,33	235,21	53,64
Türbin	77,72	81,21	3,49	95,69
Egzoz Lülesi	252,78	253,37	0,59	99,76

Tablo 4.59. *B40 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	0	0	0	-
Kompresör	62,47	76,92	14,46	81,20
Yanma Odası	272,19	511,02	238,83	53,26
Türbin	77,69	81,20	3,52	95,67
Egzoz Lülesi	252,85	253,45	0,59	99,76

Tablo 4.60. *B60 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	0	0	0	-
Kompresör	62,47	76,93	14,46	81,20
Yanma Odası	273,38	542,36	268,98	50,40
Türbin	77,84	81,38	3,54	95,65
Egzoz Lülesi	253,87	254,47	0,60	99,76

Tablo 4.61. *B80 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	0	0	0	-
Kompresör	62,4875	76,95	14,46	81,20
Yanma Odası	273,59	552,15	278,55	49,55
Türbin	77,67	81,24	3,57	95,60
Egzoz Lülesi	254,24	254,84	0,60	99,76

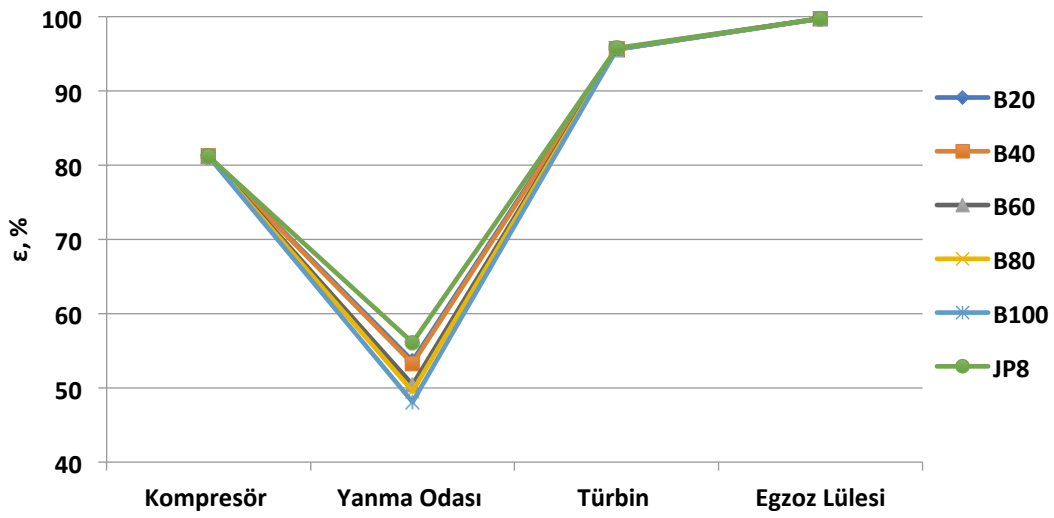
Tablo 4.62. *B100 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	0	0	0	-
Kompresör	62,49	76,95	14,46	81,20
Yanma Odası	274,66	571,35	296,70	48,07
Türbin	77,82	81,40	3,58	95,60
Egzoz Lülesi	255,14	255,74	0,60	99,76

Tablo 4.63. *JP8 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	0	0	0	-
Kompresör	62,48	76,94	14,46	81,20
Yanma Odası	272,34	485,44	213,09	56,10
Türbin	77,66	81,06	3,41	95,79
Egzoz Lülesi	253,16	253,75	0,59	99,77

2.uçuş noktası yapılan hesaplamaların sonuçları incelendiğinde, yanma odasının yine en düşük verime sahip komponent olduğu görülmektedir. Fakat, 1.uçuş noktasına göre yanma odası verim değerlerinin daha yüksek olduğu, böylece irtifa arttıkça ekserji yıkımının azaldığı ortaya çıkmaktadır. Yanma odası JP8 yakıt kullanımında %56,10 ile en yüksek verime sahipken, %100 biyoyakıt kullanımı sırasında %48,07 değeri ile en düşük ekserji verimine sahiptir.



Şekil 4.16. *2.uçuş noktası için komponent ekserji verimlerinin yakıtlara göre değişimi*

3.uçuş noktası, M=0,8, İrtifa= 5000 m

3.uçuş noktası için yapılan ekserji hesaplamalarından her bir yakıt için elde edilen sonuçlar aşağıdaki şekillerde verilmiştir.

Tablo 4.64. *B20 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	17,7	17,77	0	-
Kompresör	85,24	101,70	16,46	83,82
Yanma Odası	335,68	621,54	285,86	54,00
Türbin	102,85	107,31	4,47	95,84
Egzoz Lülesi	330,57	331,38	0,81	99,75

Tablo 4.65. *B40 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	17,7	17,77	0	-
Kompresör	85,24	101,70	16,46	83,81
Yanma Odası	335,86	628,85	292,99	53,41
Türbin	102,80	107,29	4,49	95,81
Egzoz Lülesi	330,76	331,57	0,81	99,75

Tablo 4.66. *B60 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	17,7	17,77	0	-
Kompresör	85,25	101,71	16,46	83,82
Yanma Odası	337,21	664,91	327,71	50,71
Türbin	102,97	107,5	4,53	95,79
Egzoz Lülesi	331,90	332,72	0,82	99,75

Tablo 4.67. *B80 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	17,77	17,77	0	-
Kompresör	85,25	101,71	16,46	83,82
Yanma Odası	337,35	672,17	334,82	50,19
Türbin	102,77	107,33	4,56	95,75
Egzoz Lülesi	332,22	333,04	0,82	99,75

Tablo 4.68. *B100 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

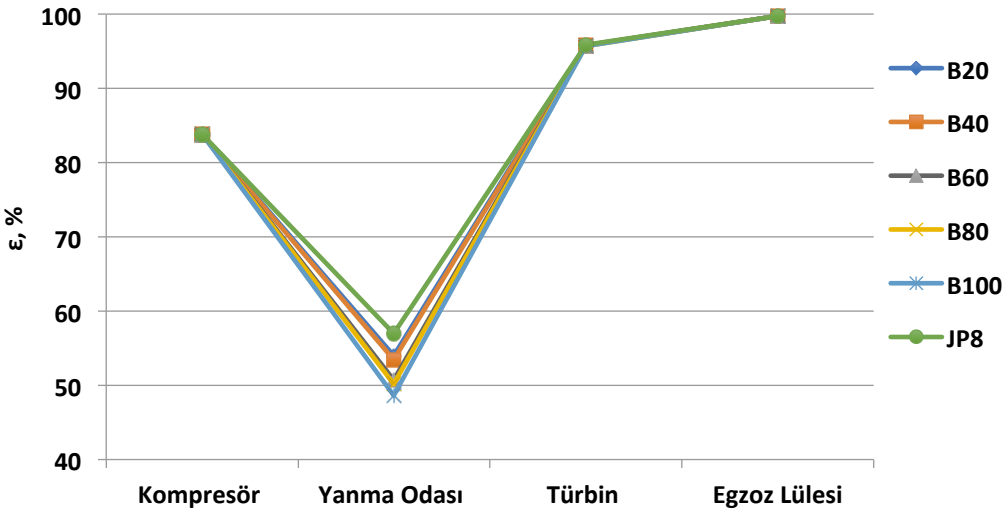
Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	17,77	17,77	0	-
Kompresör	85,25	101,71	16,46	83,82
Yanma Odası	338,61	696,08	357,48	48,64
Türbin	102,95	107,52	4,57	95,75
Egzoz Lülesi	333,29	334,11	0,82	99,75

Tablo 4.69. *JP8 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	17,77	17,77	0	-
Kompresör	85,25	101,71	16,46	83,82
Yanma Odası	335,72	589,23	253,51	56,98
Türbin	102,77	107,13	4,36	95,93
Egzoz Lülesi	330,79	331,60	0,81	99,76

3.uçuş noktası yapılan hesaplamaların sonuçları incelendiğinde, yanma odasının en düşük verime sahip komponent olduğu görülmektedir. Fakat, 1. ve 2. uçuş noktalarına göre yanma odası verim değerlerinin daha yüksek olduğu, böylece irtifa ve uçuş hızı arttıkça ekserji yıkımının azaldığı ortaya çıkmaktadır. Yanma odası JP8 yakıt kullanımında %56,98 ile en yüksek verime sahipken, %100 biyoyakıt kullanımı

sırasında %48,64 değeri ile en düşük ekserji verimine sahiptir. Uçuş hızının etkisi hava alığındaki ekserji değerlerinde de görülmektedir.



Şekil 4.17. *3.uçuş noktası için komponent ekserji verimlerinin yakıtlara göre değişimi*

4.uçuş noktası, M=0,8, İrtifa= 0 m

4.uçuş noktası için yapılan ekserji hesaplamalarından her bir yakıt için elde edilen sonuçlar aşağıdaki şekillerde verilmiştir.

Tablo 4.70. *B20 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	32,64	32,64	0	-
Kompresör	130,25	156,84	26,59	83,05
Yanma Odası	426,57	856,10	429,53	49,83
Türbin	158,50	165,97	7,47	95,50
Egzoz Lülesi	421,99	423,49	1,49	99,65

Tablo 4.71. *B40 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	32,64	32,64	0	-
Kompresör	130,25	156,83	26,59	83,05
Yanma Odası	426,84	869,15	442,31	49,11
Türbin	158,44	165,96	7,52	95,47
Egzoz Lülesi	422,27	423,77	1,50	99,65

Tablo 4.72. *B60 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	32.64	32,64	0	-
Kompresör	130,24	156,82	26,59	83,05
Yanma Odası	428,24	916,19	487,96	46,74
Türbin	158,65	166,21	7,56	95,45
Egzoz Lülesi	423,39	424,89	1,50	99,65

Tablo 4.73. *B80 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	32,64	32,64	0	-
Kompresör	130,22	156,80	26,58	83,04
Yanma Odası	428,26	920,99	492,73	46,50
Türbin	158,38	165,99	7,61	95,42
Egzoz Lülesi	423,62	425,12	1,50	99,65

Tablo 4.74. *B100 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

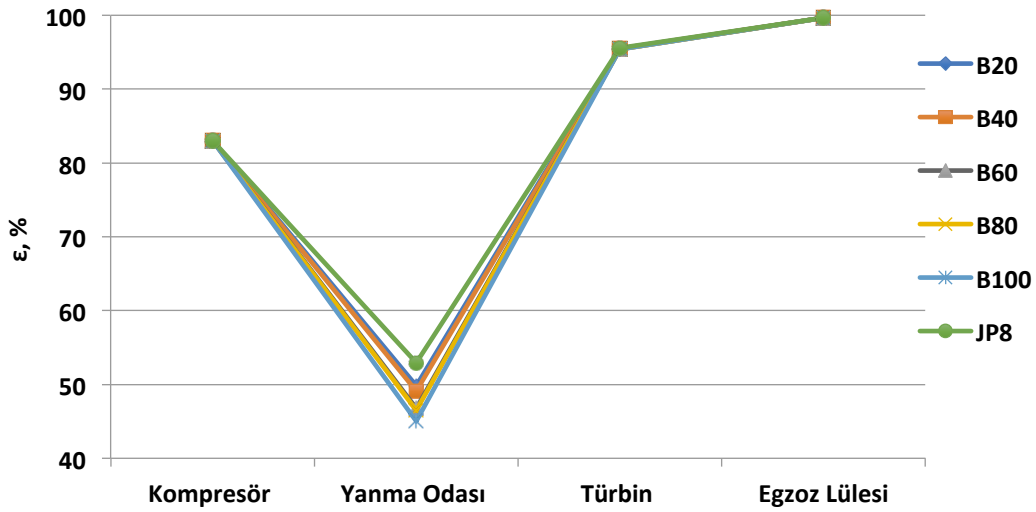
Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	32,64	32,64	0	-
Kompresör	130,21	156,79	26,58	83,04
Yanma Odası	429,63	954,23	524,59	45,02
Türbin	158,61	166,23	7,63	95,42
Egzoz Lülesi	424,75	426,25	1,51	99,65

Tablo 4.75. *JP8 için motor komponentleri ekserji sonuçları*

Komponent	$\dot{E}x_P$, (kW)	$\dot{E}x_F$, (kW)	$\dot{E}x_D$, (kW)	ε, (%)
Hava Alığı	32,64	32,64	0	-
Kompresör	130,24	156,83	26,59	83,05
Yanma Odası	426,55	805,75	379,20	52,94
Türbin	158,40	165,71	7,30	95,59
Egzoz Lülesi	422,23	423,72	1,49	99,65

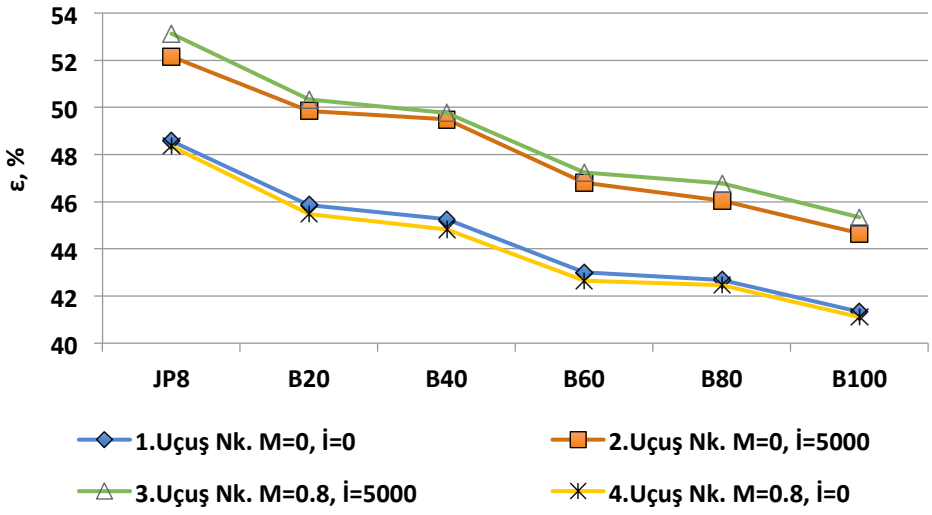
4.uçuş noktası yapılan hesaplamaların sonuçları incelendiğinde, yanma odasının diğer uçuş noktalarında olduğu gibi düşük verime sahip komponent olduğu görülmektedir. Fakat, 1., 2. ve 3. uçuş noktalarına göre yanma odası verim değerlerinin daha düşük olduğu, böylece düşük irtifa ve yüksek uçuş hızında ekserji yıkımının arttığı ortaya çıkmaktadır. Yanma odası JP8 yakıt kullanımında %52,94 ile en yüksek verime sahipken, %100 biyoyakıt kullanımı sırasında %45,02 değeri ile en düşük ekserji

verimine sahiptir. Hava alığında giriş ve çıkış şartlarının eşit olması, yakıt ve ürün ekserji değerlerinin de aynı olmasına neden olmuştur. Bu nedenle hava alığı verim hesaplamasında dikkate alınmamıştır.



Şekil 4.18. *4.uçuş noktası için komponent ekserji verimlerinin yakıtlara göre değişimi*

Tüm uçuş noktaları için motor ekserji verimi değeri değişimi incelendiğinde, deniz seviyesi irtifasında motorun ekserji veriminin daha düşük olduğu, buna karşılık yüksek irtifada verimin daha yüksek olduğu görülmektedir. Referans koşullarının ortam koşullarının alınması ve irtifa artışı ile birlikte ortam sıcaklık ve basınç değerlerinin azalması, yakıt tüketim değerlerinin de daha düşük olması nedeniyle ekserji veriminin daha yüksek olduğu görülmektedir. Yine aynı irtifa şartları için uçuş hızı değişimlerine bakıldığında, deniz seviyesi irtifası için uçuş hızının artması ekserji veriminin az da olsa düşmesine neden olmaktadır. Diğer yandan, 5000 m irtifa koşulları için ise uçuş hızının artması ekserji veriminin artmasına neden olmaktadır.



Şekil 4.19. *Motor ekserji veriminin yakıtlara ve uçuş zarfına göre değişimi*

4.6. Sürdürülebilirlik Analizleri

4.6.1. Eksergoekonomi analizleri

Ekserji analizinden elde edilen performans sonuçlarının ekonomik açıdan da etkilerinin incelenmesi ve komponent seviyesinde karşılaştırma yapılabilmesi amacıyla turbojet motor için komponent seviyesinde eksergoekonomi analizi yapılmıştır. Öncelikle her bir komponent için Tablo 4.51'e göre eksergoekonomi denge denklemleri aşağıdaki şekilde oluşturulmuştur.

Hava alığı:

$$\dot{C}_1 - \dot{C}_2 + \dot{Z}_{ha}^{T} = 0 \tag{4.20}$$

ya da

$$c_1\dot{E}_1 - c_2\dot{E}_2 + \dot{Z}_{ha}^{T} = 0 \tag{4.21}$$

Kompresör:

$$\dot{C}_2 + \dot{C}_{W,cm} - \dot{C}_3 + \dot{Z}_{cm}^{T} = 0 \tag{4.22}$$

ya da

$$c_2\dot{E}x_2 + c_w\dot{W}_{cm} - c_3\dot{E}x_3 + \dot{Z}^T_{cm} = 0 \tag{4.23}$$

Yanma Odası:

$$\dot{C}_F + \dot{C}_3 - \dot{C}_4 + \dot{Z}^T_{cc} = 0 \tag{4.24}$$

ya da

$$c_f\dot{E}x_f + c_3\dot{E}x_3 - c_4\dot{E}x_4 + \dot{Z}^T_{cc} = 0 \tag{4.25}$$

Türbin:

$$\dot{C}_4 - \dot{C}_{W,tur} - \dot{C}_5 + \dot{Z}^T_{tur} = 0 \tag{4.26}$$

ya da

$$c_4\dot{E}x_4 - c_w\dot{W}_{tur} - c_5\dot{E}x_5 + \dot{Z}^T_{tur} = 0 \tag{4.27}$$

ve P kuralına göre

$$c_4 = c_5 \tag{4.28}$$

Egzoz lülesi:

$$\dot{C}_5 - \dot{C}_7 + \dot{Z}^T_{noz} = 0 \tag{4.29}$$

ya da

$$c_5\dot{E}x_5 - c_7\dot{E}x_7 + \dot{Z}^T_{noz} = 0 \tag{4.30}$$

Eksergoekonomi denge denklemleri bir dizi lineer denklem sistemi oluşturmaktadır. Maliyet oranlarının hesaplanabilmesi için aşağıdaki şekilde bir matris oluşturulmuştur:

$$[\dot{E}x_k]X[c_k] = [\dot{Z}_k] \tag{4.31}$$

Burada; $[\dot{E}x_k]$ ekserji hesaplamalarından elde edilen ekserji-oran matrisi, $[\dot{Z}_k]$ ekonomik analizden elde edilen komponentin toplam maliyet vektörü ve $[c_k]$ özgül

maliyet vektörüdür. Ekonomik analiz için ise varsayılan ekonomik parametreler ise Tablo 4.76'da verilmiştir.

Tablo 4.76. *Ekonomi analizi için girdi parametreleri*

Parametre	**Değer**
CIC	10000 $
OM	400 $ / yıl
i	%10
j	%15
n	10 yıl
τ	25 saat
PR (JP8, Biyoyakıt)	1 $ / lt

Komponentlerin yatırım maliyetleri ile seviyelendirilmiş maliyet oranları ise Tablo 4.77'de verilmiştir.

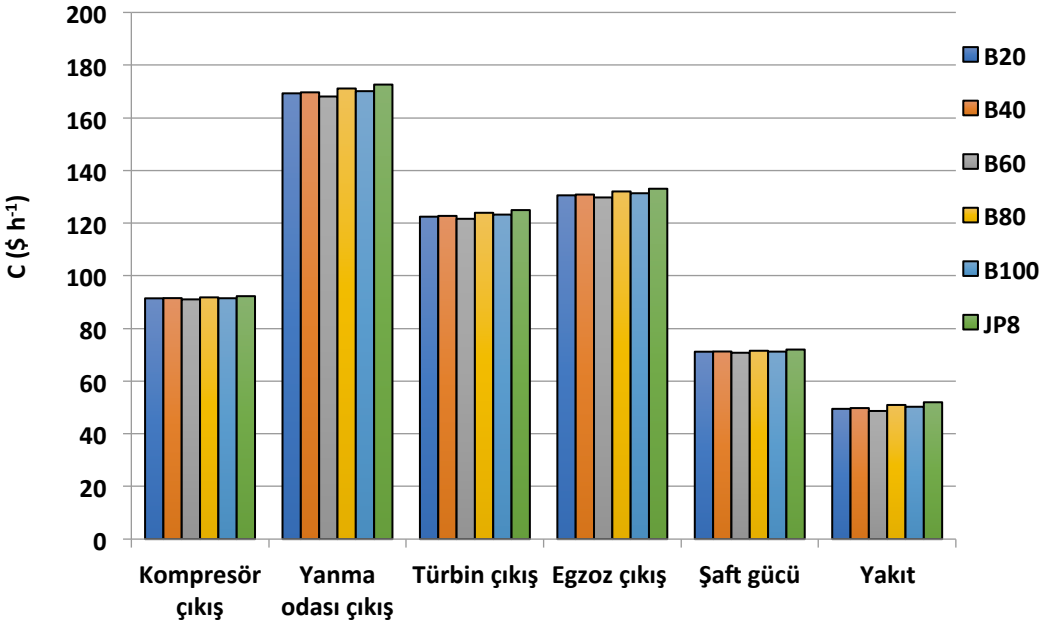
Tablo 4.77. *Turbojet motor komponentlerinin ekonomik parametreleri*

Komponent	**PEC_k ($)**	**$\dot{Z}_k^{CIC}$($/h)**	**$\dot{Z}_k^{OM}$ ($/h)**	**$\dot{Z}_k^{T}$ ($/h)**
Hava alığı	500	3,25	0,8	4,05
Kompresör	2000	13,02	3,2	16,22
Yanma odası	3500	22,78	5,6	28,38
Türbin	3000	19,53	4,8	24,33
Egzoz lülesi	1000	6,51	1,6	8,11
Turbojet motor	10000	65,1	16	81,1

Ekonomik parametrelere göre farklı uçuş koşulları için yapılan eksergoekonomi analizleri ile de turbojet motorun ekonomik performansı elde edilmiştir.

1.uçuş noktası, M=0, İrtifa=0 m

1.uçuş noktası için yapılan ekserji ve eksergoekonomi hesaplamalarından her bir yakıt için elde edilen sonuçlar aşağıdaki şekillerde verilmiştir. Bu uçuş noktasında referans koşullar ile hava alığındaki sıcaklık / basınç değerleri aynı olduğu için maliyet hesabında hava alığı giriş ve çıkış noktaları dikkate alınmamıştır.

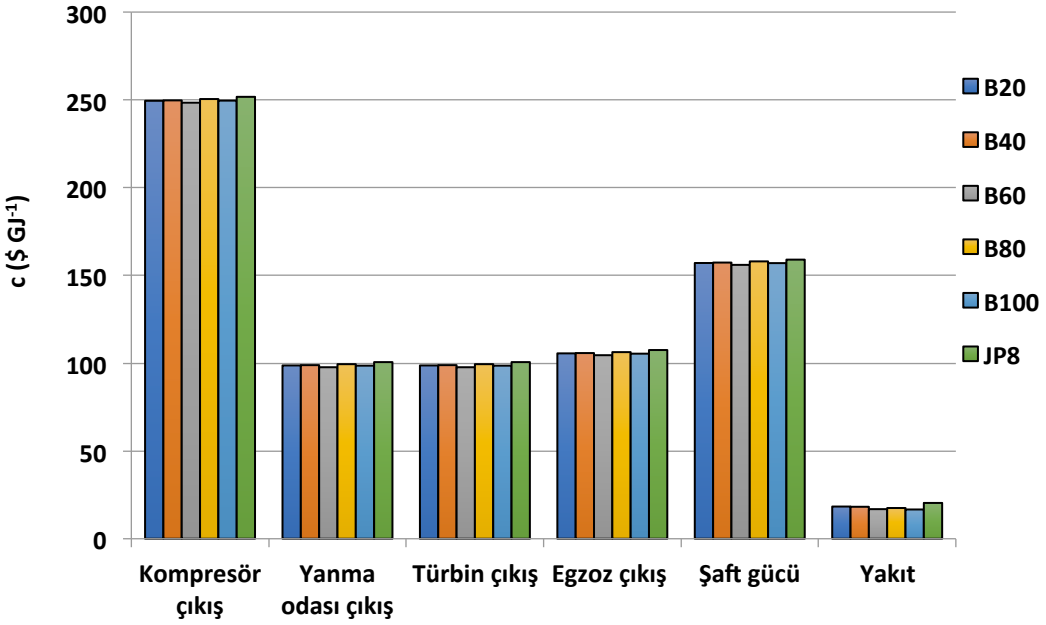


Şekil 4.20. *1.uçuş noktası için motor komponentleri maliyet oranları*

Grafiğe bakıldığında, tüm yakıtlar için geçerli olarak en yüksek maliyet oranının yanma odası çıkışında olduğu görülmektedir. Bu noktada yüksek olmasının en önemli sebebi ise yanma odası komponent maliyetinin daha yüksek olması ile yakıt maliyetinin etkisinin eklenmesidir. En düşük maliyet oranı yine tüm yakıtlar için yakıt maliyeti olmaktadır. Yakıtlara göre değişim incelendiğinde ise, en yüksek maliyet oranının JP8 yakıt kullanımı sırasında olduğu görülmektedir. Yoğunluğun düşük olması nedeniyle, yakıt maliyetinin kütlesel olarak daha fazla olması JP8 yakıtın maliyetinin yüksek olmasına neden olmaktadır. Yakıt maliyet oranlarına bakıldığında JP8 için maliyet 51,98 \$ h^{-1}, en düşük maliyet ise 48,67 \$ h^{-1} ile B60 yakıtında elde edilmiştir. Fakat, yoğunluk değerleri ve motorda tüketim farklarının az olması B20, B40 ve B60 yakıtları için maliyet oranları da birbirine çok yakındır.

Diğer önemli bir ekonomik gösterge olan özgül maliyet sonuçları incelendiğinde ise (Bkz. Şekil 4.21), kompresör çıkışında özgül maliyetlerin en yüksek değerde olduğu görülmektedir. En düşük özgül maliyeti ise Şekil 4.20'ye benzer şekilde yakıt maliyetlerinde elde edilmektedir. Yanma odası çıkışında maliyet oranının en yüksek olmasına rağmen, özgül maliyet değerleri incelendiğinde diğer komponentlere göre daha düşük değerlerde kaldığı görülmektedir. Farklı yakıtlara göre incelendiğinde ise, JP8 yakıt kullanımında tüm komponentler için en yüksek özgül maliyet elde

edilmektedir. Yakıt maliyet değerlerine bakıldığında JP8 için özgül maliyet 20,4 \$ GJ^{-1} olurken, en düşük özgül maliyet ise 16,7 \$ GJ^{-1} B100 için elde edilmiştir.

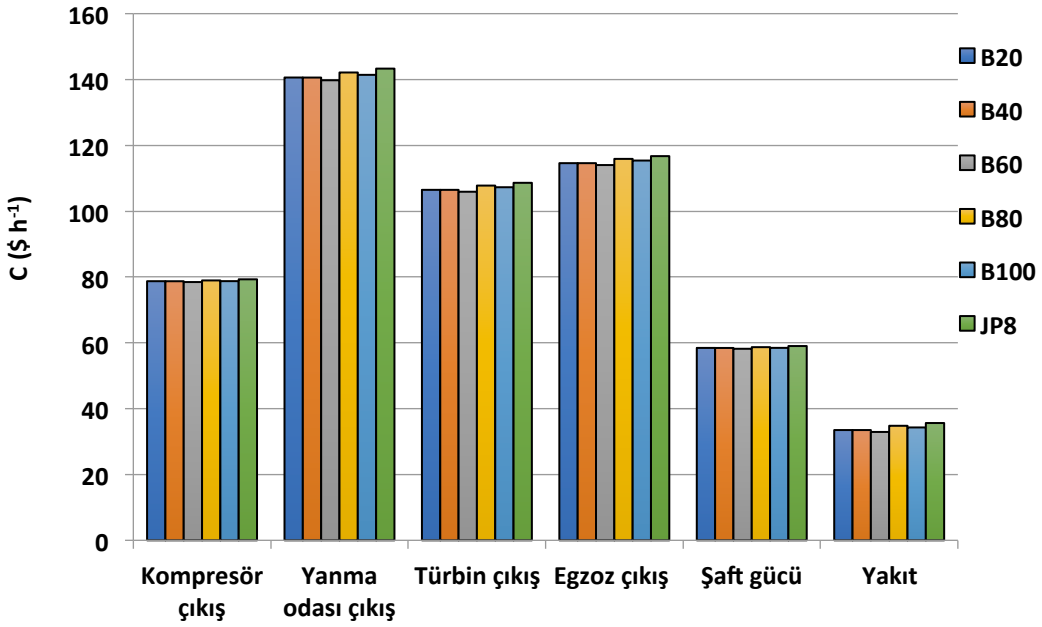


Şekil 4.21. *1.uçuş noktası için motor komponentleri özgül maliyetleri*

2.uçuş noktası, M=0, İrtifa=5000 m

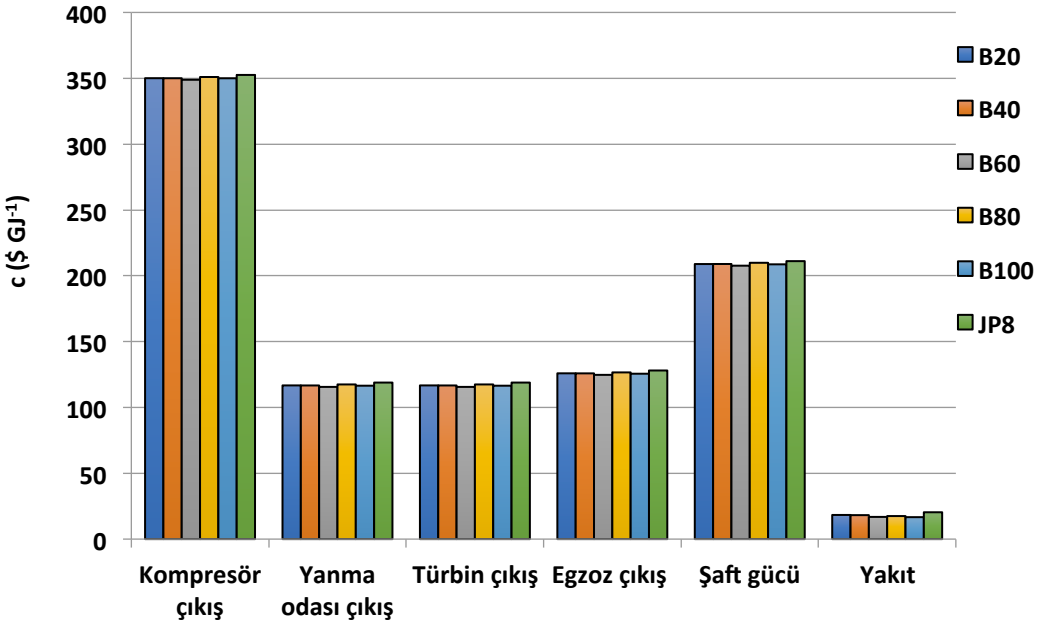
2.uçuş noktası için yapılan ekserji ve eksergoekonomi hesaplamalarından her bir yakıt için elde edilen sonuçlar aşağıdaki şekillerde verilmiştir. Bu uçuş noktasında referans koşullar ile hava alığındaki sıcaklık / basınç değerleri aynı olduğu için maliyet hesabında hava alığı giriş ve çıkış noktaları dikkate alınmamıştır.

Şekil 4.22'ye bakıldığında, tüm yakıtlar için geçerli olarak en yüksek maliyet oranının yanma odası çıkışında olduğu görülmektedir. Bu noktada yüksek olmasının en önemli sebebi ise yanma odası komponent maliyetinin daha yüksek olması ile yakıt maliyetinin etkisinin eklenmesidir. En düşük maliyet oranı yine tüm yakıtlar için yakıt maliyeti olmaktadır. Yakıtlara göre değişim incelendiğinde ise, en yüksek maliyet oranının JP8 yakıt kullanımı sırasında olduğu görülmektedir. Yoğunluğun düşük olması nedeniyle, yakıt maliyetinin kütlesel olarak daha fazla olması JP8 yakıtın maliyetinin yüksek olmasına neden olmaktadır. Yakıt maliyet oranlarına bakıldığında JP8 için maliyet 36,64 \$ h^{-1}, en düşük maliyet ise 32,93 \$ h^{-1} ile B60 yakıtında elde edilmiştir. Fakat, yoğunluk değerleri ve motorda tüketim farklarının az olması B20, B40 ve B60 yakıtları için maliyet oranları da birbirine çok yakındır.



Şekil 4.22. *2.uçuş noktası için motor komponentleri maliyet oranları*

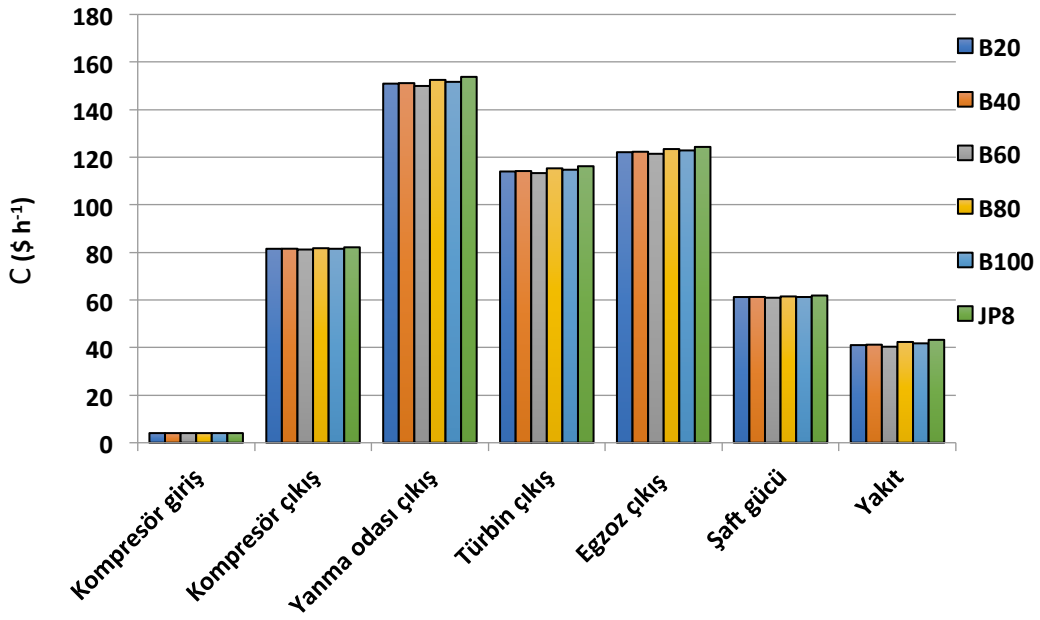
Özgül maliyet sonuçları incelendiğinde ise (Bkz. Şekil 4.23), kompresör çıkışında özgül maliyetlerin en yüksek değerde olduğu görülmektedir. En düşük özgül maliyet ise Tablo 4.20'ye benzer şekilde yakıt maliyetlerinde elde edilmektedir. Yanma odası çıkışında maliyet oranının en yüksek olmasına rağmen, özgül maliyet değerleri incelendiğinde diğer komponentlere göre daha düşük değerlerde kaldığı görülmektedir. Farklı yakıtlara göre incelendiğinde ise, JP8 yakıt kullanımında tüm komponentler için en yüksek özgül maliyet elde edilmektedir. Yakıt maliyet değerlerine bakıldığında JP8 için özgül maliyet 20,4 \$ GJ^{-1} olurken, en düşük özgül yakıt maliyet ise 16,7 \$ GJ^{-1} B100 için elde edilmiştir. Bu değerler 1.uçuş noktası ile aynıdır.



Şekil 4.23. *2.uçuş noktası için motor komponentleri özgül maliyetleri*

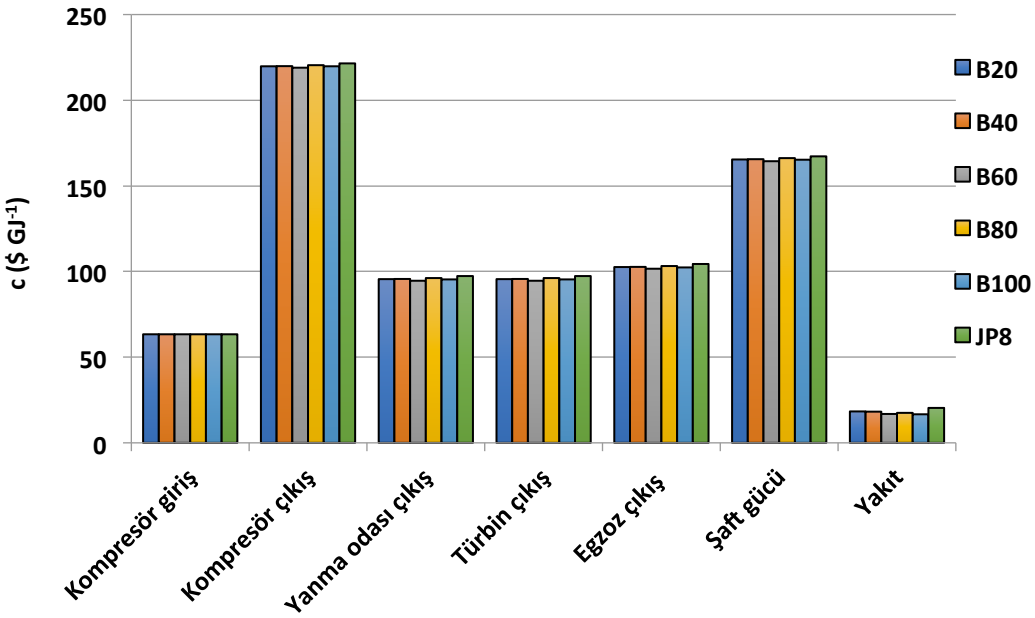
3.uçuş noktası, M=0,8, İrtifa= 5000 m

3.uçuş noktası için yapılan ekserji ve eksergoekonomi hesaplamalarından her bir yakıt için elde edilen sonuçlar aşağıdaki şekillerde verilmiştir. Bu uçuş noktasında referans koşullar ile hava alığındaki sıcaklık / basınç değerleri farklı olduğu için maliyet hesabında hava alığı giriş ve çıkış noktaları hesaba katılmıştır.



Şekil 4.24. *3.uçuş noktası için motor komponentleri maliyet oranları*

Şekil 4.24'e bakıldığında, tüm yakıtlar için geçerli olarak en yüksek maliyet oranının yine yanma odası çıkışında olduğu görülmektedir. Diğer uçuş noktaları ile karşılaştırıldığında, bu uçuş noktasında yanma odası çıkışındaki maliyetin daha yüksek olduğu görülmektedir. En düşük maliyet oranı yine tüm yakıtlar için yakıt maliyeti olmakla birlikte, 1.uçuş noktasına göre daha düşük fakat 2.uçuş noktasına göre ise daha yüksek maliyet oranları elde edilmiştir. Yakıtlara göre değişim incelendiğinde ise, en yüksek maliyet oranının yine JP8 yakıt kullanımı sırasında olduğu görülmektedir. Yakıt maliyet oranlarının kendi aralarındaki değerlerine bakıldığında JP8 için maliyet 43,26 \$ h^{-1}, en düşük maliyet ise 40,37 \$ h^{-1} ile B60 yakıtında elde edilmiştir.

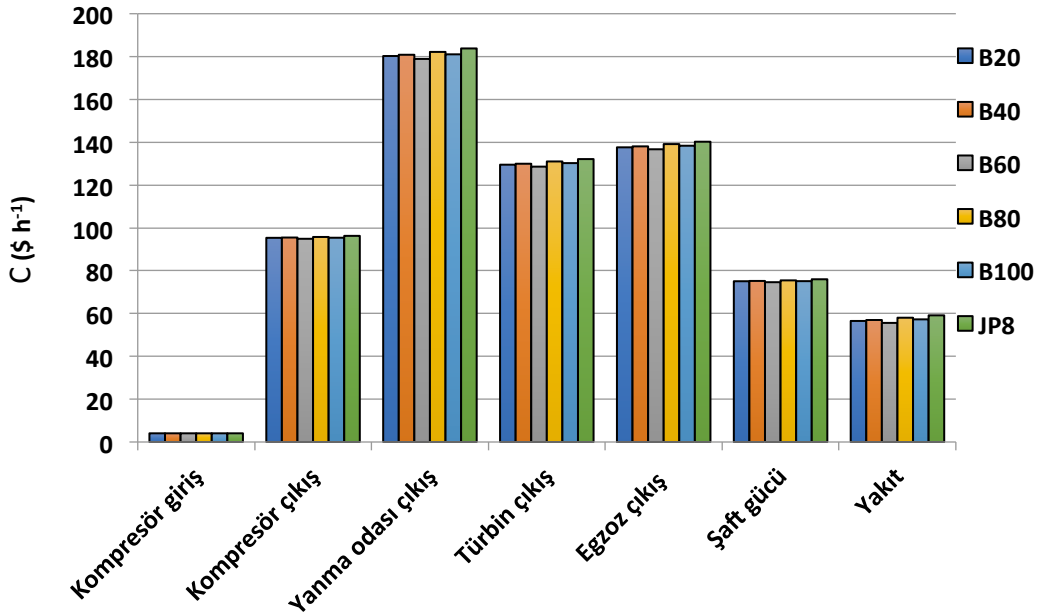


Şekil 4.25. *3.uçuş noktası için motor komponentleri özgül maliyetleri*

Özgül maliyet sonuçları incelendiğinde ise (Bkz. Şekil 4.25), kompresör çıkışında özgül maliyetlerin en yüksek değerde olduğu görülmektedir. En düşük özgül maliyet ise diğer uçuş noktalarına benzer şekilde yakıt maliyetleri için elde edilmektedir. Yanma odası çıkışında maliyet oranının en yüksek olmasına rağmen, özgül maliyet değerleri incelendiğinde diğer komponentlere göre daha düşük değerlerde kaldığı görülmektedir. Farklı yakıtlara göre incelendiğinde ise, JP8 yakıt kullanımında tüm komponentler için en yüksek özgül maliyet elde edilmektedir. Yakıt maliyet değerlerine bakıldığında diğer uçuş noktaları ile aynı şekilde JP8 için özgül maliyet 20,4 \$ GJ^{-1} olurken, en düşük özgül yakıt maliyeti ise 16,7 \$ GJ^{-1} B100 için elde edilmiştir.

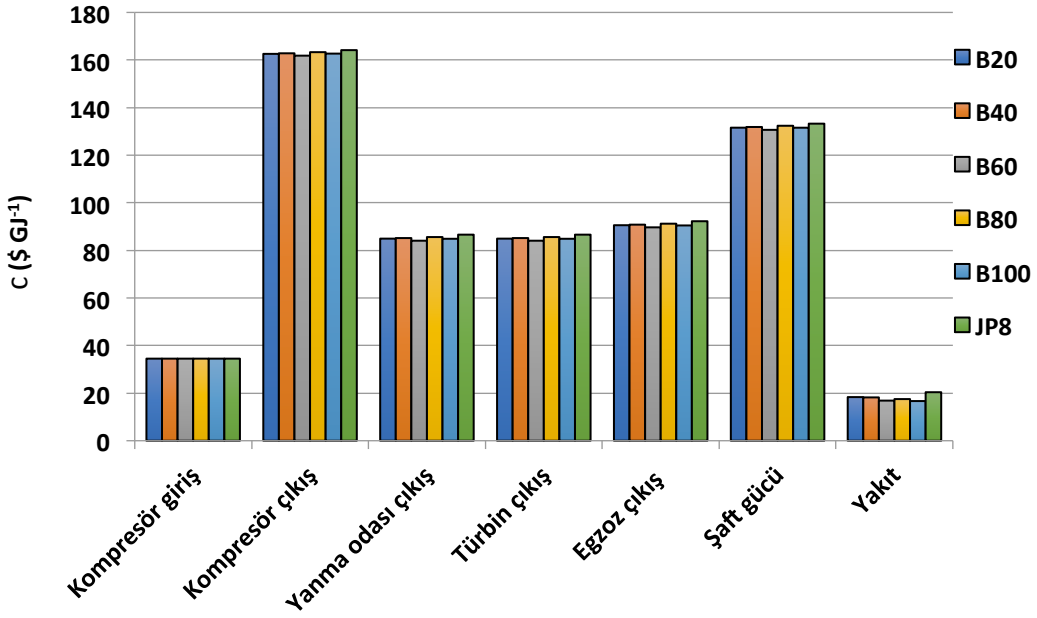
4.uçuş noktası, M=0,8, İrtifa= 0 m

4.uçuş noktası için yapılan ekserji ve eksergoekonomi hesaplamalarından her bir yakıt için elde edilen sonuçlar aşağıdaki şekillerde verilmiştir. Bu uçuş noktasında referans koşullar ile hava alığındaki sıcaklık / basınç değerleri farklı olduğu için maliyet hesabında hava alığı giriş ve çıkış noktaları hesaba katılmıştır.



Şekil 4.26. *4.uçuş noktası için motor komponentleri maliyet oranları*

Şekil 4.26 incelendiğinde, tüm yakıtlar için geçerli olarak en yüksek maliyet oranını diğer tüm uçuş noktalarında olduğu gibi yanma odası çıkışında olduğu görülmektedir. En düşük maliyet oranı yine tüm yakıtlar için yakıt maliyeti olmakla birlikte, diğer 3 uçuş noktasına göre daha yüksek maliyet oranları elde edilmiştir. Benzer şekilde, yanma odası çıkışındaki maliyet oranı tüm uçuş noktaları arasında en yüksek değerdedir. Bu istasyonda sırasıyla en yüksek ve en düşük olarak, JP8 yakıt için 183,83 \$ h^{-1} ve B60 için 178,93 \$ h^{-1} değerleri elde edilmiştir. Yakıtlara göre değişim incelendiğinde ise, en yüksek maliyet oranının yine JP8 yakıt kullanımı sırasında olduğu görülmektedir. Yakıt maliyet oranlarının kendi aralarındaki değerlerine bakıldığında JP8 için maliyet 59,16 \$ h^{-1}, en düşük maliyet ise 55,63 \$ h^{-1} ile B60 yakıtında elde edilmiştir.



Şekil 4.27. *4.uçuş noktası için motor komponentleri özgül maliyetleri*

Özgül maliyet sonuçları incelendiğinde ise (Bkz. Şekil 4.27), kompresör çıkışında özgül maliyetlerin en yüksek değerde olduğu görülmektedir. Fakat sonuçlardan da görülebileceği üzere diğer uçuş noktalarına göre en düşük özgül maliyet değerleri elde edilmiştir. Sırasıyla en yüksek ve en düşük özgül maliyetleri JP8 yakıt için 164,20 $ GJ^{-1} ve B60 için 161,88 $ GJ^{-1} olarak elde edilmiştir. En düşük özgül maliyet ise diğer uçuş noktalarına benzer şekilde yakıt maliyetleri için elde edilmektedir. Yanma odası çıkışında maliyet oranının en yüksek olmasına rağmen, özgül maliyet değerleri incelendiğinde diğer komponentlere göre daha düşük değerlerde kaldığı görülmektedir. Farklı yakıtlara göre karşılaştırma yapıldığında ise, JP8 yakıt kullanımında tüm komponentler için en yüksek özgül maliyet elde edilmektedir. Yakıt maliyet değerleri diğer uçuş noktaları ile aynı değerlerdedir.

4.6.1.1. *Eksergoekonomik performans parametreleri*

Sürdürülebilirlik açısından motor komponentlerinin çevresel performanslarına göre iyileştirme potansiyellerinin değerlendirilebilmesi ve eniyilemesi için, bazı eksergoçevresel parametreler kullanılmaktadır.

- Görece özgül maliyet farkı; özgül maliyetlerin ürün ve yakıt prensibine göre belirlenmesi ve göreceli farklarının sonucu, bir komponentin maliyet etkisinin ne kadar azaltılabileceği olasılığını göstermektedir.

$$r_{co,k} = \frac{c_{P,k} - c_{F,k}}{c_{F,k}} \tag{4.32}$$

Burada; $c_{P,k}$ ürün özgül maliyeti, $c_{F,k}$ ise yakıt özgül maliyetidir ve ekserji analizindeki gibi hesaplanmaktadır.

$$c_{P,k} = \dot{C}_{P,k} \Big/ \dot{E}x_{P,k} \tag{4.33}$$

ve

$$c_{F,k} = \dot{C}_{F,k} \Big/ \dot{E}x_{F,k} \tag{4.34}$$

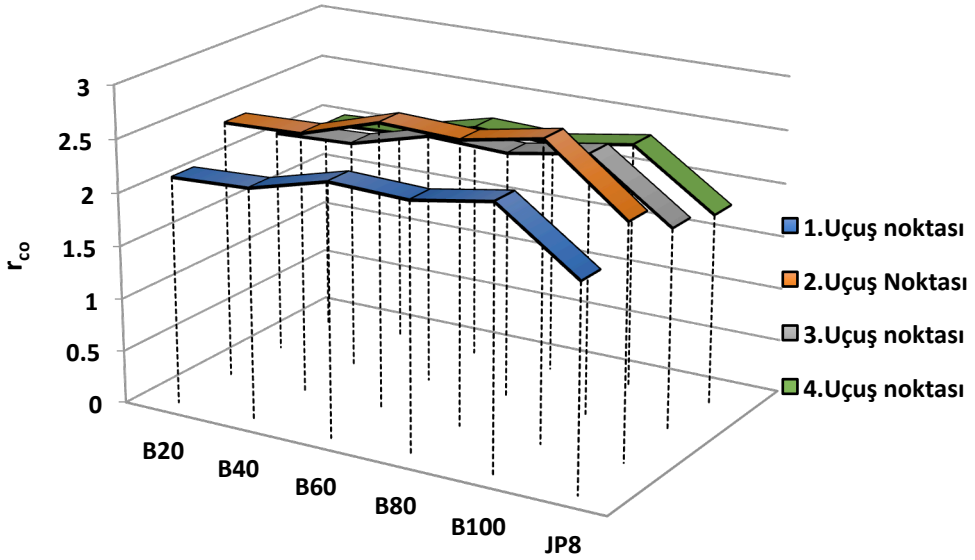
- Eksergoekonomik faktör; komponentte yatırım ve işletmenin neden olduğu maliyet artışını toplam maliyet artışı karşılaştırılarak, komponentle ilgili ($\dot{Z}_k$) toplam maliyetlerin komponentin oluşturduğu çevresel etkideki katkısı / oranı belirlenebilmektedir.

$$f_{co,k} = \frac{\dot{Z}_k^T}{\dot{Z}_k^T + \dot{C}_{D,k}} \tag{4.35}$$

Burada; $\dot{C}_{D,k}$ komponentteki ekserji yıkımının maliyetidir.

$$\dot{C}_{D,k} = c_{F,k} \dot{E}x_{D,k} \tag{4.36}$$

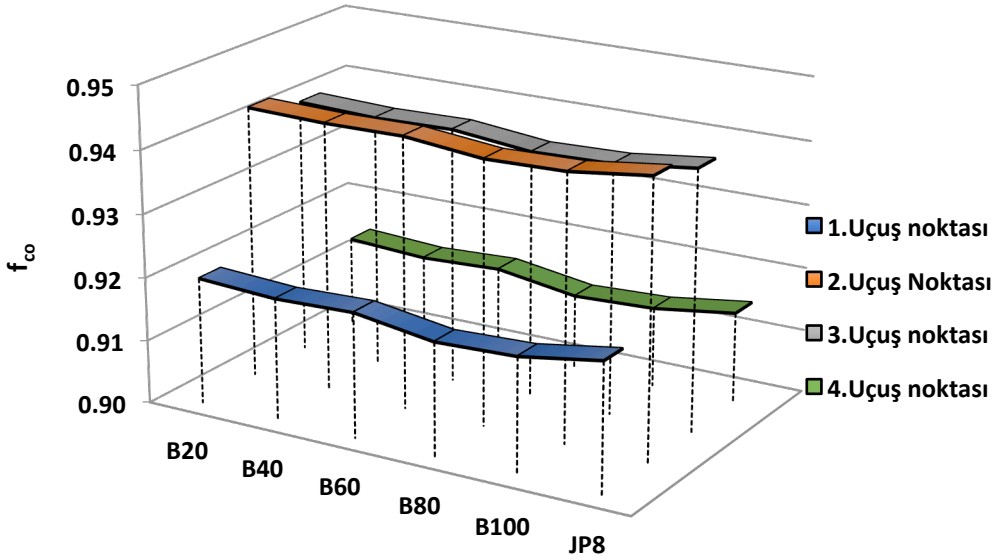
Sürdürülebilirlik analiz sonuçlarına göre tüm yakıtlar ve uçuş noktaları için en yüksek görece özgül maliyet farkı yanma odası komponenti için elde edilmiştir. Yüksek ekserji yıkım değerleri görece özgül maliyet farkının da yüksek olmasına neden olmaktadır.



Şekil 4.28. *Yanma odası için görece özgül maliyet farkı*

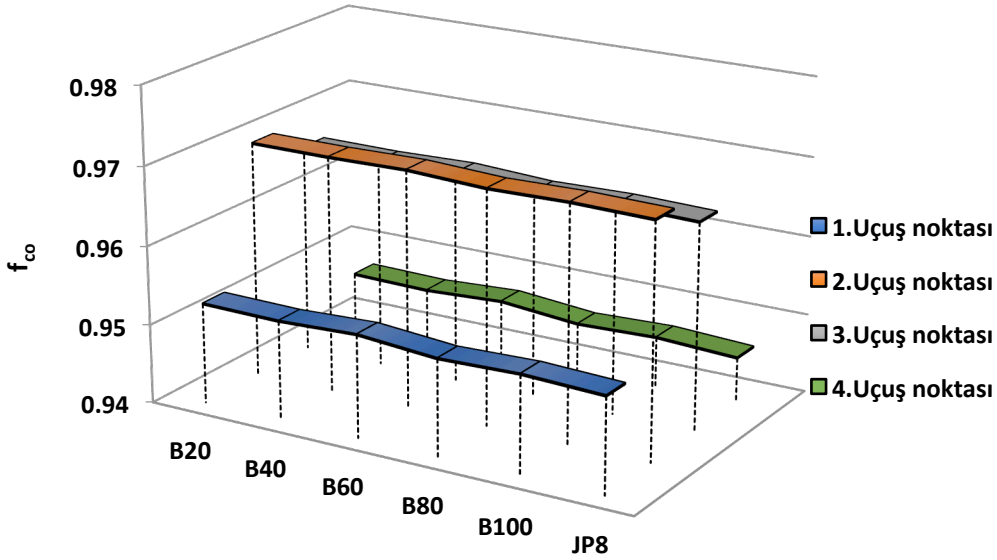
Görece özgül maliyet farkının (r_{co}) diğer komponentlere yada koşullara göre göreceli olarak yüksek olması, ilgili komponentin maliyetinin bu parametre değerinin daha düşük olduğu diğer komponent / koşullara göre daha fazla maliyet düşürme olasılığına sahip olduğunu göstermektedir. Buna göre Şekil 4.28 incelendiğinde , yanma odası komponentinin görece özgül maliyet farkı değeri 2. uçuş noktasında diğer uçuş noktalarına göre daha yüksektir. Yakıtlara göre karşılaştırma yapıldığında, görece özgül çevresel etki farkı sonuçlarına benzer şekilde B100 yakıtı için r_c değeri en yüksek değeri almaktadır. Sonuç olarak, yanma odası komponentinin maliyetinin B100 yakıtı ile 2. uçuş noktasında, diğer yakıt ve uçuş koşullarına göre daha fazla maliyet düşürme olasılığına sahip olduğunu ortaya çıkmaktadır.

Diğer sürdürülebilirlik performans parametresi olan eksergoekonomik faktör sonuçlarına bakıldığında ise, en yüksek değerler türbin ve egzoz lülesi için elde edilmiştir. Genellikle 0,5 üzerindeki değerler için komponentin toplam maliyet oran üzerinde komponentle ilgili maliyetlerin önemli olduğu, 0,5'den düşük değerler için ise ekserji yıkım maliyetinin daha fazla hakim olduğu değerlendirilmektedir.

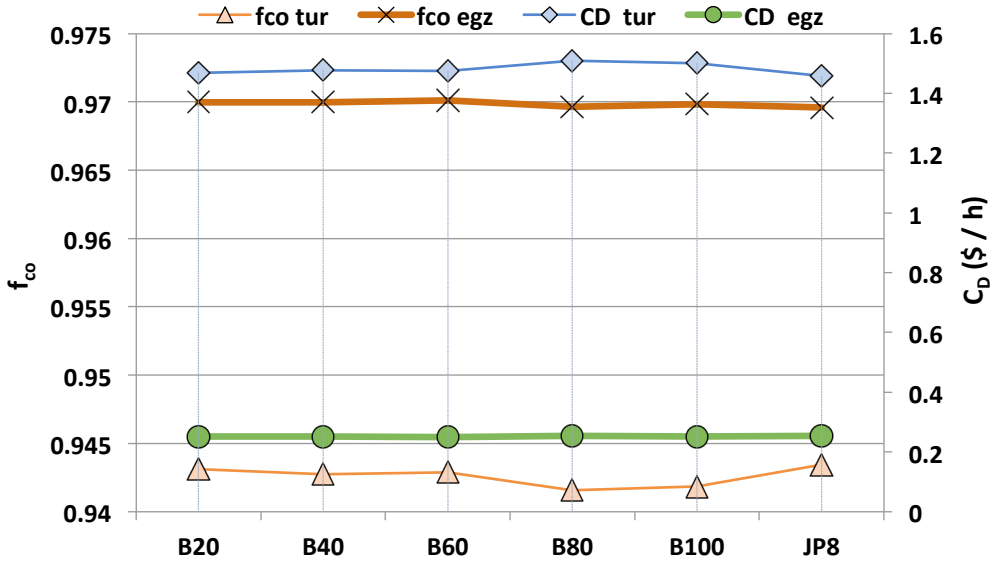


Şekil 4.29. *Türbin için eksergoekonomik faktör parametresi*

Şekil 4.29 ve Şekil 4.30'a göre tüm yakıtlar için türbin ve egzoz lülesi komponentlerinin 2.uçuş noktasında komponent maliyetlerinin toplam maliyet değerleri için en yüksek olduğu görülmektedir. Türbin ve egzoz lülesi ekserji yıkım değerleri incelendiğinde, 2. uçuş noktası için ekserji yıkım değerlerinin diğer uçuş noktalarına göre daha düşük olduğu görülmektedir. Farklı yakıtlar incelendiğinde ise, türbin komponentinde JP8 yakıtı için ekserji yıkım değerlerine benzer şekilde en yüksek maliyet değerleri elde edilmiştir. Egzoz lülesinde ise en yüksek eksergoekonomik faktör değerleri B60, B40 ve B20 için aynı seviyelerdedir. Diğer yandan, tüm çalışma zarfı ve yakıtlar için eksergoekonomik faktörün yüksek değerlerde olması, türbin ve egzoz lülesi komponent maliyetinin termodinamik verimsizlik maliyetlerine göre daha fazla olduğu ve komponentlerin toplam maliyetlerinin azaltılması için malzeme / üretim ile ilgili maliyetlerin azaltılması gerekmektedir.

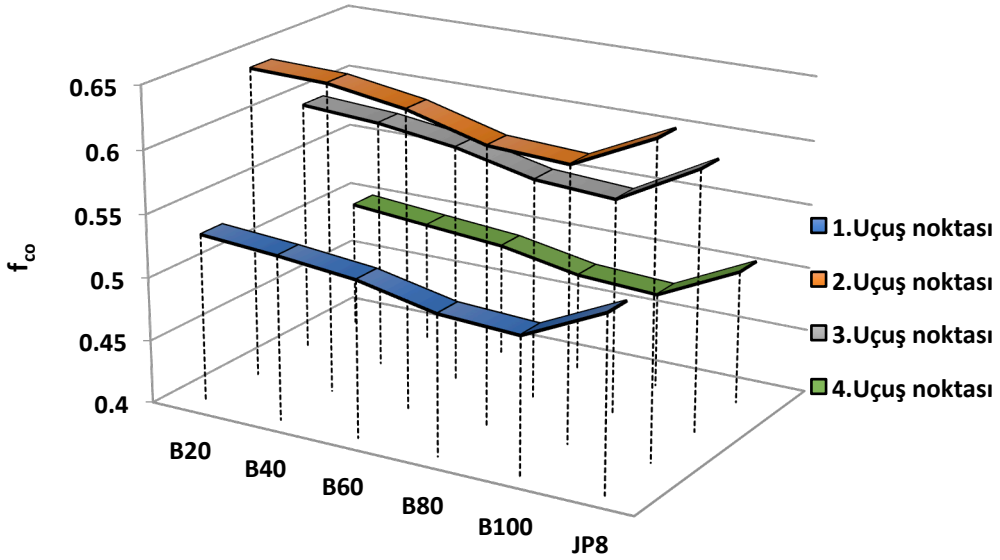


Şekil 4.30. *Egzoz lülesi için eksergoekonomik faktör parametresi*

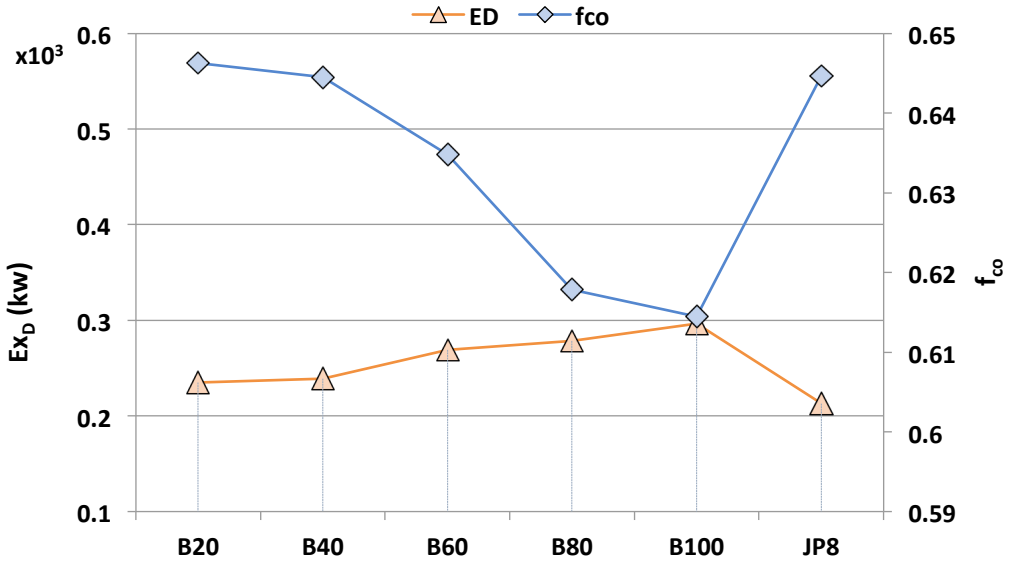


Şekil 4.31. *2.uçuş noktası için türbin ve egzoz lülesi ekserji yıkım maliyeti ve eksergoekonomik faktörün değişimi*

Yanma odası için eksergoekonomik faktör değişimi ise Şekil 4.32'de incelenmiştir. Buna göre 2.uçuş noktası için eksergoekonomik faktör değerleri en yüksek olmakta, böylece komponent maliyetinin bu uçuş noktası için termodinamik verimsizlik maliyetlerine göre daha fazla olduğu görülmektedir. Ayrıca B80 ve B100 yakıt kullanımında, eksergoekonomik faktör değeri tüm uçuş noktaları için diğer yakıtlara göre daha düşük olmaktadır. Bu noktalarda ekserji yıkım değerlerinin artmış olduğu değerlendirmesi yapılabilir ve Şekil 4.33'de bu ilişki görülebilir.



Şekil 4.32. *Yanma odası için eksergoekonomik faktör parametresi*



Şekil 4.33. *2.uçuş noktası için yanma odası ekserji yıkımı ve eksergoekonomik faktörün değişimi*

4.6.2. Eksergoçevresel analizler

Motor komponentlerinin eksergoçevresel analizi eksergoekonomi analizine benzer şekilde, her bir komponent için Tablo 4.51'e göre eksergoçevresel denge denklemlerinin oluşturulması ile başlamaktadır. Buna göre motor komponentleri için eksergoçevresel denge denklemleri aşağıda verilmektedir:

Hava alığı:

$$\dot{B}_1 - \dot{B}_2 + \dot{Y}_I = 0 \tag{4.37}$$

ya da

$$b_1 \dot{E}x_1 - b_2 \dot{E}x_2 + \dot{Y}_I = 0 \tag{4.38}$$

Kompresör:

$$\dot{B}_2 + \dot{B}_{W,cm} - \dot{B}_3 + \dot{Y}_{cm} = 0 \tag{4.39}$$

ya da

$$b_2 \dot{E}x_2 + b_w \dot{W}_{cm} - b_3 \dot{E}x_3 + \dot{Y}_{cm} = 0 \tag{4.40}$$

Yanma Odası:

$$\dot{B}_F + \dot{B}_3 - \dot{B}_4 + \dot{Y}_{cc} + \dot{B}_{cc}^{BF} = 0 \tag{4.41}$$

ya da

$$b_f \dot{E}x_f + b_3 \dot{E}x_3 - b_4 \dot{E}x_4 + \dot{Y}_{cc} + \dot{B}_{cc}^{BF} = 0 \tag{4.42}$$

Kimyasal reaksiyonun gerçekleştiği yanma odası için ayrıca hesaba katılan kirleticilerin etki oranı parametresi, tam yanma gerçekleştiği kabulüyle sadece CO_2 için hesaplanmıştır.

$$\dot{B}_{cc}^{BF} = b_{CO_2}^{PF}(\dot{m}_{CO_{2,o}} - \dot{m}_{CO_{2,in}}) \tag{4.43}$$

Burada; Eco-indicator 99 yöntemine göre $b_{CO_2}^{PF} = 23{,}6$ mPt kg^{-1} dır.

Türbin:

$$\dot{B}_4 - \dot{B}_{W,tur} - \dot{B}_5 + \dot{Y}_{tur} = 0 \tag{4.44}$$

ya da

$$b_4 \dot{E}x_4 - b_w \dot{W}_{tur} - b_5 \dot{E}x_5 + \dot{Y}_{tur} = 0 \tag{4.45}$$

ve P kuralına göre

$$b_4 = b_5 \tag{4.46}$$

Egzoz lülesi:

$$\dot{B}_5 - \dot{B}_7 + \dot{Y}_{noz} = 0 \tag{4.47}$$

ya da

$$b_5 \dot{Ex}_5 - b_7 \dot{Ex}_7 + \dot{Y}_{noz} = 0 \tag{4.48}$$

Eksergoekonomi denge denklemleri bir dizi lineer denklem sistemi oluşturmaktadır. Maliyet oranlarının hesaplanabilmesi için aşağıdaki şekilde bir matris oluşturulmuştur:

$$[\dot{Ex}_k] X [b_k] = [\dot{Y}_k] \tag{4.49}$$

Burada; $[\dot{Ex}_k]$ ekserji hesaplamalarından elde edilen ekserji-oran matrisi, $[\dot{Y}_k]$ Simapro 8.0 ile çevre etki hesaplamalarından elde edilen komponent çevre etki vektörü ve $[b_k]$ özgül çevresel etki vektörüdür.

Tüm ekserji akımlarının çevresel analizinin yapılabilmesi için, öncelikle motor komponentlerinin çevresel etkilerinin ($\dot{Y}_k$) elde edilmesi gerekmektedir. Bu verilerin elde edilebilmesi için, motoru oluşturan ana komponentlerin ağırlık, malzeme, üretim yöntemleri ile atık malzeme bilgilerinin bilinmesi gerekmektedir. Bu bilgiler ile birlikte tüm ekserji akımı ve komponent çevresel etkileri için yapılan envanter analizi ve çevre etki hesaplamaları Simapro 8.0 yazılımı ile gerçekleştirilmiştir. Hesaplamalar, Eco-indicator 99 yöntemi ile yapılmıştır. Birçok çevresel etkiyi dikkate alması ve ortalama Avrupa verilerini kullanması nedeniyle genellikle tercih edilmektedir. Komponentle ilgili çevre etkilerinin Yaşam Döngü Analizi (YDA) yapılırken, $\dot{Y}_k^{CO}$ parametresinin asıl olarak komponentin üretildiği malzemenin çevre etkisi ile ilgili olduğu, üretim / montaj proseslerinin etkisinin çok küçük olduğu kabul edilmiştir. Ayrıca, $\dot{Y}_k^{CO}$ parametresinin üretim ve montaj ile ilgili olan kısmı ve $\dot{Y}_k^{OM}$ parametresinin toplamının, yaşam döngüsü sonunda $\dot{Y}_k^{DI}$ parametresine eşit olduğu genel kabul olarak alınmıştır [44]. Sonuç olarak, komponentle ilgili çevresel etkiler, üretildiği malzeme, ağırlık ve ekonomi parametrelerinde verilen toplam çalışma saatine göre (Bkz. Tablo 4.76) hesaplanmıştır.

Tablo 4.78. *Motor komponentlerinin malzeme ve Eco-indicator 99 bilgileri*

Komponent	Malzeme	ECO 99 (mPt kg^{-1})	Ağırlık (g)	Σ Pt	$\dot{Y}_k$ (mPt sn^{-1})
Hava alığı	Aluminyum	5,61	300	1,68	0,0019
Kompresör	Aluminyum	5,61	240	1,35	0,0015
Yanma odası	Inconel	14,3	420	6,01	0,0067
Türbin	Inconel	14,3	350	5,01	0,0056
Egzoz lülesi	Inconel	14,3	300	4,29	0,0048

Motor komponentlerinin çevre etkilerine benzer şekilde, yakıtların da çevresel etkilerinin bilinmesi gerekmektedir, Yine Simapro yazılımı ile Eco-indicator 99 yöntemi kullanılarak JP8 için Kerosen envanteri kabulü ile $\dot{B}_f = 53{,}9$ mPt kg^{-1} ve Biyoyakıt (B100) için ise Bitkisel Yağ Metil Esteri kabulü ile $\dot{B}_f = 16$ mPt kg^{-1} çevre etkileri elde edilmiştir. Bu değerler kullanılarak diğer numuneler için de karışım oranına göre çevre etkileri hesaplanmıştır.

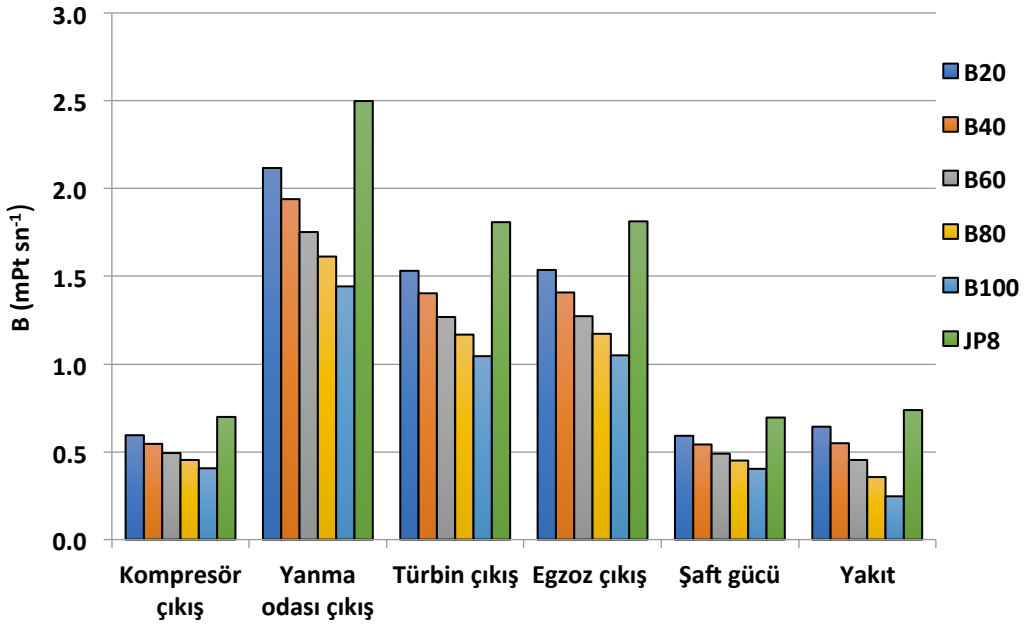
Çevresel parametrelere göre turbojet motorun farklı uçuş koşulları için yapılan eksergoçevresel analiz ile çevresel etkiler elde edilmiştir.

1.uçuş noktası, M=0, İrtifa=0 m

1.uçuş noktası için yapılan farklı yakıt kullanımları ile eksergoçevresel analiz sonuçları aşağıdaki grafiklerde verilmektedir. Bu uçuş noktasında referans koşullar ile hava alığındaki sıcaklık / basınç değerleri aynı olduğu için çevresel etkiler hava alığı giriş ve çıkış noktalarında ihmal edilmiştir.

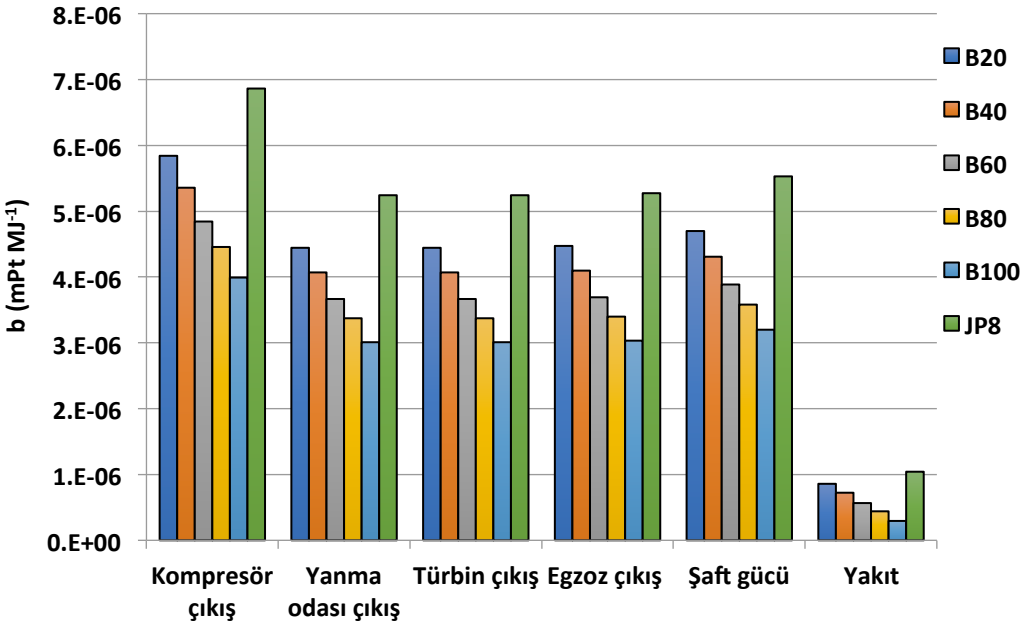
Çevresel etki sonuçları incelendiğinde, eksergoekonomik sonuçlara benzer şekilde en yüksek değerin yanma odası çıkışında elde edildiği görülmektedir. Yanma odası komponentinin çevresel etkisinin diğer komponentlere göre yüksek olması, yanma sonucu ortaya çıkan kirleticilerin etkisi ile ekserji değerinin en yüksek olduğu istasyon olması nedeniyle çevresel etki değerinin de diğer komponentlere göre daha fazla olmasına neden olmaktadır. En düşük çevre etkisi ise tüm yakıtlar için kompresör çıkış noktasında elde edilmiştir. Fakat şaft gücü ve yakıt çevresel etkileri ile birlikte kompresör çıkış noktasındaki çevresel etki değerleri birbirine çok yakın sonuçlar ortaya çıkarmaktadır. Yakıtlara göre istasyonlardaki çevre etki sonuçları incelendiğinde ise en yüksek çevresel etkinin JP8 yakıt kullanımı sırasında olduğu görülmektedir. JP8 yakıt için yapılan YDA sonucunda, JP8'in çevresel etkisinin biyoyakıta göre 3 kattan daha

fazla yüksek olması, Şekil 4.26'da verilen istasyon sonuçlarında da JP8 yakıt sonuçlarının çok daha yüksek olmasına neden olmaktadır. Biyoyakıt oranının artması ise istasyonlardaki çevresel etki değerlerinin azalmasına neden olmaktadır. Yanma odası çıkışında en yüksek çevresel etki değeri 2.5 mPt sn^{-1} ile JP8 için elde edilirken, en düşük değer ise 1,4 mPt sn^{-1} ile B100 yakıtı için elde edilmiştir. Biyoyakıt kullanımı sırasında çevresel etkinin yaklaşık %79 oranında daha az olduğu görülmektedir.



Şekil 4.34. *1.uçuş noktası için motor komponentleri çevresel etki değerleri*

Şekil 4.35'de ise motor istasyonları için özgül çevresel etki değerleri gösterilmektedir. Tüm yakıtlar için özgül çevresel etki değerleri diğer motor istasyonlarına göre en düşük değerdedir. Diğer yandan, motor istasyonlarında en yüksek özgül çevresel etki değeri ise kompresör çıkışındadır. Bu noktada ekserji değerinin düşük olması nedeniyle, çevresel etki sonuçlarındaki düşük değere rağmen özgül çevresel etki değerleri yüksek olmuştur. Farklı yakıtların etkisine bakıldığında, JP8 in en yüksek özgül çevresel etkilere neden olduğu görülmektedir. Sadece yakıtın sonuçlarına bakıldığında, JP8 için özgül çevresel etki değeri 1,04E-6 mPt MJ^{-1} iken, en düşük özgül çevresel etki değeri ise 2,95E-7 mPt MJ^{-1} B100 için elde edilmiştir. Bu sonuçlar JP8 yakıtın biyoyakıta göre yaklaşık 2,5 kat daha fazla özgül çevresel etkiye neden olduğu ortaya çıkmaktadır. Yine biyoyakıt oranının artması ile birlikte özgül çevresel etki değerleri de orantılı şekilde azalmaktadır.



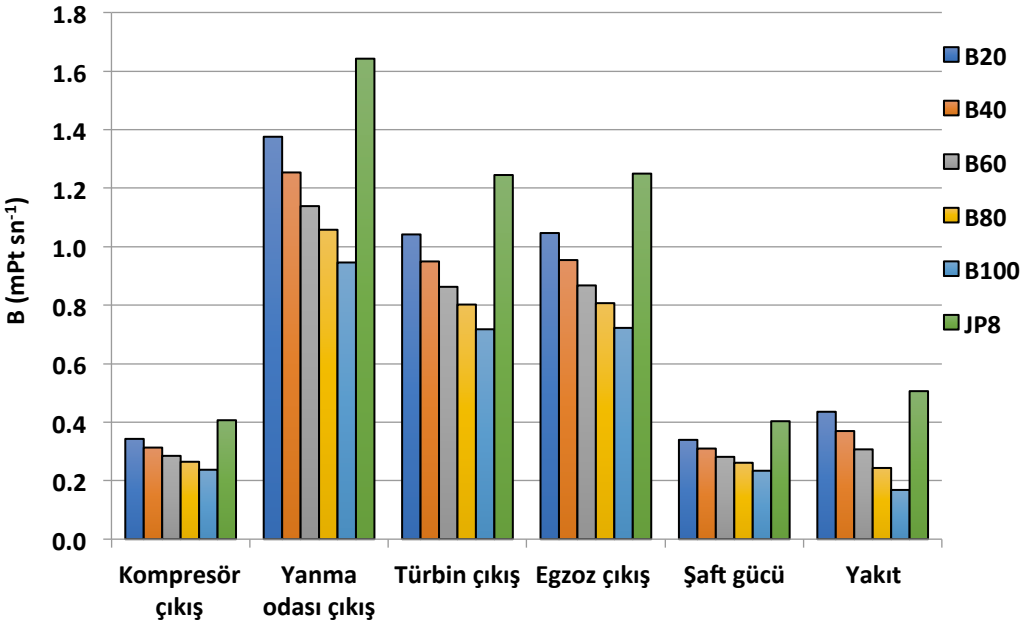
Şekil 4.35. *1.uçuş noktası için motor komponentleri özgül çevresel etki değerleri*

2.uçuş noktası, M=0, İrtifa=5000 m

2.uçuş noktası için yapılan farklı yakıt kullanımları ile eksergoçevresel analiz sonuçları aşağıdaki grafiklerde verilmektedir. Bu uçuş noktasında referans koşullar ile hava alığındaki sıcaklık / basınç değerleri aynı olduğu için çevresel etkiler hava alığı giriş ve çıkış noktalarında ihmal edilmiştir.

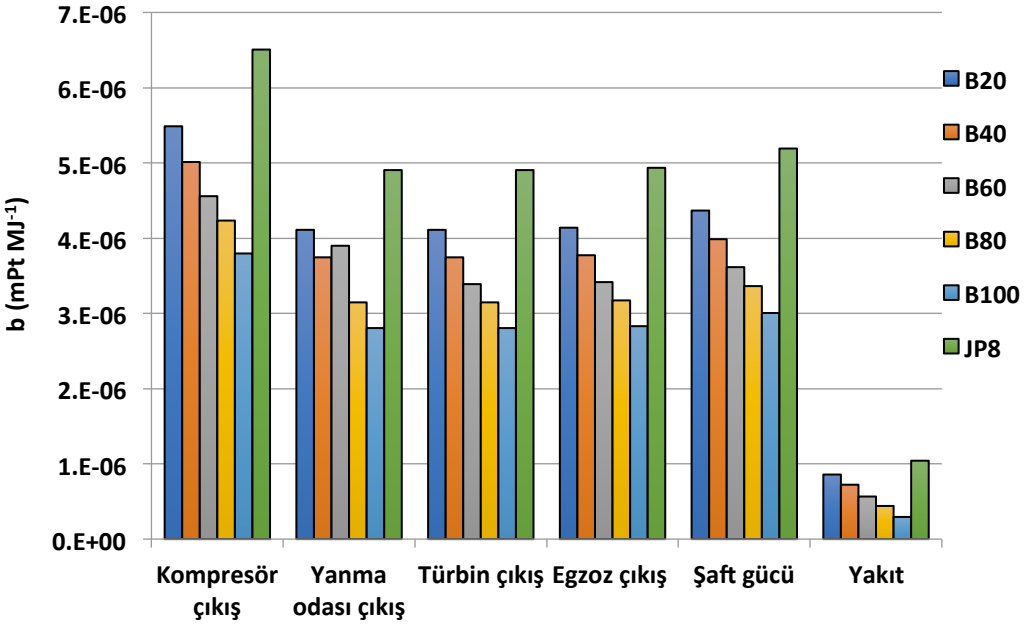
Çevresel etki sonuçları incelendiğinde, 1.uçuş noktasına benzer şekilde en yüksek değerin yanma odası çıkışında elde edilmiştir. Yanma odası komponentin çevresel etkisinin diğer komponentlere göre yüksek olması, yanma sonucu ortaya çıkan kirleticilerin etkisi ile ekserji değerinin en yüksek olduğu istasyon olması nedeniyle çevresel etki değerinin de diğer komponentlere göre daha fazla olmasına neden olmaktadır. En düşük çevre etkisi ise, tüm yakıtlar için kompresör çıkışı ile şaft gücünde elde edilmiştir. Yakıtlara göre istasyonlardaki çevre etki sonuçları incelendiğinde ise, en yüksek çevresel etkinin JP8 yakıt kullanımı sırasında olduğu görülmektedir. JP8'in çevresel etkisinin biyoyakıta göre 3 kattan daha fazla yüksek olması, 1.uçuş noktasına benzer şekilde tüm istasyonlarda JP8 yakıt sonuçlarının çok daha yüksek olmasına neden olmaktadır. Biyoyakıt oranının artması yine benzer şekilde istasyonlardaki çevresel etki değerlerinin azalmasına neden olmaktadır. Yanma odası çıkışında en yüksek çevresel etki değeri 1,64 mPt sn^{-1} ile JP8 için elde edilirken, en

düşük değer ise 0,95 mPt sn^{-1} ile B100 yakıtı için elde edilmiştir. Biyoyakıt kullanımı sırasında çevresel etkinin yaklaşık %73 oranında daha az olduğu görülmektedir. 1.uçuş noktası sonuçları ile karşılaştırıldığında, motorun statik koşulda yüksek irtifada çalışması komponentlerde çevresel etkinin azalmasına neden olmaktadır.



Şekil 4.36. *2.uçuş noktası için motor komponentleri çevresel etki değerleri*

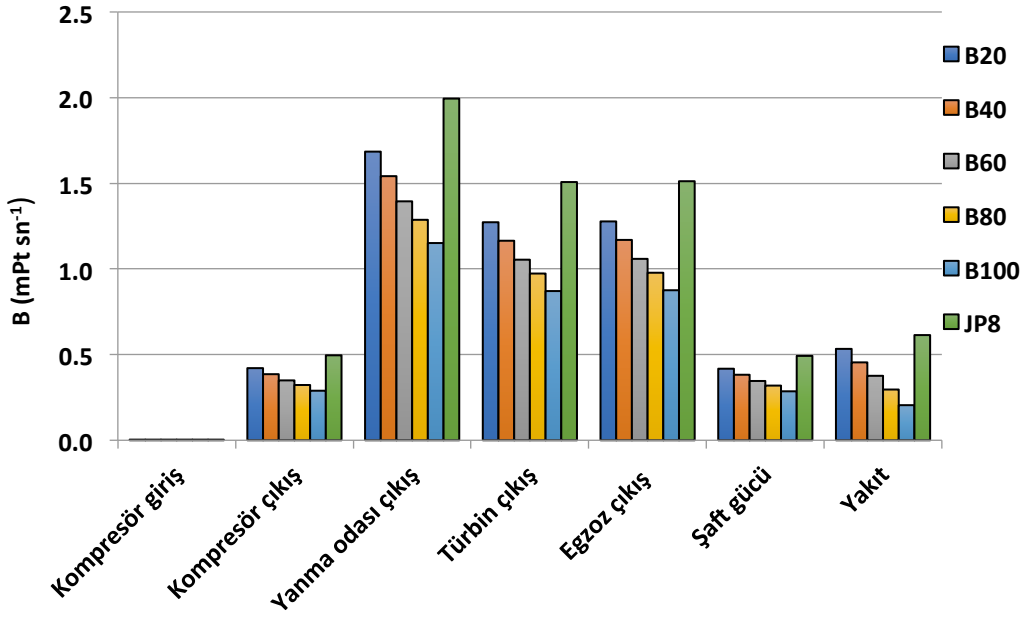
2.uçuş noktası için Şekil 4.37 ile verilen özgül çevresel etki değerleri incelendiğinde, özgül çevresel etki değerleri yakıtlar için en düşük değerdedir. Diğer yandan, motor istasyonlarında en yüksek özgül çevresel etki değeri ise kompresör çıkışındadır. Bu noktada ekserji değerinin düşük olması nedeniyle, çevresel etki sonuçlarındaki düşük değere rağmen özgül çevresel etki değerleri yüksek olmaktadır. Farklı yakıtların etkisine bakıldığında, JP8'in yine en yüksek özgül çevresel etkilere neden olduğu görülmektedir. Sadece yakıtların sonuçlarına bakıldığında, JP8 için özgül çevresel etki değeri 1,04E-6 mPt MJ^{-1} iken, en düşük özgül çevresel etki değeri ise 2,95E-7 mPt MJ^{-1} B100 için elde edilmiştir. Bu sonuçlar eksergoekonomi sonuçlarına benzer şekilde 1.uçuş noktası değerleri ile aynıdır. Ayrıca, biyoyakıt oranının artması ile birlikte özgül çevresel etki değerleri de orantılı şekilde azalmaktadır.



Şekil 4.37. *2.uçuş noktası için motor komponentleri özgül çevresel etki değerleri*

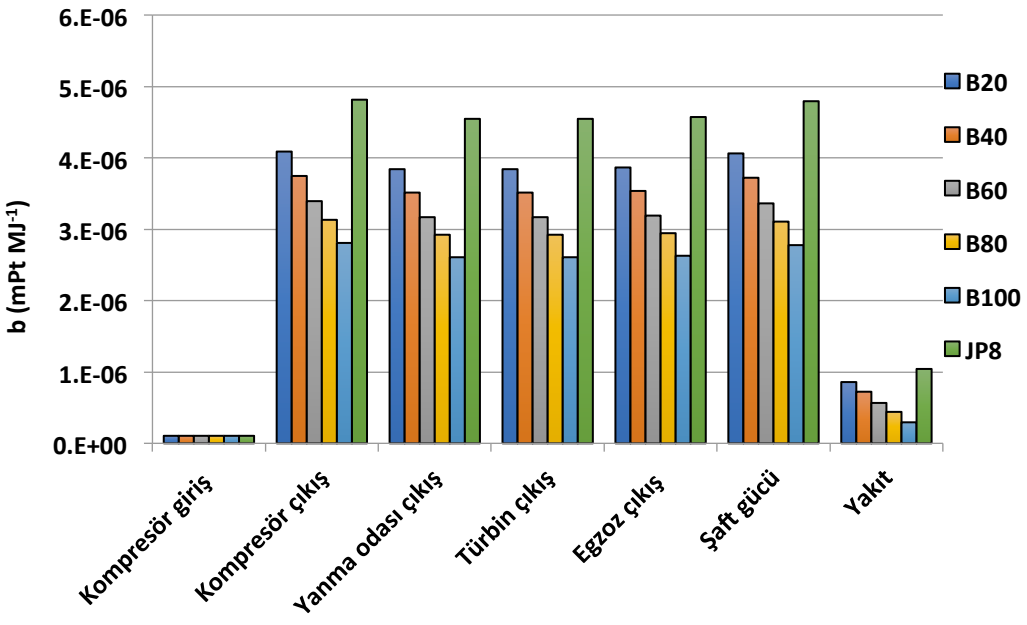
3.uçuş noktası, M=0,8, İrtifa= 5000 m

3.uçuş noktası her bir yakıt kullanımı için yapılan eksergoçevresel analizlerin sonuçları aşağıdaki grafiklerde verilmiştir. Bu uçuş noktasında referans koşullar ile hava alığındaki sıcaklık / basınç değerleri farklı olduğu için çevresel analizde kompresör giriş noktası için çevresel etkiler de dikkate alınmıştır.



Şekil 4.38. *3.uçuş noktası için motor komponentleri çevresel etki değerleri*

Çevresel etki sonuçları incelendiğinde, önceki uçuş noktalarına benzer şekilde en yüksek değer yanma odası çıkışında elde edilmiştir. Yanma odası komponentinin çevresel etkisinin diğer komponentlere göre yüksek olması, yanma sonucu ortaya çıkan kirleticilerin etkisi ile ekserji değerinin en yüksek olduğu istasyon olması nedeniyle çevresel etki değerinin de diğer komponentlere göre daha fazla olmasına neden olmaktadır. En düşük çevre etkisi ise, tüm yakıtlar için kompresör girişinde elde edilmekle birlikte, ihmal edilebilir seviyededir. Yakıtlara göre istasyonlardaki çevre etki sonuçları incelendiğinde ise, en yüksek çevresel etkinin yine JP8 yakıt kullanımı sırasında olduğu görülmektedir. Biyoyakıt oranının artması yine benzer şekilde istasyonlardaki çevresel etki değerlerinin azalmasına neden olmaktadır. Yanma odası çıkışında en yüksek çevresel etki değeri 2,0 mPt sn^{-1} ile JP8 için elde edilirken, en düşük değer ise 1,15 mPt sn^{-1} ile B100 yakıtı için elde edilmiştir. Biyoyakıt kullanımı sırasında çevresel etkinin 2.uçuş noktasına benzer şekilde yaklaşık %73 oranında daha az olduğu görülmektedir. Diğer uçuş noktaları ile karşılaştırıldığında, çevresel etki değerlerinin 1.uçuş noktasına göre daha düşük fakat 2.uçuş noktasına göre daha yüksek olduğu görülmektedir.



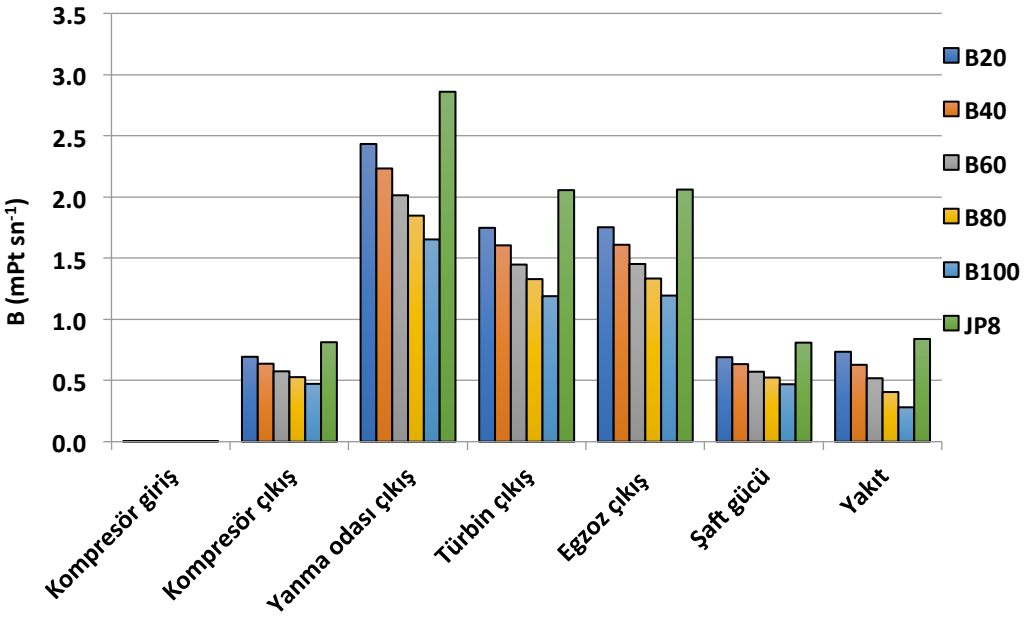
Şekil 4.39. *3.uçuş noktası için motor komponentleri özgül çevresel etki değerleri*

3.uçuş noktası için özgül çevresel etki değerleri incelendiğinde, elde edilen sonuçlar kompresör giriş noktasında en düşük özgül çevresel etki değerlerinin olduğunu

göstermektedir. Ekserji değerinin ve komponent çevresel etkisinin düşük olması bu noktada en düşük özgül çevresel etkinin olmasına neden olmaktadır. Diğer motor istasyonlarının özgül çevresel etki değerlerinin ise birbirine çok yakın olduğu görülmektedir. Farklı yakıtların etkisine bakıldığında, JP8'in yine en yüksek özgül çevresel etkilere neden olduğu görülmektedir. Yakıtların özgül çevresel etki değerleri diğer uçuş noktaları ile aynıdır. Ayrıca, biyoyakıt oranının artması ile birlikte özgül çevresel etki değerleri de orantılı şekilde azalmaktadır.

4.uçuş noktası, M=0,8, İrtifa= 0 m

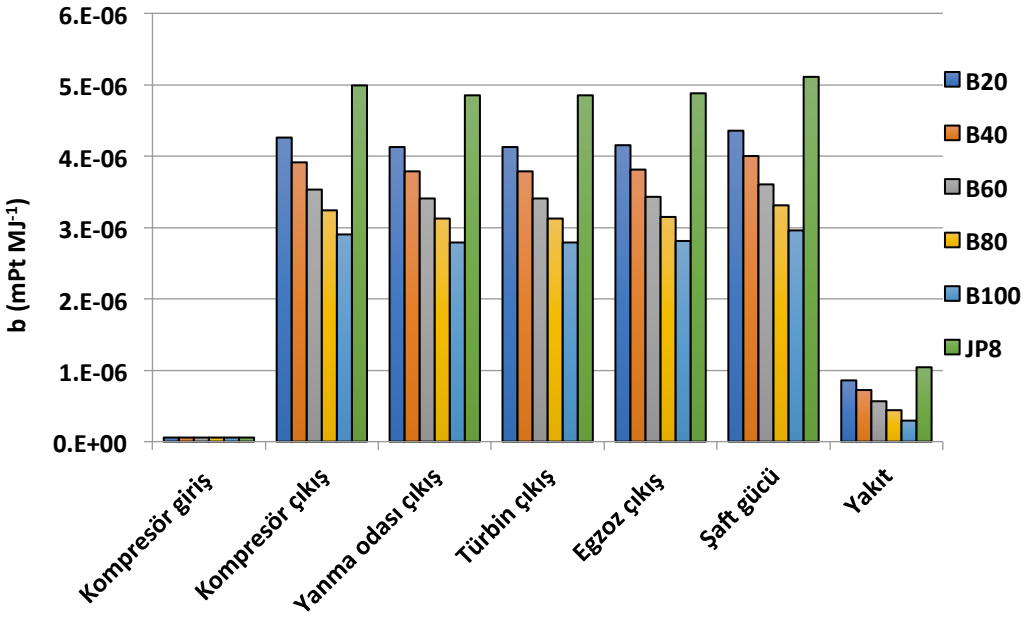
4.uçuş noktası her bir yakıt kullanımı için yapılan eksergoçevresel analizlerin sonuçları aşağıdaki grafiklerde verilmiştir. Bu uçuş noktasında referans koşullar ile hava alığındaki sıcaklık / basınç değerleri farklı olduğu için çevresel analizde kompresör giriş noktası için çevresel etkiler de dikkate alınmıştır.



Şekil 4.40. *4.uçuş noktası için motor komponentleri çevresel etki değerleri*

Şekil 4.40 incelendiğinde, tüm yakıtlar için en yüksek çevresel etki değeri diğer tüm uçuş noktalarında olduğu gibi yanma odası çıkışında olduğu görülmektedir. En düşük maliyet oranı yine tüm yakıtlar için kompresör giriş olmakla birlikte ihmal edilebilir seviyededir. Yakıtlara göre istasyonlardaki çevre etki sonuçları incelendiğinde ise, en yüksek çevresel etkinin yine JP8 yakıt kullanımı sırasında olduğu

görülmektedir. Biyoyakıt oranının artması yine benzer şekilde istasyonlardaki çevresel etki değerlerinin azalmasına neden olmaktadır. Yanma odası çıkışında en yüksek çevresel etki değeri 2,86 mPt sn^{-1} ile JP8 için elde edilirken, en düşük değer ise 1,65 mPt sn^{-1} ile B100 yakıtı için elde edilmiştir. Biyoyakıt kullanımı sırasında çevresel etkinin 2. ve 3.uçuş noktalarına benzer şekilde yaklaşık %73 oranında daha az olduğu görülmektedir. Diğer uçuş noktaları ile karşılaştırıldığında, çevresel etki değerleri tüm uçuş noktaları arasında en yüksek değerlere sahiptir. Böylece, 4.uçuş noktasının en yüksek çevresel etkiye sahip uçuş koşulu olduğu sonucu çıkarılabilir.



Şekil 4.41. *4.uçuş noktası için motor komponentleri özgül çevresel etki değerleri*

4.uçuş noktası için özgül çevresel etki değerleri incelendiğinde, elde edilen sonuçlar kompresör giriş noktasında en düşük özgül çevresel etki değerlerinin olduğunu göstermekte, fakat bu değer ihmal edilebilir seviyedir. Diğer motor istasyonlarının özgül çevresel etki değerlerinin ise birbirine çok yakın olduğu görülmektedir. Şaft gücünün özgül çevresel etkisinin, diğer istasyonlara göre biraz daha belirgin şekilde daha yüksek olduğu ortaya çıkmaktadır. Bu istasyon için en yüksek değer JP8 yakıt kullanımı sırasında 5,11E-6 mPt MJ^{-1}, en düşük değer ise B100 yakıtı ile 2,96E-6 mPt MJ^{-1} olarak elde edilmiştir. Farklı yakıtların etkisine bakıldığında, JP8'in diğer tüm uçuş noktalarında olduğu gibi en yüksek özgül çevresel etkilerine neden olduğu görülmektedir. Yakıtların özgül çevresel etki değerleri diğer uçuş noktaları ile aynıdır.

Ayrıca, biyoyakıt oranının artması ile birlikte özgül çevresel etki değerleri de orantılı şekilde azalmaktadır.

4.6.2.1. *Eksergoçevresel performans parametreleri*

Sürdürülebilirlik açısından motor komponentlerinin çevresel performanslarına göre iyileştirme potansiyellerinin değerlendirilebilmesi ve eniyilemesi için, bazı eksergoçevresel parametreler kullanılmaktadır.

- Görece özgül çevresel etki; özgül çevresel etkilerin ürün ve yakıt prensibine göre belirlenmesi ve göreceli farklarının sonucu, bir komponentin çevresel etkisinin ne kadar azaltılabileceği olasılığını göstermektedir.

$$r_{b,k} = \frac{b_{P,k} - b_{F,k}}{b_{F,k}} \tag{4.50}$$

Burada; $b_{P,k}$ ürün özgül çevresel etkisi, $b_{F,k}$ ise yakıt özgül çevresel etkidir ve ekserji analizindeki gibi hesaplanmaktadır.

$$b_{P,k} = \dot{B}_{P,k} \Big/ \dot{E}x_{P,k} \tag{4.51}$$

ve

$$b_{F,k} = \dot{B}_{F,k} \Big/ \dot{E}x_{F,k} \tag{4.52}$$

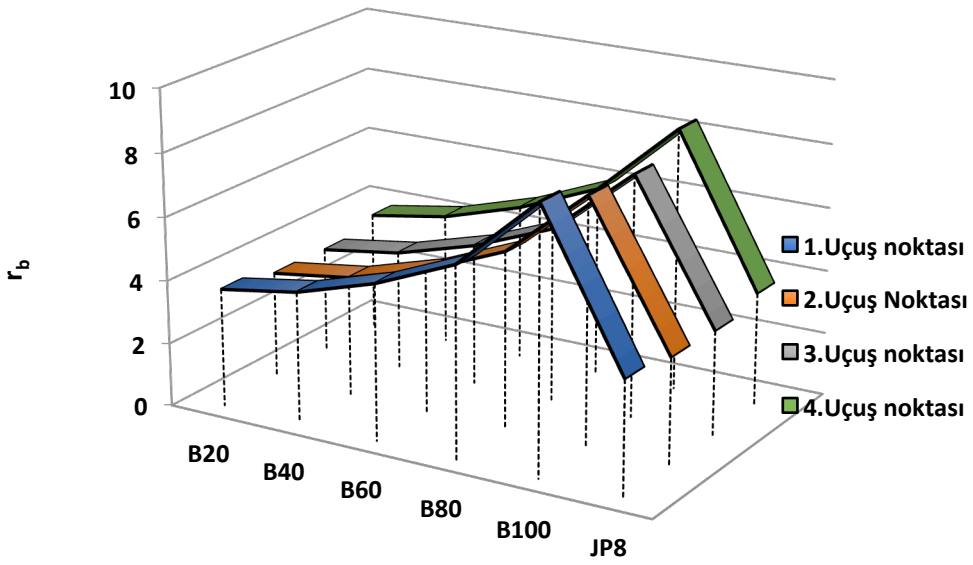
- Eksergoçevresel faktör; komponentle ilgili ve kirleticilerin çevresel etkilerinin komponentin tüm çevresel etkilerinin toplamına göreceli oranıdır. Böylece, komponentle ilgili ($\dot{Y}_k$) ve kirleticilerin ($\dot{B}_k^{PF}$) çevresel etkilerinin komponentin oluşturduğu çevresel etkideki katkısı / oranı belirlenebilmektedir.

$$f_{b,k} = \frac{\dot{Y}_k + \dot{B}_k^{PF}}{\dot{Y}_k + \dot{B}_k^{PF} + \dot{B}_{D,k}} \tag{4.53}$$

Burada; $\dot{B}_{D,k}$ komponentteki ekserji yıkımının çevresel etki değeridir.

$$\dot{B}_{D,k} = b_{F,k}\dot{E}x_{D,k} \tag{4.54}$$

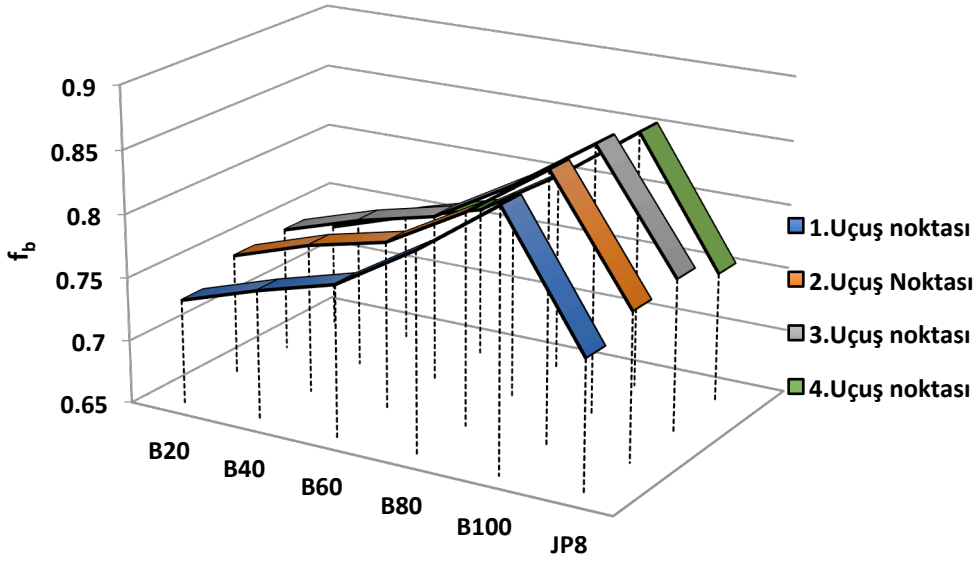
Yapılan analizlerde tüm yakıtlar ve uçuş noktaları için en yüksek görece özgül çevresel etki parametresinin elde edildiği yanma odası komponentinin sürdürülebilirlik performansı incelenmiştir.



Şekil 4.42. *Yanma odası için görece özgül çevre etkisi*

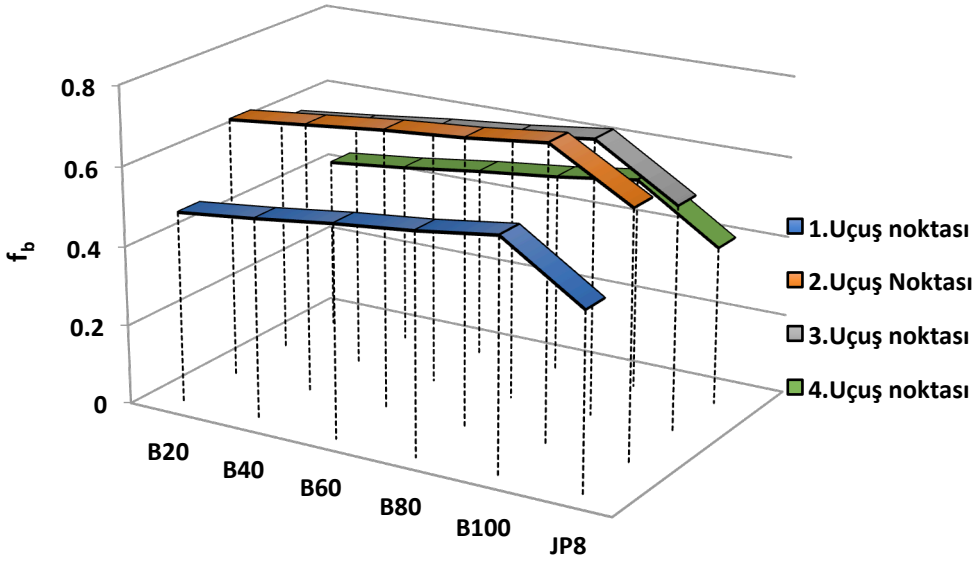
Görece özgül çevre etki parametresinin (r_b) diğer komponentlere yada koşullara göre göreceli olarak yüksek olması, ilgili komponentin çevresel etkisinin bu parametre değerinin daha düşük olduğu diğer komponent / koşullara göre daha az çaba ile azaltılabileceğini göstermektedir. Buna göre Şekil 4.42 incelendiğinde , yanma odası komponentinin görece özgül çevre etki parametre değeri 1. ve 4. uçuş noktalarında diğer uçuş noktalarına göre daha yüksektir. Benzer şekilde yakıtlara göre karşılaştırma yapıldığında, B100 yakıtı için r değeri en yüksek olmaktadır. Sonuç olarak, yanma odası komponentinin çevresel etkisinin B100 yakıtı ile 1. ve 4. uçuş noktalarında, diğer yakıt ve uçuş koşullarına göre daha az çaba ile azaltılması olasılığı bulunmaktadır.

Diğer sürdürülebilirlik performans parametresi olan eksergoçevresel faktör sonuçlarına bakıldığında ise, en yüksek değerler yanma odası ve egzoz lülesi için elde edilmiştir. Genellikle 0,5 üzerindeki değerler için komponentteki çevresel performans üzerinde komponentle ilgili çevresel etkilerin hakim olduğu, 0,5'den düşük değerler için ise ekserji yıkım ve kirleticilerin daha fazla hakim olduğu değerlendirilmektedir.



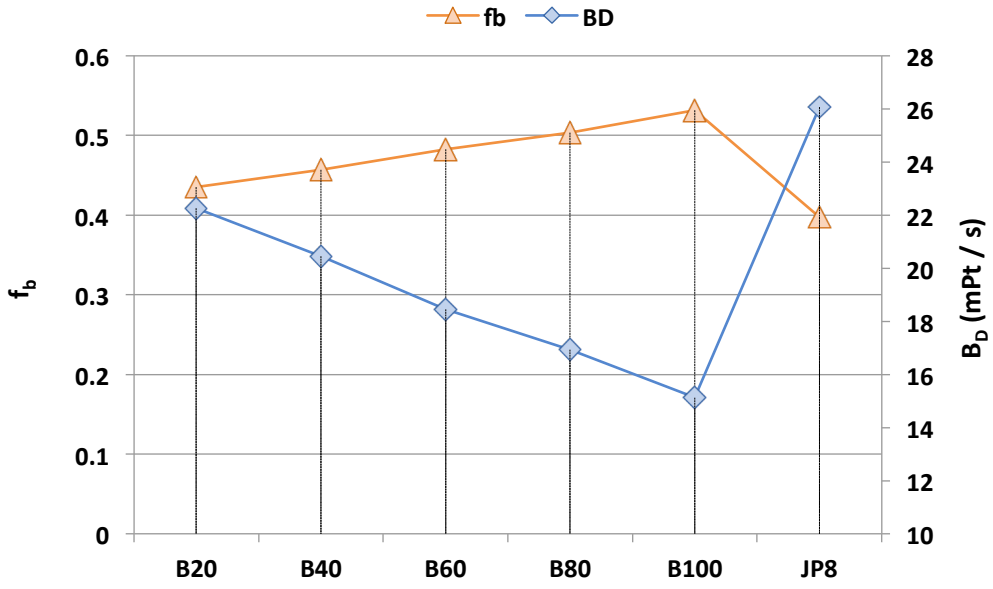
Şekil 4.43. *Yanma odası için eksergoçevresel faktör parametresi*

Şekil 4.43'e göre tüm yakıtlar için 3.uçuş noktasında komponentle ilgili çevresel etkilerin en fazla olduğu görülmekle birlikte, yakıtların etkisi incelendiğinde ise B100 yakıtı için en yüksek değerlerin elde edildiği görülmektedir. Fakat, tüm çalışma zarfında ve tüm yakıtlar için eksergoçevresel faktörün 0,5'den büyük olması, yanma odasının komponentle ilgili çevresel etkilerinin daha fazla olduğu ve yanma odasının çevresel etkisinin azaltılması için malzeme / üretim ile ilgili noktaların iyileştirilmesi gerektiği ortaya çıkmaktadır.



Şekil 4.44. *Egzoz lülesi için eksergoçevresel faktör parametresi*

Eksergoçevresel faktör parametresi sonuçları egzoz lülesi için incelendiğinde önemli değişiklik göstermektedir. En yüksek değerler tüm yakıtlar için 2.uçuş noktasında elde edilmiştir. Yakıtlara göre incelendiğinde ise B100 yakıtı için eksergoçevresel faktör değerleri en yüksek olmuştur. Tüm uçuş noktalarında B100 yakıtları için komponentle ilgili çevresel etkiler, komponentin tüm çevresel etki değerlerinde daha önemlidir. 4.uçuş noktasında ve diğer yakıtlar için ise komponentte oluşan termodinamik verimsizlikler nedeniyle, ekserji yıkımı kaynaklı çevresel etkiler tüm komponent çevresel etkisi içinde daha hakim durumdadır. Şekil 4.44'de örnek olarak egzoz lülesinin 4.uçuş noktasındaki çevresel performansı görülmektedir. Buna göre, B100 yakıtı haricindeki diğer yakıtlarda eksergoçevresel faktör 0,5'den daha düşüktür. Ekserji yıkımının eksergoçevresel faktör ile ilişkisi grafikten açıkça görülmektedir.



Şekil 4.45. *4.uçuş noktası için egzoz lülesi ekserji yıkım çevresel etkisi ve eksergoçevresel faktörün değişimi*

5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu tez çalışması ile ilk defa, insansız hava araçları, deneysel model uçaklar ve hedef uçaklara ait küçük ölçekli bir turbojet motorun verilen bir görev profiline göre enerji, ekserji, eksergoekonomi ve eksergoçevresel performansı belirlenmiştir. Uçak güç sistemlerinin tasarım ve kullanım koşullarının neden olduğu motor performansı, ekonomik maliyetleri ile çevresel etkilerinin sürdürülebilir bir havacılığa yönelik olarak tasarımcı ve kullanıcılar için yararlı olabilecek yöntemler belirlenmiştir.

Yine ilk defa bu tez çalışması ile farklı yakıtların ekserji, ekonomi ve çevresel analizlerinin tümü bir turbojet motor için tek bir çalışmada gerçekleştirilmiştir. Ticari olarak kullanılan bir biyodizel yakıt, jet yakıtı ile farklı oranlarda fiziksel olarak karıştırılmıştır. Elde edilen bu karışımlar ile biyodizel ve jet yakıtının motor performans parametrelerine etkileri incelenmiştir. Elde edilen motor komponenti istasyonlarındaki parametrelere göre de ekserji, ekonomi ve çevre analizleri gerçekleştirilmiştir. Motor tasarımı ile ilgili parametreler (giriş hava debisi, kompresör ve türbin politropik verimleri, yanma verimi vb.) girdi olarak alınmıştır. Burada yine ilk kez bu çalışma ile yanma verimi bilgisinin deneysel olarak elde edilerek, tasarım çalışmasına girdi olarak sağlanması ile ilgili yöntem anlatılmıştır.

Biyodizel ve biyodizel-jet yakıtı numunelerinin yanma verimleri, jet yakıtı için alınan sabit bir değere göre emisyon ölçüm sonuçları ve hesaplamalarından elde edilen değerler ile oranlanarak elde edilmiştir. Motor tasarım noktası ve diğer çalışma noktaları için, kompresör ve türbin haritalarını kullanan, MATLAB® yazılımında geliştirilen özgün performans analiz kodu ile bütün hesaplamalar yapılmıştır. Hesaplamalar sonucu motor istasyon parametreleri ekserji, eksergoekonomi ve eksergoçevresel analizler için girdi olarak alınmıştır. Eksergoçevresel analizlerde komponentlerin ve yakıtların çevresel etkileri Simapro® yazılımından alınan YDA analiz sonuçları kullanılarak, sonrasında motor istasyonlarındaki ekserji akımlarının çevresel etkileri bulunabilmiştir.

Yapılan analizler sonucunda, farklı yakıt ve uçuş koşulları için elde edilen bulgular:

- Emisyon ölçüm sonuçlarına göre, tüm yakıtlar için geçerli olacak şekilde yanma odasına giren havanın sıcaklığının artması (yükleme katsayısının artması) ile emisyon değerlerinde azalma meydana gelmektedir. Böylece

yanma veriminin de iyileştiği değerlendirilmektedir. Yapılan emisyon hesaplamaları sonucunda da yanma verimlerinin arttığı görülmektedir.

- Yanma odası etrafında yapılan yüzey sıcaklık ölçümleri sonucunda, elde edilen ısı transferi değerleri yanma odasında ısı transferi ile meydana gelecek ekserji kayıplarının ihmal edilebilir seviyede olduğunu göstermiştir.
- Motorun statik koşullarda, yani M=0 uçuş hızında yakıt tüketim değerleri daha iyi sonuç vermiştir. İrtifa arttıkça yakıt tüketimi azalmakla birlikte, tüm yakıtlar için benzer değişim gözlenmiştir. 2. uçuş noktası olan M=0 ve 5000 m irtifa koşullarında motor çevrim sonuçları, yakıt tüketiminin en düşük olduğu nokta olmuştur. Ayrıca, yakıt alt ısıl değeri azaldıkça motorun yakıt tüketimi artmaktadır. Girdi parametrelerine göre motorun istenen performansı sağlayabilmesi için daha fazla enerjiye duymakta, böylece alt ısıl değeri düşük olan yakıtların debilerinin artması gerekmektedir.
- Motor ekserji verimi tüm yakıtlar için 3.uçuş noktasında en yüksek değeri vermiştir. Buna göre irtifanın ve uçuş hızının artması ile motorun verimi iyileşmektedir. JP8 yakıt kullanımında ise motorun ekserji verimi diğer yakıtlara göre en yüksek olarak bulunmuştur. Burada yakıtın ekserjisinin JP8 için daha düşük olması, biyoyakıtta bulunan C, H ve özellikle O bileşenlerinin yüksekliği yakıtın ekserji değerlerinde önemli farklara neden olmaktadır.
- En yüksek ekserji akımı maliyeti tüm uçuşlar ve yakıtlar için yanma odası çıkışında elde edilmiştir. Yanma odasının maliyet oranının diğer komponentlere göre daha yüksek olması ve yakıt maliyetinin etkisi, bu istasyondaki maliyetin yüksek olmasının en önemli etkenleri olmaktadır. Bunun yanında, görece özgül maliyet artışı ise, en yüksek kompresör çıkış istasyonunda görülmüştür. 4.uçuş noktası olan M=0,8 uçuş hızı ve deniz seviyesi irtifasında, kompresör çıkış özgül maliyet artış değerleri en düşük olmaktadır. Benzer şekilde 2.uçuş noktasında ise yanma odası çıkış ekserji akım maliyet değerleri en düşüktür. Tüm yakıtlar arasında ise JP8 yakıt kullanımı durumunda, ekserji akım maliyetleri ile görece özgül maliyet artış en yüksek değerleri almaktadır. Buna göre JP8 kullanımında maliyet

daha fazla olmakta ve 2.uçuş noktasında en düşük yakıt maliyet değerleri elde edilmektedir.

- Maliyet oranı sonuçlarına benzer şekilde, motor komponent sonuçlarına göre en yüksek çevresel etki değerleri yanma odası çıkışında elde edilmiştir. Yanma odasının yüksek komponent çevresel etkisi, yakıtın ve yanma sonucu oluşan kirleticilerin de etkileriyle bu istasyonda çevresel etki değerleri yüksektir. Uçuş noktalarına göre karşılaştırıldığında, eksergoekonomi sonuçlarına benzer şekilde 2.uçuş noktasında en düşük değerler görülmektedir. Özgül çevresel etki değeri en düşük türbin şaft gücü için ve 3.uçuş noktasından bulunmuştur. Tüm eksergoçevresel analiz sonucunda en belirgin fark olarak, JP8 yakıt kullanımında görülen yüksek çevresel ve özgül çevresel etki değerleri olmuştur. Yakıtın yüksek çevresel etki değeri nedeniyle, tüm istasyonlarda JP8 kullanımında çevresel parametreler yüksek olmaktadır.
- Çevresel sürdürülebilirlik sonuçları yanma odası için en yüksek iyileştirme potansiyeli olasılığının en düşük çaba ile olabileceğini göstermiştir. Ekserji yıkım değerlerinin en yüksek olduğu bu motor komponenti için, farklı yakıtların kullanımının iyileştirme olanaklarından biri olduğu analiz sonuçlarından ortaya çıkmaktadır. Diğer yandan, eksergoçevresel faktör değerlerine göre de, diğer bir iyileştirme olanağı olarak komponentin malzemesi ve ağırlığı ile ilgili olarak çalışmaların yapılabileceği değerlendirilmiştir.
- Eksergoekonomik sonuçları, benzer şekilde yanma odası için sürdürülebilirlik açısından diğer komponentlere göre daha fazla çabanın gösterilmesi gerektiğini hedeflemektedir. Tüm yakıtlar ve uçuş koşulları için yanma odasının görece özgül maliyet artış değerleri, diğer komponentlere göre çok farklı şekilde en yüksek olmuştur. Diğer yandan eksergoekonomik faktör sonuçları ise, yanma odasının komponent maliyetlerinin 2. ve 3. uçuş noktalarında daha fazla önemli olduğu fakat diğer uçuş noktalarında ekserji akım maliyetlerinin öne çıktığını göstermiştir. Diğer 1.ve 4. uçuş noktalarında ise tüm yakıtlar için en düşük eksergoekonomik faktör kompresör için bulunmuştur.

Bu çalışma ile farklı yakıtlar ve özellikle biyoyakıt kullanımının yanma verimini etkilemesi sonucu motorun performansında değişikliğe sebep olduğu görülmüştür. Burada, yanma verim değerlerinin tüm yakıtlar için tam olarak bulunabilmesi için, emisyon testlerinin gerçek çalışma koşullarında yapılabilmesinin önemi ortaya çıkmıştır. Biyoyakıtın çevresel etkisinin JP8 yakıtına göre çok daha düşük olması eksergoçevresel analiz sonuçlarında da bu etkinin çok açık şekilde görülmesine neden olmuştur. Böylece biyoyakıt kullanımının önemi bir kez daha ortaya konmuştur.

Nihai olarak yapılan tez çalışmasının ülkemiz ve dünya havacılık sektörüne katkısı aşağıdaki şekilde özetlenebilir:

i. Tüm alanlarda olduğu gibi havacılık alanında da gün geçtikçe önemi artan çevresel teknolojilerin geliştirilmesi konusunda bir uçak motorunun farklı yakıtlar ile enerji, ekserji, ekonomi ve çevre analizleri birlikte gerçekleştirilmiştir.

ii. Turbojet motorun performans hesabı, ekonomi ve çevre analizleri için geliştirilen program ile motor tasarımcısı için bir yol gösterici ve örnek olması hedeflenmiştir. Geliştirilen program ile ülkemizdeki araştırmacıların istedikleri şekilde uyarlamalar yapabileceği bir altyapı oluşturulmuştur. Tüm hesaplamaların geliştirilen özgün bir kod ile yapılabildiği bu çalışmanın literatürde önemli bir yere sahip olacağı değerlendirilmektedir.

iii. Gaz türbinli bir uçak motoru tasarımında sadece tasarım noktası yada tasarım noktası dışı performansı değil, ekonomi ve çevre açısından da performansının değerlendirilmesi noktasında da bir örnek olması nedeniyle çalışmanın çıktıları önem arz etmektedir.

iv. Bu çalışma ile ülkemizde ilgili biyoyakıt üretimi, tedariği, kullanımının kolaylaştırılması ve yaygınlaştırılması ile gaz türbin teknolojilerinde eksik olan altyapıların biran önce kazanılması gerekliliği kritik bir konu olarak ortaya çıkmaktadır.

v. Ülkemizde gaz türbin ve komponentleri ile ilgili test altyapısının artırılması, özellikle bu çalışmanın konusu olan yanma odası testlerini gerçek koşullarda yapabilecek test sistemlerinin kurulması, geliştirilecek teknolojilerin kalitesi ve verimliliği açısından çok önemlidir.

Sonraki çalışmalarda ise:

a) Yazılan motor çevrim programının farklı kompresör haritaları kullanılarak performans analizi yapacak şekilde genişletilerek, farklı motor devir hızlarının da incelenmesi mümkün olabilir.
b) YDA çalışmaları üretici bilgi, yenilik ve tecrübeleri ile genişletilerek detaylandırılabilir. Böylece elde edilecek sonuçların gerçek koşullara daha yakın olması ve doğruluklarının artırılması sağlanabilir.
c) Ülkemizde kurulacak bir gerçek koşulları benzeştirebilecek bir yanma odası test sistemi ile çalışma tekrarlanarak, yanma veri tam doğrulukla hesaplanabilir.
d) Yazılan program bazı değişiklikle farklı tipteki gaz türbin motorlarına uyarlanabilir.
e) Bu çalışma, farklı tipteki yakıtlar ile genişletilebilir. Örneğin, günümüzde önemli bir biyoyakıt kaynağı olan mikroalglerden elde edilecek biyoyakıt (biyokerosen, biyojetyakıt) ile çalışma güncelleştirilebilir.

KAYNAKÇA

[1] International Energy Agency. (2016). Key World Energy Trends. International Energy Agency.

[2] BP p.l.c. (2016). BP Energy Outlook 2016 Edition. London: BP p.l.c.

[3] World Energy Council. (2011). Global Transport Scenarios 2050 . London: World Energy Council .

[4] Boeing. (2015). Current Market Outlook 2015-2034. Seattle: Boeing .

[5] El Takriti, S., Pavlenko, N. and Searle, S. (2017). Mitigating International Aviation Emissions Risks and Opportunities For Alternative Jet Fuels. International Council on Clean Transportation. Washington: International Council on Clean Transportation.

[6] Parker, R. (2009). From blue skies to green skies: engine technology to reduce the climate-change impacts of aviation. Technology Analysis and Strategic Management , 21 (1), 61-78.

[7] Karaosmanoğlu, F. (2006). Biyoyakıt Teknolojisi ve İTÜ araştırmaları. ENKÜS 2006. İstanbul: İTÜ.

[8] İşler, A. (2012). Aspir Yağı Etil Esteri ve Yaşam Döngüsü Değerlendirmesi. Doktora Tezi, İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.

[9] Dincer, İ. and Rosen, M. A. (2013). Exergy Energy, Environment And Sustainable Development (Second b.). Oxford, UK: Elsevier Ltd.

[10] Ekici, S., Sohret, Y., Coban, K., Altuntas, O. and Karakoc, T. H. (2016). Sustainability Metrics of a Small Scale Turbojet Engine. Int J Turbo Jet Eng , 1-7.

[11] Ehyaei, M. A., Anjiridezfuli, A. and Rosen, M. A. (2013). Exergetic Analysis Of An Aircraft Turbojet Engine With An Afterburner. Thermal Science , 17 (4), 1181-1194.

[12] Turan, O. (2012). Exergetic effects of some design parameters on the small turbojet engine for unmanned air vehicle applications. Energy , 46 (1), 51-61.

[13] Balli, O., Aras, H., Aras, N. and Hepbasli, A. (2008). Exergetic and exergoeconomic analysis of an Aircraft Jet Engine (AJE). Int. J. Exergy , 5 (5/6), 567-581.

[14] Turgut, E. T., Karakoc, T. H. and Hepbasli, A. (2009). Exergoeconomic analysis of an aircraft turbofan engine. Int. J. Exergy , 6 (3), 277-294.

[15] Tona, C., Raviolo, P. A., Pellegrini, L. F. and Junior, S. (2010). Exergy and thermoeconomic analysis of a turbofan engine during a typical commercial fligh. Energy , 35 (2), 952-959.

[16] Aydin, H., Turan, O., Midilli, A. and Karakoc, T. H. (2012). Exergetic and exergo-economic analysis of a turboprop engine: a case study for CT7-9C. Int. J. Exergy , 11 (1), 69-88.

[17] Altuntas, O. (2014). Designation of Environmental Impacts and Damages of Turbojet Engine: A Case Study with GE-J85. Atmosphere , 5 (2), 307-323.

[18] Atilgan, R., Turan, O., Altuntas, O., Aydın, H. and Synylo, K. (2013). Environmental impact assessment of a turboprop engine with the aid of exergy. Energy , 58, 664-671.

[19] Söğüt, M. Z. (2018). Exergetic Irreversibility and Sustainability Performances for Alternative Fuels in the Micro- Turbojet Engine. International Journal of Green Energy , 15 (3), 169-180.

[20] Habib, Z., Parthasarathy, R. and Gollahalli, S. (2010). Performance and emission characteristics of biofuel in a small-scale gas turbine engine. Applied Energy , 87 (5), 1701-1709.

[21] Abu Talib, A., Gires, E. and Ahmad, M. (2014). Performance Evaluation of a Small-Scale Turbojet Engine Running on Palm Oil Biodiesel Blends A. Journal of Fuels , 2014, 1-12.

[22] Chiariello, F., Allouis, C., Reale, F. and Massoli, P. (2014). Gaseous and particulate emissions of a micro gas turbine fuelled by straight vegetable oil–kerosene blends. Experimental Thermal and Fluid Science , 56, 16-22.

[23] Coban, K., Şöhret, Y., Colpan, C. O. and Karakoç, T. H. (2017). Exergetic and exergoeconomic assessment of a small-scale turbojet fuelled with biodiesel. Energy , 140, 1358-1367.

[24] Pilavachi, P. (2002). Mini- and micro-gas turbines for combined heat and power. Applied Thermal Engineering , 22 (2002), 2003-2014.

[25] McDonald, C. F. (2003). Recuperator considerations for future higher efficiency microturbines. Applied Thermal Engineering , 23 (12), 1463-1487.

[26] Avrupa Parlamentosu ve Konseyi. (2012). DIRECTIVE 2012/27/EU. Avrupa Parlamentosu ve Konseyi.

[27] Anonim, https://www.enertwin.com

[28] Van den Braembussche, R. (2005). Micro Gas Turbines - A Short Survey of Design Problems. Micro Gas Turbines, Educational Notes RTO-EN-AVT-131 , 1-18.

[29] Anonim, www.tei.com.tr

[30] Anonim, www.millisavunma.com

[31] Meherwan, P. (2012). Gas Turbine Engineering Handbook (4. b.). Oxford, UK: Elsevier Inc.

[32] Mattingly, J. D. (1996). Elements of Gas Turbine Propulsion. USA: McGraw-Hill.

[33] Walsh, P. P. and Fletcher, P. (2004). Gas Turbine Performance (2. b.). Blackwell Science Ltd.

[34] GasTurb GmbH. (2015). GasTurb 12 Design and Off-Design Performance of Gas Turbines. GasTurb GmbH.

[35] Cengel, Y. and Boles, M. (2006). Thermodynamics: An Engineering Approach (Fifth b.). New York: McGraw Hill.

[36] Bejan, A., Tsatsaronis , G. and Moran, M. (1996). Thermal design and optimization. USA: Wiley.

[37] Moran, M. J., Shapiro, H. N., Boettner , D. D. and Bailey , M. B. (2011). Fundamentals of Engineering Thermodynamics (7. b.). USA: Wiley.

[38] Kotas, T. (1985). The exergy method of thermal plant analysis. USA: Krieger Publishing Company.

[39] Tsatsaronis, G. and Moran, M. J. (1997). Exergy-Aided Cost Minimization. Energy Convers. Mgmt. , 38 (15-17), 1535-1542.

[40] Lazzaretto, A. and Tsatsaronis, G. (2006). SPECO: A systematic and general methodology for calculating efficiencies and costs in thermal systems. Energy , 31, 1257–1289.

[41] Çolpan, C. Ö. (2005). Exergy Analysis of Combined Cycle Cogeneration Systems. MSc Thesis, METU The Graduate School Of Natural and Applied Sciences, Ankara.

[42] Ballı, Ö. (2008). Kojenerasyon Sistemlerinin Enerji, Kullanılablirlik (Ekserji) ve Ekserjiekonomik Analiz Yöntemleri Kullanılarak Performansının Değerlendirilmesi. Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği AnaBilim Dalı. Eskişehir: Osmangazi Üniversitesi.

[43] Meyer, L., Tsatsaronis, G., Buchgeister, J. and Schebek, L. (2009). Exergoenvironmental analysis for evaluation of the environmental impact of energy conversion systems. Energy , 34 (1), 75-89.

[44] Boyano, A., Blanco-Marigorta, A., Morosuk, T. and Tsatsaronis, G. (2011). Exergoenvironmental analysis of a steam methane reforming process for hydrogen production. Energy , 36 (4), 2202-2214.

[45] Öztürk, Y. C. (2012). Otomotiv Endüstrisinde Kullanılan Tampon Ve Turbo Emiş Borusunun Yaşam Döngüsü Değerlendirmesi. Yüksek Lisans Tezi, Aksaray Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Aksaray.

[46] Alkaya, E., Böğürcü, M. and Ulutaş, F. (2012). Yaşam Döngüsü Analizi ve BiNa Isı Yalıtım Malzemeleri İçin Uygulamalar. Çevre Bilim and Teknoloji , 3 (4), 261-274.

[47] Scientific Applications International Corporation (SAIC). (2006). Lıfe Cycle Assessment: Prıncıples And Practıce. Natıonal Rısk Management Research Laboratory Office Of Research And Development. Cincinnati: U.S. Envıronmental Protectıon Agency.

[48] Anonim, http://www.amtjets.com/pdf/Titan_specifications.pdf

[49] SAE. (2004). Procedure for the Analysis and Evaluation of Gaseous Emissions from Aircraft Engines (Rev.A b.). SAE.

[50] Lefebvre , A. H. and Ballal , D. R. (2010). GAS Turbine Combustion Alternative Fuels and Emissions. USA: Taylor and Francis Group, LLC.

[51] European Accreditation. (2013). Evaluation of the Uncertainty of Measurement In Calibratio. EA Laboratory Committee.

[52] United Kingdom Accreditation Service. (2012). United Kingdom Accreditation Service. Middlesex: United Kingdom Accreditation Service.

[53] INCROPERA , P. FRANK , P. DAVID DEWITT , L. THEODORE BERGMAN , ve S. ADRIENNE LAVINE (2007). Fundamentals of Heat and Mass Transfer. USA:6th Edition. John Wiley and Sons, Inc.

[54] Heywood, J. B. (1988). Internal Combustion Engine Fundamentals (1. b.). USA: McGraw-Hill,Inc.

EKLER.

EK-1 Özgün Kodlar (on-design.m, off-design.m, turbojet.m)

Not: Özgün kodların tam hali için yazarla iletişime geçilmelidir.

```
%%TURBOJET MOTOR TASARIM NOKTASI (ON-DESIGN) CEVRIM YAZILIMI %%
%
```

```
clc
clear all
% Girdiler
W2=0.66; % Giris hava debisi kg/s
P3Q2=3.8; % Basinc orani
T4od=1220; % K
ETAP2=77; % Kompresor politropik verimi
ETAP4=84;% Turbin politropik verimi
ETA3=98;% Yanma verimi
LHV=43095.2; % kj/kg
EM=98; % mekanik verim
DPQP=0; % Hava aligi basinc kaybi
DPCM=3; % Yanma basinc kaybi
DPJP=1; % Jet pipe basinc kaybi
CD=0.98;
CX=0.98;
Ma=0;
Nwe=14.0067; % kg / kmol
Owe=15.999; % kg / kmol
Cwe=12.0107; % kg / kmol
Hwe=1.00794; % kg / kmol
CO2we=44.0095; % kg / kmol
H2Owe=18.01528; % kg / kmol
```

Ortam Kosullari

```
ALT=0; % ?rtifa
if ALT<11000
    TAMB=288.15-0.0065*ALT;
    PAMB=101.325*(288.15/TAMB)^(-5.25588);
else
    TAMB=216.65;
    PAMB=22.63253/exp(0.000157689*(ALT-10998.1));
end
```

Şekil E-1. *on-design.m kodu ekran görüntüsü*

Turbojet motor off-design yazilimi*

```
clc
clear all
% INPUT
ETA3=98;% Burner Efficiency
LHV=43100; % kj/kg
EM=98; % mechanical efficiency
DPQP=0; % intake pressure loss
DPDP=2; % Compressor exit diffuser pressure loss
DPCM= 3; % Combustor pressure loss
DPJP=2; % jet pipe pressure loss
CD=0.98;
CX=0.98;
Ma=0;
R=287.05; % J / kg K
Tref=288.15;% K
Pref=101.325; %kPa
T4od=1220; % K
Nwe=14.0067;
Owe=15.999;
Cwe=12.0107;
Hwe=1.00794;
CO2we=44.0095;
H2Owe=18.01528;
```

Ambient Conditions

```
ALT=0; % Altitude
if ALT<11000
    TAMB=288.15-0.0065*ALT;
    PAMB=101.325*(288.15/TAMB)^(-5.25588);
else
    TAMB=216.65;
    PAMB=22.63253/exp(0.000157689*(ALT-10998.1));
end
```

Şekil E-2. *off-design.m kodu ekran görüntüsü*

%Turbojet Motor Enerji Ekserji Eksergoekonomi Eksergocevre Yazilimi

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
clc
clear all
```

Motor test verilerini oku

```
ondesign;
R = 8.314;      %Gas constant, J/molK
filename='titanveri100_0.8M_0A.xlsx';
sheet=1;
```

	Debi	Sicaklik	Basinc
Ortam	0	288.15	101.33
Hava Aligi Giris	0.66	288.15	101.33
Kompresor Giris	0.66	288.15	100.31
Kompresor Cikis	0.66	471	381.18
Yakit	0.013784	288.15	101.33
Yanma Odasi Cikis	0.67378	1220	369.75
Turbin Cikis	0.67378	1063.5	187.31
Egzoz Cikis	0.67378	1063.5	185.43

```
%Fuel Molecular Weight and Exergy Rate Definition (Ref: SAE ARP1533)
hop='Yanma Verim Hesaplari.xlsx';
Nwe=14.0067;
Owe=15.999;
Cwe=12.0107;
Hwe=1.00794;
CO2we=44.0095;
H2Owe=18.01528;
```

Şekil E-3. *turbojet.m kodu ekran görüntüsü*

EK-2 Kompresör ve Türbin Haritaları

Kompresör haritası

```
99 HPC Derived from: NASA TM 101433 Example Compressor Map
Reynolds: RNI=0.1000 f=0.950 RNI=1.0000 f=1.000
Mass Flow
  11.02100000  0.000000000  0.052631579  0.105263158  0.157894737
  0.210526316  0.263157895  0.315789474  0.368421053  0.421052632
  0.473684211  0.526315789  0.578947368  0.631578947  0.684210526
  0.736842105  0.789473684  0.842105263  0.894736842  0.947368421
  1.000000000
  0.500000000  0.204751934  0.201706921  0.198236312  0.194731206
  0.191132465  0.187427275  0.183405106  0.179450552  0.175347561
  0.171011567  0.166510578  0.162009391  0.157353658  0.152837096
  0.147918001  0.143090374  0.138244610  0.133435315  0.128772288
  0.124164062
  0.600000000  0.265480692  0.263432745  0.261165198  0.257946714
  0.254435892  0.250376269  0.246024110  0.241241624  0.236588453
  0.231614558  0.226347929  0.221081498  0.215522531  0.209853765
  0.203819328  0.197675093  0.191530857  0.185386622  0.178949850
  0.172513079
  0.700000000  0.350475523  0.349817318  0.347622906  0.344989690
  0.342063742  0.338260186  0.333871559  0.328897663  0.323338696
  0.317194461  0.310757689  0.304161246  0.297006343  0.289399231
  0.281682321  0.273879069  0.265378974  0.256878880  0.248437924
  0.240538277
  0.750000000  0.403396101  0.402408694  0.401239537  0.399117076
  0.396483860  0.393398042  0.389571620  0.384963591  0.379697160
  0.373772326  0.367189287  0.360277046  0.352706404  0.344365785
  0.335261301  0.325782473  0.315981344  0.306295731  0.296421271
  0.286875815
  0.800000000  0.465167263  0.464179857  0.462112394  0.459900832
  0.457267616  0.453975998  0.450355376  0.446243317  0.441797326
  0.436860096  0.431593665  0.425339630  0.418756591  0.410856944
  0.401640689  0.391436831  0.380586200  0.368066894  0.354900816
  0.342722144
  0.850000000  0.520127706  0.518760042  0.517392181  0.516024518
  0.514503884  0.512375903  0.510407595  0.508066916  0.505141164
  0.501922877  0.498119321  0.494023033  0.488756602  0.483197635
  0.476175595  0.468568484  0.459498497  0.447210223  0.432581072
  0.416489045
  0.900000000  0.570094145  0.569435940  0.568558136  0.567680332
  0.566802724  0.565675161  0.564840922  0.563578721  0.562132207
  0.560685495  0.559341881  0.557366871  0.555172656  0.552319841
  0.547711812  0.541786979  0.533384659  0.522476665  0.510407595
  0.495632374
  0.950000000  0.619924371  0.619412433  0.618900299  0.618260426
  0.617620357  0.616852352  0.616076265  0.615023412  0.614036203
  0.612884196  0.611604056  0.610196179  0.608404102  0.606355958
  0.603795876  0.600723857  0.595987696  0.590227462  0.583964557
  0.576402982
  1.000000000  0.663281357  0.663134892  0.662915490  0.662622954
  0.662330419  0.661964749  0.661598882  0.661233213  0.660794409
  0.660355408  0.659770337  0.659111934  0.658234327  0.657137121
  0.655600914  0.653626101  0.650580103  0.646677195  0.642727372
  0.638367920
  1.050000000  0.693735231  0.693497497  0.693186628  0.692894092
```

0.692601557 0.692327157 0.692034621 0.691760418 0.691489566
0.691182443 0.690864281 0.690557158 0.690206076 0.689865835
0.689520272 0.689146718 0.688746748 0.688351707 0.687920197
0.687463060

Efficiency
11.02100000 0.000000000 0.052631579 0.105263158 0.157894737
0.210526316 0.263157895 0.315789474 0.368421053 0.421052632
0.473684211 0.526315789 0.578947368 0.631578947 0.684210526
0.736842105 0.789473684 0.842105263 0.894736842 0.947368421
1.000000000
0.500000000 0.551158075 0.565949457 0.575077130 0.581288668
0.585848290 0.589270114 0.591301296 0.592565516 0.593324049
0.593492611 0.592911070 0.591427718 0.588562151 0.584836914
0.579426049 0.573930903 0.567972210 0.562148367 0.556577368
0.551250785
0.600000000 0.565131928 0.582451751 0.598928760 0.611385548
0.621313895 0.627230447 0.630610131 0.632085055 0.631874351
0.631031537 0.628705371 0.625114985 0.621103191 0.615827177
0.609699921 0.602729851 0.595338374 0.587727765 0.578970930
0.571065337
0.700000000 0.609809486 0.630003305 0.645266662 0.657099768
0.666749986 0.673113230 0.675894515 0.677495861 0.677167164
0.674883139 0.671840581 0.667382096 0.661954375 0.655211865
0.647921526 0.640361486 0.631107391 0.621204329 0.611343407
0.603151257
0.750000000 0.639577669 0.655152868 0.668250194 0.677757134
0.685780721 0.691275867 0.694444847 0.696130474 0.696560309
0.695709067 0.694023440 0.691486570 0.687685480 0.682190334
0.675220264 0.666985974 0.657479034 0.647972095 0.637411638
0.626851181
0.800000000 0.670551076 0.682426322 0.692009115 0.698987613
0.704095065 0.708325990 0.711494970 0.713543007 0.714899937
0.715186494 0.714697662 0.713349160 0.710626871 0.705746980
0.698481925 0.689969505 0.680041159 0.668840164 0.657436893
0.646665733
0.850000000 0.689480673 0.695987196 0.701313779 0.706336949
0.711216841 0.714992647 0.718717884 0.721861579 0.723934901
0.724819856 0.724929421 0.724373164 0.722603255 0.720234949
0.716686702 0.712464205 0.706488656 0.697883527 0.686674104
0.674352166
0.900000000 0.690913457 0.699409020 0.706884778 0.712320927
0.716644562 0.720555218 0.723993898 0.726657190 0.728561949
0.729986304 0.730458280 0.729952591 0.728941215 0.727415722
0.724794571 0.721929004 0.717613798 0.711789954 0.705451995
0.697327270
0.950000000 0.688385016 0.697124995 0.704221487 0.710559446
0.715650042 0.720319230 0.723993898 0.726783612 0.729067637
0.730205436 0.730584702 0.730331858 0.729320481 0.727668566
0.725645813 0.723108944 0.720066386 0.717023828 0.712717050
0.709421648
1.000000000 0.673956044 0.685190751 0.694621838 0.702636997
0.709008669 0.714807228 0.718911731 0.721541310 0.723682057
0.724609152 0.725199122 0.725199122 0.724946278 0.724078179
0.722898240 0.720976625 0.719198288 0.716686702 0.713585148
0.709345794
1.050000000 0.653913932 0.660058044 0.666859551 0.672472691
0.678684229 0.684010812 0.688680000 0.693256479 0.697065998
0.700336115 0.703496667 0.706252668 0.708696828 0.710610015

0.712228218 0.713543007 0.713795851 0.712902469 0.710247605
0.703892789

Pressure Ratio
11.02100000 0.000000000 0.052631579 0.105263158 0.157894737
0.210526316 0.263157895 0.315789474 0.368421053 0.421052632
0.473684211 0.526315789 0.578947368 0.631578947 0.684210526
0.736842105 0.789473684 0.842105263 0.894736842 0.947368421
1.000000000
0.500000000 1.147730838 1.171439308 1.193263660 1.214092341
1.233753023 1.252176775 1.268697262 1.284409724 1.298643996
1.311066912 1.321846971 1.331520302 1.339520139 1.346914914
1.351655842 1.355588745 1.358292376 1.360000335 1.361202800
1.361539796
0.600000000 1.297851288 1.331956865 1.364848489 1.394209309
1.421766431 1.446573969 1.469313573 1.489395501 1.508715356
1.525637942 1.540170916 1.553382710 1.564090008 1.572974461
1.578914024 1.582927346 1.585481626 1.586584524 1.584888053
1.581705734
0.700000000 1.545122466 1.595514931 1.640392907 1.683053600
1.723860812 1.760447909 1.793638234 1.823217335 1.848989908
1.870756818 1.889628622 1.906126132 1.918361402 1.926686748
1.932630140 1.936291148 1.934613824 1.930971964 1.925691076
1.921329269
0.750000000 1.720984853 1.778197667 1.834418639 1.886534381
1.935927345 1.982631995 2.025219927 2.063208623 2.096877637
2.125993368 2.150333706 2.171315567 2.187188868 2.197195366
2.201162734 2.200975088 2.196835392 2.191071986 2.182057330
2.172671212
0.800000000 1.947515429 2.014256053 2.076182988 2.136846187
2.194939787 2.249200052 2.300906037 2.349138660 2.394483836
2.436010995 2.474390301 2.505968404 2.534015703 2.552918143
2.562277455 2.563644588 2.558788775 2.541552170 2.517740304
2.497114587
0.850000000 2.168324723 2.242146103 2.315523260 2.388456195
2.460205812 2.528443773 2.596823425 2.662606673 2.724476166
2.783802867 2.838790738 2.890914139 2.934807932 2.975377715
3.005247859 3.029473311 3.042248542 3.031767185 3.003110995
2.961740845
0.900000000 2.384799017 2.469959563 2.553837224 2.637420014
2.720707932 2.802375969 2.885269448 2.965470784 3.044178613
3.122411583 3.200793904 3.274764635 3.346678921 3.413545919
3.467695128 3.511412764 3.536128394 3.540865492 3.534562126
3.505886788
0.950000000 2.615607150 2.709924044 2.804064781 2.897347708
2.990408524 3.082527282 3.174335850 3.264218177 3.354146457
3.442692286 3.530020332 3.616057835 3.699004927 3.779566237
3.855800205 3.927461744 3.985781285 4.034898524 4.078413196
4.109945346
1.000000000 2.828558299 2.932322583 3.035642645 3.138476359
3.241206677 3.343397035 3.445461019 3.547394799 3.648723518
3.749899057 3.849921914 3.949228654 4.046731696 4.142323816
4.234243439 4.322272285 4.401255839 4.472404223 4.541898262
4.606731792
1.050000000 2.984878718 3.093606042 3.201839359 3.310068847
3.418191109 3.526317200 3.634232669 3.742159626 3.850009993
3.957515704 4.064833770 4.172117370 4.278964406 4.385769318
4.492405731 4.598701319 4.704648421 4.810492127 4.915887781
5.020904314

```
SurgeLine
  2.011000000  0.169824471  0.215143851  0.259891564  0.293619907
  0.348559059  0.420096263  0.498848295  0.585820503  0.651680463
  0.688351904
  1.000000000  1.314019461  1.567149783  1.932484619  2.174126424
  2.506527512  2.969131791  3.517134046  4.063604498  4.375326256
  4.810511275
```

Türbin haritası

```
99 HPT Derived from: High Work Low Aspect Ratio Turbine NASA
TM83655. 1984
Reynolds: RNI=0.1000 f=0.950 RNI=1.0000 f=1.000
Min Pressure Ratio
  2.006000000  0.800000012  0.899999976  1.000000000  1.049999952
  1.100000024
  1.000000000  1.286741924  1.295302687  1.305537683  1.311283060
  1.317447043
Max Pressure Ratio
  2.006000000  0.800000012  0.899999976  1.000000000  1.049999952
  1.100000024
  1.000000000  2.495348231  2.564275354  2.616384376  2.636132211
  2.651675424
Mass Flow
  6.021000000  0.000000000  0.052631579  0.105263158  0.157894737
  0.210526316  0.263157895  0.315789474  0.368421053  0.421052632
  0.473684211  0.526315789  0.578947368  0.631578947  0.684210526
  0.736842105  0.789473684  0.842105263  0.894736842  0.947368421
  1.000000000
  0.800000012  0.346777047  0.356679192  0.364844102  0.371098071
  0.375267393  0.377612628  0.379064373  0.379784128  0.380131598
  0.380218451  0.380218451  0.380218451  0.380218451  0.380218451
  0.380218451  0.380218451  0.380218451  0.380218451  0.380218451
  0.380218451
  0.899999976  0.346580661  0.355897427  0.363967520  0.370229454
  0.374181528  0.376570305  0.378130630  0.378915540  0.379176128
  0.379262981  0.379262981  0.379262981  0.379262981  0.379262981
  0.379262981  0.379262981  0.379262981  0.379262981  0.379262981
  0.379262981
  1.000000000  0.347124488  0.356154351  0.363656985  0.368926542
  0.372487836  0.375093659  0.376483423  0.377303074  0.377612628
  0.377699482  0.377699482  0.377699482  0.377699482  0.377699482
  0.377699482  0.377699482  0.377699482  0.377708657  0.377699482
  0.377699482
  1.049999952  0.348424110  0.356798968  0.363722225  0.368608244
  0.371990840  0.374360284  0.375687260  0.376473987  0.376796671
  0.376918064  0.376938175  0.376939560  0.376957450  0.376961173
  0.376961173  0.376961173  0.376962356  0.376964549  0.376961173
  0.376961173
  1.100000024  0.349658376  0.357480231  0.363888631  0.368366787
  0.371532365  0.373703894  0.374929590  0.375701688  0.376010521
  0.376159066  0.376180188  0.376179495  0.376222864  0.376222864
  0.376222864  0.376222864  0.376222864  0.376222864  0.376222864
  0.376222864

Efficiency
  6.021000000  0.000000000  0.052631579  0.105263158  0.157894737
```

0.210526316 0.263157895 0.315789474 0.368421053 0.421052632
0.473684211 0.526315789 0.578947368 0.631578947 0.684210526
0.736842105 0.789473684 0.842105263 0.894736842 0.947368421
1.000000000
0.800000012 0.813841153 0.815499483 0.817107262 0.817361590
0.816751046 0.815825391 0.813841153 0.811494457 0.807989990
0.803515615 0.798728320 0.792720725 0.785680526 0.776950791
0.767689065 0.756424825 0.742907739 0.728778083 0.714058072
0.699961368
0.899999976 0.824636042 0.827608575 0.830737483 0.833084235
0.835274499 0.836838981 0.837308332 0.837308332 0.836209488
0.833686738 0.830236869 0.825513114 0.818534600 0.810555757
0.800887264 0.789716928 0.777526472 0.763351327 0.749196931
0.734628796
1.000000000 0.825849144 0.833371120 0.839889675 0.845850373
0.851047752 0.855026011 0.857817541 0.859321914 0.859509946
0.858898109 0.856689233 0.852796611 0.847286763 0.840241729
0.830737483 0.820069618 0.807066134 0.793424723 0.778461518
0.763856102
1.049999952 0.830214322 0.837459253 0.843952504 0.849879521
0.854869524 0.858553364 0.861103781 0.862727304 0.863035781
0.862324474 0.860314652 0.857208459 0.852139566 0.845662622
0.837496027 0.827639839 0.817220397 0.805111360 0.791594274
0.778077187
1.100000024 0.830989169 0.838824570 0.845005520 0.850794099
0.855487546 0.858772942 0.861077015 0.862957509 0.863309902
0.862644084 0.861077015 0.857942878 0.853610144 0.847195784
0.840078213 0.830768803 0.820130346 0.809491888 0.796623188
0.783000276

EK-3. Sabit basınç özgül ısı hesaplamaları

İdeal bir gaz karışımı için sabit basınç özgül ısı değeri aşağıdaki şekilde hesaplanır [35]:

$$c_{p,mix} = \sum_{i}^{n} m_{x,i} c_{p,i} \tag{E.3.1}$$

Her bir gaz bileşeni için ısı değeri sıcaklığa göre değişimi dikkate alınarak yaklaşık olarak bulunur.

$$\frac{c_{p,i}}{R_U} = (a_{i1} + a_{i2}T + a_{i3}T^2 + a_{i4}T^3 + a_{i5}T^4)/M_i \tag{E.3.2}$$

Buna göre, gaz karışımı için özgül ısı oranı:

$$\gamma = \frac{c_{p,mix}}{c_{p,mix} - R_{mix}} = \frac{c_{p,mix}}{c_{p,mix} - {R_U}/{M_{mix}}} \tag{E.3.3}$$

Denklem E.3.2'deki a_{ij} katsayıları ise Tablo E.1'de verilmiştir [54].

Tablo E.1. *Bazı bileşenlerin termodinamik özellikleri için katsayılar*

Bileşenler	**T aralığı, K**	a_{i1}	a_{i2}	a_{i3}	a_{i4}
CO_2	1000-5000	4.4608	0.0031	-1.24E-06	2.27E-10
	300-1000	2.4008	8.74E-03	-6.61E-06	2.00E-09
H_2O	1000-5000	2.7168	2.95E-03	-8.02E-07	1.02E-10
	300-1000	4.0701	-1.11E-03	4.15E-06	-2.96E-09
O_2	1000-5000	3.62E+00	7.36E-04	-1.97E-07	3.62E-11
	300-1000	3.63E+00	-1.88E-03	7.06E-06	-6.76E-09
N_2	1000-5000	2.90E+00	1.52E-03	-5.72E-07	9.98E-11
	300-1000	3.67E+00	-1.21E-03	2.32E-06	-6.32E-10
CO	1000-5000	2.9841	1.49E-03	-5.79E-07	1.04E-10
	300-1000	3.7101	-1.62E-03	3.69E-06	-2.03E-09

ÖZGEÇMİŞ

Adı-Soyadı	:	Kahraman ÇOBAN
Yabancı Dil	:	İngilizce
Doğum Yeri ve Yılı	:	Bandırma, 1981
E-posta	:	cobankahraman@hotmail.com

Eğitim ve Mesleki Geçmişi

- 2004, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği, Lisans
- 2005-2006, Kalite Kontrol Mühendisi, TOYOTA OTOMOTİV A.Ş.
- 2006-2010, Tasarım Mühendisi, TUSAŞ MOTOR SANAYİİ A.Ş..
- 2010-2012, Kıdemli Tasarım Mühendisi, TUSAŞ MOTOR SANAYİİ A.Ş.
- 2012-2015, Teknik Lider, TUSAŞ MOTOR SANAYİİ A.Ş.
- 2015-2018, Kıdemli Teknik Lider, TUSAŞ MOTOR SANAYİİ A.Ş.

Yayınları ve Bilimsel/Sanatsal Faaliyetleri

- Coban,K., Sohret Y., Sogut, M.Z., Turan,O,Karakoc,T.H. (2014).Energetic and Exergetic Assessment of A Mini Class Gas Turbine Engine. The 5th Global Conference on Global Warming (GCGW-2014) May 25-29, 2014 Peking University,Beijing, NO. GCGW14-055
- Coban, K., Sohret,Y., Colpan, C.O.,Karakoc, T.H. (2015). Exergy-based Performance Evaluation Of A Mini Class Gas Turbine.7th International Exergy, Energy and Environment Symposium, University of Valenciennes.
- Coban, K.,, Colpan, C.O.,Karakoc. (2015).Application of Thermodynamic Laws On A Military Helicopter Engine. International Symposium on Sustainable Aviation, Istanbul.
- Ekici, S., Coban,K., Altuntaş, Ö., Karakoç, T.H. (2015).Experimental and Numerical Investigations of a Small Turbojet Engine with the Aid of Exergy. 7th International Exergy, Energy and Environment Symposium, University of Valenciennes.
- Coban, K., Sohret, Y., Karakoc, T.H., Colpan. O.C. (2016). "Environmental Assessment of a Micro Turbojet Engine with the Aid of Exergy", 52nd

AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Propulsion and Energy Forum, (AIAA 2016-4640)

- Coban, K. , Colpan, C.O., Karakoc, T.H. (2016). Bir Helikopter Motorunun Enerji ve Ekserji Analizi. Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi. *10.23890/SUHAD.2016.0106*
- Coban, K. , Colpan, C.O., Karakoc, T.H. (2017). Application of thermodynamic laws on a military helicopter engine . Energy. 10.1016/j.energy.2017.07.179.
- Coban, K., Şöhret, Y. , Colpan, C.O., Karakoc, T.H. (2017). Exergetic and Exergoeconomic Assessment of a Small-Scale Turbojet Fuelled with Biodiesel. Energy. *10.1016/j.energy.2017.05.096.*
- Coban, K., Şöhret, Y. , Colpan, C.O., Karakoc, T.H.. (2017). Küçük Bir Turbojet Motorun Farklı Yakıt Kullanımlarında Ekserjetik Ve Eksergoekonomik Performansının Karşılaştırılması. *10.23890/SUHAD.2017.0202*
- S Ekici, Y Sohret, K Coban, O Altuntas, T.H. Karakoc.(2017).Performance evaluation of an experimental turbojet engine.International Journal of Turbo and Jet-Engines.34 (4),365-375.
- S Ekici, Y Sohret, K Coban, O Altuntas, T.H. Karakoc.(2018). Sustainability metrics of a small scale turbojet engine. International Journal of Turbo and Jet-Engines.35 (2),113-119.