

UÇUŞ PROFİLİ BELİRLENMİŞ DEĞİŞKEN ÇEVİRİMLİ İTKİ SİSTEMİNİN PERFORMANS OPTİMİZASYONU

Hakan AYGÜN

Doktora Tezi

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Önder TURAN

(İkinci Danışman: Prof. Dr. İsmail EKMEKÇİ)

Eskişehir

Eskişehir Teknik Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Aralık 2020

Bu tez çalışması BAP Komisyonu tarafından kabul edilen 20DRP056 no.lu proje kapsamında desteklenmiştir.

ÖZET

UÇUŞ PROFİLİ BELİRLENMİŞ DEĞİŞKEN ÇEVİRİMLİ İTKİ SİSTEMİNİN PERFORMANS OPTİMİZASYONU

Hakan AYGÜN

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Aralık 2020

Danışman: Prof. Dr. Önder TURAN

(İkinci Danışman: Prof. Dr. İsmail EKMEKÇİ)

Bu tez kapsamında; Değişken çevrimli turbofan motor modelinin (VCE) uçuş fazları için performans ve enerji denklemleri elde edilerek on-dizayn ve off-dizayn itki modeli geliştirilmiştir. Diğer yandan, Genetik Algoritma yaklaşımıyla VCE'nin toplam verim, özgül itki ve özgül yakıt tüketimi gibi parametrelerinin optimizasyonu, bu çalışmada özgün olarak geliştirilen kodla gerçekleştirilmiştir. Tezde elde edilen VCE motor modeli için, bir uçuş görevi belirlenmiş ve bu her bir uçuş fazı için uçuş performans (taşıma, sürüklenme gibi.) parametreleri hesaplanmıştır. Bununla birlikte, VCE'nin ana komponentlerin giriş-çıkış noktaları için özgül entropi değerleri ve entropi üretimleri hesaplanmıştır. Ayrıca, VCE motor modeli ve komponentlerinin ekserjetik parametrelerini hesaplayan bir algoritma geliştirilmiş ve bu analize dayanarak VCE'nin eksergo-ekonomik analizi yapılmıştır. Geliştirilen ekserjetik ve eksergo-ekonomik algoritmalar ile on-dizayn, off-dizayn ve belirlenen uçuş görev fazlarında VCE'nin ekserji ve eksergo-ekonomik parametreleri hesaplanmıştır. Son olarak, off-dizayn'da (düz uçuş için) farklı uçuş koşullarında VCE'nin performans ve ekserjetik parametrelerinin modellenmesi yapılmıştır. VCE için elde edilen analiz sonuçları, savaş uçaklarında kullanılan benzer motor modeliyle performans ve sürdürülebilirlik açısından karşılaştırılmıştır.

Anahtar Sözcükler: Değişken çevrimli turbofan, Gaz türbinleri, Ekserji, İtki, Optimizasyon, Uçuş mekaniği.

ABSTRACT

PERFORMANCE OPTIMIZATION OF FLIGHT PROFILE DEFINED VARIABLE CYCLE PROPULSION SYSTEM

Hakan AYGÜN

Department of Aircraft Airframe and Powerplant Maintenance

Eskişehir Technical University, Institute of Graduate Programs, December 2020

Supervisor: Prof. Dr. Önder TURAN

(Co-Supervisor: Prof. Dr. İsmail EKMEKÇİ)

Within the scope of this thesis; on-design and off-design thrust models are developed by obtaining the performance and energy equations for the flight phases of the variable cycle turbofan engine model (VCE). On the other hand, with the Genetic Algorithm approach, the optimization of several parameters such as total efficiency, specific thrust and specific fuel consumption of VCE is carried out with a specific code that is developed for this study. For the VCE model obtained in the thesis, a flight mission is determined and flight performance parameters (such as lift, drag etc.) are calculated for each flight phase. In addition, specific entropy values for the input-output points of each component and entropy generation of the main components of the VCE are calculated. Furthermore, an algorithm that calculates the exergetic parameters of the VCE model and its components is developed. Based on this analysis, exergoeconomic analysis of the VCE is performed. Exergy and exergoeconomic parameters of VCE for on-design, off-design and determined flight mission phases are computed with the developed exergetic and exergoeconomic algorithms. Finally, at off-design (for cruise flight), performance and exergetic parameters regarding the VCE model are modeled in different flight conditions. The results of analysis obtained for the VCE are compared with the similar engine model used in fighter aircraft in terms of performance and sustainability.

Keywords: Variable cycle turbofan, Gas turbines, Exergy, Propulsion, Optimization, Flight mechanics.

TEŞEKKÜR

Tez çalışmamın hazırlanmasında, yönlendirilmesi ve değerlendirilmesinde bana her konuda yol gösteren değerli danışman hocam Sayın Prof. Dr. Önder TURAN'a teşekkürü bir borç bilirim.

Görüş ve önerileriyle tez çalışmama katkıda bulunan ikinci danışman hocam Sayın Prof. Dr. İsmail EKMEKÇİ'ye teşekkürlerimi sunarım.

Değerli düşünceleri ve önerileriyle tezimin daha iyi bir noktaya gelmesini sağlayan tüm jüri üyelerine ayrı ayrı teşekkürlerimi sunarım.

Tüm eğitim hayatım boyunca bana her anlamda destek olan değerli aileme, desteklerini ve fedakarlığını her zaman hissettiğim sevgili eşim Şeyda AYGÜN'e ve oğlum Fatih Cihan AYGÜN'e sonsuz teşekkür ederim.

Hakan AYGÜN

ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

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

Hakan AYGÜN

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	x
ŞEKİLLER DİZİNİ	xi
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xvii
1. GİRİŞ	1
1.1. Havacılıkta Sürdürülebilirlik.....	1
1.1.1. Havacılıkta emisyon düzenlemeleri	2
1.1.2. Turbofan teknolojisindeki gelişmeler	5
1.1.3. Tezin amacı	8
1.1.4. Tezin özgünlüğü.....	9
1.1.5. Tezin güncelliği.....	10
1.1.6. Tezin ekonomik ve sosyal katkıları.....	11
1.2. Literatür Taraması	12
2. DEĞİŞKEN ÇEVİRİMLİ TURBOFAN MOTORU (VCE)	15
2.1. Sistem Tanıtımı	15
3. PARAMETRİK ÇEVİRİM ANALİZİ.....	17
3.1. Parametrik Denklemlerin VCE Komponentlerine Uygulanması.....	20
3.2. VCE Performans Analizi Sonuçları	26
3.2.1. On-dizayn performans sonuçları	26
3.2.2. Off-dizayn performans sonuçları.....	29

3.3. VCE Güç Analizi	33
3.3.1. Tasarım parametrelerinin incelenmesi	36
3.3.2. On-dizayn güç analizi.....	41
3.4. Tasarım Parametlerinin Etki Analizi.....	45
4. VCE GENETİK ALGORİTMA UYGULAMASI	62
4.1. VCE Performans Parametrelerinin Optimizasyonu	63
4.2. VCE Modeli SFC Optimizasyonu.....	73
5. UÇAK PERFORMANS ANALİZİ	77
5.1. Mevcut Uçak Uygulaması.....	85
6. TERMODİNAMİK ANALİZ	89
6.1. Ekserjetik Tanımlar	93
6.2. Entropi Denklemleri	98
6.3. İkinci Yasa Verimleri.....	99
6.3.1. Carnot verimi.....	99
6.3.2. Curzon-Ahlborn verimi	100
6.3.3. Caputo verimi	100
6.4. VCE Ekserji Uygulaması.....	101
6.5. Ekserjetik Sürdürülebilirlik Parametreleri.....	101
6.5.1. Ekserji verimi	102
6.5.2. Ekserji yıkım faktörü	103
6.5.3. Atık ekserji oranı.....	103
6.5.4. Çevresel etki faktörü	103
6.5.5. Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi	103
6.6. VCE Entropi Analizi Uygulaması	104
6.7. VCE Ekserji Analizi Uygulaması	129
6.7.1. On-dizayn ekserji	129
6.7.2. Off-dizayn ekserji.....	137
6.7.3. Uçuş fazlarında ekserji	146
7. EKSEJGO-EKONOMİ ANALİZİ	158
7.1. Termo-ekonomik Yöntemler	159
7.1.1. Cebirsel yöntemler	159

7.1.2. Ekserjetik maliyet teorisi	160
7.2. Eksergo-ekonomi Analizi (EEA) Yöntemleri	160
7.2.1. Son giren ilk çıkar (LIFO) ilkesi	160
7.2.2. Özgül ekserji maliyetleme / ortalama maliyet (SPECO / AVCO) yaklaşımı.....	161
7.2.3. Modifiye üretken yapı analizi (MOPSA) yaklaşımı	162
7.3. Eksergo-ekonomik Terimler	162
7.4. SPECO Yöntemine Dayalı Ekserji Maliyetlendirme.....	166
7.5. Yakıt (F) ve Ürün (P) Kuralı.....	168
7.6. Eksergo-ekonomik Yönteminin VCE Modeline Uygulanması	168
7.7. Eksergo-ekonomik Performans Metrikleri	169
7.7.1. Ekserji yıkım maliyeti	169
7.7.2. Nispi maliyet farkı	170
7.7.3. Eksergo-ekonomik faktör	170
7.7.4. Özgül itki maliyeti	171
7.8. On-dizayn Eksergo-ekonomi.....	172
7.9. Uçuş Fazlarında Eksergo-Ekonomi.....	188
8. VCE PERFORMANS PARAMETRELERİNİN MODELLEMESİ	202
8.1. Off-dizayn Performans Modellemesi.....	206
8.1.1. SFC modeli	206
8.1.2. İtki modeli	208
8.1.3. Ekserji verimi modeli	210
8.1.4. Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi modeli.....	211
9. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	213
KAYNAKÇA	217
EKLER	229
ÖZGEÇMİŞ	

TABLÖLAR DİZİNİ

Sayfa

Tablo 1.1. Çeşitli düşük by-pass motor özellikleri	8
Tablo 2.1. VCE performans değerleri	16
Tablo 2.2. VCE ve F100 için ana girdi parametreleri (DBM ve SBM için)	16
Tablo 3.1. VCE komponentleri için istasyon numaralandırılması	17
Tablo 3.2. VCE performans girdileri	19
Tablo 3.3. VCE performans çıktıları	19
Tablo 4.1. Genetik algoritma girdi parametreleri	74
Tablo 5.1. Askeri uçak için uçuş görevi adımları	82
Tablo 5.2. Çeşitli hava araçları için itki yüklemesi	84
Tablo 5.3. Çeşitli hava araçları için tipik kanat yüklemesi	85
Tablo 5.4. VCE ve mevcut uçak performans parametreleri	86
Tablo 5.5. Tüm uçuş segmenti için ağırlık kesirleri, kullanılan yakıt miktarı, uçuş süreleri, menzil ve irtifa bilgileri	86
Tablo 5.6. Mevcut uçak ve VCE modelinin performans parametreleri	87
Tablo 6.1. Fan çıkışı akışının özgül entropisi (kJ/kgK)	116
Tablo 6.2. CDFS çıkışı akışının özgül entropisi (kJ/kgK)	116
Tablo 6.3. HPC çıkışı akışının özgül entropisi (kJ/kgK)	117
Tablo 6.4. CC çıkışı akışının özgül entropisi (kJ/kgK)	117
Tablo 6.5. HPT çıkışı akışının özgül entropisi (kJ/kgK)	118
Tablo 6.6. LPT çıkışı akışının özgül entropisi (kJ/kgK)	118
Tablo 6.7. Ana girdi parametreleri (uçuş koşullarının uç noktalarında) (DBM)	138
Tablo 6.8. Ana girdi parametreleri (uçuş koşullarının uç noktalarında) (SBM)	139
Tablo 6.9. Sekiz uçuş aşaması boyunca VCE komponentleri için termodinamik ve kütle debi bilgisi	147
Tablo 7.1. VCE ekonomik parametreler	166

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 1.1. Karbon emisyonlarını azaltmak için alınacak önlemlerin tahmini.....	3
Şekil 1.2. Turbofan motorların tasarım parametreleri gelişimi	6
Şekil 1.3. Eurofighter Typhoon ve Eurojet EJ200.....	7
Şekil 1.4. Rafale C ve SNECMA M88-2 turbofan	7
Şekil 1.5. F-16 ve F110-GE-129 turbofan	8
Şekil 2.1. VCE modelinin kesit görüntüsü	15
Şekil 2.2. Üç farklı yönden F-16 uçağının görüntüsü.....	16
Şekil 3.1. VCE kesit görüntüsü	17
Şekil 3.2. VCE komponentlerinin gösterimi	18
Şekil 3.3. DBM ve SBM için 3 farklı düşük by-pass motorunun SFC değerleri	27
Şekil 3.4. DBM ve SBM için 3 farklı düşük by-pass motorunun ST değerleri.....	28
Şekil 3.5. Performans parametrelerinin hesaplanması için akış diyagramı	29
Şekil 3.6. DBM ve SBM'de F100 ve VCE motorları için SFC değerleri.....	30
Şekil 3.7. DBM ve SBM'de F100 ve VCE motorlarının ST değerleri.....	31
Şekil 3.8. VCE ve F100 motoru için verim değerlerinin gösterimi (DBM).....	32
Şekil 3.9. VCE ve F100 motoru için verim değerlerinin gösterimi (SBM).....	33
Şekil 3.10. Kontrol hacmine etki eden kuvvetlerin ve çeşitli güçlerin gösterimi.....	34
Şekil 3.11. DBM'de güç değerlerinin hesaplanması (F100 ve VCE için)	35
Şekil 3.12. SBM'de güç değerlerinin hesaplanması (F100 ve VCE için)	36
Şekil 3.13. BPR'nin DBM'de toplam verim ve atık güç değeri üzerindeki etkileri.....	36
Şekil 3.14. BPR değişiminin DBM'de SFC ve ST değerleri üzerindeki etkileri	37
Şekil 3.15. BPR değişiminin SFC ve ST üzerindeki etkileri (SBM).....	38
Şekil 3.16. TIT'nin DBM'de toplam verim ve atık güç değeri üzerindeki etkileri	39
Şekil 3.17. DBM ve SBM'de türbin giriş sıcaklığının SFC'ye etkileri	40
Şekil 3.18. HPC basınç oranının DBM ve SBM'de SFC üzerindeki etkileri.....	41
Şekil 3.19. VCE güç değerleri (DBM ve SBM)	42
Şekil 3.20. VCE verimleri (DBM ve SBM)	42
Şekil 3.21. Off-dizayn itki ve ısı verim değerleri (DBM)	44
Şekil 3.22. Off-dizayn toplam verim değerleri (DBM ve SBM).....	44
Şekil 3.23. Uçuş fazlarında verim değerleri	45
Şekil 3.24. VCE 'nin BPR ve HPC PR ile değişen SFC değerleri (Ses altı kalkışı)	46

Şekil 3.25. VCE 'nin BPR ve HPC PR ile değişen ST değerleri (Ses altı kalkış).....	47
Şekil 3.26. VCE 'nin BPR ve TIT ile değişen SFC değerleri (Ses altı kalkış).....	48
Şekil 3.27. VCE 'nin BPR ve OPR ile değişen SFC değerleri (Ses altı kalkış)	48
Şekil 3.28. VCE 'nin BPR ve HPC PR ile değişen SFC değerleri (Ses altı uçuş)	49
Şekil 3.29. VCE 'nin BPR ve HPC PR ile değişen ST değerleri (Ses altı uçuş).....	50
Şekil 3.30. VCE 'nin BPR ve HPC PR ile değişen toplam verimleri (Ses altı uçuş).....	51
Şekil 3.31. VCE 'nin BPR ve TIT ile değişen SFC değerleri (Ses altı uçuş).....	52
Şekil 3.32. VCE 'nin BPR ve OPR ile değişen SFC değerleri (Ses altı uçuş)	53
Şekil 3.33 VCE 'nin farklı Mach sayılarında değişen SFC değerleri (Ses altı uçuş).....	53
Şekil 3.34. VCE 'nin BPR ile HPC PR ile değişen SFC değerleri (Ses üstü kalkış)	54
Şekil 3.35. VCE 'nin BPR ve HPC PR ile değişen ST değerleri (Ses üstü kalkış).....	55
Şekil 3.36. VCE 'nin BPR ve TIT ile değişen SFC değerleri (Ses üstü kalkış)	56
Şekil 3.37. VCE 'nin BPR ve OPR ile değişen SFC değerleri (Ses üstü kalkış)	56
Şekil 3.38. VCE 'nin BPR ve HPC PR ile değişen SFC değerleri (Ses üstü uçuş).....	57
Şekil 3.39. VCE 'nin BPR ve HPC PR ile değişen ST değerleri (Ses üstü uçuş)	58
Şekil 3.40. VCE 'nin BPR ve HPC PR ile değişen toplam verimleri (Ses üstü uçuş).....	58
Şekil 3.41. VCE 'nin BPR ve TIT ile değişen SFC değerleri (Ses üstü uçuş)	60
Şekil 3.42. VCE 'nin OPR ve TIT ile değişen SFC değerleri (Ses üstü uçuş).....	60
Şekil 3.43. VCE 'nin farklı Mach sayılarında değişen SFC değerleri (Ses üstü uçuş).....	61
Şekil 4.1. BPR ve HPC PR ile SFC optimizasyonu (Ses altı kalkış)	64
Şekil 4.2. BPR ve HPC PR ile SFC optimizasyonu (Ses üstü kalkış).....	65
Şekil 4.3. BPR ve HPC PR ile SFC optimizasyonu (Ses altı uçuş).....	66
Şekil 4.4. BPR ve HPC PR ile SFC optimizasyonu (Ses üstü uçuş)	66
Şekil 4.5. BPR ve TIT ile SFC optimizasyonu (Ses altı kalkış).....	67
Şekil 4.6. BPR ve TIT ile SFC optimizasyonu (Ses altı uçuş)	68
Şekil 4.7. BPR ve TIT ile SFC optimizasyonu (Ses üstü kalkış)	69
Şekil 4.8. BPR ve TIT ile SFC optimizasyonu (Ses altı uçuş)	70
Şekil 4.9. BPR ve HPC PR ile SFC optimizasyonu (Ses altı uçuş).....	70
Şekil 4.10. BPR ve HPC PR ile SFC optimizasyonu (Ses üstü uçuş)	71
Şekil 4.11. BPR ve TIT ile toplam verim optimizasyonu (Ses altı uçuş).....	72
Şekil 4.12. BPR ve TIT ile toplam verim optimizasyonu (Ses üstü uçuş)	73

Şekil 4.13. VCE performans optimizasyonu akış diyagramı.....	75
Şekil 4.14. DBM'de ve SBM'de BPR ve TIT'e göre minimum SFC değerleri	75
Şekil 4.15. DBM ve SBM'de BPR ve HPC PR ile minimum SFC değerleri.....	76
Şekil 5.1. Tipik bir savaş uçağı görüntüsü.....	77
Şekil 5.2. Askeri uçaklar için düşünülmüş bir savaş görevi uçuş senaryosu.....	83
Şekil 6.1. VCE modeline ait T-s diyagramı (DBM).....	104
Şekil 6.2. VCE modeline ait T-s diyagramı (SBM)	106
Şekil 6.3. VCE modeline ait T-s diyagramı (Uçuş fazlarında, DBM).....	106
Şekil 6.4. VCE modeline ait T-s diyagramı (Uçuş fazlarında, SBM)	107
Şekil 6.5. Uçuş fazlarında komponentlerin entropi üretimi (kW/K)	109
Şekil 6.6. Off-dizayn T-s diyagramı (0,3 M).....	110
Şekil 6.7. Off-dizayn T-s diyagramı (0,4 M).....	111
Şekil 6.8. Off-dizayn T-s diyagramı (0,5 M).....	112
Şekil 6.9. Off-dizayn T-s diyagramı (0,6 M).....	113
Şekil 6.10. Off-dizayn T-s diyagramı (0,7 M).....	114
Şekil 6.11. Off-dizayn T-s diyagramı (0,8 M).....	114
Şekil 6.12. Off-dizayn T-s diyagramı (0,9 M).....	115
Şekil 6.13. Off-dizayn T-s diyagramı (9 km, SBM).....	119
Şekil 6.14. Off-dizayn T-s diyagramı (10 km, SBM).....	120
Şekil 6.15. Off-dizayn T-s diyagramı (11 km, SBM).....	121
Şekil 6.16. Off-dizayn Fan, CDFS ve HPC entropi üretimi (kW/K) (DBM, SBM)	123
Şekil 6.17. Off-dizayn CC, HPT ve LPT entropi üretimi (kW/K) (DBM, SBM)	124
Şekil 6.18. On-dizayn'da ikinci yasa verim değerleri (DBM ve SBM için)	125
Şekil 6.19. Çeşitli uçuş fazlarında Caputo verimi değerleri	126
Şekil 6.20. Çeşitli uçuş fazlarında Carnot verimi değerleri.....	126
Şekil 6.21. Çeşitli uçuş fazlarında Curzon-Ahlborn verim değerleri	127
Şekil 6.22. Düz uçuşta Caputo verim değerleri (DBM ve SBM)	127
Şekil 6.23. Düz uçuşta Carnot verim değerleri (DBM ve SBM).....	128
Şekil 6.24. Düz uçuşta Curzon-Ahlborn verim değerleri (DBM ve SBM)	129
Şekil 6.25. DBM'de VCE modeli ve F100 komponentlerinin ekserji yıkımı (MW)....	130
Şekil 6.26. VCE modeli ve F100 komponentlerin ekserji yıkımı (SBM) (MW)	130
Şekil 6.27. VCE ve F100 motor komponentlerinin ekserji verimleri (DBM).....	132
Şekil 6.28. VCE ve F100 komponentlerinin ekserji verimleri (SBM)	133

Şekil 6.29. DBM'de VCE ve F100 komponentlerin iyileştirme potansiyeli (MW)	134
Şekil 6.30. VCE ve F100 komponentlerin iyileştirme potansiyeli (MW) (SBM).....	134
Şekil 6.31. DBM'de VCE ve F100 komponentleri ekserjetik sürdürülebilirlik parametreleri	136
Şekil 6.32. VCE ve F100 komponentlerin ekserjetik sürdürülebilirlik parametreleri (SBM)	137
Şekil 6.33. Off-design ekserjetik hesaplamaların akış diyagramı	138
Şekil 6.34. DBM ve SBM'de F100 ve VCE motorlarına giren toplam ekserji	139
Şekil 6.35. DBM ve SBM'de F100 ve VCE için toplam ekserji yıkımları (MW)	140
Şekil 6.36. DBM ve SBM'de tüm F100 ve VCE motorları için ekserji verimleri	141
Şekil 6.37. DBM ve SBM'de tüm F100 ve VCE motorları için WER	143
Şekil 6.38. DBM ve SBM'de tüm F100 ve VCE motorları için EDF	144
Şekil 6.39. DBM ve SBM'de tüm F100 ve VCE motorları için EEF	145
Şekil 6.40. DBM ve SBM'de tüm F100 ve VCE motorları için ESI	145
Şekil 6.41. Fan ve LPT'nin uçuş noktaları boyunca güç değerleri.....	148
Şekil 6.42. CDFS, HPC ve HPT'nin uçuş noktaları boyunca güç değerleri	148
Şekil 6.43. Sekiz uçuş fazı boyunca ana komponentlerdeki yakıt ve ürün ekserjisi	150
Şekil 6.44. Sekiz uçuş fazı boyunca ana komponentlerdeki ekserji yıkımı	151
Şekil 6.45. Sekiz uçuş fazı boyunca Fan, CDFS, HPC ve CC ekserji verimi	152
Şekil 6.46. Sekiz uçuş fazı boyunca HPT ve LPT için ekserji verimi.....	152
Şekil 6.47. Sekiz uçuş fazı boyunca genel VCE ekserji verimi	153
Şekil 6.48. Sekiz uçuş fazı boyunca genel VCE ekserji yıkım faktörü	154
Şekil 6.49. Sekiz uçuş fazı boyunca genel VCE atık ekserji oranı.....	155
Şekil 6.50. Sekiz uçuş fazı boyunca genel VCE çevresel etki faktörü	156
Şekil 6.51. Sekiz uçuş fazı boyunca genel VCE ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi ..	157
Şekil 7.1. Bir komponent için giriş ve çıkış ekserjetik akışları	162
Şekil 7.2. Off-dizayn eksergo-ekonomik akış diyagramı	172
Şekil 7.3. Komponentlerin akış birim maliyetleri (\$/GJ) (DBM)	174
Şekil 7.4. Komponentlerin akış birim maliyetleri (\$/GJ) (SBM)	175
Şekil 7.5. Komponentlerin ekserji yıkım maliyetleri (\$/h) (DBM)	175
Şekil 7.6. Komponentlerin eksergo-ekonomik faktörleri (%) (DBM)	176
Şekil 7.7. Komponentlerin eksergo-ekonomik faktörleri (%) (SBM)	176
Şekil 7.8. Fan ve CDFS off-dizayn eksergo-ekonomik faktörler (%) (DBM)	177

Şekil 7.9. HPC ve CC off-dizayn eksergo-ekonomik faktörler (%) (DBM)	178
Şekil 7.10. HPT ve LPT off-dizayn eksergo-ekonomik faktörler (%) (DBM).....	178
Şekil 7.11. Fan ve CDFS off-dizayn akış birim maliyetleri (\$/GJ) (DBM)	180
Şekil 7.12. HPC ve CC off-dizayn akış birim maliyetleri (\$/GJ) (DBM)	181
Şekil 7.13. HPT ve LPT off-dizayn akış birim maliyetleri (\$/GJ) (DBM)	181
Şekil 7.14. Fan ve CDFS off-dizayn eksergo-ekonomik faktörler (%) (SBM).....	182
Şekil 7.15. CC ve AB off-dizayn eksergo-ekonomik faktörler (%) (SBM)	183
Şekil 7.16. Off-dizayn HPT ve LPT eksergo-ekonomik faktörler (%) (SBM)	184
Şekil 7.17. Off-dizayn FAN ve CDFS akış birim maliyetleri (\$/GJ) (SBM).....	185
Şekil 7.18. Off-dizayn HPC ve CC akış birim maliyetleri (\$/GJ) (SBM).....	186
Şekil 7.19. Off-dizayn HPT ve LPT akış birim maliyetleri (\$/GJ) (SBM)	186
Şekil 7.20. Off-dizayn VCE eksergo-ekonomik faktör (DBM, SBM).....	188
Şekil 7.21. Off-dizayn VCE özgül menzil maliyeti (\$/km).....	188
Şekil 7.22. Sekiz uçuş fazı boyunca FAN eksergo-ekonomik faktör (%).....	189
Şekil 7.23. Sekiz uçuş fazı boyunca CDFS eksergo-ekonomik faktör (%).....	191
Şekil 7.24. Sekiz uçuş fazı boyunca HPC eksergo-ekonomik faktör (%)	192
Şekil 7.25. Sekiz uçuş fazı boyunca CC eksergo-ekonomik faktör (%).....	192
Şekil 7.26. Sekiz uçuş fazı boyunca HPT eksergo-ekonomik faktör (%)	193
Şekil 7.27. Sekiz uçuş fazı boyunca LPT eksergo-ekonomik faktör (%).....	194
Şekil 7.28. Sekiz uçuş fazı boyunca genel VCE eksergo-ekonomik faktör (%)	194
Şekil 7.29. Sekiz uçuş fazı boyunca genel VCE özgül menzil maliyeti (\$/km).....	195
Şekil 7.30. Sekiz uçuş fazı boyunca FAN akış birim maliyetleri (\$/GJ).....	196
Şekil 7.31. Sekiz uçuş fazı boyunca CDFS akış birim maliyetleri (\$/GJ).....	197
Şekil 7.32. Sekiz uçuş fazı boyunca HPC akış birim maliyetleri (\$/GJ).....	198
Şekil 7.33. Sekiz uçuş fazı boyunca CC akış birim maliyetleri (\$/GJ)	198
Şekil 7.34. Sekiz uçuş fazı boyunca HPT akış birim maliyetleri (\$/GJ)	199
Şekil 7.35. Sekiz uçuş fazı boyunca LPT akış birim maliyetleri (\$/GJ)	200
Şekil 7.36. Sekiz uçuş fazı boyunca komponent ekserji yıkım maliyetleri (\$/h)	201
Şekil 8.1. Regresyon model eğrisi	205
Şekil 8.2. İrtifa ve Mach'a bağlı SFC modellemesi (DBM).....	207
Şekil 8.3. İrtifa ve Mach'a bağlı SFC modellemesi (SBM)	208
Şekil 8.4. İrtifa ve Mach'a bağlı itki modellemesi (DBM)	209
Şekil 8.5. İrtifa ve Mach'a bağlı itki modellemesi (SBM)	209

Şekil 8.6. İrtifa ve Mach’a bağlı ekserji verimi modellemesi (DBM).....	210
Şekil 8.7. İrtifa ve Mach’a bağlı Ekserji verimi modellemesi (SBM).....	211
Şekil 8.8. İrtifa ve Mach’a bağlı ESI modellemesi (DBM).....	212
Şekil 8.9. İrtifa ve Mach’a bağlı ESI modellemesi (SBM)	212



SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

a_0	: 0 İstasyonundaki Ses Hızı (m/s)
BPR_M	: Karışım Odası By-pass Oranı
BPR_t	: Toplam By-pass Oranı
c	: Birim Ekserji Maliyeti (\$/GJ)
$\dot{C}$	: Ekserji Maliyeti (\$/h)
c_l	: Taşıma Katsayısı
c_d	: Sürüklenme Katsayısı
C_p	: Sabit Basınçta Özgül Isı (kJ/kg.K)
C_{pAB}	: Ardyanma Çıkışı Sabit Basınçta Özgül Isı (kJ/kg.K)
C_{pc}	: Yanma Odası Girişi Sabit Basınçta Özgül Isı (kJ/kg.K)
C_{pt}	: Yanma Odası Çıkışı Sabit Basınçta Özgül Isı (kJ/kg.K)
C_{TO}	: Aksesuar Şaft Güç Katsayısı
D	: Sürüklenme (N)
e_{cH}	: Yüksek Basınç Kompresörü Politropik Verimi
e_{cL}	: Alçak Basınç Kompresörü Politropik Verimi
e_{tH}	: Yüksek Basınç Türbini Politropik Verimi
e_{tL}	: Alçak Basınç Türbini Politropik Verimi
F	: Yakıt
$F/\dot{m}_0$	: Özgül İtke (N.s/kg)
f_{AB}	: Ardyanma Yakıt-Hava Oranı
f_0	: Toplam Yakıt-Hava Oranı
g_c	: Newton Sabiti
h_{PR}	: Yakıtın Isıl Değeri (kJ/kg)
h	: İrtifa; Statik Entalpi, Saat
L	: Taşıma Kuvveti (N)
M	: Mach Sayısı
$\dot{m}$	: Hava Debisi (kg/s)
M_0	: 0 istasyonundaki Mach Sayısı

MFP	: Akış Parametresi
P	: Basınç (kPa); Ürün; Güç
R	: Gaz Sabiti
s	: Özgül Entropi (kJ/kgK)
S	: Özgül Yakıt Sarfıyatı; Entropi; Kanat Referans Alanı (m ²)
u	: Entalpi (kJ/kg)
T_{t4}	: Türbin Giriş Sıcaklığı (K)
T	: Sıcaklık (K); İtke (kN)
β	: Besleme Havaşı Oranı; Ağırlık oranı
Δ	: Fark
γ_{AB}	: Ardyanma Çıkışı Özgül Isılar Oranı
γ_c	: Yanma Odası Girişi Özgül Isılar Oranı
γ_t	: Yanma Odası Çıkışı Özgül Isılar Oranı
γ_6	: Türbin Çıkışı Özgül Isılar Oranı
γ_{6A}	: Karışım Odası Çıkışı Özgül Isılar Oranı
ε_1	: Soğutma Havaşı #1
ε_2	: Soğutma Havaşı #2
η	: Verim
η_{AB}	: Ardyanma Verimi
η_b	: Yanma Odası Verimi
η_{CDFS}	: CDFS İzantropik Verimi
η_{HPC}	: HPC İzantropik Verimi
η_{HPT}	: HPT İzantropik Verimi
η_{LPC}	: LPC İzantropik Verimi
η_{LPT}	: LPT İzantropik Verimi
η_{mL}	: Alçak Basınç Şaftının Mekanik Verimi
η_{mH}	: Yüksek Basınç Şaftının Mekanik Verimi
η_{mP}	: Aksesuar Şaftının Mekanik Verimi
η_o	: Toplam Verimi

η_p	: İtke Verimi
η_{TH}	: Isıl Verimi
Π	: Ağırlık Kesiri
π	: Basınç Oranı
π_c	: Kompresör Sıkıştırma Oranı
π_{CDFS}	: CDFS Sıkıştırma Oranı
π_d	: Hava Giriş Lülesi Toplam Basınç Oranı
π_{dmax}	: Sürtünme Kayıplı Hava Giriş Lülesi Toplam Basınç Oranı
π_f	: Fan Sıkıştırma Oranı
π_{hpc}	: HPC Sıkıştırma Oranı
π_M	: Karışım Odası Toplam Basınç Oranı
π_{Mideal}	: İdeal Karışım Odası Toplam Basınç Oranı
π_{Mmax}	: Sürtünmeli Karışım Odası Toplam Basınç Oranı
π_n	: Egzoz Lülesi Toplam Basınç Oranı
π_r	: Serbest İzantropik Akış Toplam Basınç Oranı
τ	: Toplam Sıcaklık Oranı
τ_λ	: Yanma Odası Entalpi Oranı
τ_M	: Karışım Odası Toplam Sıcaklık Oranı
τ_r	: Serbest Akım Toplam Sıcaklık Oranı
τ_{CDFS}	: CDFS Toplam Sıcaklık Oranı
τ_{HPC}	: HPC Toplam Sıcaklık Oranı
τ_{LPT}	: LPT Toplam Sıcaklık Oranı
ω	: Hurda Oranı
V	: Hız (m/s)
W	: Ağırlık (kg); İş
$\dot{W}$	: Güç (MW)
$\dot{Z}$	: Sermaye Maliyeti (\$/ h)

KISALTMALAR DİZİNİ

AB	: Afterburner (Ardyanma)
ACARE	: Advisory Council for Aeronautics Research in Europe (Avrupa Havacılık Araştırmaları Danışma Konseyi)
ACE	: Adaptive Cycle Engine (Adaptif Çevrim Motoru)
ATAG	: Air Transport Action Group (Hava Taşımacılığı Eylem Grubu)
ATF	: Advanced Tactics Fighter (Gelişmiş Taktik Savaş Uçağı)
AJF	: Alternative Jet Fuel (Alternatif Jet Yakıtı)
Av.	: Average (Ortalama)
Alt.	: Altitude (İrtifa)
BCM	: Best Düz uçuş Mach (En-üst Düz Uçuş Mach)
BCA	: Best Düz uçuş Altitude (En-üst Düz Uçuş İrtifa)
BPR	: By-pass Ratio (By-Pass Oranı)
CC	: Combustor Chamber (Yanma Odası)
CDFS	: Core Driven Fan Stage (Kor Tahrikli Fan Kademesi)
CIC	: Capital Cost (\$) (Sermaye Maliyeti)
CORSIA	: Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation (Uluslararası Havacılık için Karbon Dengeleme ve Azaltma Programı)
CPD	: Component Performance Deviation (Komponent Performans Sapması)
CRF	: Capital Recovery Factor (Sermaye Kurtarma Katsayısı)
DBM	: Double By-pass Mode (Çift By-Pass Mod)
Dest.	: Destruction (Yıkım)
EN	: Exhaust Nozzle (Egzoz Nozulu)
EEF	: Environmental Effect Factor (Çevresel Etki Faktörü)
EDF	: Exergetic Destruction Factor (Ekserjetik Yıkım Faktörü (%))
ESI	: Environmental Sustainability Index (Çevresel Sürdürülebilirlik İndeksi)
EU ET	: European Union Emission Trade (Avrupa Birliği Emisyon Ticareti)
FVABI	: Front Variable Area By-pass Injector (Ön Değişken By-pass İnjektörü)

GA	: Genetic Algorithm (Genetik Algoritma)
GEAE	: General Electric Aircraft Engine (General Elektrik Uçak Motoru)
GMBM	: Global Market-Based Measure (Global Pazar Tabanlı Tedbir)
HPC	: High Pressure Compressor (Yüksek Basınç Kompresörü)
HPC PR	: High Pressure Compressor Pressure Ratio (Yüksek Basınç Kompresörü Basınç Oranı)
HPT	: High Pressure Turbine (Yüksek Basınç Türbini)
ICAO	: International Civil Aviation Organization (Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu)
IATA	: International Air Transport Association (Uluslararası Hava Taşımacılığı Birliği)
IEA	: International Energy Agency (Uluslararası Enerji Ajansı)
IP	: Improvement Potential (MW) (İyileştirme Potansiyeli)
LPC	: High Pressure Compressor (Düşük Basınç Kompresörü)
LPT	: Low Pressure Turbine (Düşük Basınç Türbini)
LHV	: Low Heating Value (Alt Isıl Değeri (kJ/kg))
MC	: Mixing Chamber (Karişım Odası)
MOPSA	: Modified Productive Structure Analysis (Modifiye Edilmiş Üretken Yapı Analizi)
NASA	: National Aeronautics and Space Administration (Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi)
OM	: Operation and Maintenance (Operasyon ve Bakım)
OPR	: Overall Pressure Ratio (Toplam Basınç Oranı)
PEC	: Purchased Equipment Cost (\$) (Satın alınmış ekipman Maliyeti)
Pr	: Fuel sell price (\$/kg) (Yakıt satın alma Maliyeti)
PVF	: Present Value Factor (Şimdiki Değer Faktörü)
PW	: Present Worth (\$) (Şimdiki Değer)
REDD	: Reducing Emission from Deforestation and forest Degradation (Ormansızlaşma ve Orman Bozulmasından Kaynaklanan Emisyonların Azaltılması)
RF	: Radiative Forcing
RVABI	: Rear Variable Area By-pass Injector (Arka Değişken By-pass İnjektörü)

SFC	: Specific Fuel Consumption (Özgöl Yakıt Tüketimi (g/kN.s))
SL	: Sea Level (Deniz seviyesi)
SV	: Salvage Value (Hurda Değeri)
SBM	: Single By-pass Mode (Tek By-pass Mod)
SPECO	: Specific Exergy Costing (Özgöl Ekserji Maliyetlendirmesi)
TIT	: Turbine Inlet Temperature (K) (Türbin Giriş Sıcaklığı)
TO	: Take-off (Kalkış)
VCE	: Variable Cycle Engine (Değişken Çevrimli Motor)
WER	: Wasted Exergy Ratio (Atık Ekserji Oranı (%))
WP	: Wasted Power (Atık Güç (MW))

1. GİRİŞ

1.1. Havacılıkta Sürdürülebilirlik

Günümüzde, teknolojik gelişmeler hızla gerçekleşirken, enerji tüm insanların günlük yaşamlarında ve her ülkenin sosyo-ekonomik gelişmesinde daha önemli bir rol oynamaktadır [1,2]. Sanayileşme, artan dünya nüfusu, küreselleşme, kentsel gelişme ve diğer faktörler, doğal kaynaklara ve enerjiye olan talebin artmasına neden olmaktadır [3]. Bu yüzden, uygun maliyetli, güvenli ve temiz enerji günümüzde en önemli zorluklardan biri haline gelmiştir [4]. Fosil yakıtlar günümüze kadar enerjinin birincil kaynaklarıdır. 2015 yılında tüketilen 544,284 GJ enerjinin %32,94 petrol, %29,2 kömür, %23,85 doğal gaz, %4,44 nükleer enerji ve %9,57 diğer yenilenebilir enerji kaynaklarından (hidro, güneş, rüzgar vb.) üretilmiştir [5, 6]. Petrol bazlı yakıtlar ulaşım sektöründe oldukça yaygın kullanılmaktadır. 2011 yılında dünya petrol kaynakları hava, kara, deniz ve demiryolu taşımacılığı (%54), sanayi (%18), ticaret ve tarım (%11), petrol kimyası (%10) ve elektrik üretimi (%7) için kullanılmıştır [7, 8]. 2020 yılına kadar taşımacılık sektöründe petrol bazlı enerjinin tüketim payı %74'e yükseleceği öngörülmektedir. Ayrıca, ulaşım sektöründe petrol ihtiyacı hızla artmakta ve 2030 yılına kadar yılda %1,3 oranında artması beklenmektedir [9]. Havacılık sektörü ulaşım sektörünün önemli bir parçasıdır. Gelişmiş ve gelişmekte olan ülkelerde havacılık sektörüne oldukça fazla yatırım yapıldığı görülmektedir. Otomobiller gibi, uçaklar da fosil kaynaklardan elde edilen yakıtları kullanmaktadır. Bu sebeple, ticari taşımacılıkta yer alan havacılık sektörü, atmosfer kirliliğine neden olmaktadır. Modern dünyanın artan standartları ile havacılık sektörü çevreyi korumak için önemli bir rol üstlenmelidir. Bu nedenle, hava ve kara taşıtlarının sürdürülebilir enerji kaynakları tarafından desteklenmesi gerekmektedir. Hava araçları tarafından dünya çapında 2012 yılında %2 CO₂ emisyonu üretilirken; 2050 yılına kadar yaklaşık %3'lük bir orana yükselmesi öngörülmektedir [9]. Havacılıkta CO₂ emisyonlarını azaltmak için çok sayıda önlem alınmıştır [10]. Kırk yıl öncesine kıyasla, motor ve yakıt teknolojilerindeki iyileştirmeler, havacılık sektöründe emisyonları azaltmak ve yakıtları daha verimli kullanmak için önemli faktörlerdir. Ticari havacılıkta, toplam işletme maliyetlerinin büyük bir kısmını yakıt maliyeti oluşturmaktadır. Bununla birlikte, kırk yıl öncesine göre, uçakların hafif olması ve aerodinamik yapısı, verimli türbin motorları ve hava trafik kontrol sistemi verimindeki önemli gelişmeler, havayolu endüstrisinin %70 daha fazla yakıt tasarrufuna sahip olmasının bazı nedenleridir [11, 12]. Havacılık sektöründe kullanılan yakıtların yüksek enerji içeriğine, iyi akış özelliklerine

ve termal kararlılığa sahip olması gerekir [13]. Bu gereklilikleri karşılayan enerji kaynakları hem ormansızlaşmaya neden olmamalı hem de çevreye daha az zarar vermelidir. Son olarak, şirketler tarafından bu enerji kaynaklarının ekonomik olması beklenmektedir [14, 15].

1.1.1. Havacılıkta emisyon düzenlemeleri

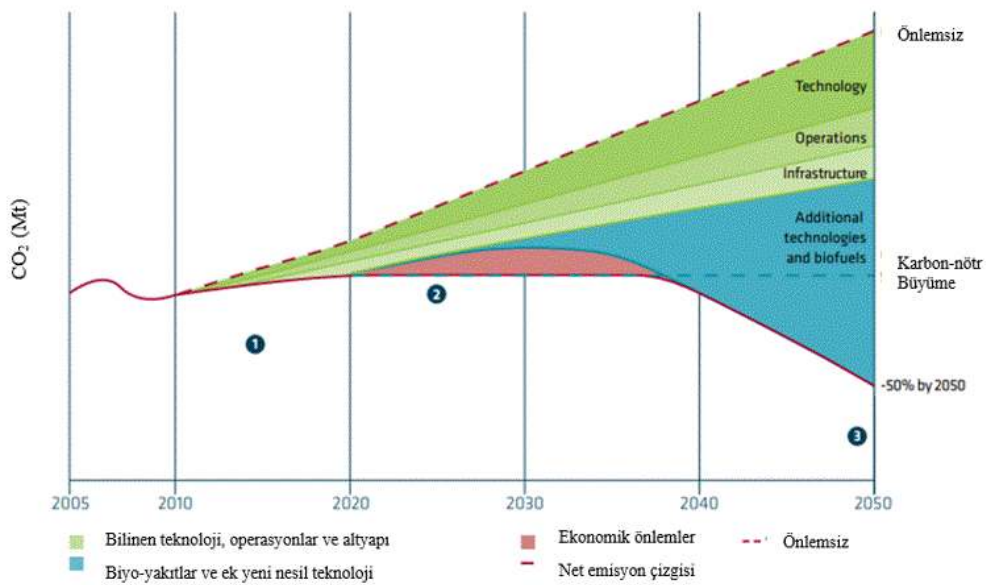
Günümüzde, ticari havacılık faaliyetlerinden kaynaklı fosil yakıt tüketimi, yıllık bazda küresel karbondioksit emisyonlarının yaklaşık %2,6'sını oluşturmaktadır [16, 17]. Hükümetler arası düzeyde, Birleşmiş Milletler'in (BM) uzmanlaşmış bir ajansı olan Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu (ICAO), 2020'den itibaren 'uluslararası havacılığın karbon nötr büyümesi' hedefini benimsemiştir. Havayolu endüstrisi grubunda yer alan Uluslararası Hava Taşımacılığı Birliği (IATA) ise, 2050 yılına kadar CO₂ emisyonlarında %50 azalma hedefi belirlemiştir [18]. Bu uluslararası hedefleri kolaylaştırmak için ICAO'nun Havacılık Çevre Koruma Komitesine üye ülkeler son zamanlarda, Uluslararası Havacılık için Karbon Dengeleme ve Azaltma Programı (CORSIA) adı verilen uluslararası havacılık emisyonlarını ele almak için küresel bir piyasa temelli mekanizmayı kabul etmişlerdir [19]. CORSIA'ya göre, havacılık sektörünün 2019 ve 2020 yıllarında ortalama havacılık emisyonlarını aşan uluslararası havacılık CO₂ emisyonlarını dengelemesi gerekecektir [20]. Bu politikanın uygulanmasıyla, havayolu şirketlerinin envanterinde bulunan uçakların CO₂ emisyonlarını azaltmaları hedeflenmektedir [21]. Bununla birlikte, havacılık endüstrisi, gövde ve motor teknolojilerindeki iyileştirmeler, daha verimli uçak ve yer operasyonları ve sürdürülebilir alternatif jet yakıtlarının (AJF) kullanımı yoluyla CO₂ emisyonlarını doğrudan azaltabilecektir. Dray vd. (2010) ve Sgouridis vd. (2011), havacılık CO₂ emisyonlarındaki azalma potansiyelini değerlendirmek için kısmi denge ve sistem dinamiği modelleme yaklaşımlarını kullanmışlardır [22,23]. Bu çalışmalar, yıllık havacılık CO₂ emisyonlarını 2020 seviyelerinde veya altında tutmanın, AJF'nin büyük ölçekli kullanımı ile birlikte, teknolojik, operasyonel ve politika önlemlerinin bir kombinasyonu ile mümkün olduğunu göstermektedir. Uluslararası Enerji Ajansı (IEA) [24], diğer sektörlerden dengeleme veya emisyon ödeneği satın almadan 2020 sonrası karbon nötr büyümesinin havacılık endüstrisi için ulaşılmamasının zor olduğunu tespit etmiştir. Son olarak, Wise vd. (2017) AJF'nin kullanılmaması durumunda, havacılık CO₂

emisyonlarını azaltma potansiyelinin sınırlı olduğunu ve büyük olasılıkla havacılık hizmetlerine olan talebin artmasıyla eşdeğer olacağını göstermiştir [25]. Kısacası, önceki bu analizlerle, havacılık endüstrisinin CO₂ emisyon hedeflerine ulaşmada AJF kullanımı gerektiği tespit edilmiştir. Havacılık endüstrisi tarafından, iklim değişikliği sorununun çözülmesi gerektiği kabul edilmektedir ve 2009'da hava taşımacılığından kaynaklanan CO₂ emisyonlarını azaltmak için çeşitli hedefler kabul edilmiştir [18].

- ✓ 2009'dan 2020'ye kadar yakıt verimliliğinde yılda ortalama %1,5 artış.
- ✓ 2020'den itibaren havacılık net CO₂ emisyonlarına ilişkin bir hedef (karbon nötr büyüme).
- ✓ Havacılık net CO₂ emisyonlarında, 2050 yılına kadar 2005 seviyelerine göre %50 azalma.

Sektör, havacılığın iklim etkilerini ele almak ve karbon hedeflerini karşılamak için 4 sütunlu bir strateji izlemektedir.

- Sürdürülebilir alternatif yakıtların kullanılması da dahil olmak üzere yeni teknoloji.
- Daha verimli uçak operasyonları.
- Modern hava trafik yönetim sistemleri dahil altyapı iyileştirmeleri.
- Kalan emisyon boşluğunu doldurmak için tek bir Global Pazar Tabanlı Tedbir (GMBM).



Şekil 1.1. Karbon emisyonlarını azaltmak için alınacak önlemlerin tahmini [26]

Giurgiutiu (2009), gelecekteki uçaklar için araştırma konularının yenilikçi yapısal kavramlara ve farklı uçuş konfigürasyonlarına odaklanacağını öngörmektedir [27]. Bu öngörü ATAG [26] tarafından, mevcut teknolojiye yenilikçi gelişmelerin, karbon emisyonlarının azalmasında %10'dan daha az etkili olacağı öngörüsü ile doğrulanmıştır. Şekil 1.1'den anlaşılabileceği üzere, CO₂'deki azalmaların çoğunluğu biyo-yakıtlar ve yeni nesil teknolojilerden olması beklenmektedir.

Havacılık endüstrisi, teknolojinin, operasyonların ve altyapı önlemlerinin havacılığın sürdürülebilir büyümesi için uzun vadeli çözümler sağlayacağını tahmin etmektedir. Bununla birlikte, sektör tarafından, uluslararası havacılıktan kaynaklanan CO₂ emisyonlarını ele almak için tek bir küresel piyasa temelli tedbir desteklenmektedir. Birçok havayolu günde onlarca farklı ülkeye uçmakta, bazı büyük havayolları her gün yüzün üzerinde farklı ülkeye hizmet vermektedir. Tek bir hesap sistemine sahip olmaları gerekmektedir. Eğer havayolları ulusal veya bölgesel CO₂ vergileri, dengeleme mekanizmaları, emisyon ticaret planları ve diğer karbon fiyatlandırma araçlarının bir karmaşıklığına tabi ise, uyumluluk gereksiz yere karmaşık ve maliyetli olacaktır. Şubat 2017'de ICAO, yeni uçaklar için ilk küresel CO₂ sertifikasyon standardını kabul etmiştir. Standart, uçakların boyutlarına ve ağırlıklarına göre, CO₂ emisyonlarını sınırlandırmaktadır. Standardın, 2020'de yürürlüğe girdiğinde önemli miktarlarda CO₂ tasarrufu sağlaması öngörülmektedir.

Havacılık sektörü, dünya çapında CO₂ emisyonlarının yaklaşık %2-3'ünden sorumlu olduğundan bahsedilmişti ve mevcut büyüme tahminlerinin çoğuna dayanarak, bu rakamın 2050 yılına kadar iki katına çıkması beklenmektedir. Bu önemli büyüme oranı dikkate alındığında, havacılığın çevresel etkilerini önemli ölçüde azaltmak için adımlar atılmadıkça, havacılığın toplam CO₂ emisyonuna katkısının daha da artacağı tahmin edilmektedir [28]. Azot Oksitler (NO_x), Yanmamış Hidrokarbonlar (HC), Karbon Monoksit (CO) ve Sülfür Oksitler (SO_x) dahil olmak üzere daha fazlası, diğer hava kirleticiler de bazı seviyelerle atmosfere yayıldıkları için endişe kaynağıdır ve doğrudan veya dolaylı olarak stratosferik ozon (O_3) tükenmesine yol açmaktadır. Uçak motorları, havacılıktan kaynaklanan çevresel emisyonların ana kaynağıdır, bu durum dünya üzerindeki araştırmacıların mevcut motor teknolojisindeki olası gelişmeleri keşfetmeleri için dikkatini çekmektedir, çünkü uçak motorları olumsuz çevresel etkileri hafifletme konusunda güçlü bir potansiyele sahiptirler. Şu anda, sivil ve askeri uçaklar,

onlarca yıldır yaygın olarak kullanılan ve verimlilikleri ve stabiliteleri açısından önemli ölçüde gelişen turbofan motorlarıyla donatılmıştır. Son yıllarda, turbofan motorların verimliliğini ve çevresel sürdürülebilirliğini artırmak için birçok teknolojik gelişme önerilmiştir. İlgili fizik nedeniyle, bu iyileştirmelerden bazıları çeşitli emisyonlar ve diğer faktörler arasında ödünleşim (trade-off) ile sonuçlanmıştır, bu nedenle çok disiplinli ve çok amaçlı bir tasarım optimizasyon probleminin formüle edilmesi önemlidir [29]. Bununla birlikte, her yeni teknolojiyle ilişkili tasarım, üretim, işletme ve bakım aşamaları üzerinde birçok zorlukların var olduğu tahmin edilmektedir.

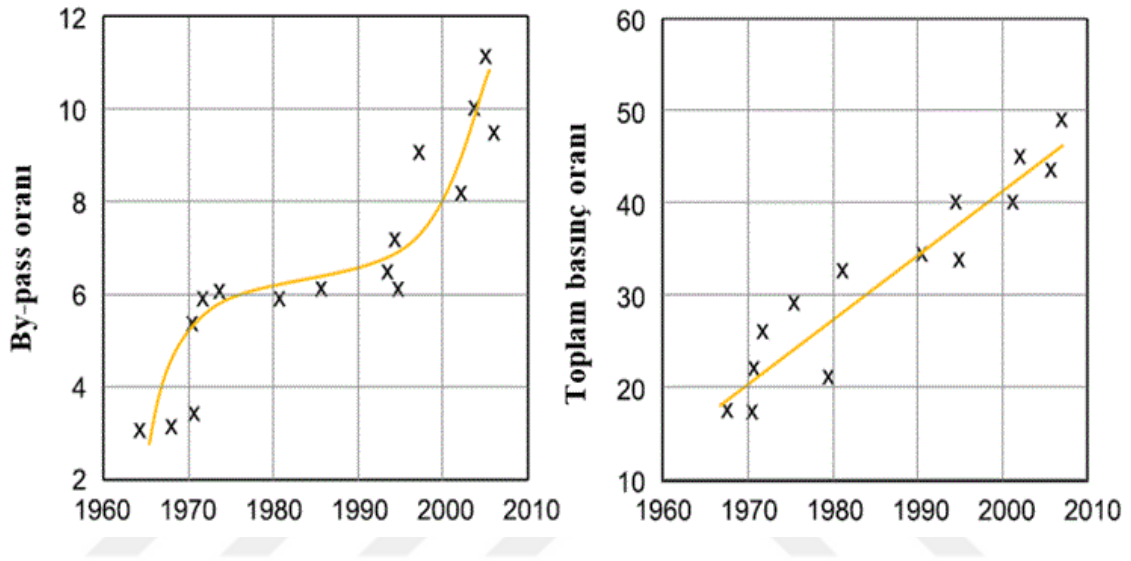
Birçok kuruluş hem kısa hem de uzun vadede emisyon azaltma hedeflerini tanımlamak ve elde edilen ilerlemeyi izlemek için sistematik bir yaklaşım uygulamaktadır. Avrupa Komisyonu ve havacılık sektörü arasında bir kamu-özel ortaklığı olan Avrupa Havacılık Araştırmaları ve Yenilikleri Danışma Konseyi (ACARE), 2000 yılı teknolojisine göre sırasıyla 20 ve 50 yıl içinde gerçekleştirilecek olan havacılığın çevresel sürdürülebilirliğini, yani Vision 2020 ve Flightpath 2050'yi ele almak için özel hedefler belirlemiştir [30]. Bu hedefler, bilimsel araştırma ve endüstri geliştirme programları için vizyon oluşturmaya yardımcı olmaktadır. ACARE'e benzer şekilde, ICAO, Clean Sky ve NASA Çevreye Duyarlı Havacılık (ERA) gibi dünyadaki diğer havacılık organizasyonları ve modernizasyon programları da hava taşımacılığının çevre üzerindeki olumsuz etkilerini azaltmak için iddialı çevresel hedefler belirlemiştir [31, 32]. Çoğu kuruluş, hava taşıtlarının tasarımını, üretimini, işletimini ve yaşam döngüsü yönetimini kapsayan, bütünsel bir yaklaşımla çevresel hedeflere ulaşmaya çalışmaktadır.

1.1.2. Turbofan teknolojisindeki gelişmeler

İtki denklemlerin kanıtladığı gibi, daha büyük fanlar ve fan girişleri, hava debisini doğrudan arttırdığı ve daha yüksek by-pass oranı (BPR) sağladıkları için, turbofan motor verimliliğine faydalıdır. BPR, itki verimi ile alakalı olduğundan, artırmanın, itki özgül yakıt tüketimini (TSFC) iyileştirme üzerinde doğrudan etkisi vardır ve gürültü azaltma açısından ek faydalar sağlamaktadır.

Şekil 1.2'de görüldüğü üzere, 1970'lerde yüksek BPR turbofanların piyasaya sürülmesi nedeniyle BPR'de artış olduğu açıktır. Ancak bunu by-pass oranında önemli bir

iyileşme olmadan uzun bir süre takip etmektedir. Bu durum, bir turbofan motorunun by-pass oranını arttırmak için üstesinden gelinmesi gereken çeşitli mühendislik yönüne atfedilebilir. Öte yandan, toplam basınç oranı (OPR)'deki trend, kompresör teknolojisindeki gelişmeler, kullanılan malzemeler ve farklı yakıtlı motorların piyasaya sürülmesi nedeniyle bu dönemde sürekli bir büyüme sergilemektedir.



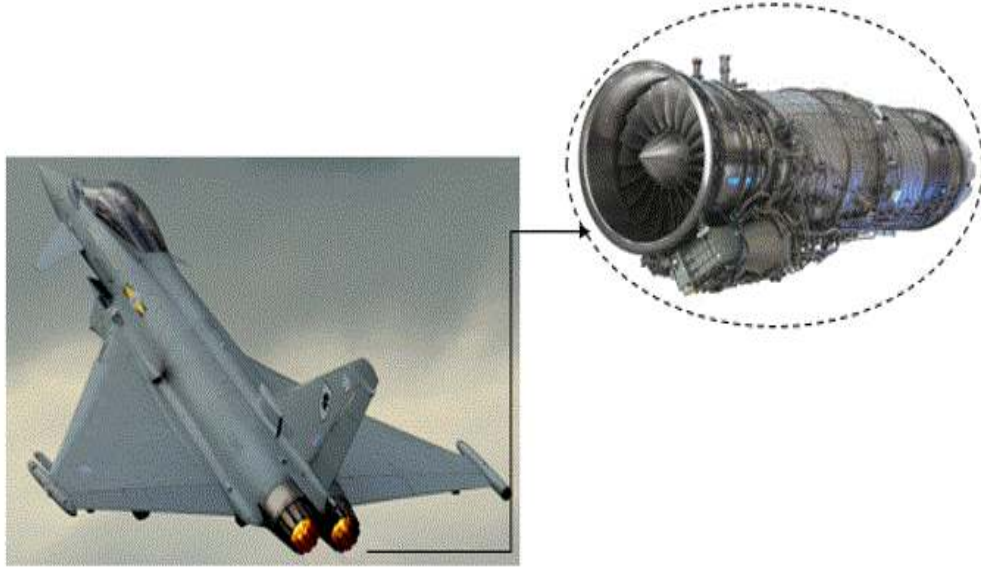
Şekil 1.2. Turbofan motorların tasarım parametreleri gelişimi [33]

Yerden yükseklik ve erişim için geometrik boyut kısıtlarına ek olarak, daha büyük fanlar ve fan yapıları hem aerodinamik form faktörü hem de yapısal yükler kötüleştiğinden, uçağın toplam boş ağırlığını ve seyir sürüklemesini artırır. Ayrıca daha güçlü LP Türbinleri (LPT) gerekmektedir, bu da motor ağırlığını daha da artırmaktadır. Özel uygulamalarda yakıt tüketimini en aza indirgeyen optimum fan çapını bulmak için tasarımcıların tüm bu faktörleri dikkate alması önemlidir.

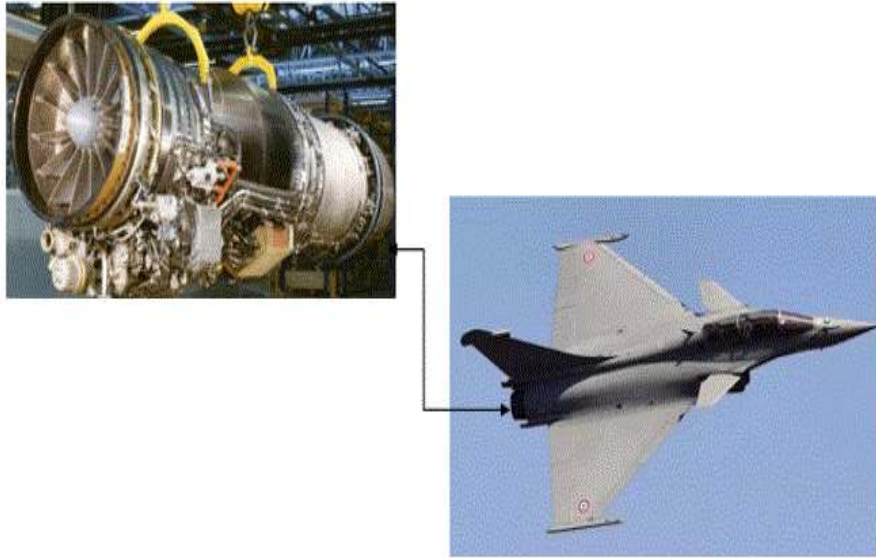
1.1. Düşük By-Pass Turbofan Motorları Ve Uygulamaları

Şekil 1.3-1.5'de geleneksel düşük by-pass turbofan motorları ve onların kullanıldığı uçaklar verilmiştir. Şekil 1.6 ise, 4. ve 5. nesil savaş uçaklarında kullanılan düşük by-pass turbofan motorların genel karakteristikleri yer almaktadır. Şekil 1.6'dan anlaşılacağı üzere, sabit çevrimli düşük by-pass turbofanların military mod için SFC

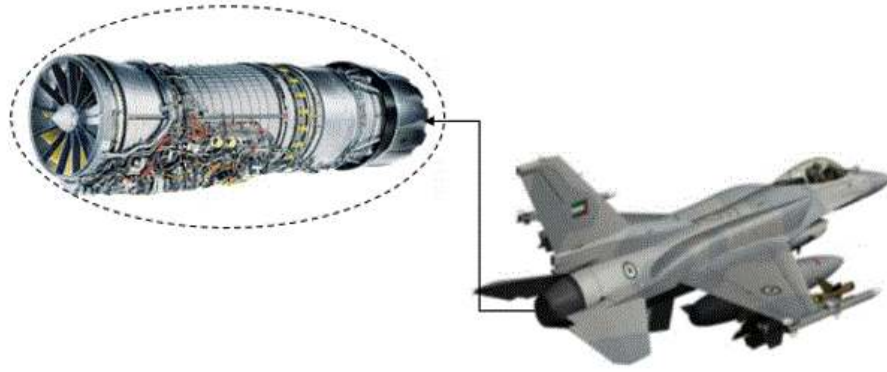
değerleri ortalama 21 ile 24 g/kNs arasında değişirken; ardyanma modunda ise 46 ile 55 g/kNs arasındadır. Diğer önemli bir parametre olan itki/ağırlık oranı ise military mod için 3 ile 7 arasında değişirken; ardyanma modunda 4 ile 11 arasında değişmektedir.



Şekil 1.3. Eurofighter Typhoon ve Eurojet EJ200 [34]



Şekil 1.4. Rafale C ve SNECMA M88-2 turbofan [35]



Şekil 1.5. F-16 ve F110-GE-129 turbofan [36]

Tablo 1.1. Çeşitli düşük by-pass motor özellikleri [37-40]

Özellikler	F404	F-414	F-110	RD-33	EJ-200	M-88	AL-41F	WS-13	F-135
Hava aracı (Uçak)	F-5G	F/A-18	F-16	Mig-29	Eurofighter Typhoon	Dassault Rafale	Su-35	J-20	F-35
Kuru İtki (Dry) [kN]	47	55	75	50	60	50	86	51	128
Ardyanma İtki [kN]	84	98	128	80	90	75	137	86	191
Ağırlık (kg)	1072	1110	1800	1050	1000	895	1600	1135	-
BPR	0,34	0,4	0,76	0,48	0,4	0,3	0,59	0,57	-
SFC (dry) (g/kN.s)	24	-	21.5	21	22	22	21	-	-
SFC (AB) (g/kN.s)	52	-	53	57	48	46	50	-	-
İtki/Ağırlık (kuru)	4,5	5,05	4,25	4,85	6	5,7	5,49	4,6	7,47
İtki/Ağırlık (AB)	8	9	7,25	7,77	9	8,5	9,04	7,8	11,47
OPR	28	30	30	21	26	24,5	23	-	28
TIT (K)	-	1700	1780	1680	1800	1850	1745	1650	-

1.1.3. Tezin amacı

Yeni nesil uçaklar için Değişken Çevrimli Motor (VCE), uçuşun çok görevli gereksinimlerini karşılamak üzere tasarlanmıştır. Bu yeni model, geleneksel low-by-pass karışık-akış turbofan motorların eksikliklerini tamamlamayı vaat etmektedir çünkü VCE modeli aynı sistemde farklı termodinamik çevrimleri (turbojet ve turbofan) içermektedir. Yani, tek by-pass (SBM) ve çift by-pass modlarına (DBM) sahip olan bu motorlar, çalışma koşulu gerekliliklerine göre uçuş sırasında 0,3 ila 1,8 arasında değişen by-pass

oranına sahiptirler. Bu tez kapsamında, askeri uçaklarda kullanılan sabit çevrimli düşük by-pass oranı'na sahip turbofan motoruna alternatif olarak; değişken çevrimli düşük by-pass turbofan motoru (VCE) için itki modeli geliştirilmiştir. Bu kapsamda sabit çevrimli itki sistemine ait parametrik çevrim denklemleri VCE modeli için modifiye edilmiştir. Geliştirilen bu itki modeli (VCE) ile çift by-pass mod (DBM) ve tek by-pass mod (SBM)'de performans parametrelerinin hesaplanması ve birbiriyle karşılaştırılması amaçlanmıştır.

Bununla birlikte, Genetik algoritma tekniğiyle, geliştirilen VCE modeline ait tasarım değişkenleri belirlenip parametrik çevrim denklemleri kullanılarak performans optimizasyonu hedeflenmiştir.

Diğer yandan, VCE modelinin F-16 uçağının performans isterlerini karşılayıp karşılamayacağını görmek için bir uçuş görevi belirlenmiştir ve bu uçuş fazlarında F-16 ve VCE'ye ait performans parametrelerinin hesaplanması amaçlanmıştır.

Tezin bir diğer amacı; VCE modeline termodinamiğin birinci ve ikinci yasaları uygulanarak enerji ve ekserji parametrelerinin her iki mod için incelenmesidir.

Ayrıca, termodinamik analize dayanarak, VCE ve komponentlerin ekonomik verileri kullanılarak eksergoekonomik analiz yapılması hedeflenmiştir. Hem ekserji analizi hemde eksergoekonomik analizler belirlenen uçuş fazlarında ve off-dizayn için yapılması bu tezin amaçları kapsamındadır.

Son olarak, farklı uçuş koşulları (düz uçuşta) için elde edilen termodinamik veriler ile performans ve ekserji parametrelerin modellenmesi amaçlanmıştır.

1.1.4. Tezin özgünlüğü

Tez kapsamında ilk olarak; Değişken çevrimli itki modelinin performans parametrelerini hesaplamak için Matlab ortamında VCE modeline özgü kod geliştirilmiştir. Herhangi bir uçuş koşulunda veya çalışma modunda (DBM veya SBM için), itki modelinin özgül itkisi, özgül yakıt tüketimi, toplam verimleri kısa sürede tahmin edilmektedir. Ayrıca, tasarım değişkenlerinin performans çıktılarına etkileri de bu kod sayesinde incelemek mümkündür.

İkinci olarak; VCE modeline ait parametrik çevrim denklemlerine dayanarak; itki modeline ait optimum tasarım parametrelerini hesaplamak için genetik algoritma yöntemiyle performans optimizasyonu için Matlab ortamında algoritma geliştirilmiştir. Bu kod sayesinde, yüksek basınç kompresörü (HPC) basınç oranı, türbin giriş sıcaklığı (TIT veya T_{t4}) ve by-pass oranı gibi tasarım parametreleri seçilerek; minimum SFC veya maksimum toplam verim hesaplanabilmektedir.

Üçüncü olarak; VCE itki modeli ve komponentlerine ait termodinamik veri seti kullanılarak, çoklu noktalar için; her bir komponentin giriş-çıkış entropisini, ekserjisini ve ekserjetik parametreleri hesaplayan özgün bir kod geliştirilmiştir. Bu kod ile, her bir uçuş koşulu ve çalışma noktası için ekserjetik hesaplamalar hızlı bir şekilde yapılmaktadır.

Dördüncü olarak; VCE modeli için ekonomik veriler girilerek, bu itki modeline ait eksergoekonomik indeksleri hesaplayan algoritma Matlab ortamında geliştirilmiştir. Uçuş koşullarında ve off-dizayn için eksergoekonomik parametreler kolay bir şekilde hesaplanabilmektedir.

Değişken çevrimli motorlar için daha önce performans çalışmaları olmasına rağmen, bu tezde VCE modeline ilk defa ekserjetik ve eksergoekonomik analiz uygulanmıştır. Bu durum, çalışmanın ana motivasyonudur.

Bu geliştirilen kodlar diğer itki sistemlerine kolayca uyarlanabilmektedir. Ele alınan sistemlerin termodinamik ve ekonomik verileri girilerek hesaplamalar kısa sürede yapılmaktadır. Ayrıca bu bahsedilen kodlar tezin sonunda eklerde verilmiştir.

1.1.5. Tezin güncelliği

Modern uçak teknolojisinin hızlı gelişimi ile itki sisteminin performans gereksinimleri daha önemli hale gelmiştir. Yeni nesil uçakların performans özelliklerinin daha yüksek gereksinimleri ortaya koyması nedeniyle, yeni tasarım motorların bu yeniliklere ayak uydurması gerekmektedir. Havacılık ve uzay endüstrisi için, uçak ve itki sistemlerinin daha verimli çalışması büyük önem taşımaktadır. Farklı tasarım turbofan sistemlerinin seçilmesi ve geliştirilmesi, çok boyutlu ve kompakt sistemleri olmasından dolayı karmaşık bir zorluğa sahiptir. İtki sistemlerinin daha verimli olması yakıt miktarını ve dolayısıyla çevresel etkiyi, özellikle de karbondioksit salınımını azaltacaktır.

Komponentlerin tasarımında değişikliğe yol açan teknik önlemlerle termal sistemlerin genel verimliliği artırılabilir.

Malzeme, makine ve havacılık mühendisliğinin gelişmesiyle, uçaklardan beklenen görevler önemli ölçüde değişmiştir. Gelecekteki uçakların kalkış, iniş, hız ve menzil performanslarını daha da iyileştirmesi beklenmektedir. Ses altı ve ses üstü askeri/ticari uçakların gelişimi güç sistemlerinin yeteneklerine bağlıdır. Yani, itki sistemi yenilikleri hava taşımacılığında ilerleme için ana araç olmuştur. Motor performansındaki iyileştirmeler sayesinde, daha fazla faydalı yükü, daha uzun mesafelerde ve daha yüksek hızlarda taşıma imkanı sağlanacaktır. Günümüzde Variable Cycle Engine (VCE) modeli, çok amaçlı görevler ve performans gereksinimleri açısından talepleri karşılamayı vaat etmektedir. Bu motor ses altı uçuşlarda düşük özgül yakıt tüketimi ve ses üstü uçuşta yüksek özgül itki özelliğine sahiptir. Yani, VCE modeli aynı sistemde iki farklı termodinamik çevrim (turbojet ve turbofan) içermektedir, bu da uçağın ses üstü ve ses altı uçuşlarda çok amaçlı görevleri yerine getirmesini sağlamaktadır. By-pass oranı'nın değişmesi sayesinde, VCE modeli verim, özgül yakıt tüketimi ve uçuş menzili açısından konvansiyonel olanlardan daha fazla avantajı olacağı düşünülmektedir. Bu kapsamda, VCE için performans, optimizasyon ve termodinamik ve eksergoekonomik analizlerin uygulanması önemli bir gereksinim olarak görülmüştür.

1.1.6. Tezin ekonomik ve sosyal katkıları

Havacılık sektörünün gelişmesiyle jet yakıtlarının tüketimi oldukça artmaktadır. Dünya çapında jet yakıt talebinin 2050 yılına kadar ciddi artması beklenmektedir. Ticari havacılıkta, toplam işletme maliyetlerinin büyük bir kısmını yakıt maliyeti oluşturmaktadır. Bu tez kapsamında VCE modelinin performans optimizasyonu ile özgül yakıt tüketimi (SFC)'nin minimum olduğu uçuş rejimleri ve tasarım parametreleri hesaplanmıştır. Daha düşük SFC, daha az yakıt giderleri anlamına geldiği için uçak motorları için performans optimizasyonu büyük önem taşımaktadır.

Modern dünyanın artan standartları ile havacılık sektörü çevreyi korumak için önemli bir rol üstlenmelidir. Bu nedenle, hava ve kara taşıtlarının sürdürülebilir enerji kaynakları tarafından desteklenmesi gerekmektedir. Bu sektörlerde yakıt ihtiyacını karşılayacak sürdürülebilir enerji için en önemli faktör, bu enerjinin yerli ve kolayca üretilebilir olmasıdır. Öncelikle ticari ve askeri amaçlarda kullanılan uçakların jet motorları, atmosfer kirliliğine neden olmaktadır. Askeri uçaklarda kullanılması önerilen

VCE itki modelinin farklı modlarda çalışması durumlarında uçuş fazları boyunca atmosfere emisyon salınımı değişkenlik gösterecektir. Bu kapsamda uçuş fazları boyunca güç değerleri, ekserji parametreleri ve ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörleri hesaplanmıştır. Bu hesaplamalar ile uçuş fazlarının birbirine göre sürdürülebilirlik davranışlarını kıyaslama imkanı olmuştur. Düşük çevresel etkiye sahip uçuş fazlarının bilinmesi sayesinde çevreye olan zarar minimuma indirgenebilmektedir.

1.2. Literatür Taraması

Bu zamana kadar, literatürde askeri ve ticari uçaklarda kullanılan gaz türbinli motorlar için performans ve enerji analizi mevcuttur. Açık literatürde Değişken çevrimli turbofan motoru için, ekserji ve eksergo-ekonomi analizi yapılmadığı görülmüştür. Ancak VCE için performans analizleri mevcuttur.

Zheng vd. (2018), değişken çalışma modlarında bir adaptif çevrimli motor üzerinde denge çalışma prensibi analizini, bu modele ait denge denklemlerini geliştirerek ve komponent eşleşme prensibinin fiziksel önemini doğrusal olmayan komponent tabanlı ACE performans modeli araştırmayı amaçlamıştır. Yani bu makale komponent eşleşme ilişkilerinden ziyade, denge çalışma prensiplerinin matematiksel olarak geliştirilmesini sağlamaktadır. [41].

Motor komponent performansındaki sapmanın adaptif çevrimli motor'un (ACE) genel performansı ve göreve uyarlanabilirliği üzerinde büyük etkisi vardır. ACE performansının görev gereksinimine ulaşması için, komponent performans sapmasının (CPD) uygun standardı önceden verilmelidir. Chen vd. (2018), birinci derece Taylor serisi açılımına dayanan bir yaklaşım önermiş ve çok hesaplama olmadan CPD standardını belirlemek için uygulamıştır. On beş komponent performans parametreleri ve dört önemli çalışma koşulu incelenmiştir. Sonuçlar, CPD indekslerinin etkileri ile farklı çalışma koşulları arasındaki ayrımın açık olduğunu göstermektedir. Tüm CPD indeksleri için standartların belirlenmesi ile karşılaştırıldığında, bu yöntem komponent özelliklerini daha iyi kullanılabilir, makul standart ve ekonomik hale getirmiştir [42].

Yeni bir aero-motor modeli olarak, adaptif çevrimli motorlar (ACE) geniş bir uçuş rejimi boyunca potansiyel üstün görev adaptasyonları nedeniyle uluslararası havacılık endüstrisinde büyük ilgi görmektedir. Herbir değişken geometri geçişinin motor

performansı ve stabilitesi üzerindeki etkisini araştırmak acil bir ihtiyaç ile sonuçlanmıştır. Bu nedenle, Zheng vd. (2017), değişken geometri modülasyonunun; motor komponentleri arasındaki eşleşme ilişkisini ve farklı çalışma modlarında genel motor performansı üzerindeki etkisini ele almışlardır. Sonuçlar, dört çalışma modunun hepsinde, HPC değişken stator kanatçığını kısmak, LPT değişken nozul alanını azaltmak ve bunun yanında, CDFS değişken stator kanatçığını ve HPT değişken nozul alanını artırmak, daha yüksek HPT giriş toplam sıcaklığına sebep olmasına rağmen itkiyi artırdığını göstermektedir. [43].

Adaptif Çevrimli Motor, gelecekteki yeni nesil avcı uçakları için çok görevli gereksinimlerini karşılayabilecek aday itki sistemidir. Xin vd. (2019), uçağın tırmanma görevine ait performans gereksinimlerini göz önüne alarak, motor performansını Genetik Algoritma ile optimize etmiştir. Farklı motor performanslarıyla hesaplanan savaş uçağının tırmanış sonuçları da karşılaştırıldı. Sonuçlar, Adaptif Çevrimli Motor'un geleneksel turbofan'dan daha iyi Ses altı tırmanma performansına sahip olduğunu ve değişken geometrik komponentlerinin optimizasyonu ile, avantajların daha da artırabildiğini göstermektedir [44].

Bu tezin literatüre katkıları şunlardır;

- VCE modeli için enerji, entropi ve parametrik denklem ilişkilerini elde etmek.
- VCE modelinin performans, güç ve entropi sonuçlarını sabit çevrimli turbofanın (F100 motoru) sonuçlarıyla karşılaştırmak.
- VCE modeline ait, BPR, HPC PR ve TIT gibi tasarım değişkenlerinin SFC değeri üzerindeki etkilerini değerlendirmek.
- VCE modelinin SFC değerini her iki mod için genetik algoritma aracılığıyla optimize etmek.
- GasTurb yardımıyla her komponentin giriş-çıkışları için, VCE modelinin termodinamik değerlerini hesaplamak.
- Off-dizayn için, DBM ve SBM'de performans parametrelerini hesaplamak ve elde edilen performans sonuçlarının VCE ve F100 motoru ile karşılaştırmak.
- Hem VCE hem de F100 motorunun ekserjetik analizini gerçekleştirmek.
- Her iki motor türü için ekserji temelli sürdürülebilirlik indekslerini belirlemek

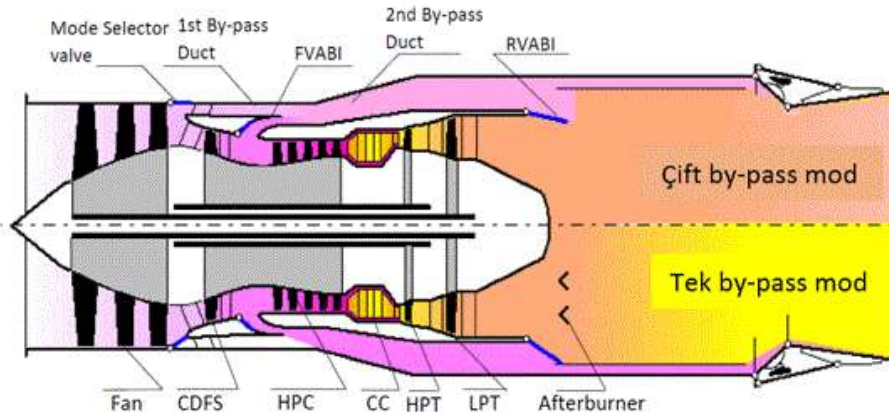
- On dizayn ve off-dizayn için komponent bazında ekserji maliyet dengesi denklemleri oluşturmak.
- On dizayn ve off-dizayn için ekserji yıkım maliyetlerini ve komponentlerin özgül yakıt ve ürün maliyetini değerlendirmek.
- VCE modeli ve komponentleri için eksergoekonomik indeksleri hesaplamak.
- Farklı uçuş koşulları (düz uçuşta) için elde edilen termodinamik veriler ile performans ve ekserji parametrelerini modellemek.



2. DEĞİŞKEN ÇEVİRİMLİ TURBOFAN MOTORU (VCE)

2.1. Sistem Tanıtımı

Değişken çevrimli turbofan motorunun kesiti, Şekil 2.1'de gösterilmiştir. Geleneksel bir turbofan motorda, fandan geçen hava akışının çekirdek ve by-pass bölümlerine yönlendirildiği, değişken çevrimli bir turbofan motorda hava akışının bir kısmı çekirdeğe ve diğer kısmı iki by-pass kanalına yönlendirildiği belirtilmelidir. Motorda çeşitli ana komponentler bulunmaktadır. Bunlar turbo-makine üniteleri (Fan, çekirdek tahrikli fan kademesi (CDFS), yüksek basınçlı kompresör (HPC), yüksek basınçlı türbin (HPT) ve düşük basınçlı türbin (LPT)) ve sabit ünitelerdir (yanma odası (CC), karışma odası ve ardyanma (AB)) [45]. Ayrıca, uçuş gereksinimlerine göre, mod seçici valf (MSV), ön değişken by-pass (FVABI) ve arka değişken by-pass enjektör (RVABI) gibi bazı yardımcı komponentler vardır. Bu komponentler sayesinde, by-pass kanalının giriş alanı gerektiğinde değiştirilebilmektedir [46]. MSV, Fan'ın arkasına yerleştirilirken; FVABI, CDFS'nin arkasına yerleştirilir. Birincisi, dış by-pass kanalının açılıp kapanmasını sağlarken, ikincisi, iç by-pass kanalından geçen akışı kontrol etmektedir. Son olarak, karıştırma odasında RVABI, by-pass kanallarından ve çekirdek akışından gelen akışların karışım derecesini belirlemektedir. Bu çalışmada, VCE bazı uçuş noktalarında (kalkış, tırmanma ve ses üstü düz uçuş gibi) tek by-pass modunda çalışırken, diğer uçuş noktalarında (taksi, ses-altı seyir-1, alçalma, ses-altı seyir-2, hava devriyesi ve iniş) çift by-pass modunda çalışmaktadır. Ayrıca, SBM'de, VCE by-pass oranı 0,3'e ayarlanır ve ardyanma aktif hale getirilirken, DBM'de by-pass oranı 1,8'e kadar artırılır. Bu model, F-16 uçaklarında kullanılan F100 motoruna alternatif olarak düşünülmüştür. Şekil 2.2'de, F-16 uçağının kesit görüntüsünü verilmiştir.



Şekil 2.1. VCE modelinin kesit görüntüsü [47]



Şekil 2.2. Üç farklı yönden F-16 uçağının görüntüsü [48]

Tablo 2.1’de VCE modelinin DBM ve SBM’de, performans değerlerini göstermektedir. Tablo 2.2 ise, F100 motoru ve VCE için sıcaklık, basınç oranları, kütle debileri ve by-pass oranlarını çalışma moduna göre değerleri verilmiştir.

Tablo 2.1. VCE performans değerleri

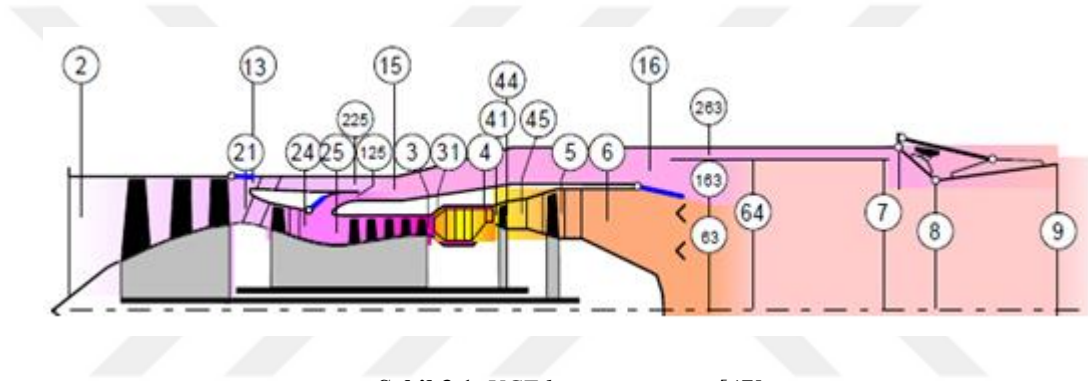
Ana Parametreler	Değerler
İtki (Dry thrust)	73,6 kN (100 kg/s hava debisi)
Özgül yakıt tüketimi	20 g / kN.s
BPR	0,67
İtki (AB)	112,31 kN (100 kg/s hava debisi)
Özgül yakıt tüketimi (AB)	44 g / kN.s

Tablo 2.2. VCE ve F100 için ana girdi parametreleri (DBM ve SBM için)

F100 motoru											
Parametre	h	M	$\dot{m}_a$	MSV	BPR_{tot}	T_{t4}	T_{t7}	π_{Fan}	π_{CDFS}	π_{HPC}	$\pi_{tot.}$
	(m)		(kg/s)			K	K				
Military	0	0	101,69	-	0,67	1680	-	4,03	-	7	28,2
Ardyanma	0	0	101,69	-	0,67	1680	2000	4,03	-	7	28,2
VCE modeli											
DBM	0	0	101,69	Açık	1,8	1800	-	3,1	1,3	7	28,21
SBM	0	0	101,69	Kapalı	0,3	1800	2050	3,1	1,3	7	28,21

3. PARAMETRİK ÇEVİRİM ANALİZİ

Parametrik çevrim analizlerinin amacı tasarım limitleri, tasarım seçimleri ve uçuş koşullarına göre performans parametrelerini elde etmektir. Tasarım değişkenleri ve performans parametreleri Tablo (3.2-3.3)'de gösterilmiştir. Yüksek hızlı askeri uçakların çoğu, belirli uçuş koşullarında (örneğin kalkış, yüksek hızlı dönüşler, vb.) itki artırımı için bir ardyanmaya ihtiyaç duymaktadır. Bu nedenle, VCE modeli ardyanmalı düşük by-pass turbofan motoruna benzerlik göstermektedir. Şekil 3.1.'de VCE'nin (karışık akışlı ve ardyanmalı değişken çevrimli turbofan motorunun) enine kesitini komponent istasyon numaraları ile birlikte gösterilmektedir.



Şekil 3.1. VCE kesit görüntüsü [47]

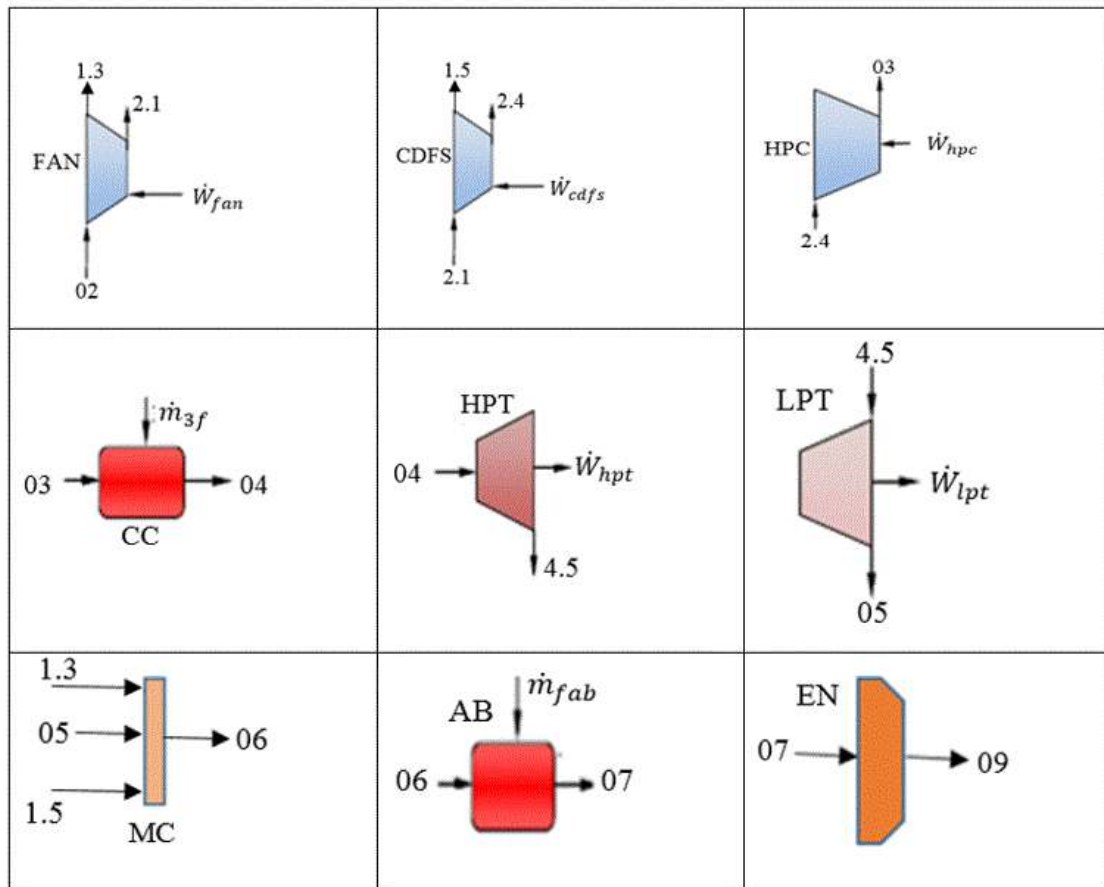
VCE komponentleri için performans analizlerine geçmeden önce, analizin anlaşılır olması için Tablo 3.1'de belirtildiği gibi, VCE komponentlerinin giriş ve çıkışları numaralandırılmıştır. Komponentler numaralandırılması ile, Şekil 3.2'de sunulan görüntü elde edilmektedir.

Tablo 3.1. VCE komponentleri için istasyon numaralandırılması

İstasyon No	İstasyon	İstasyon No	İstasyon
0,2	Fan girişi	4	CC çıkışı
1,3	Fan By-Pass çıkışı	4,5	HPT çıkışı
2,1	CDFS girişi	5	LPT çıkışı
2,4	CDFS çıkışı	6	Karışım odası girişi
1,5	CDFS By-Pass çıkışı	7	Ardyanma çıkışı
2,5	HPC girişi	9	Egzoz çıkışı
3	HPC çıkışı		

Parametrik çevrim analizi ile, Tablo 3.2’de gösterilen uçuş parametreleri, komponent verimleri ve tasarım değişkenleri değiştirilerek, optimum performans çıktıları elde edilebilir. Bu tezde, HPC PR, TIT ve BPR değişkenlerinin, performans parametrelerine ($F/\dot{m}_0$, η_0 , S) etkileri araştırılmıştır.

Tablo 3.2’de bahsedilen uçuş parametreleri; uçuş Mach (M_o), ortam sıcaklığı (T_o) ve basıncıdır (P_o). Diğer yandan komponent verimleri ile ifade edilen yanma odası ve ardyanma ünitesi için basınç oranları (π_b , π_{AB}) ve yanma verimleridir (η_b , η_{AB}); turbomakine komponentleri için politropik verimlerdir. Tasarım seçeneklerinden kasıt ise; fan basınç oranı (π_f), HPC basınç oranı (π_{HPC}), by-pass oranı (α), türbin giriş sıcaklığı (T_{t4}), ardyanma çıkış sıcaklığı (T_{t7}), karışım odası Mach (M_6) ve basınç oranı (P_o/P_9)’dır.



Şekil 3.2. VCE komponentlerinin gösterimi

Tablo 3.2. VCE performans girdileri

Girdiler	
Uçuş parametreleri	M_O, T_O, P_O
Komponent verimleri	$\pi_b, \pi_{dmax}, \pi_{Mmax}, \pi_{AB}, \pi_n, e_f$
	$e_{CDFS}, e_{cH}, e_{tH}, e_{tL}, \eta_b, \eta_{AB}, \eta_{mL}, \eta_{mH}, \eta_{mPL}, \eta_{mPH}$
Tasarım seçenekleri	$\pi_f, \pi_{HPC}, \alpha, T_{t4}, T_{t7}, M_6, P_O/P_9$

Parametrik çevrim hesaplamaları sonucunda elde edilen ana performans parametreleri; özgül itki ($F/\dot{m}_0$), özgül yakıt tüketimi (S), itki verimi (η_p), ısı verim (η_{TH}), hız oranı (V_9/V_O), sıcaklık oranı (T_9/T_O)'dır. Komponent bazında ise, HPT ve LPT basınç (π_{tH}, π_{tL}) ve sıcaklık oranları (τ_{tH}, τ_{tL}); CDFS, HPC sıcaklık oranı (τ_{CDFS}, τ_{cH}) ve yanma odası için entalpi sıcaklık oranı (τ_λ)'dır. Ayrıca hem yanma odası hem de arđyanma için yakıt-hava oranları (f, f_{AB})'da hesaplanan parametrelerdir.

Tablo 3.3. VCE performans çıktıları

Çıktılar	
Genel performans parametreleri	$F/\dot{m}_0, S, f_0, \eta_p, \eta_{TH}, V_9/V_O, P_{t9}/P_9, T_9/T_O$
Komponent parametreleri	$\pi_{tH}, \pi_{tL}, \tau_f, \tau_{CDFS}, \tau_{cH}, \tau_{tH}, \tau_{tL}, \tau_\lambda, \tau_{\lambda AB}$
	$f, f_{AB}, M_{16}, M_{6A}, M_9$

VCE ana komponentlerinin giriş-çıkış istasyonlarındaki sıcaklık, basınç değeri Denklemler (3.1-3.64) aracılığıyla hesaplanmıştır. Yardımcı denklemler Denklem (3.1-

3.11) 'de verilmiştir. Bu denklemler ile özgül ısılar (R), toplam sıcaklık oranları (τ) ve basınç oranları (π) hesaplanmaktadır.

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \quad (3.1)$$

$$\pi_r = \tau_r^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)} \quad (3.2)$$

$$\pi_d = \pi_{dmax}, \quad M_o \leq 1 \quad (3.3)$$

$$\pi_d = \pi_{dmax} (1 - 0.075(M_o - 1))^{1.35}, \quad M_o > 1 \quad (3.4)$$

$$\tau_\lambda = \frac{C_{pt} T_{t4}}{C_{pc} T_0} \quad (3.5)$$

$$\tau_\lambda = \frac{C_{pAB} T_{t7}}{C_{pc} T_0} \quad (3.6)$$

$$\pi_{HPC} = \pi_c / \pi_f \quad (3.7)$$

$$R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} C_{pc} \quad (3.8)$$

$$R_t = \frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} C_t \quad (3.9)$$

$$R_{AB} = \frac{\gamma_{tAB} - 1}{\gamma_{AB}} C_{AB} \quad (3.10)$$

$$h_0 = C_{pc} T_0 \quad (3.11)$$

3.1. Parametrik Denklemlerin VCE Komponentlerine Uygulanması

Fan ünitesi için, çıkış basıncı ve sıcaklığı, kütle dengesi, Güç ve verim denklemleri, sırasıyla Denk. (3.12-3.16) 'de verilmiştir.

$$T_{2.1} = T_{02} \left[1 + \frac{1}{\eta_f} (\pi_f^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1) \right] \quad (3.12)$$

$$P_{t,2.1} = \pi_f P_{t,02} \quad (3.13)$$

$$\dot{m}_{02} = \dot{m}_{2.1} + \dot{m}_{1.3} \quad (3.14)$$

$$\dot{W}_{Fan} = \dot{m}_{02} (h_{2.1} - h_{02}) \quad (3.15)$$

$$\eta_{FAN} = \frac{\pi_{FAN}^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}{\tau_{FAN} - 1} \quad (3.16)$$

CDFS ünitesi için, çıkış basıncı ve sıcaklığı, kütle dengesi, Güç ve verim denklemleri, sırasıyla Denklem (3.17-3.21) 'de verilmiştir.

$$T_{2.4} = T_{2.1} \left[1 + \frac{1}{\eta_{cdfs}} (\pi_{cdfs}^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1) \right] \quad (3.17)$$

$$P_{t,2.4} = \pi_{cdfs} P_{t,2.1} \quad (3.18)$$

$$\dot{m}_{2.1} = \dot{m}_{2.4} + \dot{m}_{1.5} \quad (3.19)$$

$$\dot{W}_{cdfs} = \dot{m}_{2.1} (h_{2.4} - h_{2.1}) \quad (3.20)$$

$$\eta_{CDFS} = \frac{\pi_{CDFS}^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}{\tau_{CDFS} - 1} \quad (3.21)$$

HPC ünitesi için, çıkış basıncı ve sıcaklığı, kütle dengesi, Güç ve verim denklemleri, sırasıyla Denklem (3.22-3.26) 'de verilmiştir.

$$\dot{m}_{2.4} = \dot{m}_3 \quad (3.22)$$

$$T_{03} = T_{2.4} \left[1 + \frac{1}{\eta_{hpc}} (\pi_{hpc}^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1) \right] \quad (3.23)$$

$$P_{t,03} = \pi_{hpc} P_{t,2.4} \quad (3.24)$$

$$\dot{W}_{hpc} = \dot{m}_{03} (h_{03} - h_{2.4}) \quad (3.25)$$

$$\eta_{HPC} = \frac{\pi_{HPC}^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}{\tau_{HPC} - 1} \quad (3.26)$$

CC ünitesi için, kütle dengesi, çıkış basıncı, yakıt-hava oranı ve verim denklemleri, sırasıyla Denklem (3.27-3.32) 'de verilmiştir.

$$\dot{m}_{04} = \dot{m}_{03} + \dot{m}_f \quad (3.27)$$

$$P_{t,04} = (1 - \Delta P)P_{t,03} \quad (3.28)$$

$$\dot{m}_f h_{PR} \eta_b + \dot{m}_3 h_{t3} = \dot{m}_4 h_{t4} \quad (3.29)$$

$$\dot{m}_{03}^c p_{,03} T_{03} + \eta_{cc} m_f Q_{LHV} = \dot{m}_{04}^c p_{,04} T_{04} \quad (3.30)$$

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_{CDFS} \tau_{HPC}}{\eta_b h_{PR} / h_0 - \tau_\lambda} \quad (3.31)$$

$$\eta_b = \frac{\dot{m}_4 h_{t4} - \dot{m}_3 h_{t3}}{\dot{m}_f h_{PR}} \leq 1 \quad (3.32)$$

HPT ünitesi için, kütle dengesi, Güç dengesi, toplam sıcaklık oranı, çıkış basıncı ve verim denklemleri, sırasıyla Denklem (3.33-3.38) 'de verilmiştir.

$$\dot{m}_{4,5} = \dot{m}_{04} \quad (3.33)$$

$$\eta_m W_{HPT} = W_{CDFS} + W_{HPC} \quad (3.34)$$

$$\dot{m}_4 (h_{t4} - h_{t4,5}) \eta_{mL} = \dot{m}_{CDFS} (h_{t2,5} - h_{t2}) + \dot{m}_{HPC} (h_{t3} - h_{t2,5}) \quad (3.35)$$

$$\tau_{HPT} = 1 - \frac{\tau_r \tau_{CDFS} (\tau_{HPC} - 1) + (1 + BPR_t) C_{TOH} / \eta_{mPH}}{\eta_{mH} \tau_\lambda \{ (1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 \tau_r \tau_{CDFS} \tau_{HPC} / \tau_\lambda \}} \quad (3.36)$$

$$P_{4,5} = P_{04} \left[1 - \frac{[1 - (T_{4,5} / T_{04})]}{\eta_{hpt}} \right]^{\gamma_g / (\gamma_g - 1)} \quad (3.37)$$

$$\eta_{HPT} = \frac{1 - \tau_{HPT}}{1 - \pi_{HPT}^{(\gamma_t - 1) / \gamma_t}} \quad (3.38)$$

LPT ünitesi için, kütle dengesi, Güç dengesi, toplam sıcaklık oranı, çıkış basıncı ve verim denklemleri, sırasıyla Denklem (3.39-3.44) 'de verilmiştir.

$$\dot{m}_{05} = \dot{m}_{4.5} \quad (3.39)$$

$$\eta_m W_{LPT} = W_{Fan} \quad (3.40)$$

$$\eta_m c_{p,g} \dot{m}_{4.5} (T_{4.5} - T_{05}) = c_{p,a} \dot{m}_{02} (T_{2.1} - T_{02}) \quad (3.41)$$

$$\tau_{LPT} = 1 - \frac{\tau_r ((\tau_{CDFS} - 1) + BPR_t (\tau_f - 1)) + (1 + BPR_t) C_{TOL} / \eta_{mPL}}{\eta_{mL} \tau_\lambda \tau_{HPT} \{ (1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) (1 + f) + (\varepsilon_1 + \varepsilon_2 / \tau_{HPT}) \tau_r \tau_{CDFS} \tau_{HPC} / \tau_\lambda \}} \quad (3.42)$$

$$P_{05} = P_{4.5} \left[1 - \frac{[1 - (T_{05} / T_{4.5})]}{\eta_{LPT}} \right]^{\gamma_g / (\gamma_g - 1)} \quad (3.43)$$

$$\eta_{LPT} = \frac{1 - \tau_{LPT}}{1 - \pi_{LPT}^{(\gamma_t - 1) / \gamma_t}} \quad (3.44)$$

Karışım ünitesi için denklemler, Denk. (3.45-3.62) 'de verilmiştir.

$$BPR_M = \frac{BPR_t}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) (1 + f) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2} \quad (3.45)$$

$$\frac{P_{t16}}{P_{t6}} = \frac{\pi_{FAN}}{\pi_{CDFS} \pi_{HPC} \pi_b \pi_{HPT} \pi_{LPT}} \quad (3.46)$$

$$\frac{T_{t16}}{T_{t6}} = \frac{C_{pt} \tau_r \tau_{FAN}}{C_{pc} \tau_\lambda \tau_{m1} \tau_{HPT} \tau_{m2} \tau_{LPT}} \quad (3.47)$$

$$R_6 = R_t, \quad R_{16} = R_c, \quad C_{p6} = C_{pt}, \quad C_{p16} = C_{pc}, \quad \gamma_6 = \gamma_t, \quad \gamma_{16} = \gamma_c \quad (3.48)$$

$$C_{p6A} = \frac{C_{p6} + BPR_M C_{p16}}{1 + BPR_M} \quad (3.49)$$

$$R_{6A} = \frac{R_6 + BPR_M R_{16}}{1 + BPR_M} \quad (3.50)$$

$$\gamma_{6A} = \frac{C_{p6A}}{C_{p6A} - R_{6A}} \quad (3.51)$$

$$\tau_M = \frac{C_{p6}}{C_{p6A}} \frac{1 + BPR_M (C_{p16} / C_{p6}) (T_{t16} / T_{t6})}{1 + BPR_M} \quad (3.52)$$

$$M_{16} = \sqrt{\frac{2}{\gamma_{16}-1} \left\{ \left[\frac{P_{t16}}{P_{t6}} \left(1 + \frac{\gamma_6-1}{2} M_6^2 \right)^{\gamma_6/(\gamma_6-1)} \right]^{(\gamma_{16}-1)/\gamma_{16}} - 1 \right\}} \quad (3.53)$$

$$\frac{A_{16}}{A_6} = BPR_M \frac{M_6}{M_{16}} \sqrt{\frac{\gamma_6 R_{16}}{\gamma_{16} R_6} \frac{T_{t16}}{T_{t6}} \frac{1 + \frac{\gamma_6-1}{2} M_6^2}{1 + \frac{\gamma_{16}-1}{2} M_{16}^2}} \quad (3.54)$$

$$\phi(M_6, \gamma_6) = M_6^2 \left(1 + \frac{\gamma_6-1}{2} M_6^2 \right) / (1 + \gamma_6 M_6^2) \quad (3.55)$$

$$\phi(M_{16}, \gamma_{16}) = M_{16}^2 \left(1 + \frac{\gamma_{16}-1}{2} M_{16}^2 \right) / (1 + \gamma_{16} M_{16}^2) \quad (3.56)$$

$$\Phi = \left(\frac{1 + BPR_M}{\frac{1}{\sqrt{\phi(M_6, \gamma_6)}} + BPR_M \sqrt{\frac{R_{16} \gamma_6}{R_6 \gamma_{16}}} \sqrt{\frac{T_{t16}/T_{t6}}{\phi(M_{16}, \gamma_{16})}}} \right)^2 \frac{\gamma_6 R_{6A}}{\gamma_{6A} R_6} \tau_M \quad (3.57)$$

$$M_{6A} = \sqrt{\frac{2\Phi}{(1 - 2\Phi \gamma_{6A}) + \sqrt{1 - 2\Phi(\gamma_{6A} + 1)}}} \quad (3.58)$$

$$MFP = (M_{6A}, \gamma_{6A}, R_{6A}) = M_{6A} \sqrt{\frac{\gamma_{6A} g_c}{R_{6A}}} \left(1 + \frac{\gamma_{6A}-1}{2} M_{6A}^2 \right)^{\frac{\gamma_{6A}+1}{2(1-\gamma_{6A})}} \quad (3.59)$$

$$MFP = (M_6, \gamma_6, R_6) = M_6 \sqrt{\frac{\gamma_6 g_c}{R_6}} \left(1 + \frac{\gamma_6-1}{2} M_6^2 \right)^{\frac{\gamma_6+1}{2(1-\gamma_6)}} \quad (3.60)$$

$$\pi_{Mideal} = (1 + BPR_M) \sqrt{\tau_M} \frac{A_6}{A_{6A}} \frac{MFP(M_6, \gamma_6, R_6)}{MFP(M_{6A}, \gamma_{6A}, R_{6A})} \quad (3.61)$$

$$\pi_M = \pi_{Mmax} \pi_{Mideal} \quad (3.62)$$

Hava-yakıt oranı için denklemler, Denk. (3.63-3.64) 'de verilmiştir. Denk. (3.65-3.73) ise genel parametrik çevrim performans çıktılarını ifade etmektedir.

$$f_{AB} = \left(1 + f \frac{1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2}{1 + BPR_t - \beta} \right) \frac{\tau_{\lambda AB} - \tau_{\lambda} \tau_{m1} \tau_{HPT} \tau_{m2} \tau_{LPT} \tau_M (C_{p6} / C_{pt})}{h_{PR} \eta_{AB} / h_0 - \tau_{\lambda AB}} \quad (3.63)$$

$$f_0 = \frac{f(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) + f_{AB}(1 + BPR_t - \beta)}{1 + BPR_t} \quad (3.64)$$

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \left(\frac{P_0}{P_9} \right) \pi_r \pi_d \pi_{CDFS} \pi_{HPC} \pi_b \pi_{HPT} \pi_{LPT} \pi_M \pi_{AB} \pi_n \quad (3.65)$$

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_{AB} - 1} \left(\left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{(\gamma_9 - 1)/\gamma_9} - 1 \right)} \quad (3.66)$$

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{t9}/T_0}{T_{t9}/T_9} = \frac{C_{pc} \tau_{\lambda 9} / C_{p9}}{(P_{t9}/P_9)^{(\gamma_9 - 1)/\gamma_9}} \quad (3.67)$$

$$\frac{V_9}{a_0} = \sqrt{\frac{2\tau_{\lambda 9}}{\gamma_c - 1} \left(1 - \left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{(1 - \gamma_9)/\gamma_9} \right)} \quad (3.68)$$

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{a_0}{g_c} \left\{ \left(1 + f_o - \frac{\beta}{1 + \alpha} \right) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + \left(1 + f_o - \frac{\beta}{1 + \alpha} \right) \frac{R_{AB}}{R_c} \frac{T_9/T_0}{V_9/a_0} \frac{(1 - P_0/P_9)}{\gamma_c} \right\} \quad (3.69)$$

$$S = \frac{f_o}{F / \dot{m}_0} \quad (3.70)$$

$$\eta_p = \frac{\frac{2g_c M_0}{a_0} \frac{F}{\dot{m}_0}}{\left(1 + f_o - \frac{\beta}{1 + \alpha} \right) \left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 - M_0^2} \quad (3.71)$$

$$\eta_{TH} = \frac{\frac{1}{2g_c} \left\{ \left(1 + f_o - \frac{\beta}{1 + \alpha} \right) V_9^2 - V_0^2 \right\} + (C_{TOL} + C_{TOH}) h_0}{f_o h_{PR}} \quad (3.72)$$

$$\eta_o = \eta_p * \eta_{TH} \quad (3.73)$$

Özgöl itki ($\frac{F}{\dot{m}_0}$), özgöl yakıt tüketimi (S), itki verimi (η_p), ısı verim (η_{TH}) ve

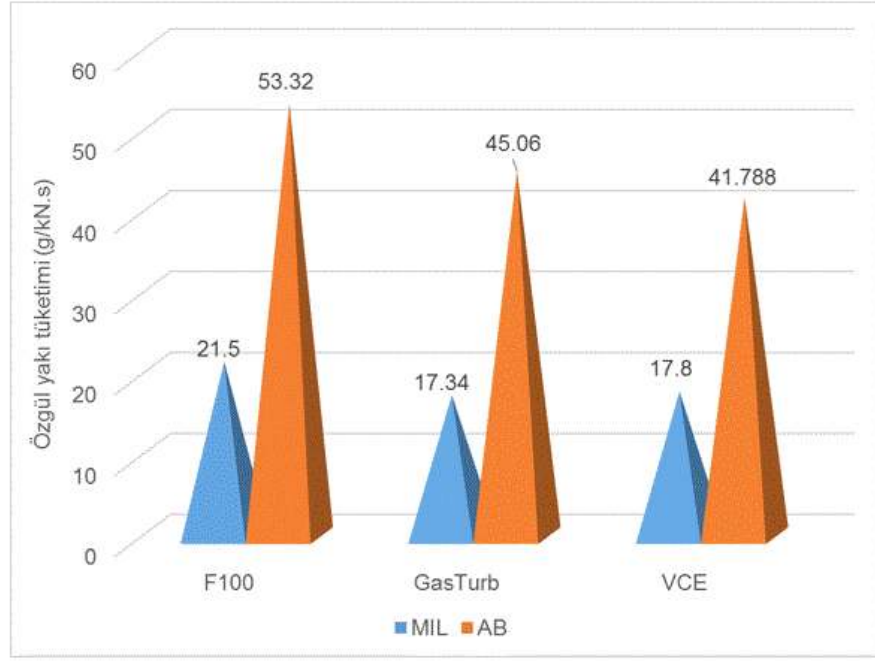
toplam verim (η_o) parametreleri, denklemler (3.1-3.68)'den elde edilen hesaplamalar ile bulunmaktadır.

3.2. VCE Performans Analizi Sonuçları

Parametrik çevrim denklemleri Matlab ortamında kod geliştirilerek hesaplanmıştır. Elde edilen sonuçlar F100 motoru ve GasTurb sonuçları ile karşılaştırılmıştır.

3.2.1. On-dizayn performans sonuçları

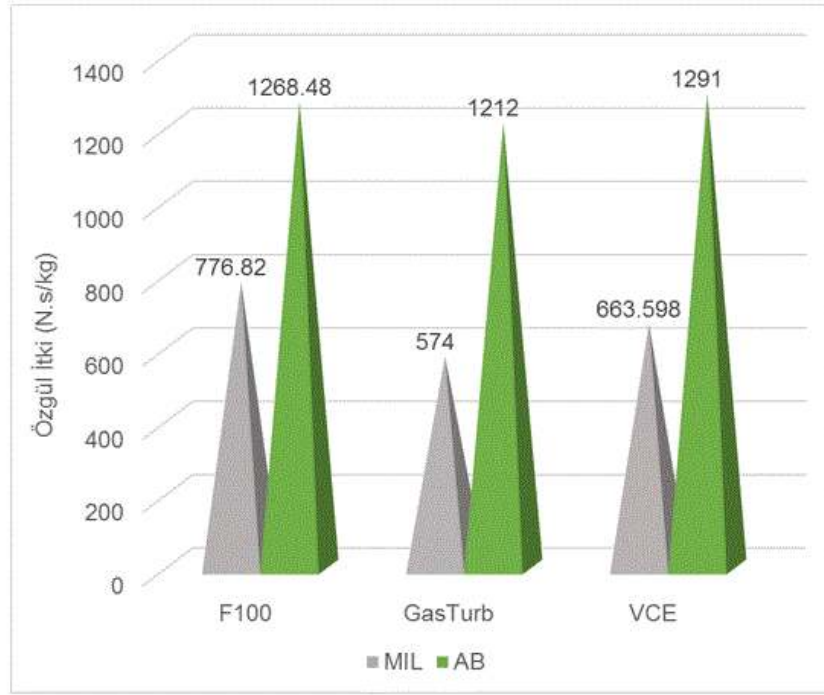
Şekil 3.3, DBM ve SBM için üç farklı düşük by-pass turbofan motor modelinin özgöl yakıt tüketimi (SFC) değerlerini göstermektedir. Şekil 3.3'te açıkça görüldüğü gibi, F100 motorunun SFC değeri 21,5 g / kN.s olarak hesaplanırken, DBM'de VCE modelinin SFC değeri 17,85 g / kN.s olarak belirlenmiştir. İlk olarak, VCE modeli sayesinde SFC değerinin %17,2 ile iyileştiği sonucuna varılmıştır. Düşük SFC özelliği sayesinde, VCE modeli yeni nesil uçaklar için potansiyel vaat etmektedir.



Şekil 3.3. DBM ve SBM için 3 farklı düşük by-pass motorunun SFC değerleri

İkinci olarak, geliştirilen VCE modeli ile GasTurb modeli arasındaki SFC farkı, DBM için, Şekil 3.3'te verilmiştir. Bu oran %2,65 olarak belirlenmiştir. Bu farkın nedeni, şaft mekanik verimleri, türbin ve kompresör izantropik verimleri gibi yardımcı giriş parametrelerinin farklılıklarına atfedilmektedir.

Tek by-pass modda (SBM), her iki motorun SFC değerleri F100 motoru için 53,32 g / kN.s ve VCE modeli için 41,78 g / kN.s olarak hesaplanmıştır. Her iki motor da SBM'de karşılaştırıldığında, SFC değeri %21,6 ile iyileşme göstermektedir. Son olarak, VCE modeli ve GasTurb modeli göz önüne alındığında, her iki motor arasındaki SFC değer farkı %3,62'dir. Bununla birlikte, GasTurb modeli ile VCE modelinin SFC değerleri arasında nispeten küçük fark gözlenmiştir.



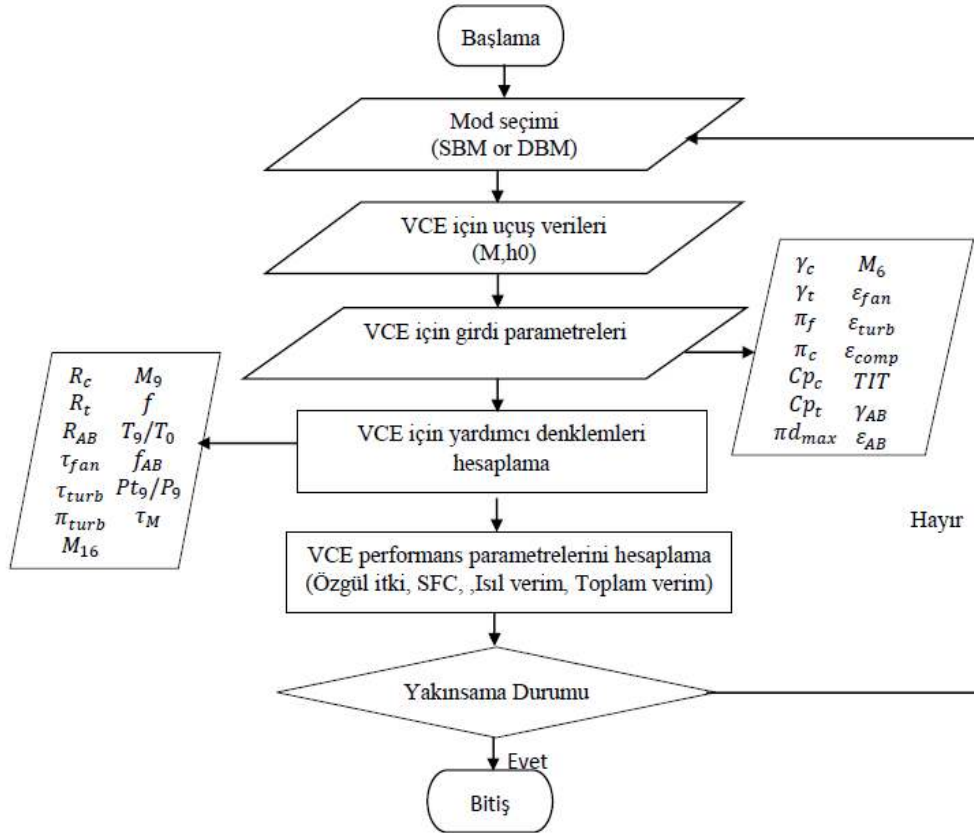
Şekil 3.4. DBM ve SBM için 3 farklı düşük by-pass motorunun ST değerleri

Başka bir performans parametresinin sonuçları göz önüne alındığında, Şekil 3.4, her iki modda da üç motor için özgül itki (ST) değerlerini verir. DBM'de, F100 motor, GasTurb ve VCE modelinin ST değerleri sırasıyla 776,82 N.s / kg, 574 N.s / kg ve 663,59 N.s / kg olarak hesaplanmıştır. En dikkat çekici nokta, VCE modelinin ST değeri, DBM'de, F100 motora göre % 14,57 ile daha düşük hesaplanmasıdır. VCE modeli için bu performans kaybı, gerektiğinde by-pass oranı azaltılarak telafi edilebilir.

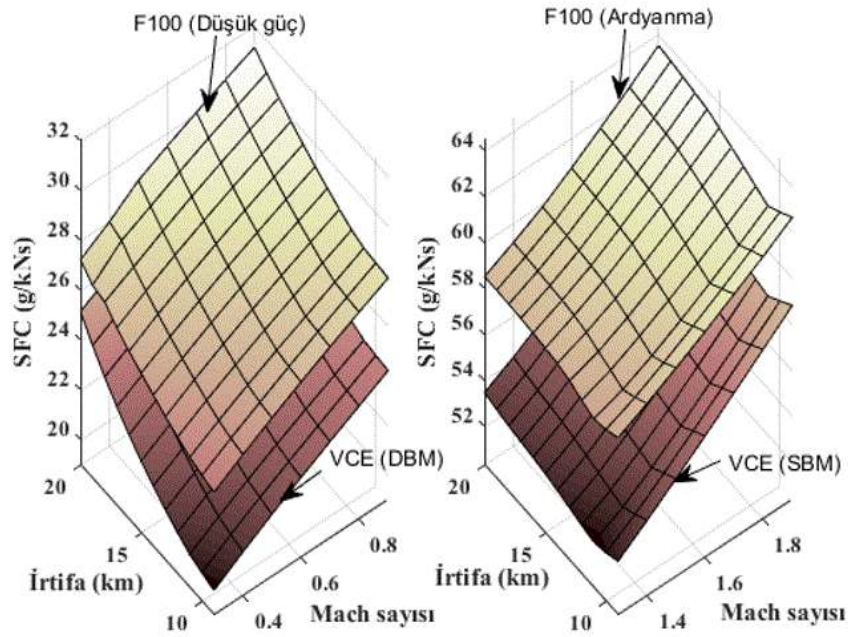
İkinci nokta, geliştirilen VCE modeli ile GasTurb modeli arasındaki ST değerlerinin farkının DBM'de %15,5 olarak hesaplanmasıdır. Tek by-pass modda (SBM), üç motorun ST değerleri F100 motoru için, 1268 N.s / kg, GasTurb modeli için, 1212 N.s / kg ve VCE modeli için, 1291 N.s / kg olarak belirlenmiştir. Şekil 3.4'te görüldüğü gibi, VCE modelinin ST değeri, SBM'de, F100 motorundan % 1,8 ile biraz daha yüksek değere sahiptir. Diğer yandan, VCE'nin ST değeri GasTurb modeline göre % 6,5 ile nispeten daha fazla değere sahiptir.

3.2.2. Off-dizayn performans sonuçları

F-16 uçakları için VCE dikkate alındığında, bu motorun uygunluğu tüm uçuş görevi boyunca araştırılması gerekmektedir. Yani, VCE'nin uçak performans gereksinimleri için yeterli itki kuvveti sağlayıp sağlamadığı araştırılmalıdır. Net itki kuvvetinin Mach sayısı, irtifa ve ardyanma ile değiştiği iyi bilinmektedir. Geleneksel karışık akışlı turbofan için bu parametre (itki) temel bir cebirsel denklemin geliştirilmesi ile hesaplanabilmektedir. VCE modeli için, sabit by-pass oranına sahip olmadığından, geleneksel motor için bu geliştirilmiş model kullanılmamıştır. Bu nedenle, VCE'nin itki kuvveti, düşük by-pass'lı karışık turbofan için parametrik çevrim analiz denklemlerinde değişiklik yapılarak hesaplanmıştır. Parametrik çevrim analizinin temel amacı, toplam verim, itki ve özgül yakıt tüketimi (SFC) gibi performans parametrelerini tahmin etmektir. F100 düşük by-pass turbofan motorunun (F-16'nın ana güç kaynağı) parametrik denklemleri, değişken çevrimli motoru (VCE) için temel bir kod üzerinde modellenmiştir. Şekil 3.5'te, değişken çevrimli bir motor performans hesaplama kodunun bir akış şeması verilmiştir.



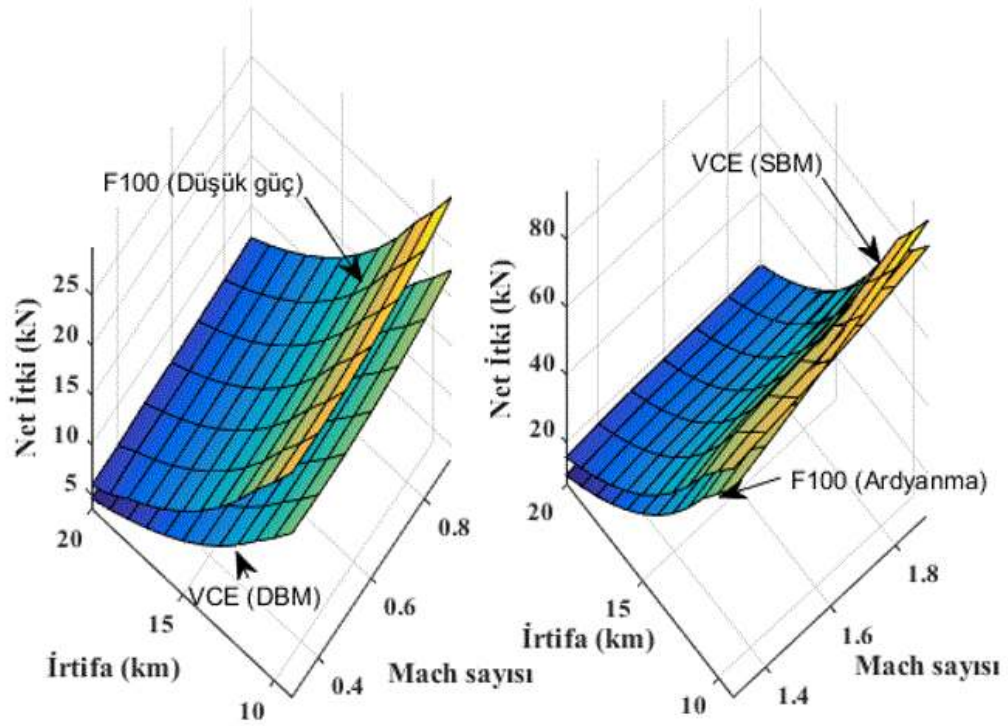
Şekil 3.5. Performans parametrelerinin hesaplanması için akış diyagramı



Şekil 3.6. DBM ve SBM'de F100 ve VCE motorları için SFC değerleri

Şekil 3.6'dan görülebileceği gibi, SFC değerleri farklı uçuş koşullarında değişkenlik göstermektedir. İrtifa ve Mach'a göre iki motor tipinin ortalama SFC değerlerinin karşılaştırılması, ilgili uçuş koşulları için VCE'nin SFC değerinin F100 motorundan görece düşük olduğunu göstermektedir. SBM'de F100'ün SFC değerleri VCE'den sürekli olarak daha yüksek olduğu gözlenmektedir. Bu eğilimin bir sebebi, F100 için türbin giriş sıcaklığı ve toplam basınç oranı vb. gibi tasarım parametrelerinin düşük değerlerinden kaynaklanmaktadır (Bkz.Tablo 2.2). Diğer yandan, aynı şekilde, artan irtifa ile birlikte yakıt akışları non-lineer azalmasına rağmen, SFC değeri non-linear artmaktadır. Bunun nedeni, yakıt akışına göre net itkinin daha fazla azalmasıdır. DBM'de hem F100 motoru hem de VCE, ses altı hızında çalıştığından ve afterburner yakıt akışı olmadığından, SFC değeri, önemli fark ile SBM'dekinden daha düşüktür. Şekil 3.6'dan anlaşılacağı üzere, F100 motorunun SFC değeri, 20 km irtifa ve 0,9 M için, 31,15 g / kN.s ile en yüksek olarak hesaplanırken, DBM'de VCE için SFC değeri 28,25 g/kN.s olarak belirlenmiştir. İlk çıkarım olarak, VCE modeli sayesinde SFC değerinin %9,3 oranında iyileşme sağladığı sonucuna varılmıştır. Düşük SFC özelliği olan VCE modelinin yeni nesil uçaklara uyarlama potansiyeli yüksektir. Tek by-pass modda, 20 km ve 1,9 M'da, her

iki motorun SFC değerleri, F100 motoru için 63,57 g/kN.s ve VCE modeli için 59,19 g/kN.s ile en yüksek değerde hesaplanmıştır. SBM'de her iki motor birbiriyle karşılaştırıldığında, VCE için, SFC değeri %6,8 iyileşme sağlanmıştır. Mevcut çalışmada, tek by-pass modu için, F100 motorunun nispeten daha yüksek BPR'ye (0,67) sahip olmasına rağmen, VCE'nin F100'e kıyasla hala biraz daha düşük SFC değerine sahip olduğu akılda tutulmalıdır.



Şekil 3.7. DBM ve SBM'de F100 ve VCE motorlarının ST değerleri

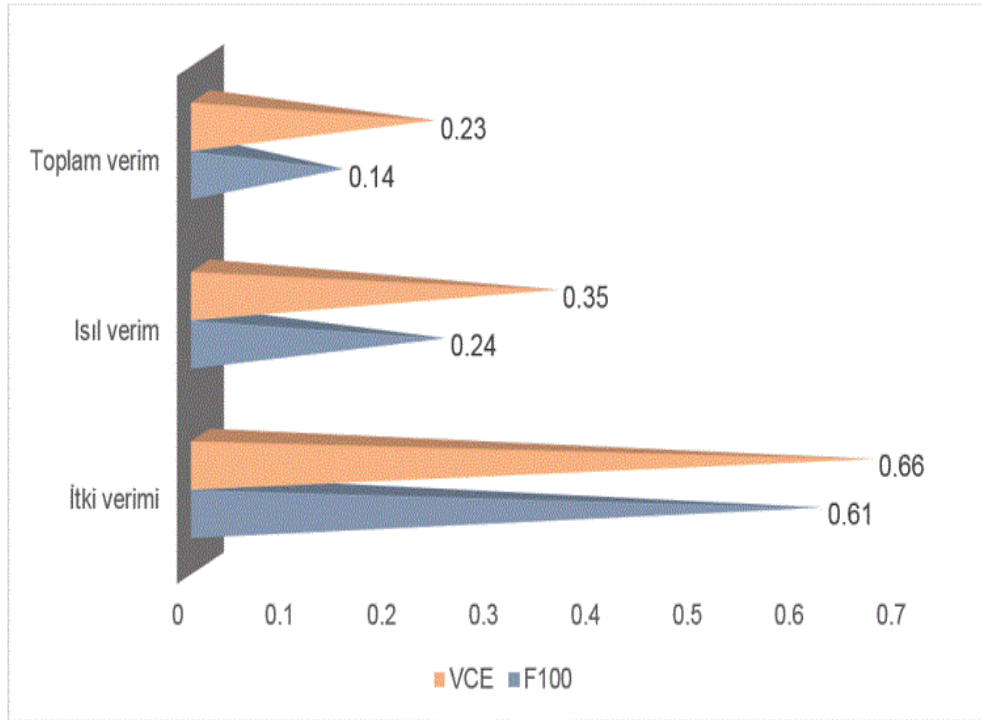
Şekil 3.7'de, net itki değerleri her iki motor için de Mach ve irtifaya göre gösterilmiştir. Tek by-pass modunda, tüm irtifa ve Mach için VCE'nin net itki kuvveti F100 motoruna göre daha yüksek hesaplandığı, ancak yüksek farkla çift by-pass modunda ise net itki, F100 için daha yüksek belirlenmiştir. Bunun nedeni, VCE'nin nispeten yüksek by-pass oranına sahip olması olabilir. SBM'de, F100 motorunun ve VCE'nin net itki değeri, 9 km irtifa ve 1,9 M'da, sırasıyla 84,05 kN ve 94,52 kN olarak hesaplanmıştır. En önemli nokta, VCE modelinin itki değerinin, bu nokta için F100 motoruna kıyasla %11,07 ile daha yüksek hesaplanmasıdır. DBM'de, 9 km irtifa ve 0,9 M için, her iki motor için net itki değerleri F100 motoru için 29,91 kN ve VCE modeli için 22,59 kN olarak belirlenmiştir. Bu bağlamda, VCE'nin nispeten yüksek

BPR'ye sahip olmasına rağmen itki'deki düşüş keskin olmadığı açıktır. Yani, DBM'de, VCE modelinin net itki değeri, F100 motorundan %24,47 ile daha düşük bir değere sahiptir. DBM'de, asıl amaç, yakıt tüketimini azaltmak olduğu için bu modda VCE için daha düşük itki beklendiği unutulmamalıdır.

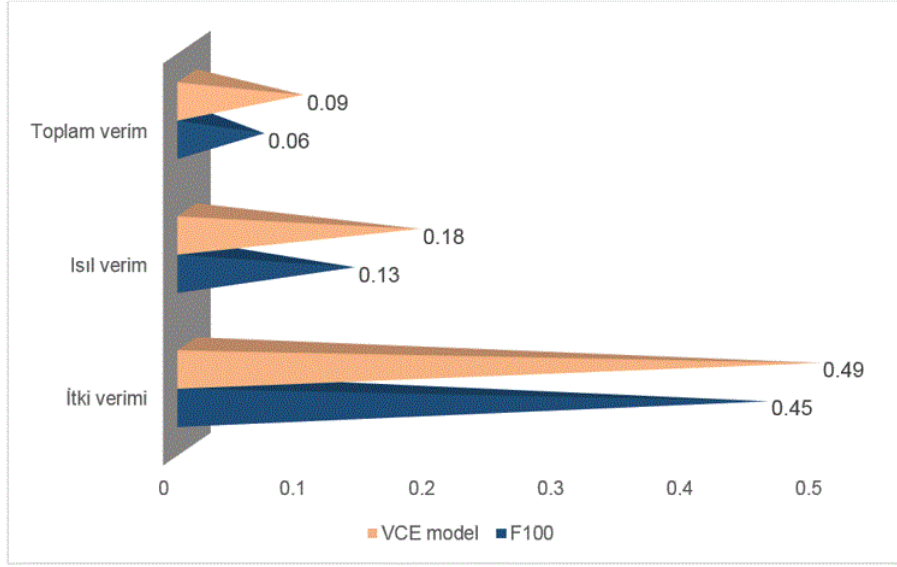
İtli sistemlerinin bir diğer kıyaslama kriteri de verimlidir. Verimliliğin hesaplanmasında bazı farklı yaklaşımlar vardır. Bu çalışma için bu verim değerleri, güç değerleri ile hesaplanmıştır.

Şekil 3.8'den açıkça görüleceği üzere, performans açısından, VCE modelinin avantajı her iki mod'daki verim değerleri ile gösterilmiştir. VCE modeli ile F100 motor karşılaştırıldığında, her iki motorun itki, ısı ve toplam verim arasındaki fark DBM'de sırasıyla %5, %11 ve %9 olarak hesaplanmaktadır.

Ayrıca, Şekil 3.9'e göre, bu verimler için farkın SBM'de sırasıyla %4, %5 ve %3 ile hesaplandığını göstermektedir. Her iki mod da dikkate alındığında, DBM'den SBM'e geçiş sırasında, VCE modelinin toplam verimi %23'ten %9'a düşerken, VCE modelinin itki verimi %66'dan %49'a düşmektedir. İtli verimliliği egzoz hızıyla ters orantılı olduğundan, bu sonuç kabul edilebilir.



Şekil 3.8. VCE ve F100 motoru için verim değerlerinin gösterimi (DBM)



Şekil 3.9. VCE ve F100 motoru için verim değerlerinin gösterimi (SBM)

3.3. VCE Güç Analizi

Şekil 3.10'da gösterilen bir değişken çevrimli turbofan modeli için şematik bir diyagram göz önüne alındığında, VCE modelinin itki kuvveti denklemi, kütle ve momentumun temel koruma yasaları ve onların integral formlarından elde edilmektedir. Kontrol hacmi, motorun girişi (1) ile egzoz (2) arasında yer almaktadır. Şekil 3.10'da, kontrol hacminin iki tarafı, uçuş hızına (u) paraleldir. (1) ve (2) istasyonlarındaki yüzey alanı eşittir ve A ile gösterilmektedir.

Kontrol hacmi için süreklilik denklemi Denklem (3.74) gösterilmiştir [49].

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{CV} \rho dv + \oint_{CS} \rho \bar{u} d\bar{A} = 0 \quad (3.74)$$

Momentum denklemine göre,

$$\sum \bar{F} = \frac{\partial}{\partial t} \iiint_{CV} \rho \bar{u} dv + \oint_{CS} \bar{u} (\rho \bar{u} d\bar{A}) = 0 \quad (3.75)$$

Denk. (3.74-3.75) ile birleştirilirse, VCE modeli için net itki kuvveti aşağıdaki gibi verilebilir:

$$T = \dot{m}_a [(1+f)u_e - u] + (P_e - P_a)A_e \quad (3.76)$$

Denk. (3.77-3.82) ise, sırasıyla atık güç, itki gücü, toplam güç, itki verim, ısı verim ve toplam verim ifadelerini göstermektedir.

$$WP = 0.5\dot{m}_e(u_e - u)^2 \quad (3.77)$$

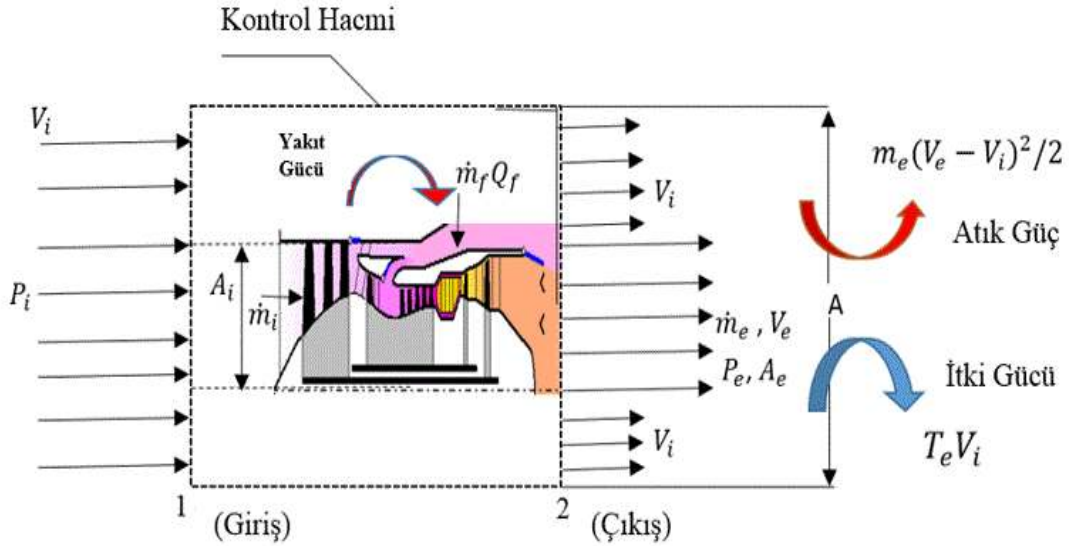
$$\tau P = uT \quad (3.78)$$

$$TP = \frac{1}{2}(\dot{m}_e u_e^2 - \dot{m}_a u^2) \quad (3.79)$$

$$\eta_{itki} = \frac{uT}{uT + 0.5\dot{m}_e(u_e - u)^2} \quad (3.80)$$

$$\eta_{Isıl} = \frac{uT + 0.5\dot{m}_e(u_e - u)^2}{\dot{m}_f Q_R} \quad (3.81)$$

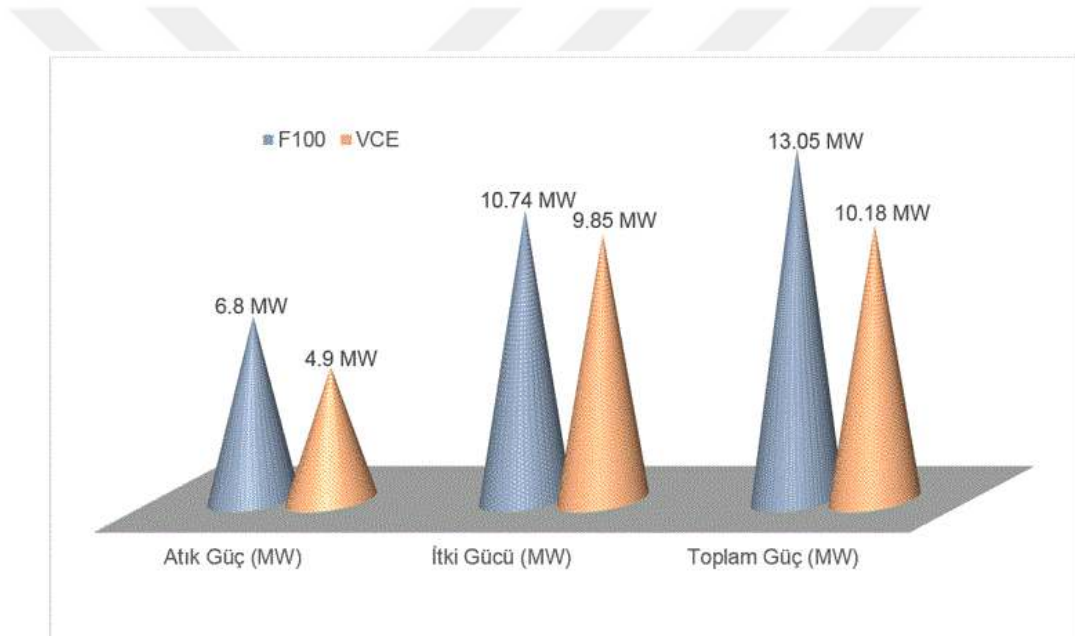
$$\eta_{toplam} = \eta_{itki} \cdot \eta_{Isıl} \quad (3.82)$$



Şekil 3.10. Kontrol hacmine etki eden kuvvetlerin ve çeşitli güçlerin gösterimi

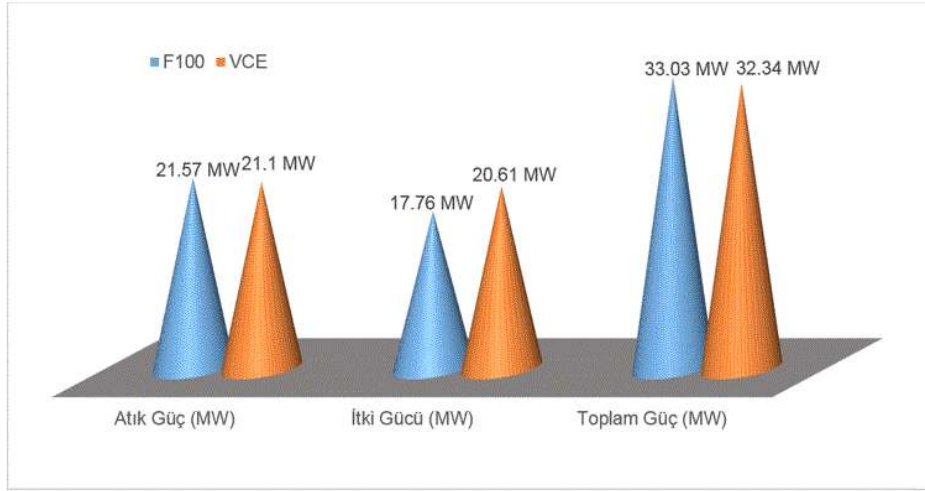
Hava-soluyan sistemlerin amaçlarından biri atık gücü geri kazanmak veya azaltmaktır. Uçak motorları sürekli olarak yüksek güçte çalıştırılırsa, atık güç ona bağlı olarak artacaktır. Yukarıda belirtildiği gibi, F100 motoru sabit by-pass oranına sahiptir.

Yüksek itkinin gerekli olmadığı zamanlarda bile, bu motor (F100) görece yüksek güç üretmeye devam etmektedir. Yüksek güç, yüksek hızlı egzoz gazları anlamına gelmektedir. VCE modeli için, parametrik çevrim denklemlerine göre çıkış egzoz hızı DBM'de 475 m / s ve SBM'de 795 m / s olarak hesaplanmıştır. F100 motoru için, egzoz hızı düşük güç mod'da 578 m / s ve arđyanma koşulunda 796 m / s olarak bulundu. Giriş hava hızı her iki motor için 160 m / s olarak belirlenmiştir. Yukarıda verilen güç denklemlerine dayanarak, F100 motoru ve VCE modeli için atık güç, itki gücü ve toplam güç değeri hesaplanmıştır.



Şekil 3.11. DBM'de güç değeri hesaplanması (F100 ve VCE için)

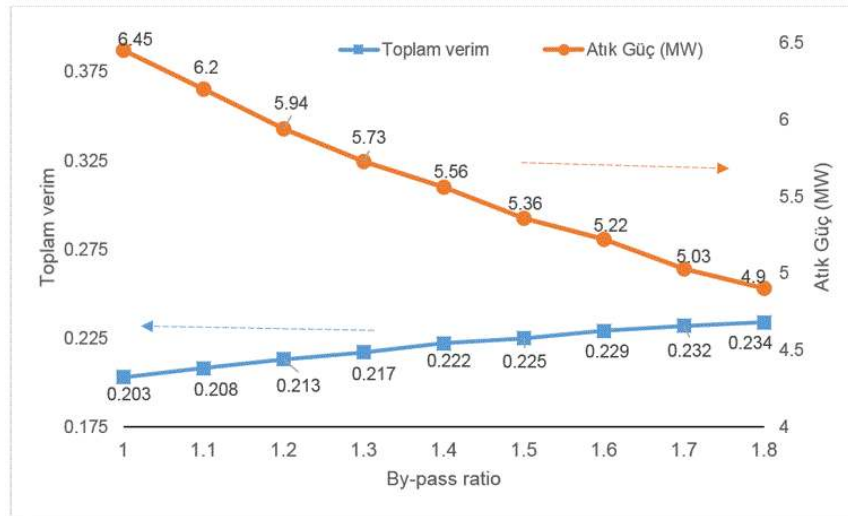
Şekil 3.11'e göre, DBM'de, VCE modeli sayesinde atık güçte azalma 1,9 MW olarak hesaplanmıştır. Atık güçteki önemli farklılığa rağmen, VCE'nin itki gücünde bu farkın yarısı (0,89 MW) kadar bir fark meydana gelmektedir. SBM'de, Şekil 3.12'de her iki motorun da atık güçlerinin birbirine oldukça yakın olduğunu göstermektedir. Bununla birlikte, VCE modelinin itki gücü 2,85 MW ile F100 motorundan daha yüksektir.



Şekil 3.12. SBM'de güç değerlerinin hesaplanması (F100 ve VCE için)

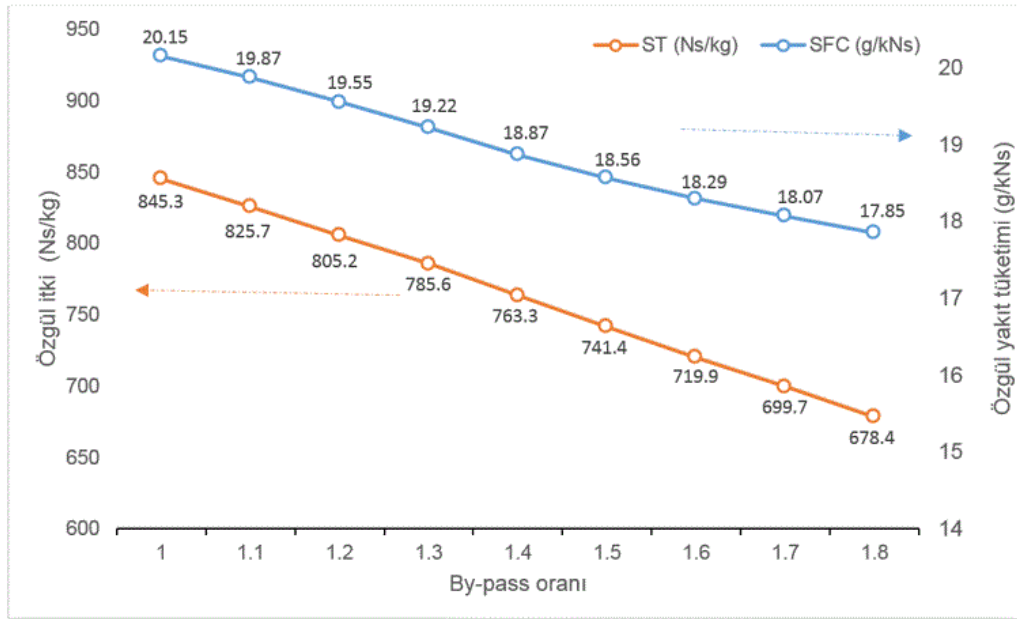
3.3.1. Tasarım parametrelerinin incelenmesi

Bu noktadan sonra, sadece VCE modelinin tasarım ve performans parametreleri değerlendirilmektedir. Bu çalışmanın bir amacı VCE modelinin performansını artırma yollarını araştırmak olduğundan, tasarım parametreleri, genel verimlilik ve atık güç açısından ele alınmaktadır. Yani by-pass oranı ve türbin giriş sıcaklığının atık güç ve toplam verim üzerindeki etkileri sadece çift by-pass modu için araştırılmıştır. Tek by-pass modunun temel amacı yüksek itki elde etmek olduğundan, verimlilik parametresi ikinci derece önemlidir.



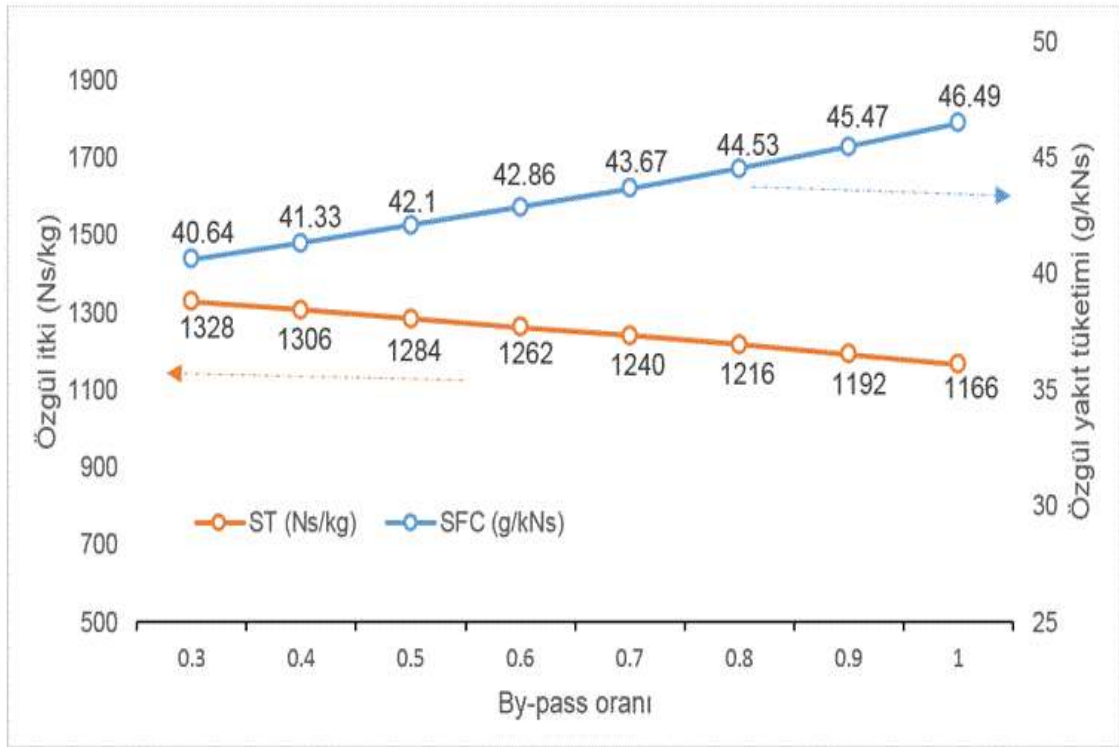
Şekil 3.13. BPR'nin DBM'de toplam verim ve atık güç değeri üzerindeki etkileri

Şekil 3.13’de verildiği gibi, DBM’de, BPR’nin 1’den 1,8’e değiştirilmesi toplam verimi artırırken, atık gücü azaltır. BPR’deki artış, DBM’de, % 3,1 ile toplam verimin artmasına neden olmaktadır. Ancak, atık güç 6,45 MW’dan 4,9 MW’a düşmektedir. BPR değişimi için seçenek mevcut olmadığında, egzoz yoluyla 1,55 MW’tan daha fazla enerji boşa harcanır. BPR’deki artış, türbin gücünün Fan, CDFS ve HPC için gereken gücü karşılayana kadar uygundur.



Şekil 3.14. BPR değişiminin DBM’de SFC ve ST değerleri üzerindeki etkileri

SFC optimizasyonundan önce, her iki mod için by-pass oranının özgül itki ve özgül yakıt tüketimi üzerindeki etkisi, Şekil 3.14 ile Şekil 3.15 ’de gösterilmiştir. VCE modeli için BPR 0,3 ile 1,8 arasında değişmektedir. BPR’nin 1,8’i aşmamasının nedeni, türbin komponentlerinin Fan, CDFS ve HPC komponentlerine gereken gücü karşılayamamasıdır. Temel komponentlerin boyut kısıtları by-pass oranının daha fazla artmasına izin vermemektedir. Yüksek by-pass turbofanlar düşünüldüğünde, bunlar ses üstü uçaklar için uygun olmayan yüksek çaplı türbinlere sahiptir. Şekil 3.14 ’te açıkça görüldüğü gibi, by-pass oranındaki artış, SFC değerini DBM’de 20,15 g / kN.s’den 17,85 g / kN.s’ye düşürmektedir. Bu düşüş %11,4 oranına karşılık gelmektedir. Bu etki analizi sırasında türbin giriş sıcaklığı (TIT) 1850 K ve yüksek basınçlı kompresör basınç oranı (HPC PR) ise 8 olduğu belirtilmelidir.

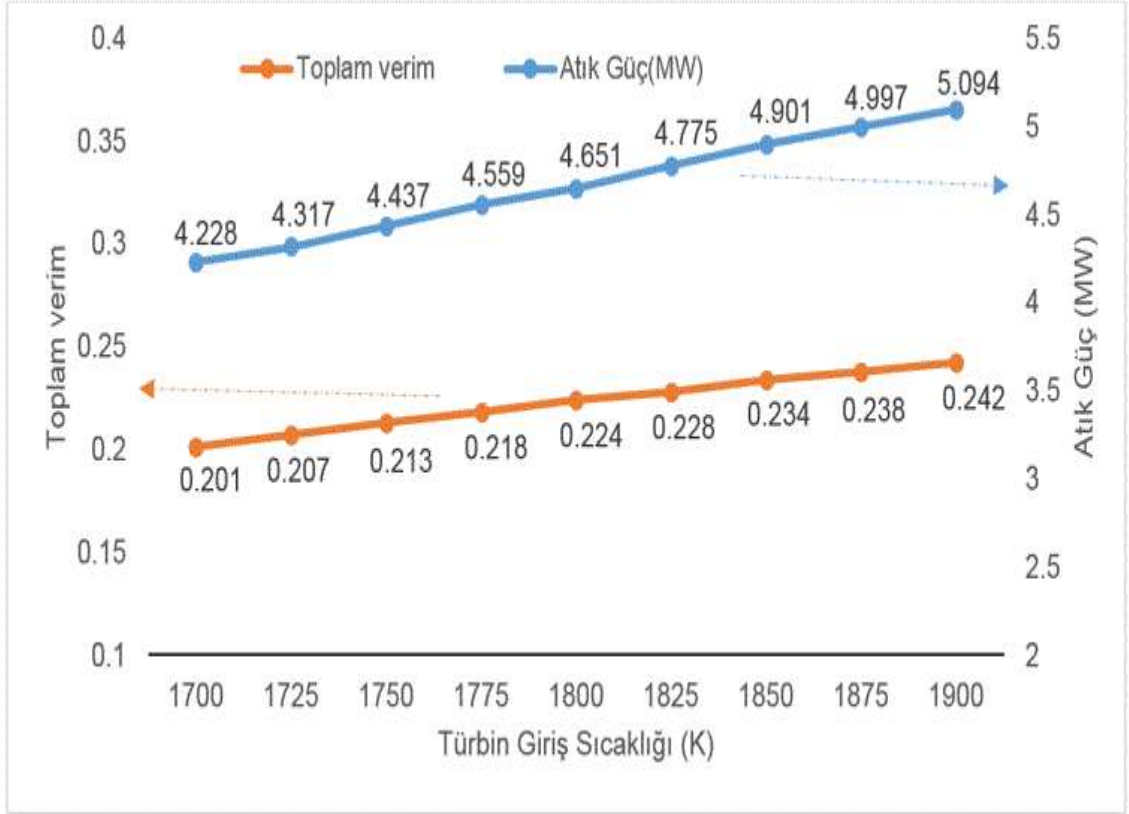


Şekil 3.15. BPR değişiminin SFC ve ST üzerindeki etkileri (SBM)

Özgül itki (ST) parametresi ise, kor motorda, artan by-pass oranıyla daha az hava kütle akışı hızlandığından, Şekil 3.14'de görüldüğü gibi, ST değeri 845,3 N.s / kg'dan 678,4 N.s / kg'ya düşmektedir. Yani ST değeri %19,7 oranında değişmiştir. Ek olarak, ST parametresinin değeri gaz kolu ayarı (partial throttling) ile değiştirilebilir, bu da sürüklenme (spillage drag) gibi performans kaybına neden olur. Bu konular literatür taraması kısmında bahsedilen makalelerde ayrıntılı tartışılmıştır. Bu tez akış uyum (flow matching) problemlerini kapsamamaktadır. Şekil 3.15'de, SBM için, BPR'deki artış istenen bir durum değildir, çünkü BPR'nin artması SFC değerini 42,18 g / kN.s'den 48,03 g / kN.s'ye çıkarır. Dahası, artan BPR ile ST değeri azalır. Bu modda, performans parametreleri açısından BPR'nin mümkün olduğu kadar düşük olması istenir. Bu nedenle, VCE modeli SBM'de turbojet çevrimi olarak çalışmaktadır. Artan BPR ile, ST değeri SBM'de %12,19 oranında azalmaktadır.

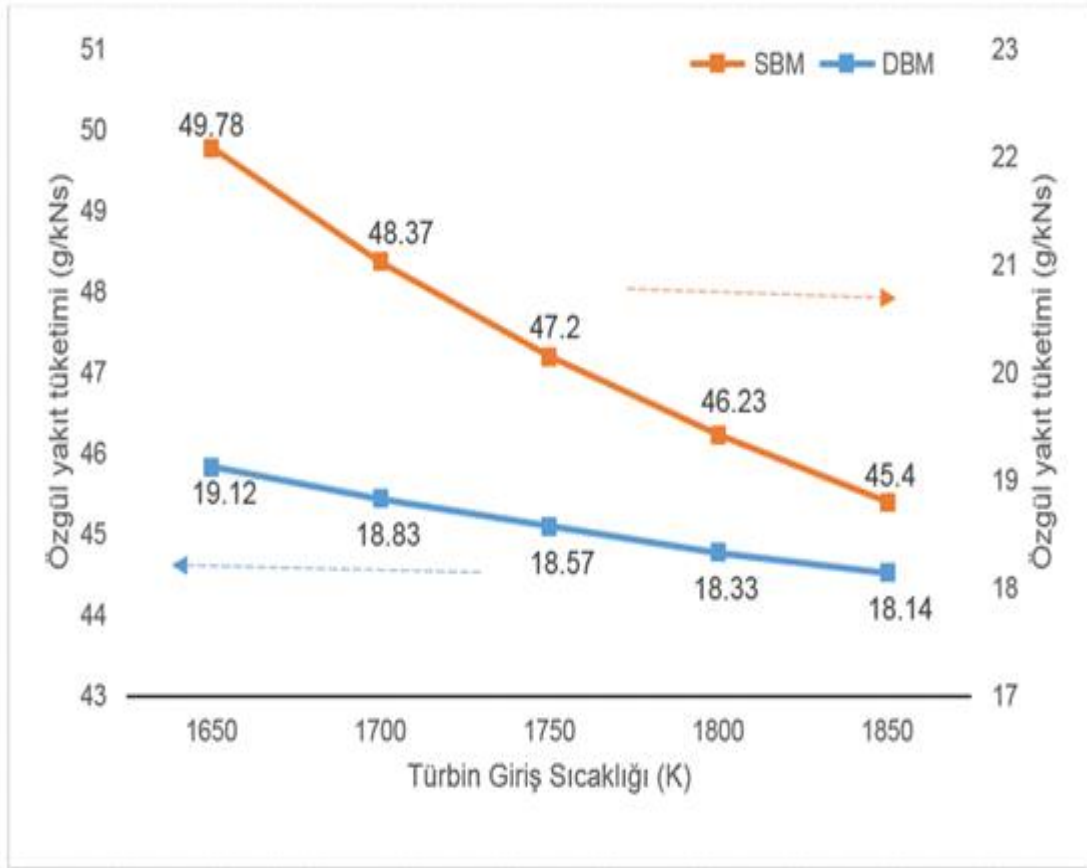
Türbin giriş sıcaklığının (TIT veya Tt4) bu parametreler üzerindeki etkisi Şekil 3.16'da gösterilmektedir. TIT'deki artış, olumlu bir şekilde toplam verimliliği etkiler, ancak DBM'de, atık gücün artmasına sebep olduğundan, motor performansı açısından ters

etki yapar. Türbin giriş sıcaklığının artması egzoz hızını artırır, böylece hem atık güç hem de itki gücü artar. Toplam verimdeki iyileşme %4,1 olarak gözlenmiştir. Ancak, atık güç DBM'de 4,22 MW'tan 5,09 MW'a yükselir. Kısacası, TIT'deki artış, türbin malzemelerinin dayanabileceği bir noktaya kadar avantaj sağlamaktadır.



Şekil 3.16. TIT'nin DBM'de toplam verim ve atık güç değeri üzerindeki etkileri

(HPC PR) ve TIT olan diğer iki tasarım parametresinin SFC değeri üzerindeki etkileri Şekil 3.17 ile Şekil 3.18'de incelenmiştir. BPR değerinin DBM'de 1,8 ve SBM'de 0,3 olduğunu unutulmamalıdır. Ek olarak, TIT her iki mod için 1800 K'dır.

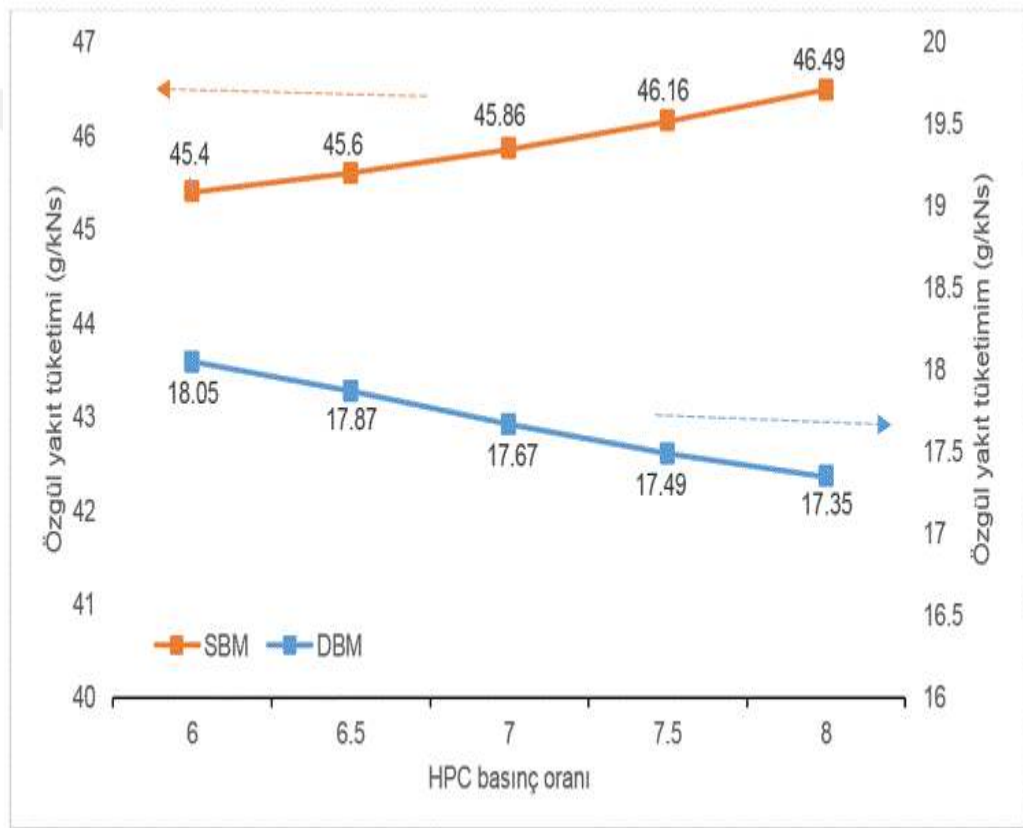


Şekil 3.17. DBM ve SBM'de türbin giriş sıcaklığının SFC'ye etkileri

Şekil 3.17, DBM ve SBM'de TIT'in SFC parametresi üzerindeki etkisini göstermektedir. HPC PR parametresinin aksine, TIT her iki mod için de olumlu olarak SFC değerini etkiler. HPC basınç oranı değerinin 7 olarak girildiği unutulmamalıdır. Şekil 3.17'de görüldüğü gibi, iki modla karşılaştırıldığında TIT etkisi SBM'de daha yüksektir. Yani, TIT'deki artış SFC değerini DBM'de 18,64 g / kN.s'den 17,66 g / kN.s'ye düşürmektedir. Bu azalma %5,25 olarak hesaplanmaktadır. Ayrıca, SFC değeri SBM'de artan TIT ile, 45,73 g / kN.s'den 41,35 g / kN.s'ye düşmüştür. Bu düşüş %9,57 olarak hesaplanmıştır. Tasarım parametrelerinin bu etkilerinin araştırılması, performans parametrelerinin etkili bir şekilde optimize edilmesine yardımcı olmaktadır, çünkü her tasarım parametresi performans parametrelerine farklı büyüklüklerde etkilemektedir.

İlk olarak, HPC PR'nin etkisi DBM ve SBM'de, Şekil 3.18 ile sunulmaktadır. Bu parametrenin değerinin 5,5'ten 8,5'e değişmesi, VCE modelinin DBM'de, yakıt performansını iyileştirmektedir. Yani, SFC 18,05 g / kN.s'den 17,35 g / kN.s'a düşer. SFC

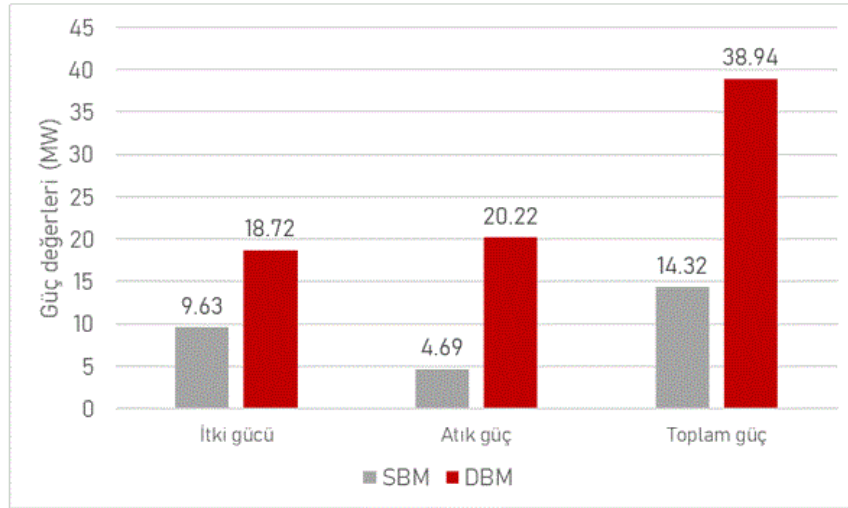
düşüşü DBM'de %3,83 oranına karşılık gelmektedir. Tasarım parametreleri ile performans parametreleri arasındaki denge (trade-off) analizinin gerektirdiği bilinmektedir, bu nedenle tasarım değişkenlerinin tüm modlar için performans özellikleri üzerinde aynı etkisi yoktur. Benzer şekilde, HPC PR'deki artışın SBM'deki SFC üzerinde farklı etkileri vardır. SBM'de, HPC'nin artan basınç oranı, SFC'yi olumsuz etkilemektedir. SFC, 45,4 g / kN.s'den 46,49 g / kN.s'a yükselmiştir. Yani, SFC %2,63 oranında artmıştır.



Şekil 3.18. HPC basınç oranının DBM ve SBM'de SFC üzerindeki etkileri

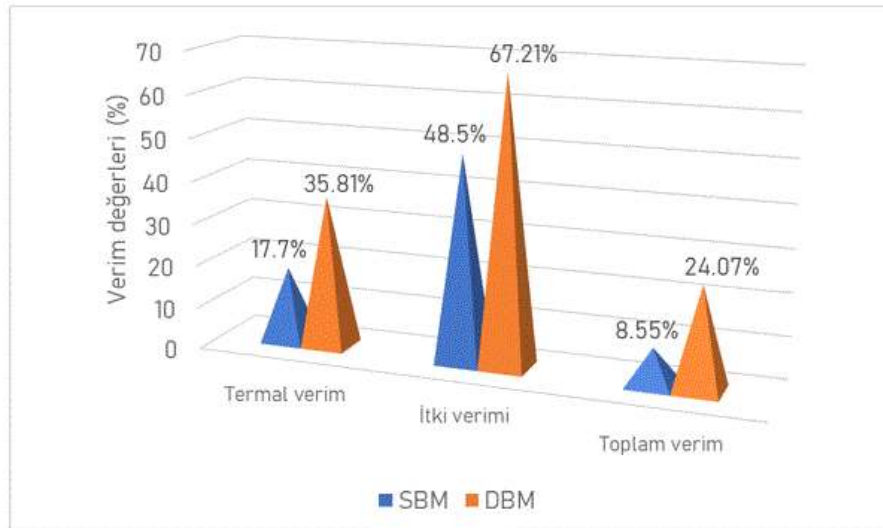
3.3.2. On-dizayn güç analizi

VCE için, tek bir nokta (kalkış fazı)'da hesaplanan güç değerleri Şekil 3.19'da verilmiştir. Bu değerler itki ve güç denklemlerinden elde edilmiştir. (Bkz. Şekil 3.10). SBM'de elde edilen güç değerleri DBM'e göre yüksektir. Diğer bir deyişle, toplam güç DBM için 14,32 MW hesaplanırken; SBM için 38,94 MW olarak hesaplanmıştır.



Şekil 3.19. VCE güç değerleri (DBM ve SBM)

Şekil 3.20’de, güç denklemlerinin aracılığıyla hesaplanan verim değerleri gösterilmektedir. DBM’de ısı verim, itki verimi ve toplam verim SBM’e göre yüksek bulunmuştur. Bunun bir sebebi SBM için, ardyanma kullanılması ve düşük by-pass oranı olduğu gözlenmiştir. Şekil 3.20’den de anlaşılacağı üzere; DBM’de toplam verim (kalkış için) % 24,07 iken; SBM’de % 8,55 olarak hesaplanmıştır.

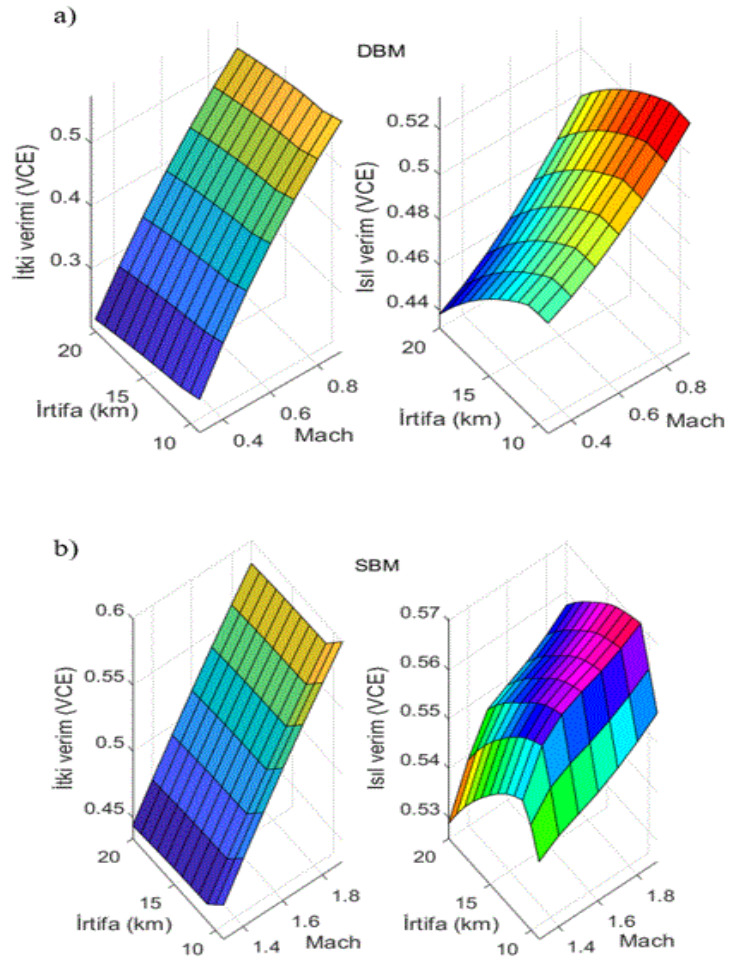


Şekil 3.20. VCE verimleri (DBM ve SBM)

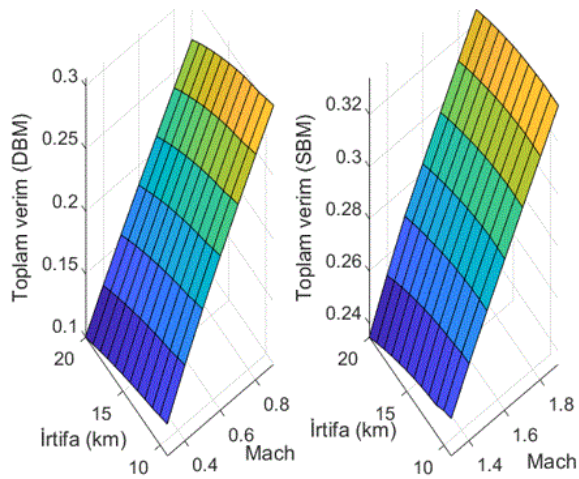
Şekil 3.21 ile Şekil 3.22 ise off-dizayn için verim değerlerini göstermektedir. İlk önce, Şekil 3.21, DBM ve SBM için itki ve ısı verimlerini göstermektedir. İtki veriminin Mach sayısı'yla arttığı görünürken; irtifa ile de azaldığı şekilden kolayca anlaşılabilir. Isıl verim ise Mach sayısı ile artarken; irtifa ile önce artıp belli bir irtifadan sonra azaldığı görülmektedir. Diğer yandan, DBM'de 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, itki verimi %25,98'den %57,41'e artarken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, %57,41'den %52,92'ye azaldığı görülmektedir. Isıl verim ise, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach için, verim %48,09'dan %53,35'e artmıştır. 0,9 M için, (9-11 km) irtifa aralığında, %53,35'den %53,41'e artarken; (11-20 km) irtifa aralığında ise, %53,41'den %49,87'ye düşmüştür.

SBM için itki ve ısı verimler ise; 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, %60'dan %58,32'ye azalırken; 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında ise, %45,98'den %60'a çıkmaktadır. Isıl verim ise, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach için, verim %54,15'den %55,59'a artmıştır. 0,9 M için, (9-11 km) irtifa aralığında, %55,59'dan %57,05'e artarken; (11-20 km) irtifa aralığında ise, %57,05'den %55,74'e azalmıştır. Buradan çıkarılabilecek bir sonuç ise, itki veriminin değişiminde Mach sayısı oldukça etkili iken; irtifanın değişimi ise görece az etkilidir.

Şekil 3.32 ise, her iki mod için VCE'nin toplam verim değişimlerini Mach ve irtifa'ya bağlı değişimini düz uçuş fazı için göstermektedir. DBM ve SBM için toplam verim Mach sayısı ile artarken irtifa ile azalmaktadır. DBM için, toplam verim, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, itki verimi %12,49'dan %30,63'e artarken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, %30,63'den %26,39'a azaldığı görülmektedir. Aynı şekilde SBM'de toplam VCE verimi için, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, %33,37'den %32,51'e azalırken; 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, toplam verim %24,9'dan %33,37'ye artmaktadır.

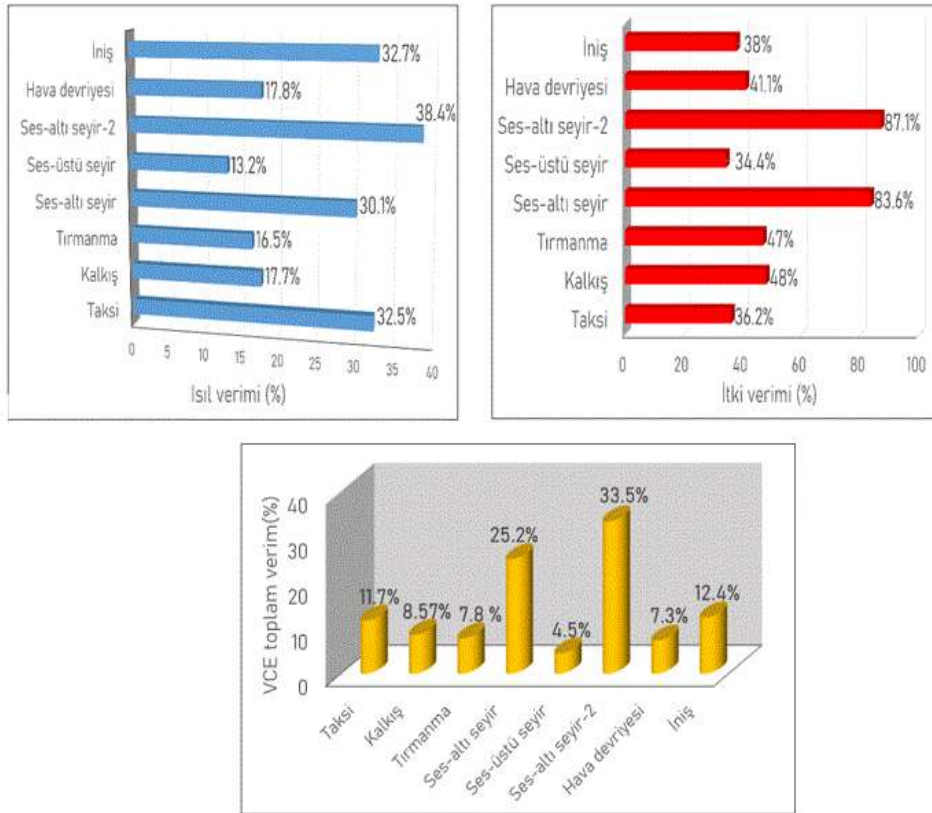


Şekil 3.21. Off-dizayn itki ve ısı verim değerleri (DBM)



Şekil 3.22. Off-dizayn toplam verim değerleri (DBM ve SBM)

Şekil 3.23 ise, uçuş fazlarında VCE verim değerlerini göstermektedir. Uçuş fazları boyunca ısı verim %13,2'den (ses üstü seyir) %38,4'e (ses-altı seyir-2) değişmektedir. İtki verimi ise, uçuş fazlarına göre, %34,4'den (ses üstü seyir) %87,1'e (ses-altı seyir-2) değişmektedir. Bu iki verim değerinden, toplam verim ise %8,57'den %33,5 aralığındadır. Kalkış fazı için hesaplanan değerler Şekil 3.20 ile uyum göstermektedir. Diğer uçuş fazları için verim değerleri Şekil 3.23'den kolayca anlaşılabilir. Taksi fazı ile iniş fazı'nın verim değerleri birbirine yakın iken; kalkış ve tırmanma fazların da birbirine yakın değerler olduğu gözlenmiştir.

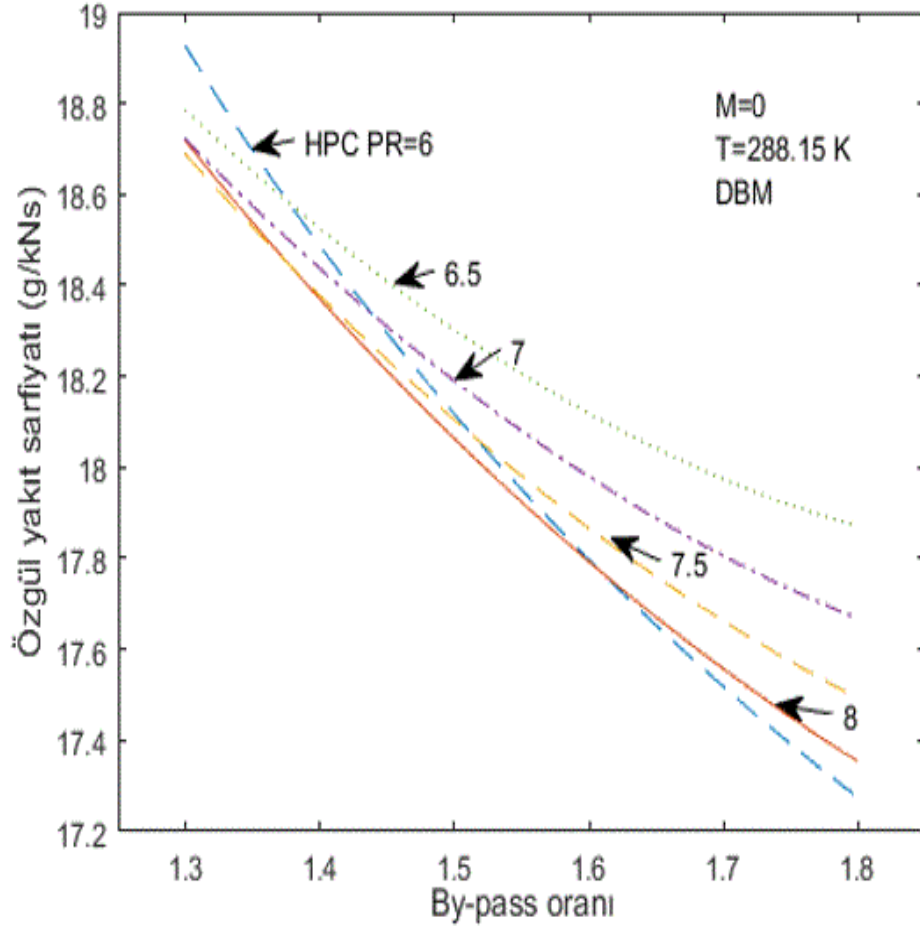


Şekil 3.23. Uçuş fazlarında verim değerleri

3.4. Tasarım Parametlerinin Etki Analizi

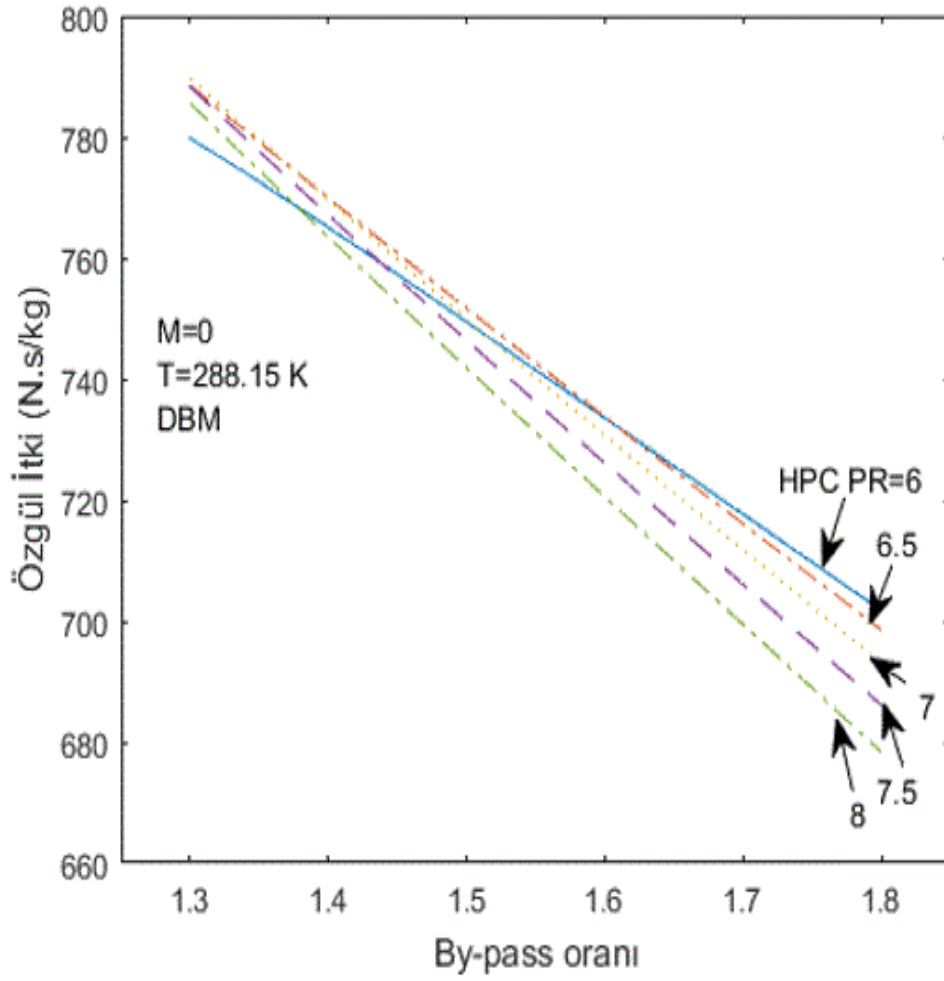
Aşağıda gösterilen Şekil 3.24'e göre HPC PR basınç oranlarının artmasıyla genel trend özgül yakıt tüketimi azalmıştır. By-pass oranı 1,8 olduğu yerde basınç oranı'nın etkisi %3,35 oranında SFC'yi azaltmıştır. Bu durum by-pass oranının (BPR) değişimiyle bakıldığında (HPC PR=6,5 için) SFC değerinin %4,84 oranında azaldığı görülmektedir.

Buradan çıkan sonuç ise by-pass oranının görece etkisi HPC PR etkisinden daha fazladır.



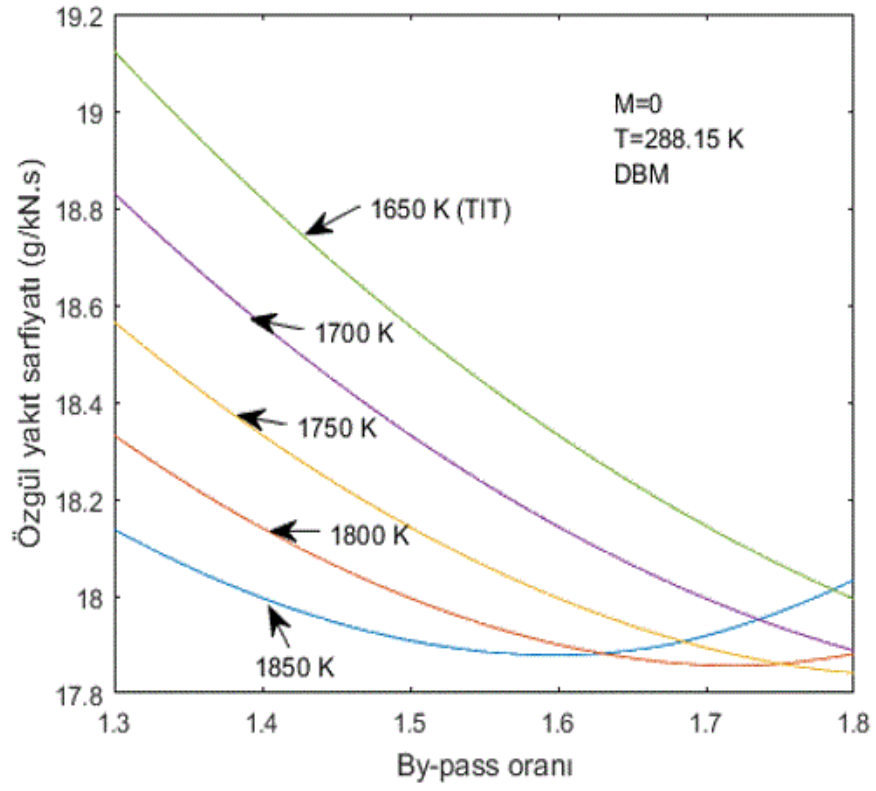
Şekil 3.24. VCE'nin BPR ve HPC PR ile değişen SFC değerleri (Ses altı kalkış)

Şekil 3.25'te ise aynı iki parametre'ye özgül itki (ST) üzerindeki etkisi için bakılmıştır. By-pass oranı'nın 1,3'ten 1,8'e yükselmesi ST üzerindeki etkisi %11,53 oranı'nda azaltırken (HPC PR=6,5 için); HPC PR'nin artmasıyla, ST %3,33 oranında azalmıştır. (BPR=1,8 için). HPC PR=8 için daha düşük ST elde edildiği ayrıca şekilden açıkça anlaşılmaktadır. Bu yüzden bu değişken çevrimli motorun bir özelliği de istenen amaca yönelik motorun çevriminin değiştirilebilmesidir.

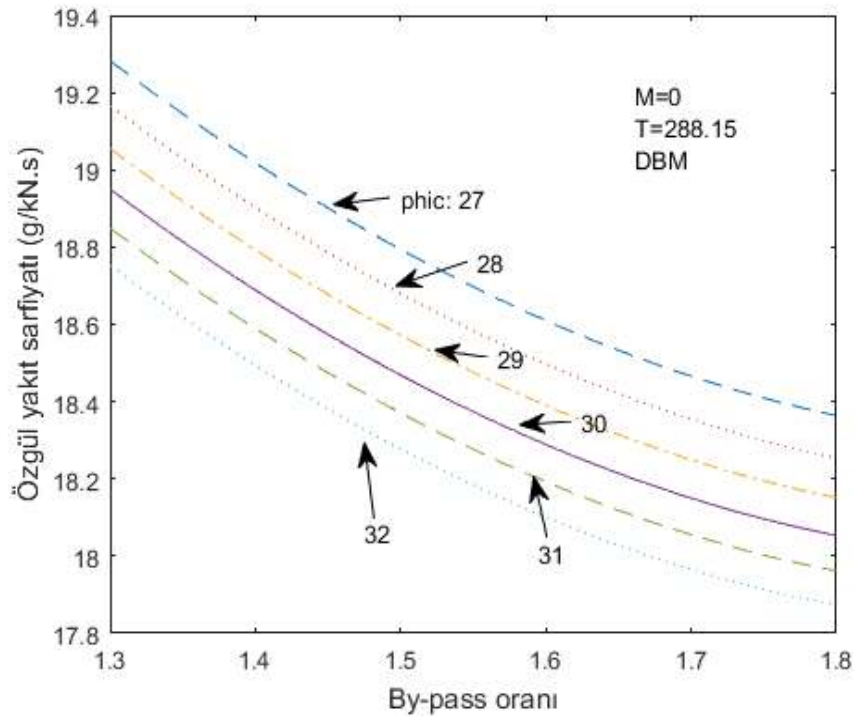


Şekil 3.25. VCE 'nin BPR ve HPC PR ile değişen ST değerleri (Ses altı kalkış)

Şekil 3.26'da çift by-pass mod için, BPR ve türbin giriş sıcaklığı (T_{t4}) değişkenlerinin SFC'ye etkisi incelenmiştir. 1750 K sıcaklıktan sonra BPR ile SFC'nin devamlı azalmadığı şekilden de açıkça anlaşılmaktadır. 1650 K için, BPR'nin artması SFC'yi %5,91 oranında azaltmıştır. BPR=1,3 için T_{t4} 'ün 1650 K'den 1850 K'e yükselmesi, SFC'yi %5,125 oranında azaltmıştır.

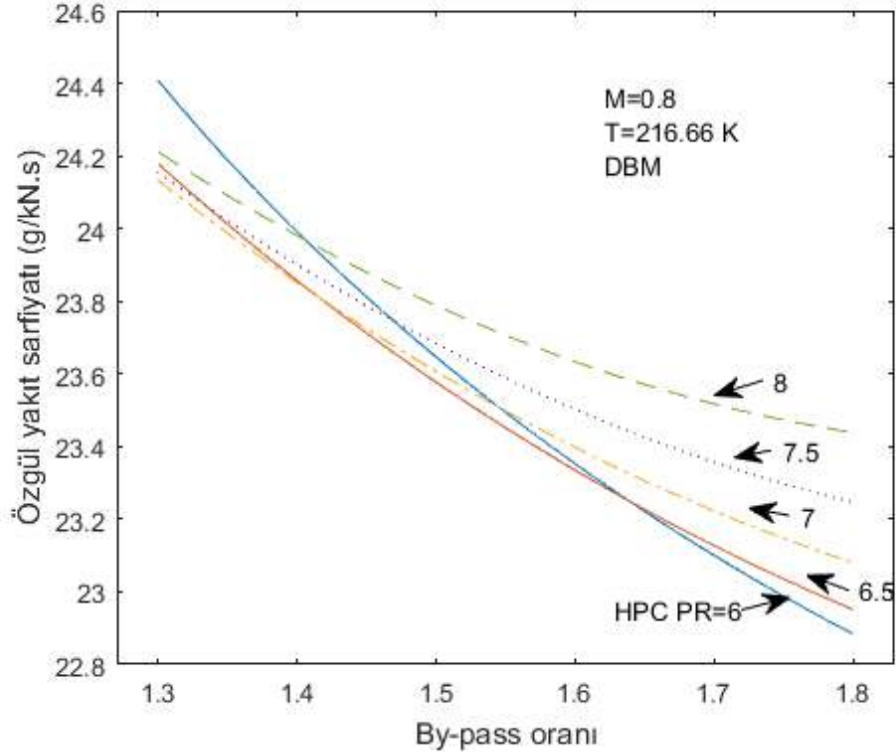


Şekil 3.26. VCE 'nin BPR ve TIT ile değişen SFC değerleri (Ses altı kalkış)



Şekil 3.27. VCE 'nin BPR ve OPR ile değişen SFC değerleri (Ses altı kalkış)

Şekil 3.27’de başka bir parametre olan toplam basınç oranı’nın SFC üzerindeki etkisine bakılmıştır. Toplam basınç oranı 32 için by-pass oranının (1,3’ten 1,8’e) artması %4,69 oranında SFC’yi azaltmaktadır. BPR’nin 1,8 olduğu yerde basınç oranının 27’den 32’ye yükselmesi SFC’yi %2,66 oranında azaltmaktadır.

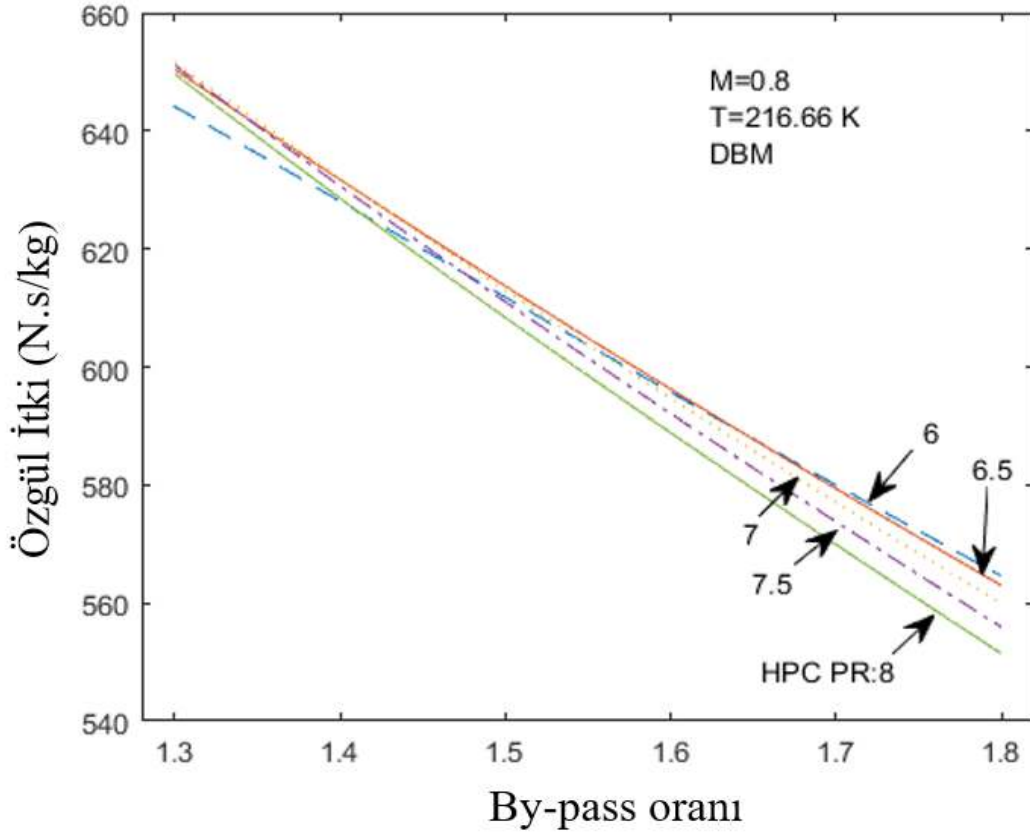


Şekil 3.28. VCE 'nin BPR ve HPC PR ile değişen SFC değerleri (Ses altı uçuş)

Şekil 3.28 'te ise uçuş aşamasının başka bir fazı olan düz uçuş için HPC basınç oranı ile by-pass oranı'nın SFC'ye etkisi incelenmiştir. Bu grafik Şekil 3.24'de elde edilen grafikten niteliksel ve niceliksel bakımdan oldukça farklıdır. Yani, HPC PR'nin artması SFC'yi artırmaktadır. Şekil 3.28'e göre; düz uçuşta SFC değerinin, military kalkış'a göre (Bkz.Şekil 3.24) %22,6 oranında arttığı gözlemlenmiştir (HPC PR=6 için). By-pass oranı 1,8 için, HPC PR'nin 6'dan 8'e değişmesi SFC'yi %2,44 artırmaktadır. HPC PR=6,5 iken BPR'nin 1,3'ten 1,8'e artması SFC'yi %5,08 oranında azaltmaktadır.

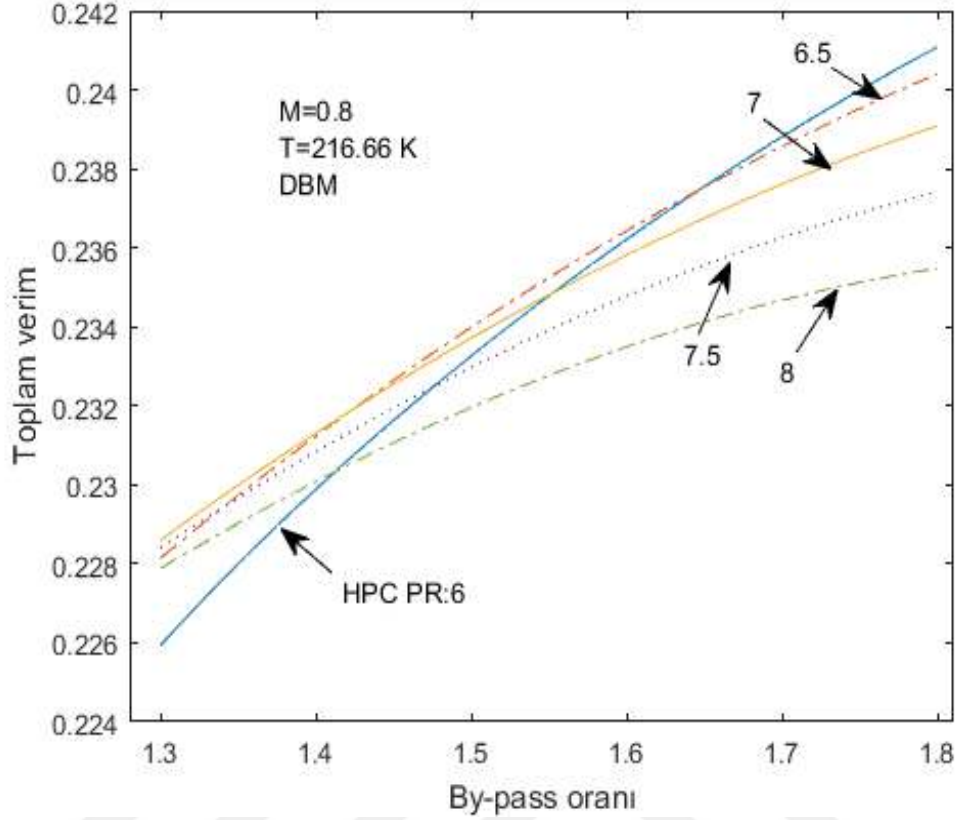
Şekil 3.29 'ta ise özgül itki'nin HPC PR ile ters orantılı olarak değiştiği görülmektedir. HPC PR=6,5 için Şekil 3.25 ile kıyaslandığında, ST'nin %17,53 oranında azaldığı tespit

edilmiştir. Yine HPC PR=6,5 için BPR'nin değişmesi (1,3'ten 1,8'e) ST'yi %13,54 azaltmaktadır. BPR'nin 1,3 olması durumunda HPC PR'nin 6'dan 8'e çıkması ST'yi %1,179 artırmaktadır.



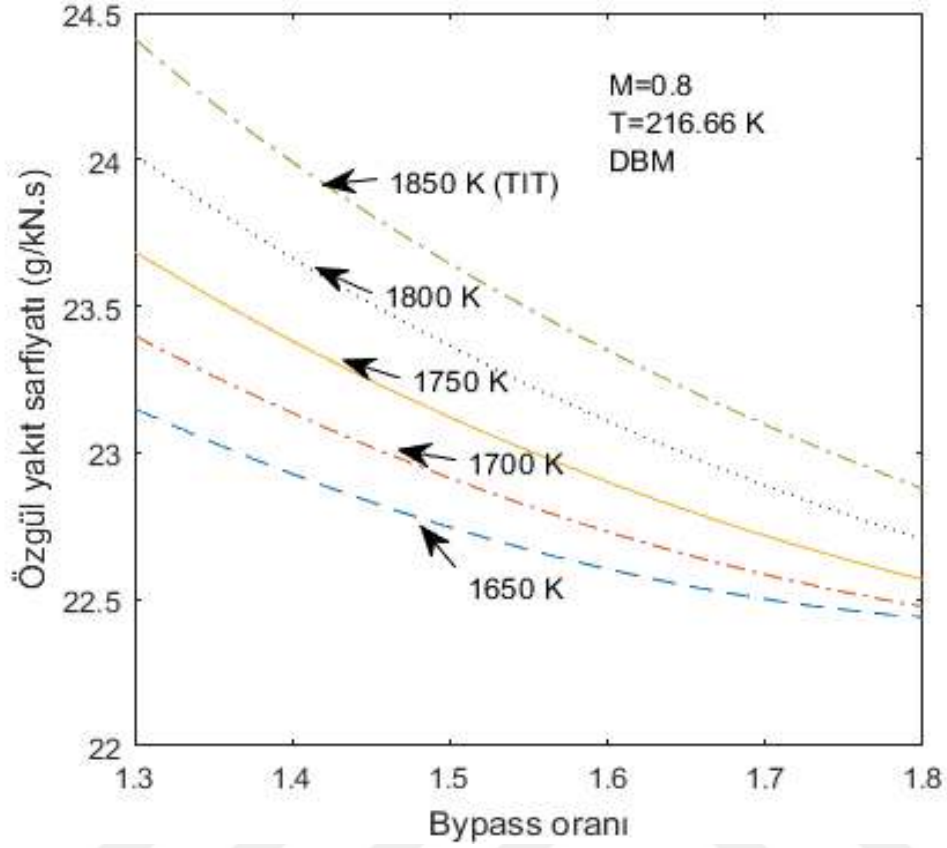
Şekil 3.29. VCE'nin BPR ve HPC PR ile değişen ST değerleri (Ses altı uçuş)

Şekil 3.30, toplam verimin HPC PR ve BPR değişkenleriyle değişimini göstermektedir. HPC PR=6 ve BPR=1,3 olduğu durumda toplam verim %22,59 ile en az değeri alırken; BPR=1,8 için aynı HPC PR için, %24,11 ile en yüksek verimi sağlamaktadır. Diğer HPC PR oranları (6,5 ile 8 arası) ise BPR'nin artmasının toplam verime negatif etki sağladığını göstermektedir. BPR= 1,8 olduğu noktada verim HPC PR'nin 6,5'den 8'e çıkması toplam verimi %24,04'ten %23,55'e azaltmıştır.



Şekil 3.30. VCE 'nin BPR ve HPC PR ile değişen toplam verimleri (Ses altı uçuş)

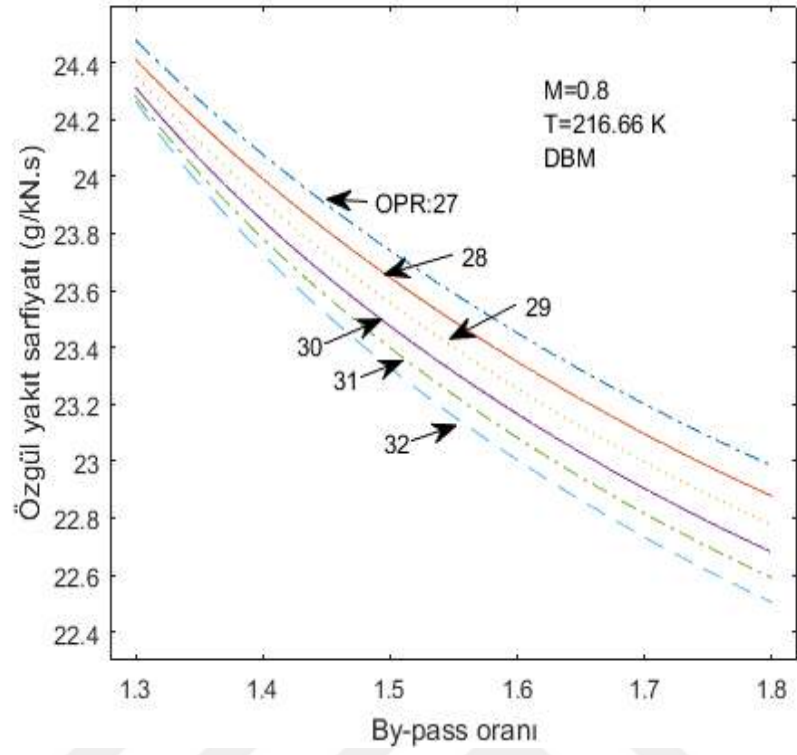
Şekil 3.31, Ses altı düz uçuş durumu için SFC değerinin $Tt4$ ve BPR değişkenleriyle değişimi incelenmiştir. Daha yüksek türbin giriş sıcaklıklarında görece daha yüksek SFC elde edilmiştir. 1850 K $Tt4$ için, SFC 24,41 g/kN.s iken; 1650 $Tt4$ için, 23,15 g/kN.s hesaplanmıştır (BPR=1,3 için). Yani, % 5,16 oranında SFC'de azalma olmuştur. By-pass oranının artması SFC değerini 5 farklı $Tt4$ için azaltmıştır. Hesaplamalarda aldığımız 1850 K $Tt4$ için; by-pass oranının 1,3'ten 1,8'e yükselmesi SFC'yi %6,26 oranında azaltmaktadır.



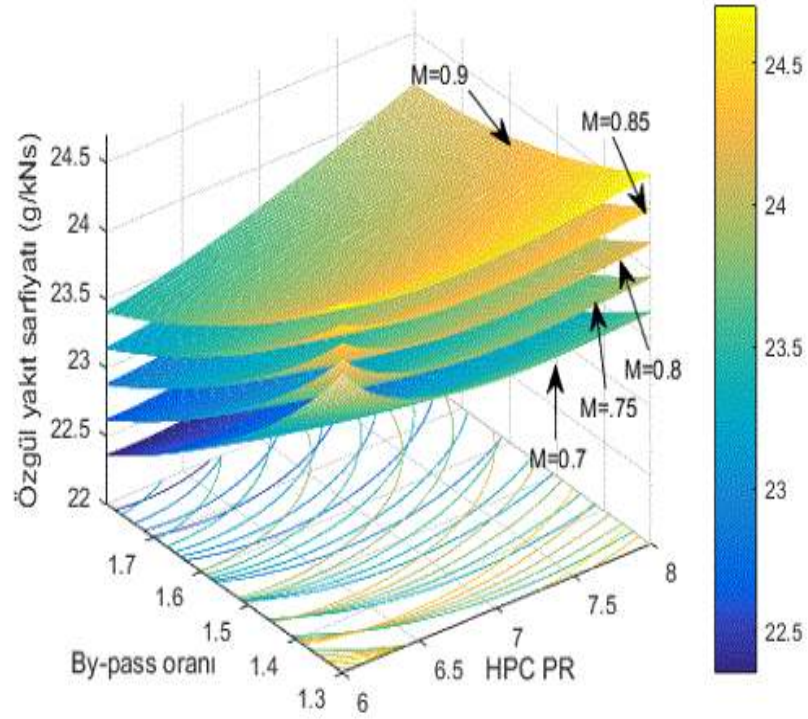
Şekil 3.31. VCE 'nin BPR ve TIT ile değişen SFC değerleri (Ses altı uçuş)

Şekil 3.32’de; bu kez SFC değeri başka bir tasarım değişkeni olan toplam basınç oranı ve BPR değişkenleriyle analiz edilmiştir. Beklenildiği üzere toplam basınç oranının (OPR) artması SFC değerini düşürmüştür. OPR’nin 27’den 32’ye yükselmesi SFC’yi % 2,12 oranında azaltmıştır. OPR=28 için BPR’nin değişmesi (sağa doğru), SFC’yi % 6,26 azaltmaktadır. Bir önceki şekli’de göz önünde bulundurduğumuzda türbin giriş sıcaklığının değişiminin SFC’ye etkisi (%5,16); toplam basınç oranının değişmesinden (%2,12) daha fazla etkilemektedir.

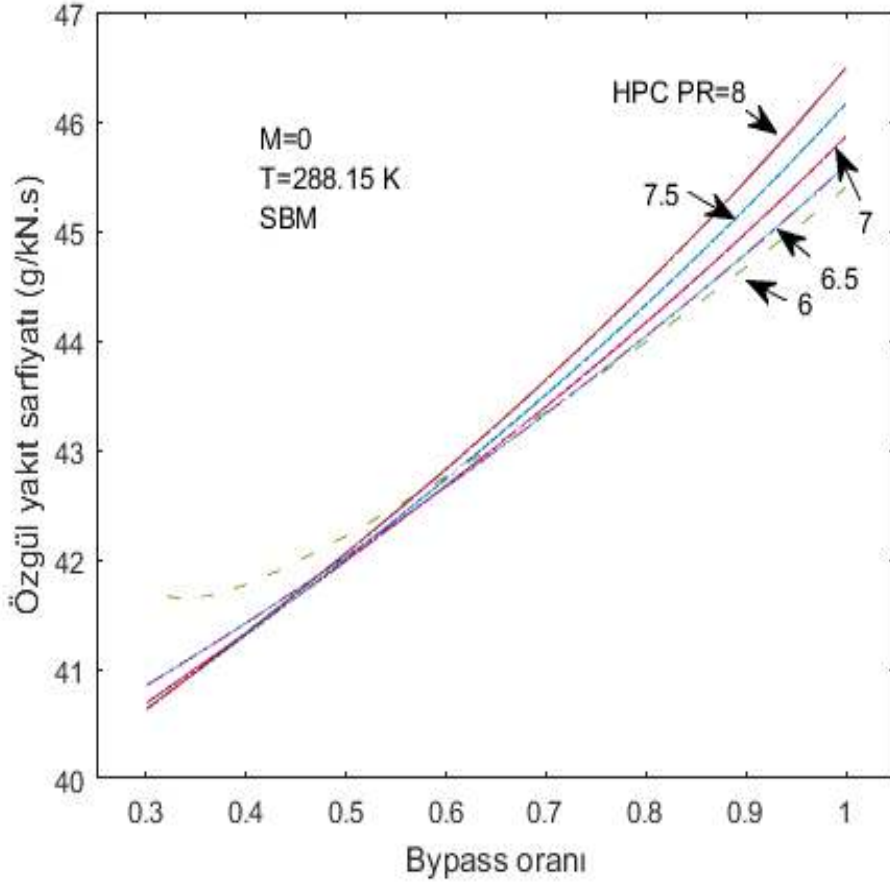
Ses-altı durum için son grafik, Şekil 3.33’de gösterilmiştir. Burada ise uçuş parametresi olan Mach sayısının SFC değerine etkisine bakılması amaçlanmıştır. Mach sayısının 0,7’den 0,9’a çıkması SFC değerini 22,36 g/kN.s’den 23,41 g/kN.s’e çıkarmıştır. Yani, % 4,69 oranında SFC değerini artırmıştır.



Şekil 3.32. VCE 'nin BPR ve OPR ile değişen SFC değerleri (Ses altı uçuş)



Şekil 3.33 VCE 'nin farklı Mach sayılarında değişen SFC değerleri (Ses altı uçuş)



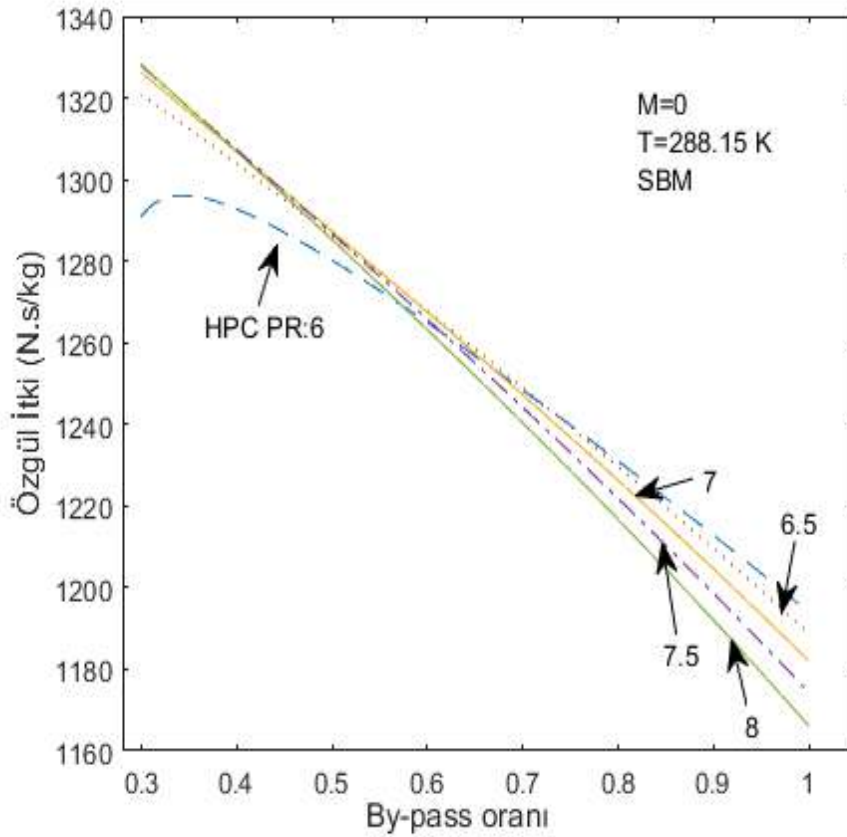
Şekil 3.34. VCE 'nin BPR ile HPC PR ile değişen SFC değerleri (Ses üstü kalkış)

Ardyanma (ses-üstü) grafiklerinden ilki olan Şekil 3.34'de, farklı HPC PR ve BPR değişkenlerinin, SFC değerine olan etkileri analiz edilmiştir. BPR=0,3 değerinde yüksek HPC PR, SFC'nin düşük değer almasını sağlarken; bu avantaj BPR'nin artmasıyla dezavantaj hale geldiği şekilden açıkça anlaşılmaktadır. HPC PR=6,5 için SFC değeri, BPR'nin artmasıyla 40,85 g/kN.s'den 45,6 g/kN.s değerine yükselmiştir. Diğer bir deyişle %11,62 oranında SFC artmıştır. Bu grafik'ten çıkarılabilecek başka bir sonuç ise; ardyanma durumlarında by-pass oranı'nın olabildiğince düşük olması ve HPC PR'nin ise olabildiğince yüksek olması, düşük SFC için istenilecek bir durumdur. BPR=1 olması durumunda HPC PR'nin 8'den 6'ya değişmesi SFC'yi %2,34 oranında azaltmaktadır.

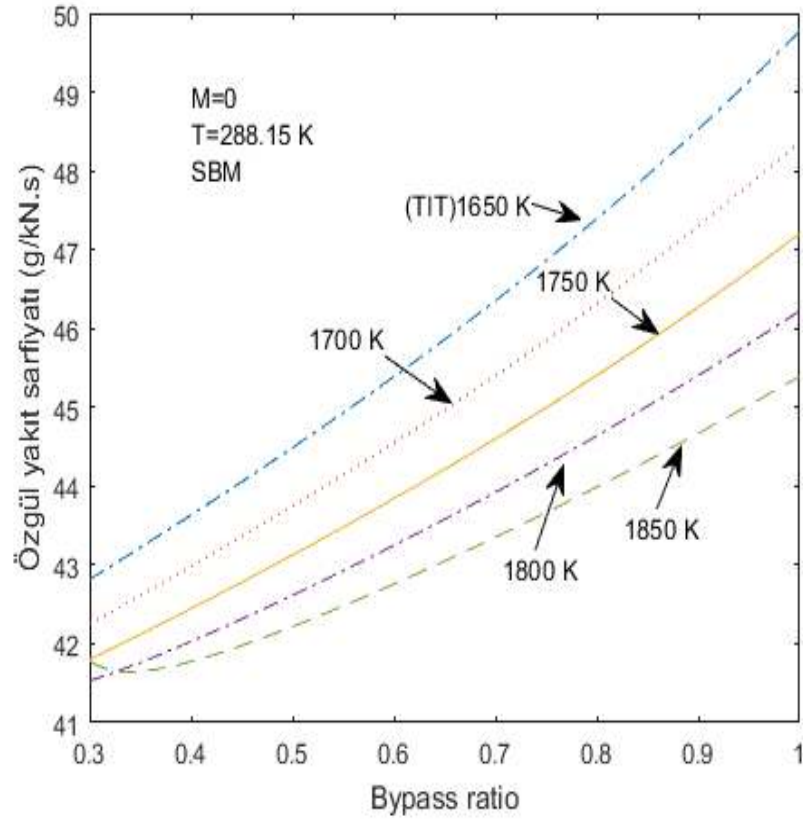
Şekil 3.35'e bakarsak; özgül itki (ST) değerine HPC PR ve BPR değişkenleri altında bakılmaktadır. HPC PR=6 haricinde diğer HPC PR değerleri için, Şekil 3.25'de yapılan yorum geçerlidir. Yani yüksek ST için BPR'nin görece düşük olması gerekirken

(0,3 gibi); BPR'nin yüksek değerlerde (1 gibi) olduğu zaman HPC PR'nin olabildiğince düşük olması yüksek ST için gereklidir. HPC PR=6,5 iken by-pass oranı'nın değişmesiyle ST %9,99 azalır. BPR=1 iken HPC PR'nin değişmesiyle ST %2,34 oranında azalmaktadır.

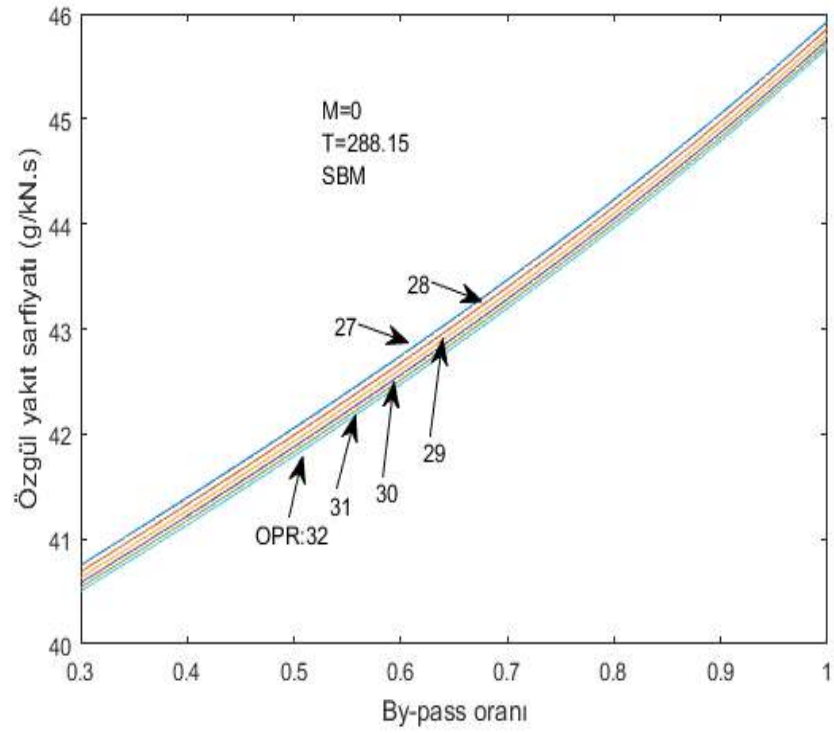
Şekil 3.36 ise; SFC değerlerinin BPR ve Tt4 değişkenleriyle incelenmesini göstermektedir. Yüksek türbin giriş sıcaklığı, SFC'yi önemli oranda azalttığı şekilden açıkça görülmektedir. BPR=1 için bakıldığında; Tt4'ün 1650 K'den 1850 K'e yükselmesi SFC'yi %9,64 oranında azalttığı hesaplanmıştır. BPR=0,3 için Tt4'ün değişmesinin etkisine bakılırsa; SFC'nin %2,44 oranında değiştiği gözlemlenmiştir. Tt4=1850 K olması durumunda BPR'nin artması ise SFC'yi %8,63 oranında artırmıştır.



Şekil 3.35. VCE'nin BPR ve HPC PR ile değişen ST değerleri (Ses üstü kalkış)



Şekil 3.36. VCE 'nin BPR ve TIT ile değişen SFC değerleri (Ses üstü kalkış)

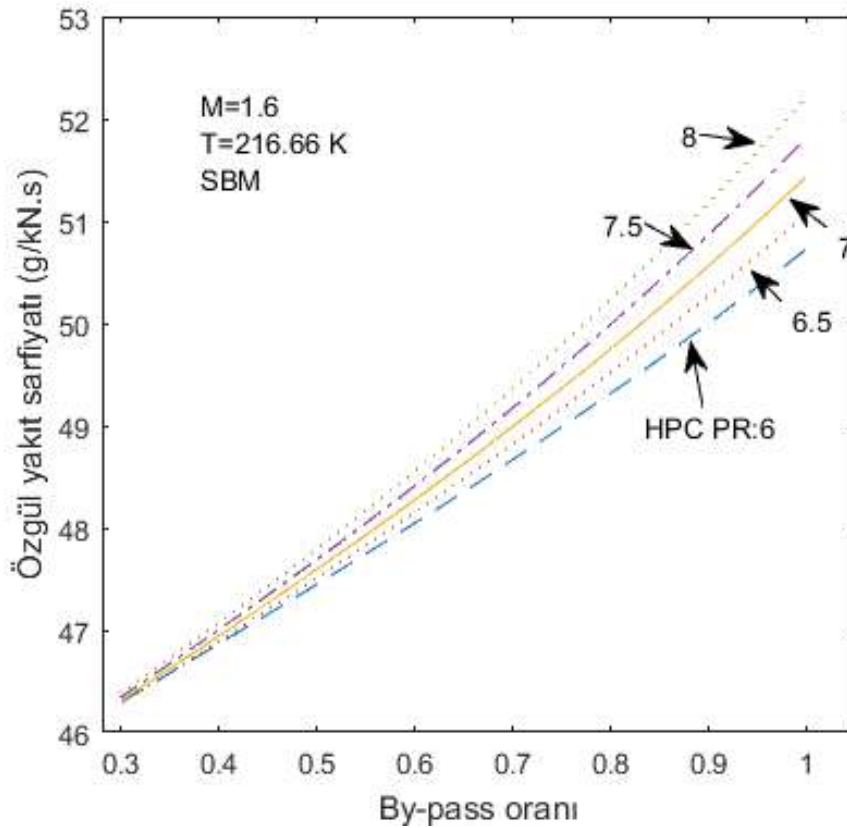


Şekil 3.37. VCE 'nin BPR ve OPR ile değişen SFC değerleri (Ses üstü kalkış)

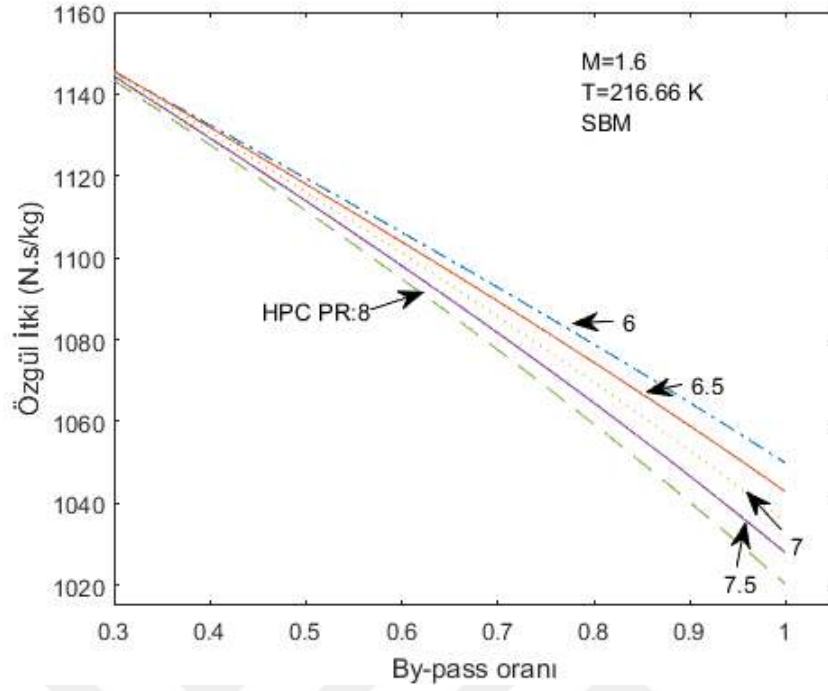
Şekil 3.37 , ardyanma durumunda toplam basınç oranının SFC'nin üzerinde görece ciddi değişiklik oluşturmadığı şekilden de anlaşılmaktadır. Yani BPR=0,3 iken OPR'nin 27'den 32'ye yükselmesi SFC'yi %0,589 oranında azaltmaktadır. OPR=32 iken BPR'nin değişmesi SFC'yi %12,76 oranında artırmıştır.

Şekil 3.38 'de ses üstü düz uçuşta, HPC PR'nin hem düşük BPR hem de yüksek BPR için düşük olması gerektiği anlaşılmaktadır. Ayrıca BPR'nin artması da ses üstüuçuş esnasında SFC açısından istenmeyen bir durumdur. BPR=1 olması durumunda HPC PR'nin 6'dan 8'e yükselmesi SFC'yi %2,91 oranında artırmıştır. HPC PR=6 iken BPR'nin 0,3'ten 1'e yükselmesi ise SFC'yi %9,52 oranında artırdığı görülmektedir.

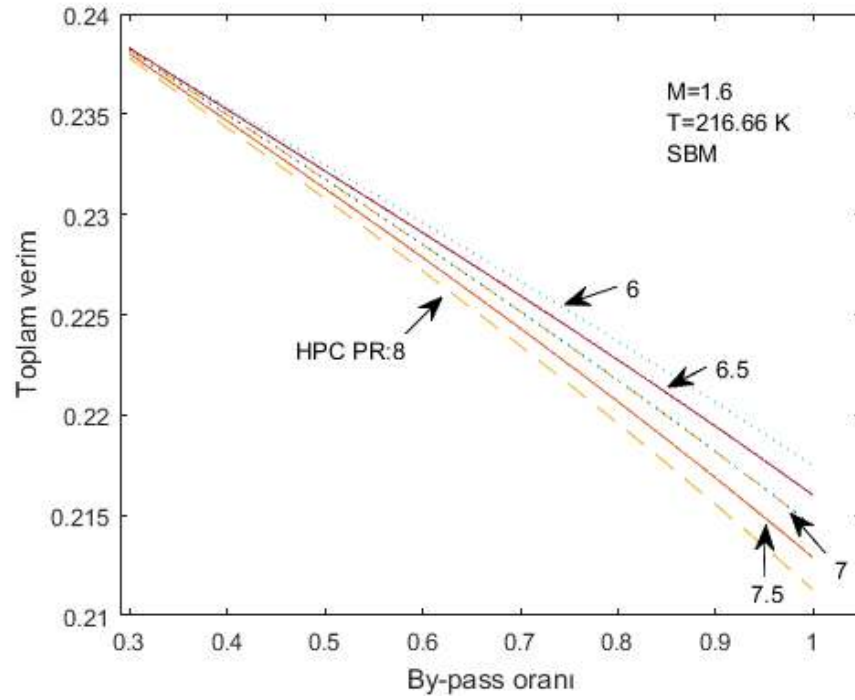
Şekil 3.39 ise, yüksek özgül itki (ST) için istenen parametreler, Şekil 3.35 ile aynı yoruma sahiptir. HPC PR=6 iken BPR'nin 0,3'ten 1'e yükselmesi ST'yi 1146 N.s/kg 'dan 1050 Ns/kg' a düşürmektedir. BPR=1 için HPC PR'nin artması ST'yi %2, 857 oranında azaltmaktadır.



Şekil 3.38. VCE 'nin BPR ve HPC PR ile değişen SFC değerleri (Ses üstü uçuş)



Şekil 3.39. VCE 'nin BPR ve HPC PR ile değişen ST değerleri (Ses üstü uçuş)



Şekil 3.40. VCE 'nin BPR ve HPC PR ile değişen toplam verimleri (Ses üstü uçuş)

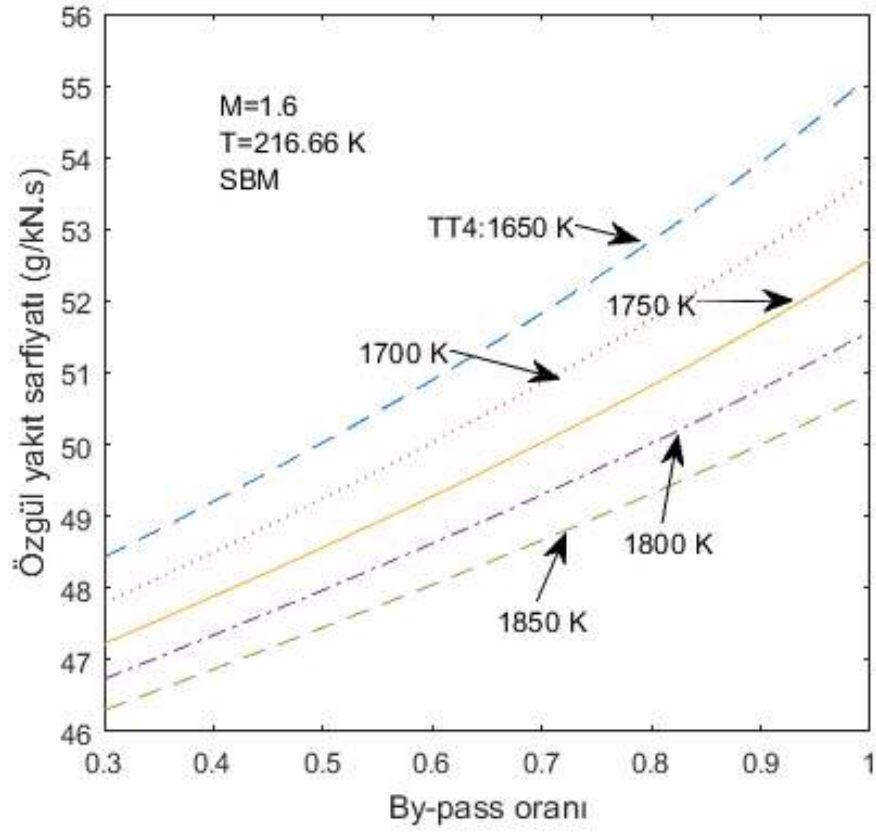
Şekil 3.40'da; toplam verim BPR'nin artması ile azaldığı şekilde gösterilmiştir. Sayısal ifadeyle; HPC PR=6 için BPR'nin değişmesi toplam verimi %8,72 oranında

azaltmaktadır. BPR=1 iken HPC PR'nin 6'dan 8'e değişmesi toplam verimi %2,85 oranında azaltmaktadır.

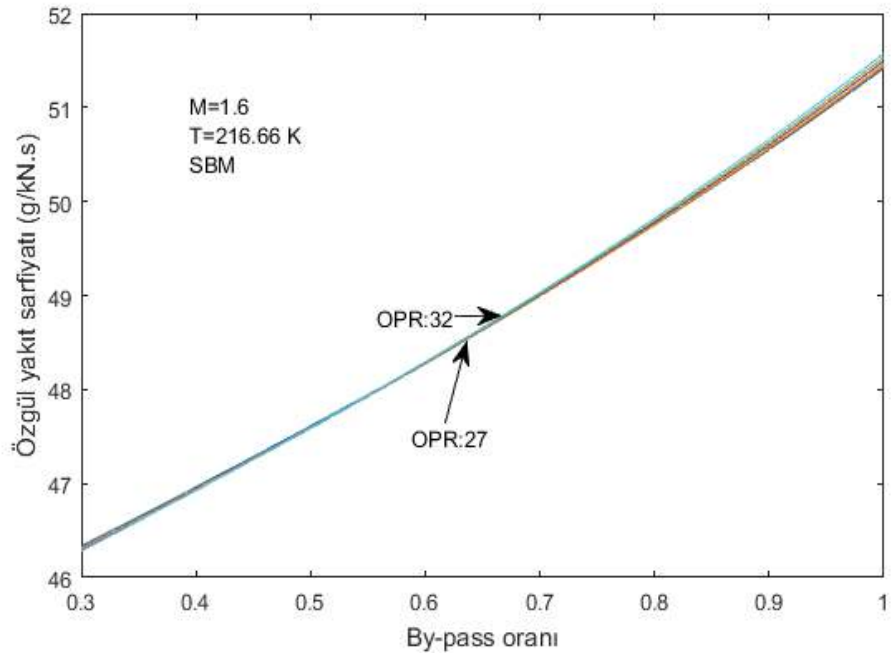
şekil 3.41, ses üstü düz uçuş için BPR ve Tt4 değişkenlerinin SFC değeri üzerindeki etkisi incelenmiştir. BPR'nin değişimiyle, Tt4'ün SFC üzerindeki etkisi çarpıcı hale gelmektedir. BPR=0,3 için Tt4'ün 1650 K'den 1850 K'e yükselmesi SFC üzerinde %4,6 oranında azalma meydana getirirken; BPR=1 iken bu Tt4 değişimi SFC'yi %8,98 oranında azaltmaktadır. Tt4=1800 K iken BPR'nin sağa doğru değişimi SFC'yi 46,73 g/kN.s 'den 51,58 g/kN.s'e yükseltmektedir. Yani SFC'yi %10,37 oranında artırmaktadır.

şekil 3.42, ses üstü düz uçuş için toplam basınç oranının artmasının SFC üzerinde ters etki oluşturduğunu söylemektedir. Bu etkinin bu değişken değerlerinde görece az olduğu gözlenmiştir. Yani BPR=0,3 için OPR'nin 27'den 32'ye yükselmesi SFC'yi %0,12 oranında artırmaktadır. Toplam basınç oranı (OPR)=28 iken BPR nin sağa doğru değişmesiyle SFC değerinin %11,28 oranında arttığı hesaplanmıştır. Yani SFC değeri 46,28 g/kN.s'den 51,46 g/kN.s'a yükselmiştir.

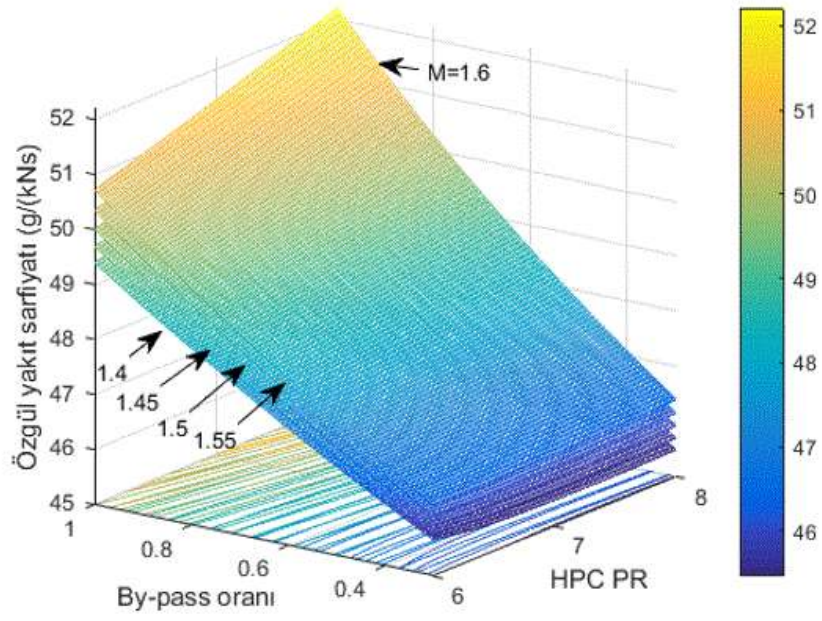
Son şekil olan şekil 3.43 ise, uçuş parametresi olan Mach sayısının SFC değeri üzerindeki etkisini göstermektedir. Mach sayısının 1,4'ten 1,6'ya yükselmesi SFC'yi %2,69 oranında artırdığı hesaplanmıştır. Diğer parametreler olan BPR ve HPC PR'nin SFC üzerindeki etkileri detaylıca önceki şekillerde açıklandığı için burada bahsedilmemiştir.



Şekil 3.41. VCE 'nin BPR ve TIT ile değişen SFC değerleri (Ses üstü uçuş)



Şekil 3.42. VCE 'nin OPR ve TIT ile değişen SFC değerleri (Ses üstü uçuş)



Şekil 3.43. VCE 'nin farklı Mach sayılarında değişen SFC değerleri (Ses üstü uçuş)

4. VCE GENETİK ALGORİTMA UYGULAMASI

Genetik algoritmalar (GA) olasılıklı bir komponente sahip genel amaçlı optimizasyon algoritmalarıdır. Belirgin anlaşılmamış, düzensiz alanları aramak için bir araç sağlamaktadırlar. Genetik algoritmalar, çeşitli fonksiyon optimizasyonu, parametre aramaları ve makine öğrenimi uygulamalarına başarıyla uygulanmıştır [51]. John Holland tarafından GA geliştirilmiş ve teorik temelleri sağlanmıştır [53].GA, canlılar yerine kromozomlar (canlıların yapısını kodlamak için organik araçlar) üzerinde çalışan ve doğal süreçte gözlenen bazı olaylar simüle etmek için geliştirilmiştir. Doğal seleksiyon kromozomları kodu çözülmüş yapılarının performansı ile ilişkilendirmektedir. Doğal seleksiyon süreçleri, başarılı yapıları kodlayan kromozomların başarılı olmayanlardan daha sık üremesine neden olmaktadır. Çaprazlama süreçleri, iki ebeveynin kromozomlarından genleri birleştirerek çocuklarda farklı kromozomlar oluşturmaktadır. Mutasyon çocukların kromozomlarının ebeveynlerinininkinden farklı olmasına neden olabilmektedir.

GA, zor problemleri çözmek için gerçek dünya şartlarındaki bu özellikleri bilgisayar algoritmalarına uygun şekilde dahil etmektedir. Bu yaklaşım problemin amaç (maliyet) fonksiyonu şekline getirilerek maksimize edilmesini (veya minimize edilmesini) gerektirmektedir. GA'da, verilen bir problem için bir veya birden fazla değişken, doğada bir kromozoma benzeyen bir ikili diziye veya başka bir kodlama yapısına kodlanmaktadır. Bu diziler sayısal bir değere dönüştürülür ve sonra tasarım değişkeni için izin verilen aralıkta doğrusal olarak eşlenmektedir. Bu değer daha sonra amaç fonksiyonunu değerlendirmek ve “uygunluk” belirlemek için kullanılmaktadır. GA, ebeveynleri, en uygun olanın hayatta kalma temel kriterlerine göre bir popülasyon havuzundan seçmektedir. Seçilen ebeveynlerini rastgele bir şekilde eşleştirerek yeni diziler üretmektedir. Gelecek kuşağın repopülasyonu üç yöntem kullanılarak yapılmaktadır: doğal seçim, çaprazlama ve mutasyon. Doğal seçim, yüksek uygunluğa sahip dizilerin gelecek nesilde görece daha fazla çoğalması gerektiği anlamına gelirken, düşük uygunluğa sahip diziler daha az sayıda çoğalmakta hatta hiç çoğalmamaktadır. Çaprazlama, bir kromozomu rastgele oluşturulan bir çaprazlama noktasında iki parçaya bölmeyi ve aynı çaprazlama noktasında bölünmüş başka bir kromozom ile yeniden birleştirmeyi ifade etmektedir. Bu proses, en iyi kromozomlarda daha yüksek uygunluk sağlayacak değişiklikleri teşvik etmeye hizmet etmektedir. Mutasyon, kromozomdaki bir

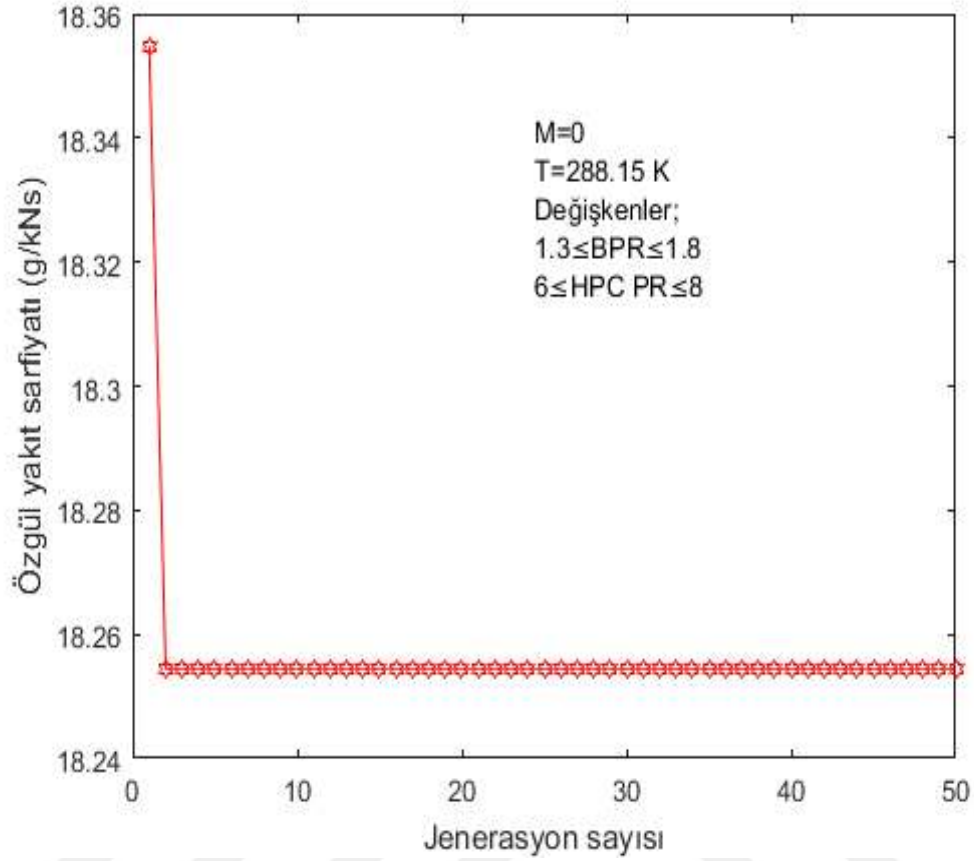
genin rastgele değiştirilmesidir. Bu, popölasyondaki çeşitliliğin korunmasına yardımcı olmaktadır.

4.1. VCE Performans Parametrelerinin Optimizasyonu

Performans optimizasyonu ile yakıt tüketiminin minimize edilmesi ve toplam verimin maksimize edilmesi amaçlanmıştır. Bu performans parametrelerini etkileyen tasarım parametreleri performans analizi ile tespit edilmektedir. Bu amaca hizmet edebilecek güç grubuna ait parametreler aşağıda sıralanmıştır:

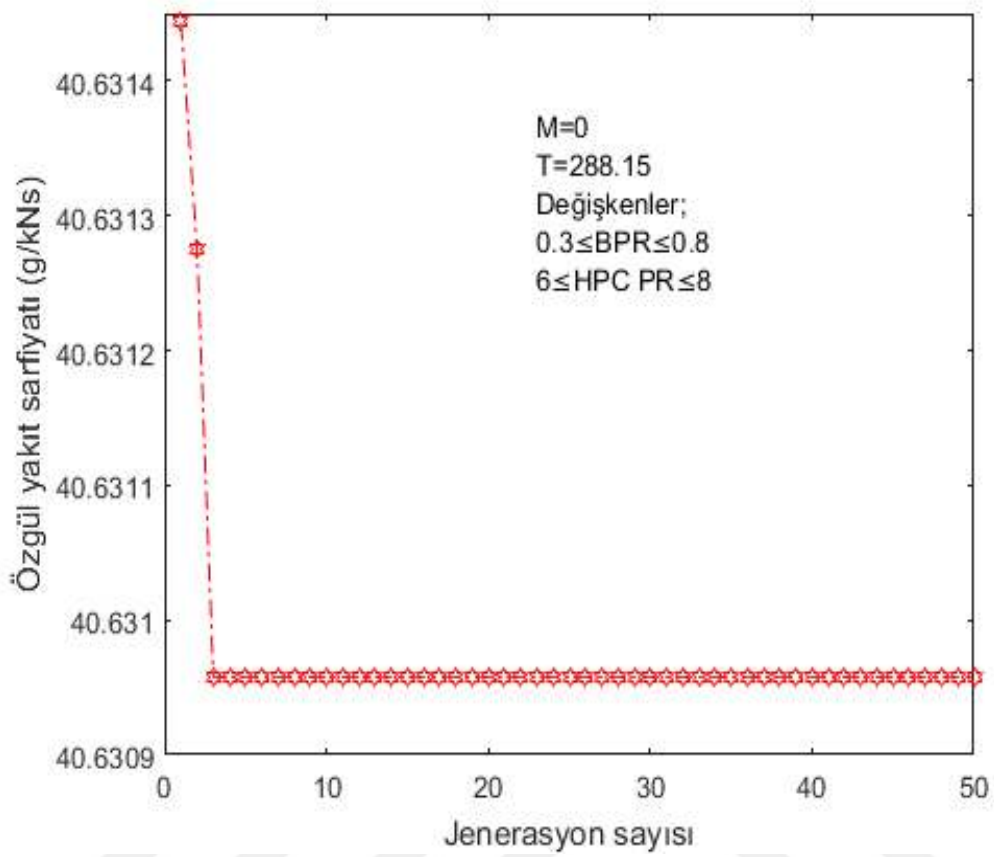
- By-pass oranı
- Yüksek Basınç Kompresör basınç oranı
- Türbin giriş sıcaklığı

Military durum ve kalkış için; minimum SFC'yi veren optimum parametreler HPC PR =6 iken BPR=1,657'dir. Bunun sonucunda elde edilen minimum SFC ise 18,25 g/kN.s'dır. Bu optimizasyon grafiği Şekil 4.1 'te ifade edilmiştir. Yaklaşık 2. jenerasyondan sonra sonucu yakınsamaktadır.



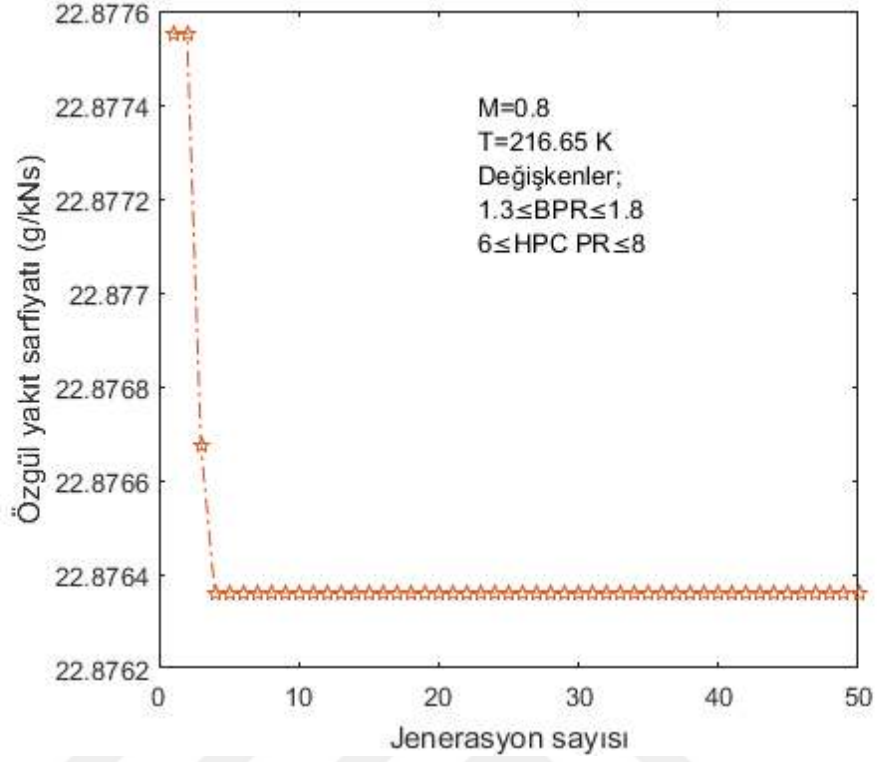
Şekil 4.1. BPR ve HPC PR ile SFC optimizasyonu (Ses altı kalkış)

Ardayanma durumu ve kalkış için minimum SFC'yi veren optimum parametreler HPC PR =7,87 iken BPR=0,3'dür. Elde edilen minimum SFC ise 40,63 g/kN.s'dir. Bu optimizasyon grafiği Şekil 4.2'te ifade edilmiştir. Yaklaşık 3. Jenerasyondan sonra sonucu yakınsamaktadır. Ayrıca burada elde edilen optimum değerler önceki bölümlerdeki sonuçlarla benzerlik göstermektedir.

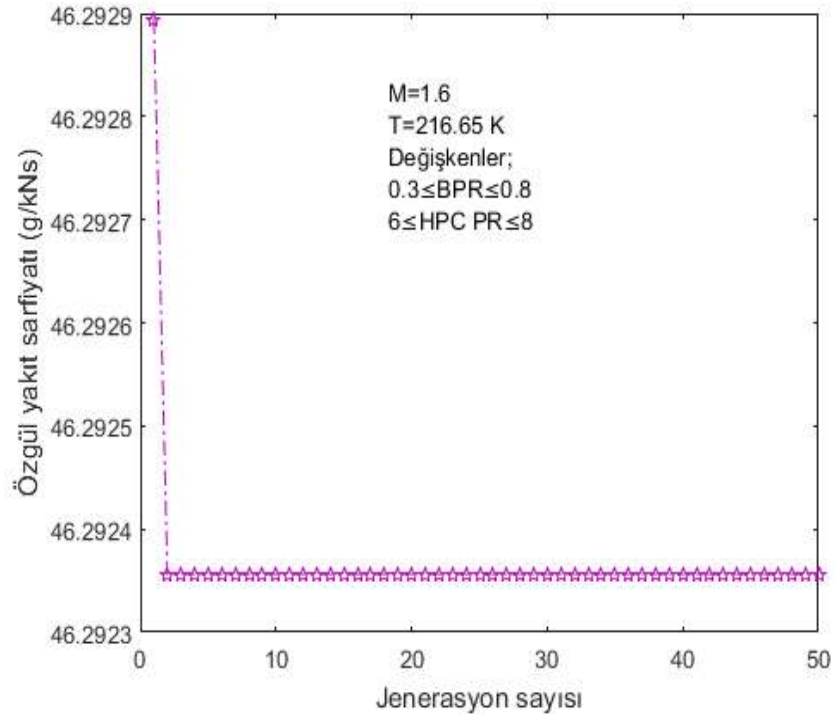


Şekil 4.2. BPR ve HPC PR ile SFC optimizasyonu (Ses üstü kalkış)

Ses altı düz uçuş için; minimum SFC'yi veren optimum HPC PR ise 6,051 iken BPR ise 1,8'dir. Buna karşılık gelen minimum SFC ise 22,876 g/kN.s'dır. Bu minimum SFC'yi ifade eden optimizasyon grafiği Şekil 4.3 'tir. Burada vurgulanacak başka bir netice ise ses-altı düz uçuşta HPC PR ile SFC arasında ters bir ilişki olduğudur. Diğer yandan ses üstü düz uçuş için elde edilen minimum SFC değeri ise 46,292 g/kNs olarak belirlenmiştir. Bu sonuç Şekil 4.4'te sunulmuştur.

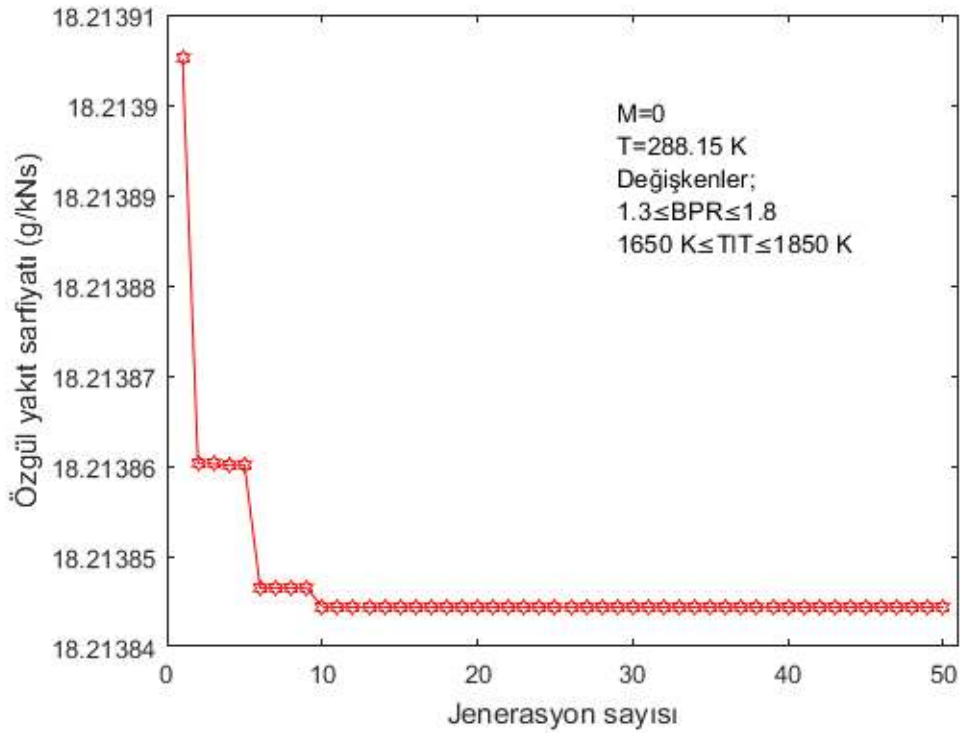


Şekil 4.3. BPR ve HPC PR ile SFC optimizasyonu (Ses altı uçuş)



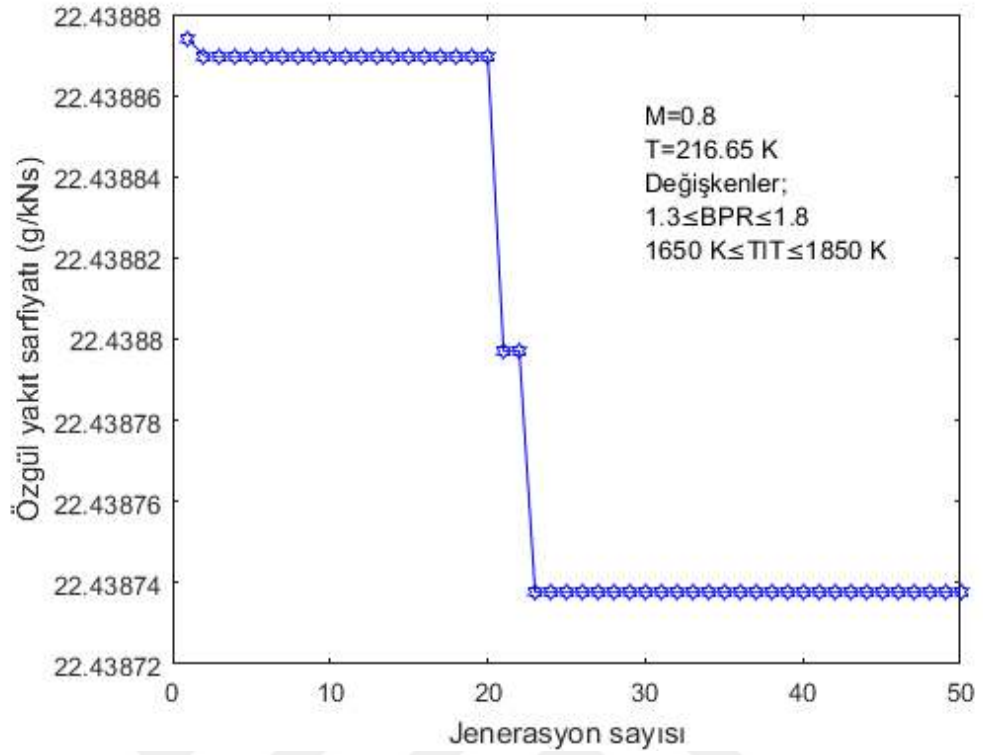
Şekil 4.4. BPR ve HPC PR ile SFC optimizasyonu (Ses üstü uçuş)

Military durum ve kalkış için; BPR ile Tt4 tasarım değişkenlerinin minimum SFC'yi elde etmek için optimum değerleri aranmıştır. Elde edilen optimum BPR ise 1,8 iken optimum Tt4 ise 1796 K elde edilmiştir. Buna karşılık gelen SFC ise 18,213 g/kN.s. Buradan anlaşılıyor ki daha yüksek Tt4 değerleri SFC'yi azaltacaktır. Minimum SFC'yi gösteren grafik Şekil 4.5 'de verilmiştir.



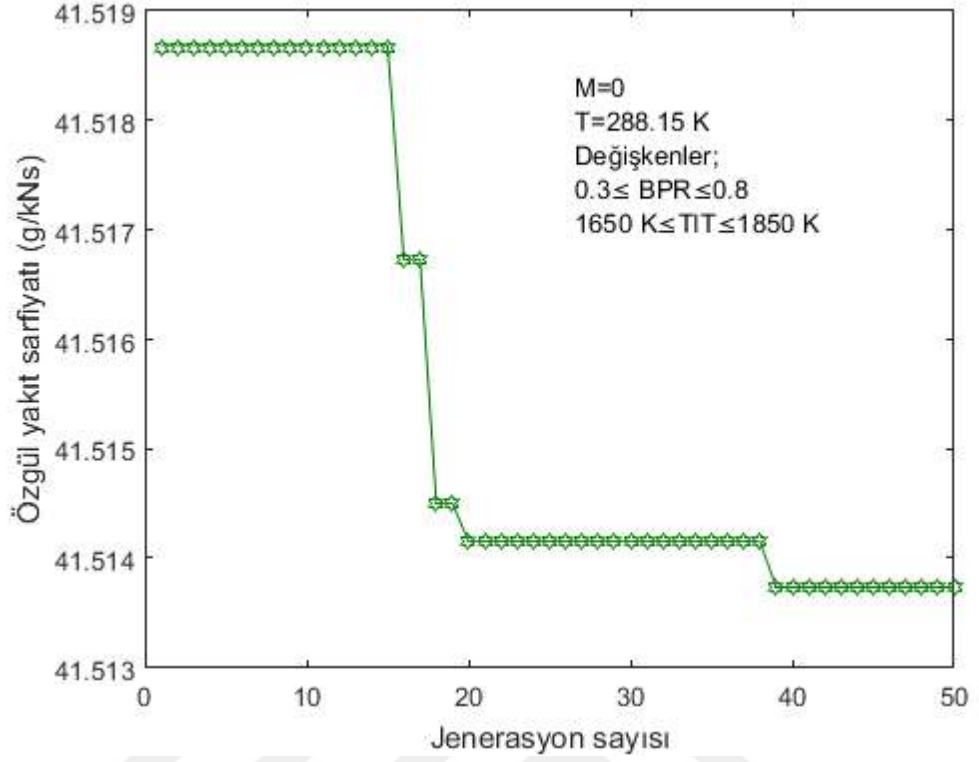
Şekil 4.5. BPR ve TIT ile SFC optimizasyonu (Ses altı kalkış)

Military durum ve düz uçuş için optimum BPR ve Tt4 değerleri sırasıyla 1,8 ile 1650 K'dir. Buna karşılık gelen minimum SFC değerleri 22,438 g/kN.s'dir. Bu değeri veren grafik Şekil 4.6 'de verilmiştir. Burada görülüyor ki; Düz uçuşta türbin giriş sıcaklığının artması SFC'yi ters etkilemektedir.



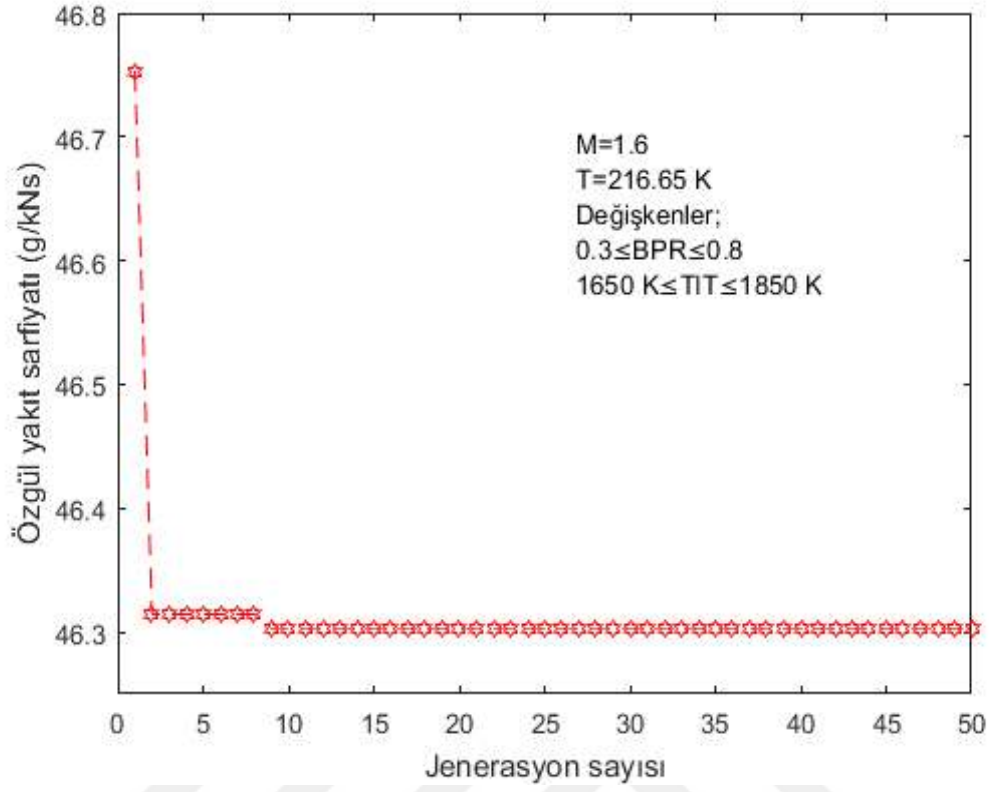
Şekil 4.6. BPR ve TIT ile SFC optimizasyonu (Ses altı uçuş)

Ardayanma durumu ve kalkış için; optimum Tt4 ve BPR değerleri sırasıyla 1814 K ve 0,3 olarak bulunurken; buna karşılık gelen minimum SFC ise 41,513 g/kN.s olarak hesaplanmaktadır. Bu mod için SFC değerinin BPR ile ters; Tt4 ile doğru ilişki olduğu sonucuna varılabilir. Bu minimum SFC'yi gösteren Şekil 4.7'dir.

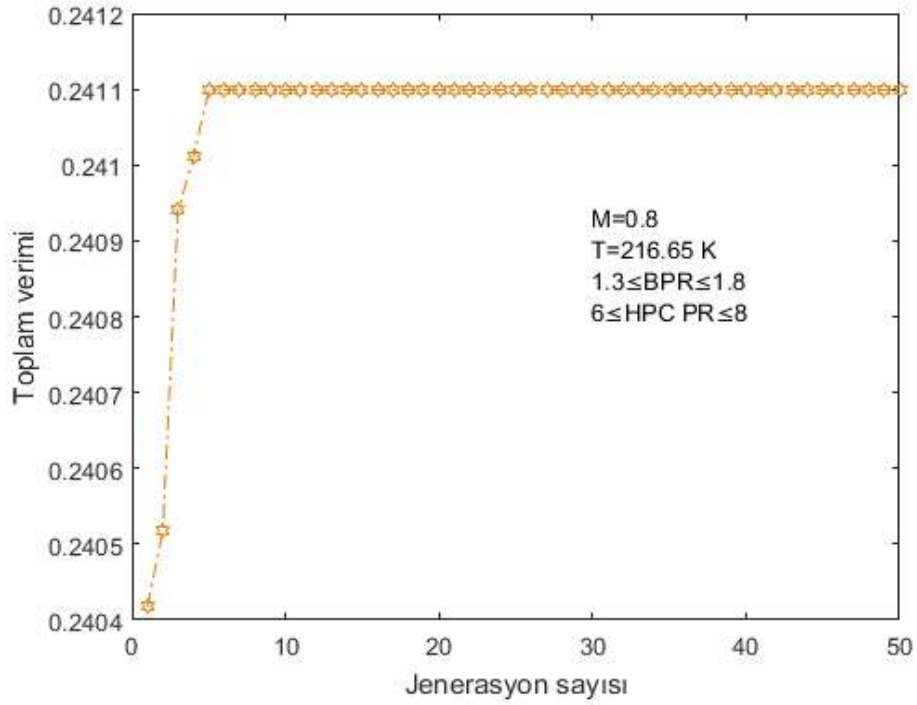


Şekil 4.7. BPR ve TIT ile SFC optimizasyonu (Ses üstü kalkış)

Şekil 4.8 de, ses üstü düz uçuş durumu için; BPR ve Tt4 değişkenleriyle minimum SFC'yi elde eden optimizasyon bilgileri yer almaktadır. Optimum BPR ve Tt4 değerleri ise sırasıyla 0,3 ve 1849 K'dir. Buna karşılık gelen minimum SFC ise 46,303 g/kN.s'dır. Nitekim, bu modda düşük SFC elde etmekten ziyade yüksek itki özelliği istenmektedir.



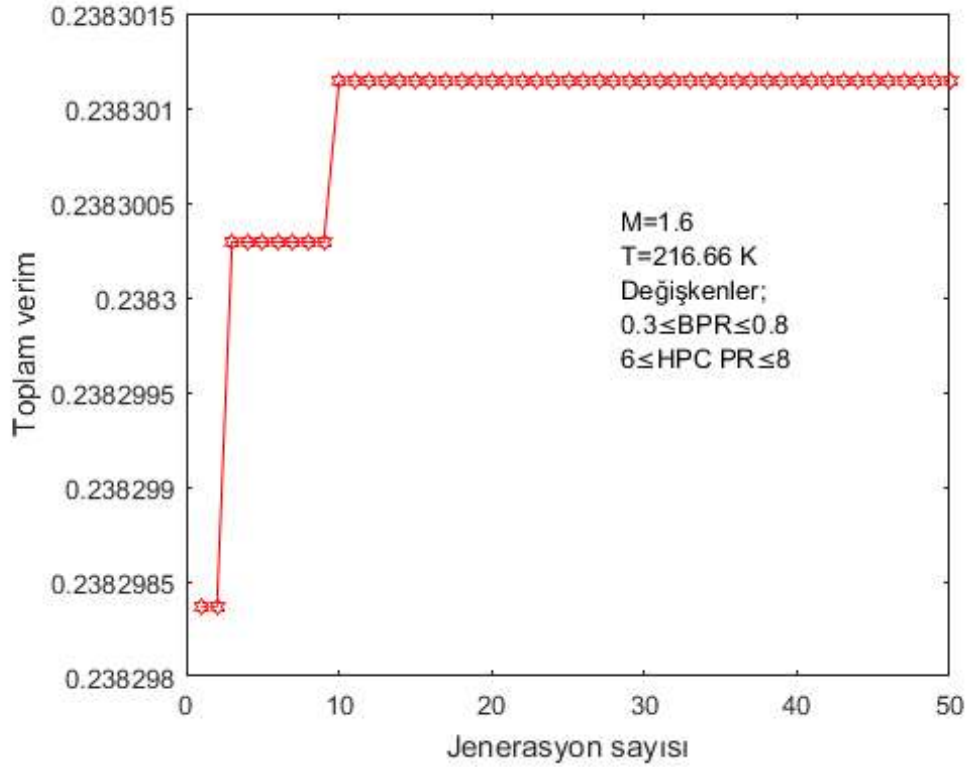
Şekil 4.8. BPR ve TIT ile SFC optimizasyonu (Ses altı uçuş)



Şekil 4.9. BPR ve HPC PR ile SFC optimizasyonu (Ses altı uçuş)

Ses-altı düz uçuş mod'u için optimum HPC PR ve BPR değerleri sırasıyla 6 ile 1,8'dir. Bu değerlere karşılık gelen maksimum toplam verim ise %24,11'dir. Yani; bu mod'da HPC PR değerinin görece düşük ve BPR değerinin ise görece büyük olması gerektiği anlaşıyor. Bu toplam verimi veren optimizasyon grafiği Şekil 4.9'de yer almaktadır.

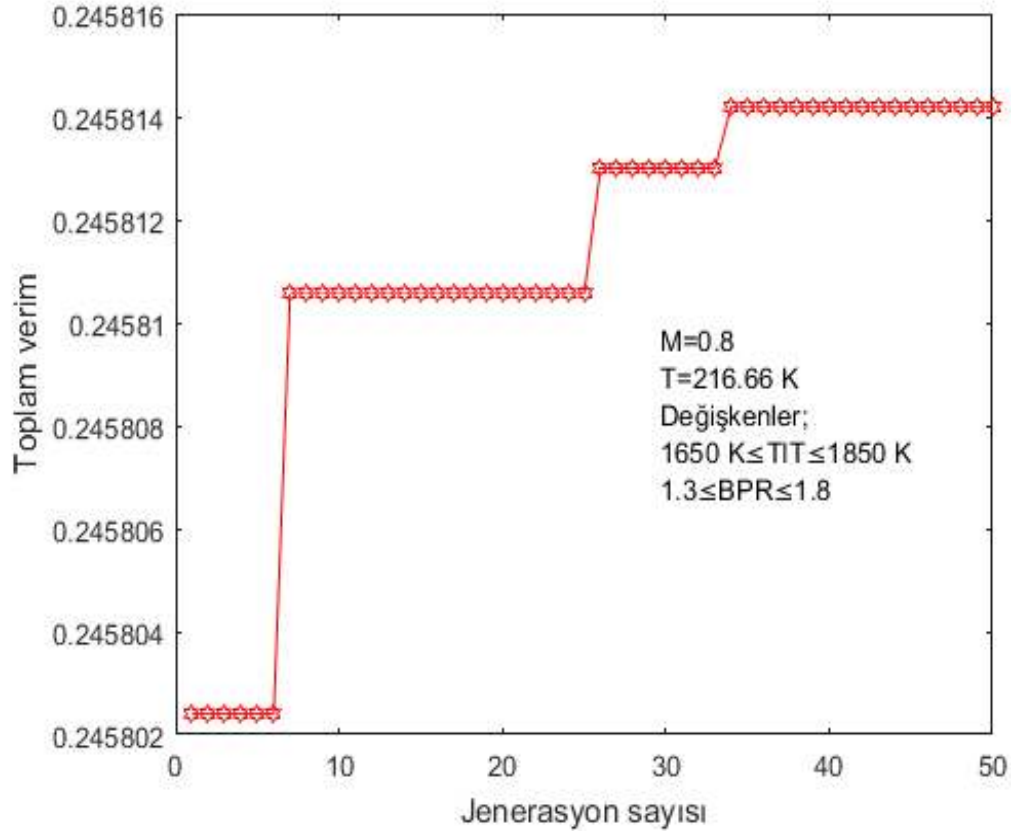
Ses üstü düz uçuş için maksimum toplam verimi veren optimum parametreleri araştırılmıştır. Bunu sağlayan optimum HPC PR ise 6,322 iken; BPR=0,3 değerini almaktadır. Buna karşılık gelen maksimum toplam verim ise %23,83 olmaktadır. Bu değeri veren optimizasyon grafiği Şekil 4.10 'de yer almaktadır.



Şekil 4.10. BPR ve HPC PR ile SFC optimizasyonu (Ses üstü uçuş)

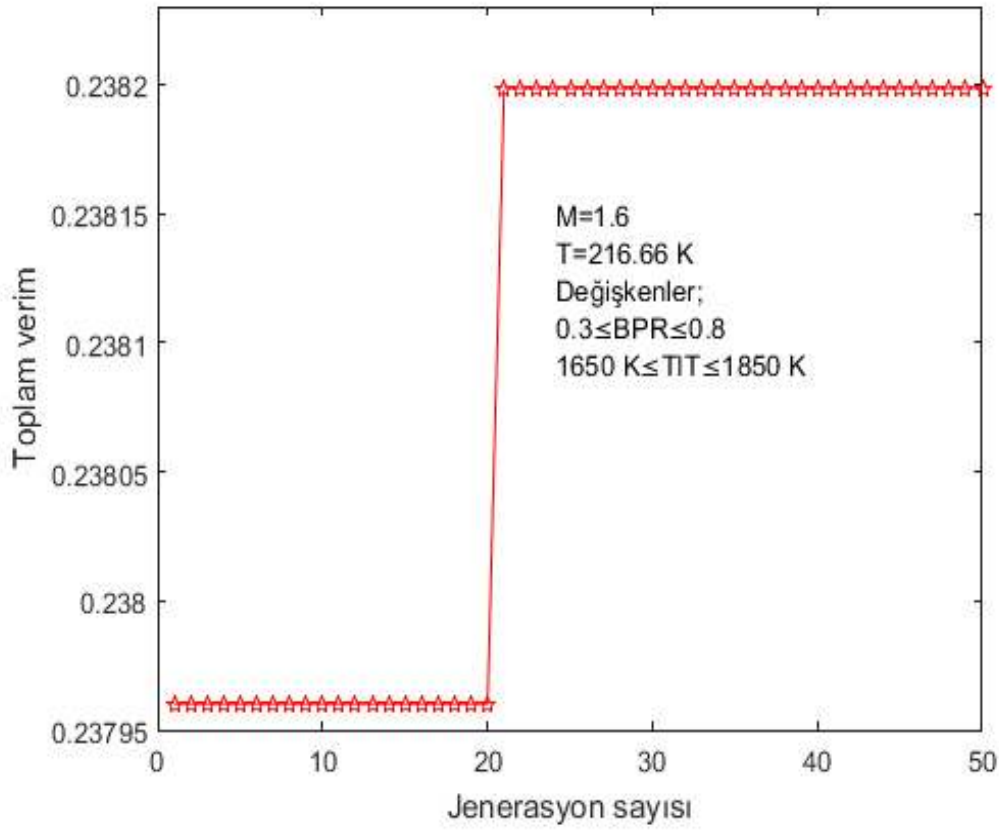
Ses-altı düz uçuşta, maksimum toplam verim için optimum BPR ve Tt4 değerlerinden bahsetmektedir. Bu mod'da BPR'nin olabildiğince yüksek, Tt4'ün ise görece düşük olması istenir. Optimum BPR, 1,8 iken, Tt4 ise 1650 K olarak bulunmuştur.

Bu değişkenlere karşılık gelen maksimum toplam verim ise; %24,58 olarak bulunmuştur. Bu toplam verimden bahseden optimizasyon grafiği şekil 4.11 'te bulunmaktadır.



şekil 4.11. BPR ve TIT ile toplam verim optimizasyonu (Ses altı uçuş)

Optimizasyon sonucu olan, şekil 4.12, ses üstü düz uçuş için maksimum toplam verimi vermektedir. Bu şekilden anlaşılan maksimum verim % 23,82 iken, optimum BPR ve Tt4 değerleri sırasıyla 0,3 ve 1848,53 K'dir. Yaklaşık 20. döngüden sonra yakınsadığı anlaşılmaktadır.



Şekil 4.12. BPR ve TIT ile toplam verim optimizasyonu (Ses üstü uçuş)

4.2. VCE Modeli SFC Optimizasyonu

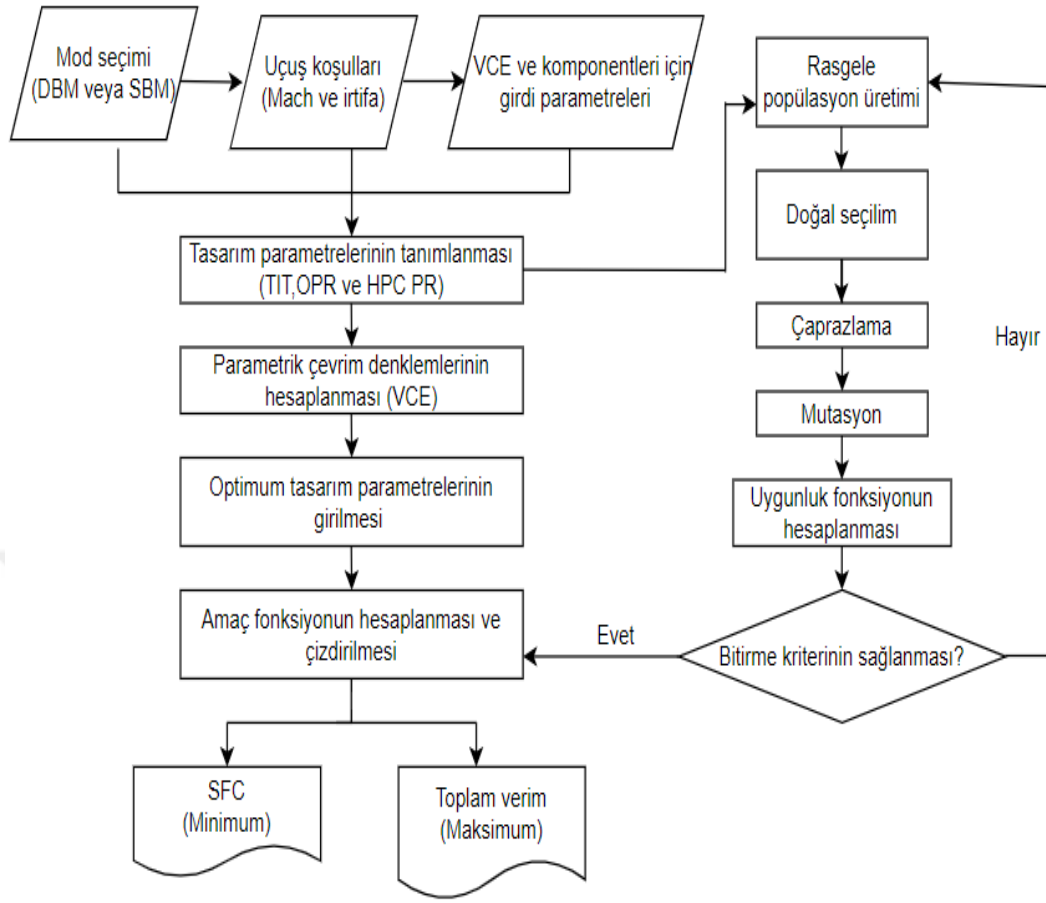
Bu çalışmada, değişken çevrimli turbofan motoru modeline ait bazı tasarım değişkenlerinin aralık değerleri belirlenerek, özgül itki ve özgül yakıt tüketimi gibi amaç fonksiyonlarının genetik algoritma (GA) ile optimizasyonu amaçlanmıştır. Şekil 4.13'te VCE performans parametrelerinin optimizasyonu için akış diyagramı verilmiştir.

VCE modelinin SFC optimizasyonu, her iki mod için by-pass oranı ve türbin giriş sıcaklığı ve HPC basınç oranı olan farklı tasarım değişkenleriyle gerçekleştirilmektedir. Yukarıdaki analizler dikkate alındığında, tasarım değişkenlerinin yaklaşık değerleri kısmen tahmin edilebilmektedir. Genetik algoritma yaklaşımları ile bu değerler daha net olarak belirlenmektedir. Matlab ortamında, performans ve optimizasyon analizleri özel kod geliştirilerek yapılmıştır. Bu kodlar Ek-1 ve Ek-2'de sırasıyla verilmiştir. SFC optimizasyonuna başlamadan önce Matlab dilinde parametrik çevrim denklemleri yazılmıştır. Ardından amaç fonksiyonu (özgül yakıt tüketimi) belirlenmiştir. Daha sonra,

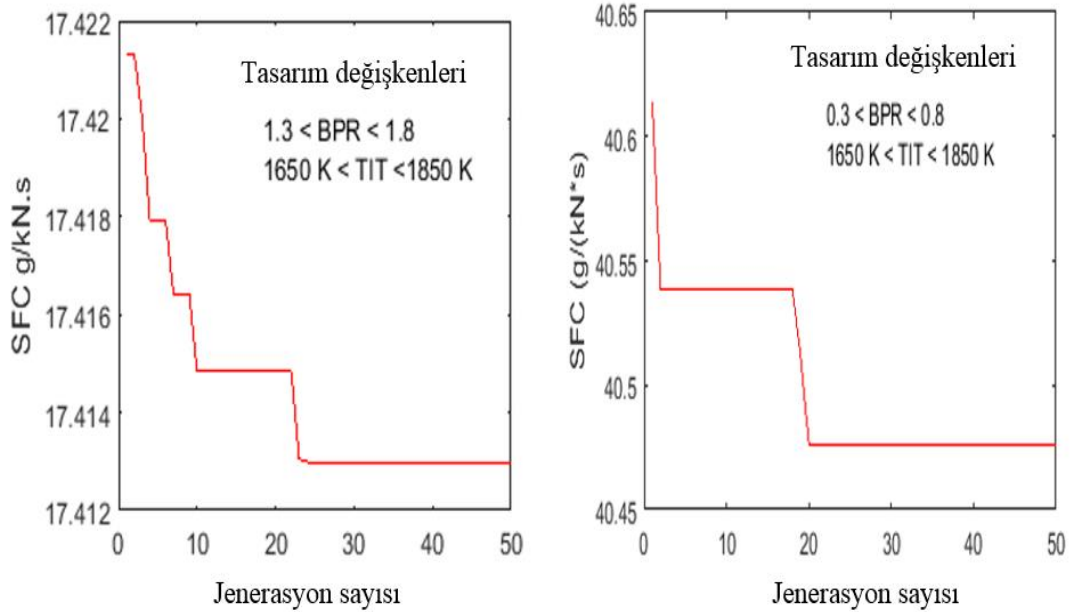
başlangıç popülasyonu üretilerek, genetik operatörler bu popülasyona uygulanmıştır. İlk olarak, by-pass oranı ve türbin giriş sıcaklığı tasarım değişkenleri olarak seçilmiştir. Bunların aralıkları Tablo 4.1'te verilmiştir.

Tablo 4.1. *Genetik algoritma girdi parametreleri*

GA parametreleri	
Kodlama tipi	Binary
Populasyon boyutu	80
Seçme operatörü	Roulette-wheel
Çaprazlama operatörü	Two-point
Mutasyon operatörü	Uniform
Çaprazlama oranı	0,85
Mutasyon oranı	0,05
Tasarım değişkenleri	Arahklar
By-pass oranı (DBM)	$1 < BPR < 1,8$
By-pass oranı (SBM)	$0,3 < BPR < 1$
Türbin giriş sıcaklığı	$1650 < TIT < 1850$
HPC basınç oranı	$6 < HPC PR < 8$



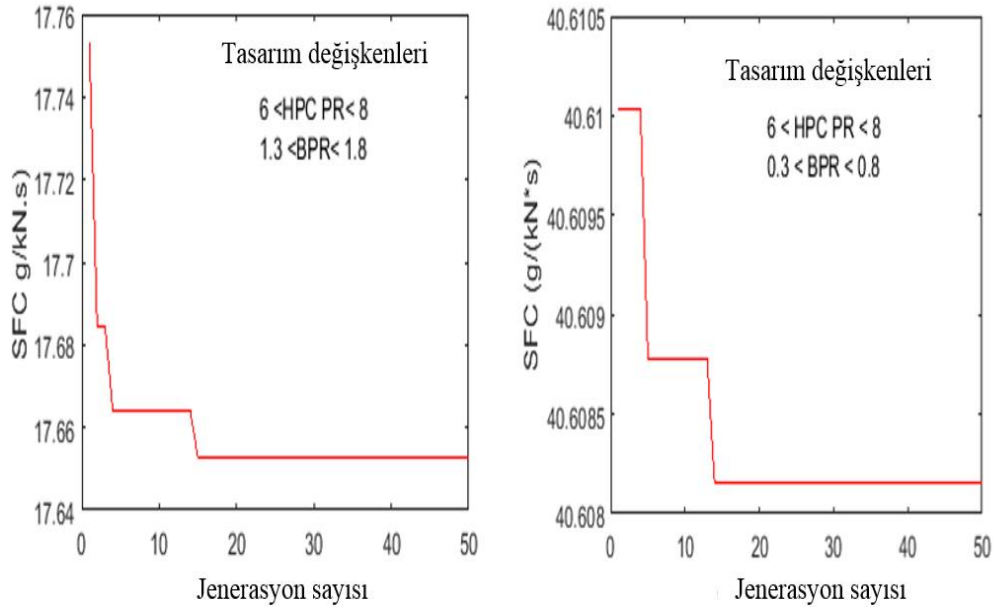
Şekil 4.13. VCE performans optimizasyonu akış diyagramı



Şekil 4.14. DBM'de ve SBM'de BPR ve TIT'e göre minimum SFC değerleri

Şekil 4.14'de verilen optimizasyon sonuçlarına göre, DBM'de, VCE modelinin minimum SFC değeri 17,413 g / kN.s olarak belirlenmiştir. Bu sonuca karşılık gelen BPR ve TIT değerleri sırasıyla 1,8 ve 1850 K'dır. Optimizasyon sonuçlarından önce, SFC değeri 1,8 BPR değeri, 1800 K TIT ve 7 HPC basınç oranı ile 17,85 g / kN.s olarak hesaplanmıştır. SFC açısından, optimizasyon aracı ile elde edilen kazanım DBM'de % 2,71 olarak hesaplanmaktadır. SBM'de ise, minimum SFC değeri 40,47 g / kN.s olarak hesaplanmıştır. Optimum BPR ve TIT değerleri sırasıyla 0,3 ve 1850 K olarak belirlenmiştir. SFC'nin başlangıç değeri göz önüne alındığında, GA ile % 1,77 oranında daha az SFC değeri elde edilmiştir.

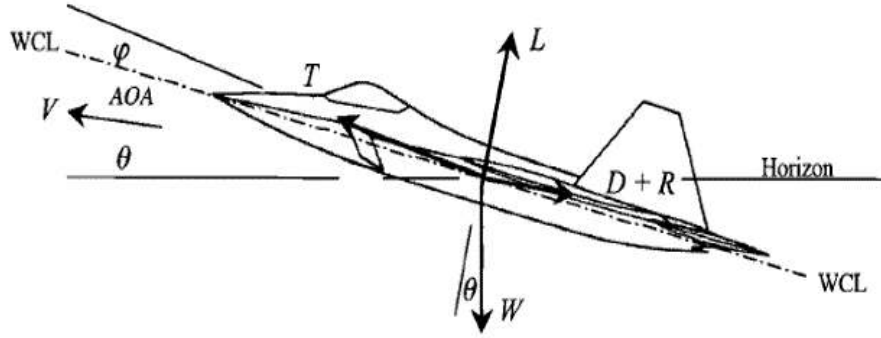
Şekil 4.15'de, SFC değerinin minimizasyonu, her iki mod için de by-pass oranı ve HPC basınç oranı ile gerçekleştirilmiştir. GA uygulaması sayesinde minimum SFC değeri, DBM'de, 17,65 g / kN.s olarak elde edilirken; optimum BPR 1,8 ve HPC PR ise 7,65 olarak bulunmuştur. GA yaklaşımı ile kazanım %1,28 olarak hesaplanmıştır. SBM'de, GA ile minimum SFC değeri 40.60 g / kN.s ile sonuçlanmıştır. Bu proses sonucunda BPR 0,3 ve HPC PR 6,5 olarak elde edilmiştir. SFC'nin optimizasyon değeri, 42,18 g / kN.s olan başlangıç değeri ile karşılaştırıldığında, %3,74 daha az elde edilmiştir.



Şekil 4.15. DBM ve SBM'de BPR ve HPC PR ile minimum SFC değerleri

5. UÇAK PERFORMANS ANALİZİ

Komple uçuş görevi için, VCE'nin F-16 uçak performansının gerekliliklerini karşılayıp karşılamadığı, hava aracına etki eden kuvvetler incelenerek anlaşılabilir. Bu nedenle, bu bölümde, taşıma, sürüklenme, ağırlık ve itki kuvvetlerinden oluşan ana kuvvetlerin hesaplamaları sunulmaktadır. F-16 için uygun itki yüklemesi ve kanat yüklemesi değerlerinin literatürden elde edildiğine dikkat edilmelidir. Uçak performans ilişkilerini elde etmek için ele alınan sisteme (uçak) Newton'un ikinci yasası uygulanmalıdır. Bilindiği gibi, hıza dik ve hıza paralel iki ilişki vardır. Şekil 5.1 ise tipik bir savaş uçağı üzerine etki eden aerodinamik kuvvetleri göstermektedir.



Şekil 5.1. Tipik bir savaş uçağı görüntüsü [53]

Denk. (5.1), hıza paralel ilişkiyi temsil ederken, Denk. (5.2), hıza dik bağıntıyı göstermektedir [53].

$$T \cos(AOA + \vartheta) - W \sin \theta - (D + R) = \frac{W}{g_0} \frac{dV}{dT} \quad (5.1)$$

burada, AOA ve ϑ , sırasıyla, hücum açısını ve itki yönü ile kanat kord çizgisi arasındaki açıyı temsil etmektedir. Ayrıca D sürüklenme kuvvetini temsil ederken, R ek sürüklenme kuvvetlerini belirtmektedir. Bu değerin sıfır olduğu varsayılmıştır. Ayrıca, T , itki

anlamına gelmektedir ve W , g_0 sırasıyla uçak ağırlığını ve yerçekimi ivmesini göstermektedir.

$$L + T \sin(AOA + \vartheta) - W \cos \theta = \frac{W}{g_0} \frac{dV}{dT} \quad (5.2)$$

Burada L taşıma kuvvetini belirtmektedir.

Denk. (5.1) ve hız (V) çarpılmasıyla, uçuş yönünde aşağıdaki ilişki elde edilmiştir. Böylece, bir kuvvet ilişkisi, enerjinin zamanla değişim hızını gösteren güç denklemine dönüştürülmüştür.

$$(T \cos(AOA + \vartheta) - (D + R))V = W \left(V \sin \theta + \frac{d}{dt} \left(\frac{V^2}{2g_0} \right) \right) \quad (5.3)$$

burada V , uçuş hızını ifade etmektedir. Öte yandan, AOA ve ϑ sıfıra yakın küçük bir değer olduğundan, $\cos(AOA + \vartheta)$ 1 olarak kabul edilmiştir.

$$V \sin \theta = \frac{dh}{dt} \quad (5.4)$$

Yukarıdaki denklem, irtifanın zamanla değişim oranını göstermektedir. Denk. (5.3-5.4) birleştirilirse, aşağıdaki ilişki, Denk. (5.5) geliştirilmektedir.

$$\left(\frac{T - (D + R)}{W} \right) V = \frac{d}{dt} \left(h + \frac{V^2}{2g_0} \right) = \frac{dz_e}{dt} \quad (5.5)$$

Burada z_e uçağın anlık potansiyel ve kinetik enerjilerinin toplamını, genellikle de "enerji yüksekliği" olarak ifade edilmektedir. Bu ifade, uçağın kinetik enerjisi tamamen potansiyel enerjiye dönüştürüldüğünde elde edeceği irtifa anlamına gelmektedir. Öte yandan, bu parametre, uçağın tırmanma hızını ve hızlanma yeteneklerini içeren uçuş dinamiklerini anlama ve tahmin etmeye yardımcı olmaktadır. Deniz seviyesi haricinde tüm uçuş koşullarında, itki aşağıdaki gibi hesaplanabilmektedir.

$$T = \alpha T_{sl} \quad (5.6)$$

Buradaki α by-pass oranı; irtifa, Mach ve afterburner durumuna ve uçak ağırlığına bağlı olarak değişen kurulu itki sapma oranını temsil etmektedir.

$$W = \beta W_{TO} \quad (5.7)$$

Burada anlık ağırlığın, toplam uçak kalkış ağırlığına oranını ifade etmektedir. Tüketilen yakıt ve teslim edilen yük ile değişmektedir. Denk. (5.6-5.7), Denk. (5.5) içine dahil edilirse, yeni ilişki şu şekilde bulunmaktadır:

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{\beta}{\alpha} \left(h + \frac{D+R}{\beta W_{TO}} + \frac{P_s}{V} \right) \quad (5.8)$$

Geleneksel taşıma ve sürüklenme denklemleri

$$L = nW = qC_L S \quad (5.9)$$

burada n, yük faktörünü ifade ederken q , C_L ve S sırasıyla dinamik basınç, taşıma katsayısı ve kanat alanını temsil eder. Denk (5.7) ve Denk. (5.9) yeniden düzenlenmiş, Denk. (5.10) aşağıdaki gibi ifade edilmiştir:

$$C_L = \frac{n\beta}{q} \left(\frac{W_{TO}}{S} \right) \quad (5.10)$$

Bir uçağa etkiyen sürüklenme kuvveti şu şekilde ifade edilmiştir;

$$D = qC_D S \quad (5.11)$$

burada D ve C_D sırasıyla temel uçaklar için sürüklenme kuvveti ve sürüklenme katsayısını ifade etmektedir.

$$C_D = K_1 C_L^2 + K_2 C_L + C_{D0} \quad (5.12)$$

Yukarıda C_{D0} sıfır taşımadaki sürüklenme katsayısı anlamına gelmektedir. Öte yandan, Mach sayısına göre değişir. Bu nedenle bu terim, savaş uçakları için literatürden elde edilmiştir [53]. Ayrıca, bu çalışmada C_{D0} sıfır olarak kabul edilmiştir. Denk. (5.10-5.12) aşağıdaki ifadeyi elde etmek için birleştirilebilir:

$$C_D = qS \left[K_1 \left(\frac{n\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S} \right) + K_1 \left(\frac{n\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S} \right)^2 + C_{D0} \right] \quad (5.13)$$

Son olarak, Denk. (5.14), itki yüklemesi ve kanat yüklemesi arasında istenen ilişkileri göstermektedir. Bu ifade, her bir uçuş aşaması için kısıt analizinde kullanılmaktadır. Ayrıca, bu ifade uçuş aşamasına karşılık gelen taşıma ve sürüklenme katsayılarının hesaplanması için gereklidir.

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{\beta}{\alpha} \left(\frac{qS}{\beta W_{TO}} \left[K_I \left(\frac{n\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S} \right) + K_1 \left(\frac{n\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S} \right)^2 + C_{DO} \right] + \frac{P_s}{V} \right) \quad (5.14)$$

Tüm görev için uçak ağırlık fraksiyonu hesaplaması

İtke yüklemesi ve kanat yüklemesi elde edildikten sonra, uçak ağırlığının tahmini yapılmaktadır. Her bir uçuş safhasında taşıma ve sürüklenme kuvvetlerini hesaplamak için, uçağın ağırlık kesirinin belirlenmesi gerektiği unutulmamalıdır [53]. Bu nedenle, bu ilişkiler burada verilmektedir. Uçağın kalkış ağırlığı yük ağırlığı (w_p), boş ağırlık (w_E) ve yakıt ağırlığından (w_F) oluşmaktadır.

$$W_{TO} = W_P + W_E + W_F \quad (5.15)$$

$$\prod_{i,f} = \frac{W_f}{W_i} \quad (5.16)$$

$\prod_{i,f}$, herhangi bir uçuş aşaması için ağırlık değişimini temsil etmektedir. Bu parametre ayrı ayrı uçuş segmentleri için hesaplanmıştır. Hesaplama sonuçları tüm uçuş aşaması için bir sonraki bölümde verilmiştir. W_f nihai ağırlığa karşılık gelirken, W_i ele alınan uçuş fazı için başlangıç ağırlığını belirtmektedir.

Uçak ağırlığının yakıt tüketimi ile azaldığı varsayılırsa, uçak ağırlığının değişimi aşağıdaki gibi ifade edilmiştir:

$$\frac{dW}{dT} = -\frac{dW_F}{dT} = -TSFC \times T \quad (5.17)$$

burada $TSFC$ itki özgül yakıt tüketimini ifade ederken, T ve dW_F sırasıyla kurulu itki ve yakıt ağırlığının değişimini temsil etmektedir.

$$\frac{dW}{W} = -TSFC \frac{T}{W} dt \quad (5.18)$$

Yukarıdaki denklemde integral anlık itki yüklemesi davranışına göre $P_s > 0$ ve $P_s = 0$ olarak iki bölüme ayrılmıştır. $P_s = 0$, itki işinin tümü tüketilmiş enerji (kanat ucu girdapları, türbülans gibi mekanik olmayan enerji) formuna geçerken, $P_s > 0$ ise itki

işinin bir kısmının mekanik enerjiye dönüştüğünü belirtmektedir. Yani, uçak ağırlık kesiri hesaplanırken iki uçuş segmenti grubuna göre değişmektedir.

Sabit hızlı seyir, sabit hız dönüşü, loiter (hava devriyesi), ısınma, kalkış dönüş hareketi ($P_s = 0$ veya $T = D$) için uçak ağırlık fraksiyonu hesaplaması şu şekilde ifade edilmiştir:

$$\frac{W_f}{W_i} = -\exp\left(-TSFC\left(\frac{D}{W}\right)\Delta t\right) \quad (5.19)$$

Sabit hız tırmanışı, yatay hızlanma, tırmanma ve kalkış hızlanma ($P_s > 0$ veya $T = \alpha T_{SL}$) için, uçak ağırlık fraksiyonu hesaplaması Denk. (5.20-5.24) ile belirlenmiştir:

$$\left(\frac{T}{W}\right)Vdt = \left(\frac{h + (V^2 / 2g_0)}{1-u}\right) = \frac{dz_e}{1-u} \quad (5.20)$$

$$u = \frac{D}{T} \quad (5.21)$$

Yukarıdaki, u toplam motor itki işi için mekanik enerji ile harcanan enerji arasındaki oranı ifade etmektedir. Yani, $u = 1$, tüm itki işinin harcandığı anlamına gelmektedir.

$$\frac{dW}{W} = -\frac{TSFC}{V(1-u)}dz_e \quad (5.22)$$

dz_e için, Denk.(5.5), Denk.(5.23)'ü elde etmek için Denk.(5.3)'e gömülür, Ayrıca, $TSFC / V(1-u)$ terimi yukarıda belirtilen uçuş aşamaları boyunca sabit olduğundan, dz_e terimi Δz_e terimine dönüşmektedir,

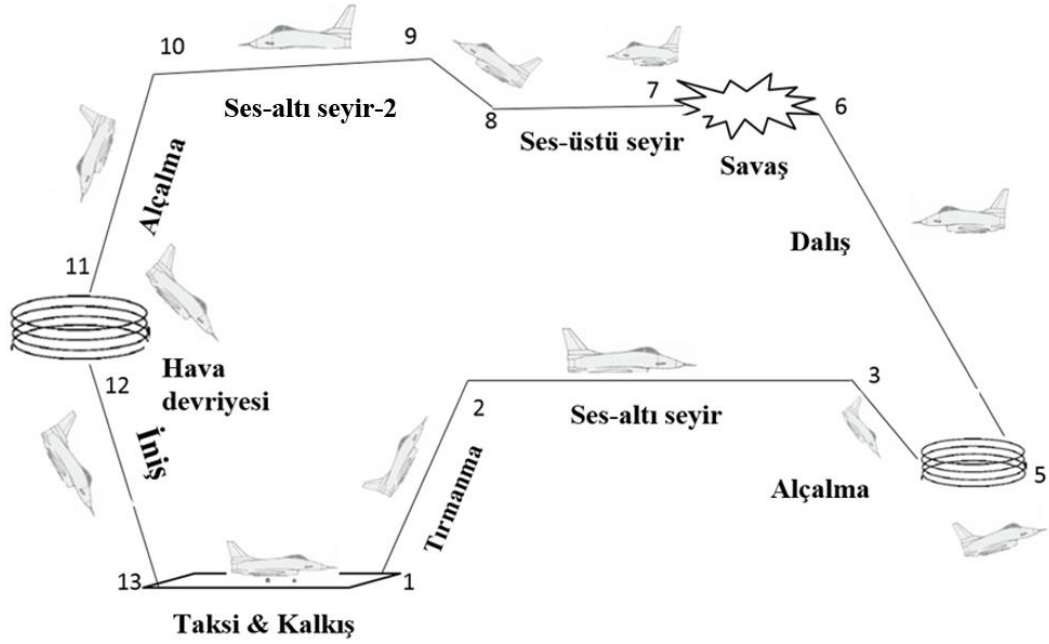
$$\frac{W_f}{W_i} = -\exp\left(-\frac{TSFC}{V(1-u)}\Delta\left(h + \frac{V}{2g_0}\right)\right) \quad (5.23)$$

$$\frac{W_f}{W_i} = -\exp\left(-\frac{TSFC}{V(1-u)}\Delta z_e\right) \quad (5.24)$$

burada Δz_e , enerji yüksekliğindeki toplam değişiktir. Bu ilişki, tüm uçuş aşaması için uçak kalkış ağırlığının tahmininde kullanılmaktadır.

Tablo 5.1. Askeri uçak için uçuş görevi adımları [53]

Uçuş segmentleri	Açıklamalar
Taksi	Dış ortam sıcaklığı 288,15 K, deniz seviyesi basınç 101,325 kPa. Harcanan yakıt zamanı taksi için rölantide 5 dakikadır ve ısınma için motor düşük güçte (military güç) çalışır.
Kalkış	Kalkış gücü, pist seviyesinden 493 m üzerindeki bir irtifaya kadar uygulanır. Afterburner aktif.
Tırmanma	En iyi seyir Mach sayısı ve en iyi seyir yükseklik koşulları (BCM / BCA) için tırmanış için hızlanma ve military gücünde minimum zamanlı tırmanışı gerçekleştirme. Kalkış safhası bitiminden sonra, ilk belirtilen güç düşüşüne kadar veya pist yüksekliğinin 12192 m irtifaya ulaşana kadar. Ardyanma aktif
Ses-altı düz uçuş	BCM / BCA'da Ses altı seyir tırmanışı ve tırmanış için toplam menzil 527 km olana kadar. İlk tırmanış'ın tamamlanmasından itibaren 11040 m irtifaya kadar.
Alçalma	9144 m'ye iniş. İniş için aralık / yakıt / zaman harcaması yok
Hava devriyesi	9144 m'de 20 dakika ve en iyi havada kalma süresi için hesaplanan Mach sayısı ile bir savaş hava devriyesi gerçekleştirme.
Dalış	Sahada savaşmak için 9144 m ve $M = 1,6$ 'da Ses üstü dalış.
Savaş	9144 m yükseklikte ve $M = 1,6$ 'da bir 360 derece, 5g sürekli dönüş.
Ses üstü düz uçuş	166 km için $M = 1,6$ ve 9144 m irtifada ses üstü seyir. Ardyanma ile yapılır
Tırmanma	Military güç kullanarak, BCM / BCA'da 14935 m'ye minimum zaman tırmanışı gerçekleştirme.
Ses-altı düz uçuş-2	14935 ve BCM / BCA'da Ses altı kruvaziyer tırmanışı, savaş sonundan toplam menzile 545 km kadardır.
Alçalma	6096 m'ye iniş. Zaman / yakıt harcaması yok.
Hava devriyesi	Loiter 20 dakika 6096 m'de 0,54 M'de en iyi havada kalma süresi için.
İniş	Başlangıç pistine iniş gerçekleştirme.



Şekil 5.2. Askeri uçaklar için düşünülmüş bir savaş görevi uçuş senaryosu [53]

Şekil 5.2 ise, tez kapsamında incelenen F-16&VCE çifti için varsayılan uçuş görevi ve fazlarını göstermektedir. İtki yüklemesi (T / W) ve kanat yüklemesi (W / S), uçak performansını etkileyen en önemli iki parametredir. Başlangıç modeli oluşturduktan sonra, bu parametrelerin optimizasyonları yürütülen analitik tasarım faaliyetlerinin önemli bir bölümünü oluşturur, ancak ilk tasarımı yapmak için (T / W) ve (W / S) tahminlerine ihtiyacımız vardır [53]. (T / W) ve (W / S) için başlangıç değerlerini tanımlama yöntemleri bu bölümde sunulmaktadır. Doğru hesaplanabilirse, daha sonra bulunan parametreler için oldukça yakın sonuçlar verebilmektedir. Kanat yüklemesi ve itki yüklemesi çoğu performans hesaplaması için birbirine bağlıdır. Bu ara bağlantı nedeniyle hem kanat yüklemesi hem de itki yüklemesi için tamamen literatür değerlerine güvenmek doğru bir yaklaşım değildir. Onları tahmin etmenin en doğru yöntemi eşzamanlı bir çözüm olacaktır. Bu hesaplama farklı yöntemler kullanılarak grafiksel olarak yapılabilmektedir [53].

Kanat yüklemesinin sadece stall hızından belirlendiği bir tasarım için, önce bu parametre hesaplanmakta ve ardından aşağıdaki denklemler (T / W) için oluşturulmaktadır. (T / W) uçağın performansını doğrudan etkilemektedir. Daha yüksek

bir (T / W) ' ye sahip bir uçak daha hızlı hızlanır, daha hızlı tırmanır, daha yüksek bir maksimum hıza ulaşır ve daha yüksek dönüş hızlarını sürdürmektedir. Öte yandan, daha büyük motorlar daha ağırdır ve görev boyunca daha fazla yakıt tüketecek ve bu da tasarım görevini gerçekleştirmek için uçağın kalkış brüt ağırlığını artıracaktır. Tasarımcılar bir uçağın (T / W) oranından bahsettiklerinde, genellikle deniz seviyesi statik (sıfır hız), tasarım kalkış ağırlığındaki standart gün koşulları ve maksimum gaz kolu ayarında ve varsa ardyanma açık olan (T / W)' ye atıfta bulunmaktadır. Tablo 5.2, jet uçakları için tipik (T / W) değerlerini vermektedir. Ticari taşımacılıkta geniş bir aralık vardır. Daha yüksek değerler iki motorlu uçaklar için, daha düşük değerler dört motorlu uçaklar içindir. Bu mantıklıdır; kalkışta bir motoru kaybederseniz, güvenle tırmanmak için yeterli itki gücüne ihtiyacınız vardır. Sadece bir motor kaldıysa, çok fazla itki gücü gerekir. Kalkış ağırlıklarında, modern bir avcı uçağı için (T / W) değeri 1'e yaklaşır, bu da itkinin neredeyse ağırlığa eşit olduğunu ima etmektedir. Bazı savaş koşullarında, bu uçakların (T / W) değerleri 1 değerini aşar ve doğrudan yükselirken Ses üstü hızlara yükselebilmektedir. Aşağıdaki hesaplamalarda kalkıştaki (T / W) ile diğer koşullarda (T / W) ile karıştırılmamalıdır. Uçuş sırasında yakıt harcandıkça ağırlık düşmektedir. İtki kuvveti farklı hızlarda, irtifalarda ve gaz kolu ayarlarında değişmektedir. Bazı uçuş koşullarında gerekli bir (T / W) hesaplandığında, orijinal kalkış koşullarına oranlanırsa, böylece kalkış değeri, diğer (T / W) değerleri ile karşılaştırılabilir ve sonuçta gerekli motor boyutunu tanımlamak için kullanılabilir.

Tablo 5.2. Çeşitli hava araçları için itki yüklemesi [53]

Uçak tipi	Kurulu itki yüklemesi (T/W)
Eğitim uçağı	0,4
Savaş uçağı (it dalaşı)	0,9
Savaş uçağı (diğer)	0,6
Askeri kargo /bomba	0,25
Jet uçağı (daha yüksek değeri)	0,25-0,4

Kanat yüklemesi (W/S), uçağın ağırlığının referans kanadın alanına bölünmesiyle elde edilmektedir. Kanat yüklemesi stall hızını, tırmanma hızını, kalkış ve iniş

mesafelerini ve dönüş performansını etkilemektedir. Kanat yüklemesi tasarım katsayısı belirler ve sürüklemeyi de ıslak alan ve kanat açıklığı üzerindeki etkisi ile etkilemektedir. Tablo 5.3'te temsili kanat yüklemelerini göstermektedir. Performans hesaplamaları için (W/S) cinsinden ağırlık terimi, o sırada hava aracının gerçek ağırlığı olmalıdır. Bilinen bir uçak ağırlığı için performans hesaplanırken, o zamana kadar harcanan yakıtı dikkate almak için kanat yüklemesi kalkış değerine göre düşmektedir.

Tablo 5.3. Çeşitli hava araçları için tipik kanat yüklemesi [53]

Hava aracı tipi	(W/S) lb/ft ²	(W/S) kg/m ²
Sailplane	6	30
Homebuilt	11	54
Genel-havacılık (tek motor)	17	83
Genel-havacılık (çift motor)	26	127
Çift motorlu turboprop	40	195
Eğitim uçağı	50	244
Savaş uçağı	70	342

5.1. Mevcut Uçak Uygulaması

Mevcut çalışmada, önerilen VCE'nin F-16 savaş uçağı motorunun performans gereksinimlerini karşılayıp karşılamadığı araştırılmıştır. Bu nedenle, F-16 hava aracı performans parametreleri ve analiz edilen değişken çevrimli motoru parametreleri birlikte ele alınmaktadır. Daha önce de belirtildiği gibi, hava aracı performans parametrelerini hesaplamak için, aşağıdaki Tablo 5.4 gibi, hava aracı ile ilgili bazı bilgilere ihtiyaç vardır. Bu değerler literatürden elde edilmiştir [53].

Tablo 5.4. VCE ve mevcut uçak performans parametreleri

Sistem	Özellikler	Değer
F-16	Kanat yüklemesi	4213,5 (Pa)
F-16	İtke yüklemesi	0,7297
F-16	Ağırlık kesiri (başlangıç)	1
F-16	Maks. kalkış ağırlığı	164584 (N)
VCE	İtke (SL)	120102 (N)
F-16	Boş ağırlık	58790 (N)
F-16	Kanat alanı	39,06 (m ²)

Tablo 5.5. Tüm uçuş segmenti için ağırlık kesirleri, kullanılan yakıt miktarı, uçuş süreleri, menzil ve irtifa bilgileri

Uçuş fazları	β	Π	$\dot{m}_{ftuket.}$ (kg)	Süre t(s)	Menzil Δ (km)	İrtifa h(km)
Isınma	0,99318	0,99318	114,42	60	0	-
Kalkış	0,98723	0,99401	99,80	13,6	0,4938	0,4938
Tırmanma	0,96113	0,97357	437,75	104,0	27,96	12,192
Ses-altı seyir	0,90509	0,94169	940,25	1981,1	527,51	11,040
Alçalma (Hızl.)	0,88897	0,98220	270,28	202	74,71	9,144
Hava devriyesi	0,86011	0,96754	484,12	228	110,61	9,144
Savunma	0,79679	1,0000	0	-	-	-
Dalış	0,74921	0,94028	861,78	126,9	0	9,144
Savunma	0,73596	0,98231	240,02	49,6	18,79	9,144
Ses üstü seyir	0,69370	0,94258	765,33	343,2	166,53	9,144
Tırmanma	0,69187	0,99737	33,04	27,4	10,03	14,935
Ses-altı seyir-2	0,65016	0,93971	755,45	2055,8	545,93	14,935
Alçalma	0,65016	1,0000	0	357,2	95,56	6,096
Gezinti	0,62900	0,96745	383,27	1200	0	6,096
İniş	0,62709	0,99697	34,51	574	69,68	0,713

burada β , uçağın uçtuğu fazdaki uçak ağırlığı ile kalkış ağırlığı arasındaki oranı ifade ederken, Π her uçuş görevi için başlangıç ağırlığının nihai ağırlığa oranını belirtmektedir.

Tablo 5.5, on beş uçuş segmentini içeren tüm uçuş görevi için ağırlık kesirleri, tüketilen yakıt, zaman, mesafe ve irtifa bilgilerini göstermektedir. Tablo 5.5'ten anlaşıldığı gibi, bu senaryoda F-16 uçağının kalkış ağırlığı yaklaşık yüzde altmışa düşmektedir. Ayrıca, F16'nın toplam menzili yaklaşık 1645 km iken, harcanan yakıt yaklaşık 5420 kg olarak hesaplanmıştır. Öte yandan, bu senaryo için ulaşılan maksimum irtifa 14,935 km veya 49000 feet iken, toplam uçuş süresi yaklaşık 2,033 saat olarak hesaplanmıştır.

Tablo 5.6. Mevcut uçak ve VCE modelinin performans parametreleri

Uçuş fazları	Sürükleme D (N)	İtke T (N)	C_l	C_d	SFC (g/kN.s)	Mach (M)
Isınma	0	58061	-	-	17,45	-
Kalkış	50751	120784	1,389	0,4312	47,81	0,2
Tırmanma	19010	88682	0,1761	0,0206	48,14	0,9
Ses-altı seyir	16978	16978	0,2982	0,032	23,89	0,9
Alçalma (Hızl.)	32934	43010	0,1493	0,03302	31,41	1,6
Hava devriyesi	62005	62005	0,06934	0,02938	34,83	1,6
Dalış	97763	102302	0,3107	0,05581	55,10	1,6
Savunma	38720	92562	0,09574	0,03006	48,9	1,6
Ses üstü seyir	61086	61086	0,0574	0,02895	34,83	1,6
Tırmanma	33388	45673	0,1056	0,03087	37,66	0,9
Ses-altı seyir-2	12222	12222	0,2892	0,032	23,74	0,9
Alçalma	-	-	0,2118	0,02348	1,014	0,9
Gezinti	10743	10743	0,2789	0,028	21,01	0,54
İniş	11037	2014	0,3958	0,0422	22,64	0,2

Tablo 5.6, hem uçak hem de VCE performans parametrelerini göstermektedir. Geleneksel düşük by-pass turbofan için literatürde temel SFC ve itki cebirsel denklemleri olduğu unutulmamalıdır. Ancak, VCE kavramının uçuş görevi üzerinde sabit by-pass oranı olmadığından, bu denklemler kullanılmamaktadır. Daha ziyade, her faz için SFC ve itki değerleri VCE için geliştirilmiş kodun yanı sıra VCE için ayrı ayrı uçuş aşamasında hava kütle akışı, sıcaklık ve basınç bilgisi sağlayan Gasturb programının yardımı ile elde edilmiştir. Tablo 5.6'dan anlaşılabileceği gibi, VCE, uçuş görevi için sürükleme kuvvetini

aşacak yeterli bir itki değeri sağlamaktadır. İtki değeri 120 kN itki ile kalkışta maksimum değere sahipken, VCE 2 kN ile inişte minimum itki kuvveti üretmektedir. Görüldüğü gibi Tablo 5.6’de, c_l ve c_d değerleri sırasıyla 1,389 ve 0,431 ile kalkışta maksimum olarak hesaplandığını göstermektedir. Ayrıca, en düşük sürüklenme kuvveti, ses altı seyir-2’de 12,22 kN ile tahmin edilmiştir.



6. TERMODİNAMİK ANALİZ

Enerji ve entropi denklemlerinin dengesine dayanarak, ekserji analizi termal sistemleri değerlendirmek ve geliştirmek için kullanılan yaygın bir yöntemdir. Bu yaklaşımın faydalı olmasının bir nedeni, enerji sisteminin verimliliğinin artırılıp artırılmayacağını göstermesidir. Ekserji yöntemleri verimliliğin anlaşılmasına ve artırılmasına yardımcı olduğundan, bu durum doğrudan çevresel ve ekonomik sürdürülebilirliği güçlendirmektedir. Enerjinin miktarı ve kalitesi bilindiği zaman, yakıt etkin ve verimli bir şekilde kullanılabilir [54]. Termodinamiğin birinci ve ikinci yasaları, tüm enerji tabanlı sistemlerin verimliliğini ve performansını değerlendirmeyi sağlamaktadır. Sadece enerji analizi yapmak bize sistem performansı hakkında dar bir bakış açısı kazandırmaktadır. Enerji analizi ile sistemde meydana gelen enerji korunumu ve dönüşümü göz önüne alınmaktadır. Böylece, enerjinin başka bir forma dönüşüm oranı belirlenmektedir. Termal sistemlerin verimliliğine ilişkin öngörü sağlayan ekserji analizi, yaygın bir araçtır ve sistem komponentleri için olası iyileştirmeleri ortaya çıkarmaktadır.

Turbofan motorları da dahil olmak üzere enerji dönüşüm sistemlerinin tasarımı, performans iyileştirilmesi ve optimizasyonu gibi çeşitli amaçlar için son zamanlarda ekserjetik yaklaşım tercih edilmiştir. Ekserji analizi sayesinde, maksimum verimliliğin sınırı hesaplanabilmektedir. Böylece verimi en üst düzeye çıkarmak için uygulanabilecek yeniliklere, stratejilere ve metodolojilere odaklanılabilmektedir. Ekserji kayıpları, atık ekserji ve ekserji yıkımı şeklinde ortaya çıkmaktadır. Bu kayıpların yeri, türü ve büyüklüğü ekserji analizi yöntemi ile bulunmaktadır. Termodinamiğin ikinci yasası, enerjinin niceliğinden ziyade niteliğiyle ilgilenmektedir. Bu şekilde, komponentlerin verimliliğinde azalmaya neden olan tersinmezlik ve kayıp belirlenmektedir. Enerji analizi ile karşılaştırıldığında, ikinci yasaya dayanan ekserji analizi daha fazla avantaja sahiptir. Ekserji veriminin tanımlanması sayesinde verimsizliklerin nedeni ve büyüklüğü daha iyi anlaşılmaktadır. Bu amaçla, literatürde enerji tüketen çeşitli sistemlerin analizi ile ilgili birçok çalışma yer almaktadır.

Tek tek uygulandığında enerji veya entropi analizinin eksik olduğu gözlenmiştir. Birinci veya ikinci yasa analizini ayrı ayrı uygulamak, termodinamik süreç davranışı hakkında dar bir fikir vermektedir, ancak ikisi ile birlikte sistem süreçleri tamamen incelenebilmektedir. Enerji ve entropinin ayrı durum özellikleri olduğu düşünüldüğü için, birinci ve ikinci kanunun itki konusu dışında birlikte uygulanması bazen soyut bir kavram

olarak kabul edilmektedir [26]. Bir sistemin enerji transferlerinin birinci yasa ve enerji transferlerinin her birinde fizibilite, yönlülük ve faydalı enerji kayıpları hakkında fikir veren ikinci yasa ile açıklanmasına izin verdiği durumlar oldukça faydalı olmaktadır [26]. Termodinamiğin birinci ve ikinci yasalarının ilk matematiksel sentezi, Gaggioli ve Paulus (2002) tarafından termodinamik optimizasyon açısından mevcut enerji olarak tanımlanmıştır [55, 56].

Gibbs tarafından tanımlanan entalpi terimi;

$$H = U + Pv \quad (6.1)$$

bir sistemin toplam enerjisinin bir ölçüsü olarak, iç enerjinin (U) ve basınç (p) ve hacim (v) çarpımının toplamıdır.

Gibbs Serbest Enerjisi (G), tersinir, izotermal (sabit sıcaklık) ve izobarik (sabit basınç) işlemlerine maruz bırakılan kapalı bir sistemden elde edilebilecek maksimum işi tanımlayan teorik bir değerdir.

$$G = U + Pv - TS \quad (6.2)$$

Benzer bir formülasyon, kapalı bir sistemden izotermal ve izokorik (sabit hacim) bir işlemle tersinir olarak elde edilebilecek maksimum işi tanımlayan Helmholtz serbest enerjisinin (F) formülüdür.

$$F = U - TS \quad (6.3)$$

Ekserji, mevcut enerjinin izotermal, izobarik veya izokorik bir süreç olup olmadığına bakmadan Gibbs ve Helmholtz Serbest Enerjisinin bir uzantısı olarak görülebilir. Ayres vd.(1996), bu iki serbest enerjinin ekserji ile olan benzerliğini ve farkını vurgulamaktadır [57]:

“Ekserji tüm termodinamik potansiyellerin en geneli, hacim, basınç, sıcaklık veya kompozisyon üzerinde herhangi bir kısıt olmaksızın bir sistemden çıkarılabilecek maksimum iş miktarı olarak tanımlanmaktadır.”

Termodinamiğin iki temel ilkesini anlamak, Sciubba ve Wall (2007), Bejan (2002), Naterer ve Camberos (2008) ve Ayres vd.(1996) 'in birleşik tanımı, birinci ve ikinci yasaların sentezlenmiş bir ifadesini önerebilir [57-60];

“Sistemin etkileşime girdiği prosesler aracılığıyla bir çevre ile termodinamik dengeye getirilirse elde edilen maksimum teorik faydalı iş'tir. Bu nedenle, ekserji,

bulunulan durumun çevresel durumdan ayrılmasının bir ölçüsüdür (termodinamik dengeden uzaklık), aradaki fark ne kadar büyük olursa, iş yapma potansiyeli de o kadar büyük olmaktadır. Korunmuş bir miktar değildir (enerji gibi), ancak girdilerin, proses kayıplarının, faydalı ürünlerin ve atık enerjinin hesaba katılarak bir ekserji dengesi oluşturmak mümkündür. Bu nedenle, birinci ve ikinci yasaların eşzamanlı uygulanmasını kullanan analiz, termodinamik ekserji analizi olarak tanımlanmaktadır.”

Bejan (2002), mühendislikte termodinamik analizin en önemli yöntem olduğunu, havacılık ve uzay uygulamaları da dahil olmak üzere mühendislik uygulamasının her yönünü ele aldığını belirtmektedir. Bu analiz (ekserji analizi), performansı marjinal olarak iyileştirmekle kalmayıp, aynı zamanda özellikle yüksek hızlı hava aracı için tüm yeni performans ve işlerlik rejimlerinin gerçekleştirilmesini mümkün kılacak yeni ve yenilikçi modellerin geliştirilmesine izin verebilmektedir [59].

Ekserji analizi gibi termodinamik yöntemler, kaynakların ve atıkların sistematik bir şekilde hesaplanabilmesi için bir araç sağlamaktadır. Bununla birlikte, bu yöntemlerin uygulanması esas olarak klasik termodinamik tabanlı disiplinlerin tasarım optimizasyonuna sınırlandırılmıştır, bu nedenle diğer alanlarda çok fazla kullanım görmemiştir. İlk yapılan ekserji analizlerinde, bir uçak motorunda olduğu gibi çevreye salınan sıcak gaz akışından maksimum ekserjinin çıkarılmasına odaklanmıştır. Ekserji araştırmasının ağırlıklı olarak termodinamik açıdan itki sistemlerine odaklanmasının nedenlerinden biri, itki nedeniyle yıkılan ekserjiye kıyasla, diğer tüm tersinmezlik biçimlerinin ihmal edilebilir olması, dolayısıyla optimizasyon yoluyla bu yıkımı azaltmaya odaklanılmıştır.

Ekserji açısından bakıldığında, geleneksel turbofan motorlar kimyasal enerjiyi uçakların çeşitli sistemleri tarafından kullanılmak üzere mekanik ve elektriksel ekserjiye dönüştürmektedir. Mevcut uçaklar için ekserji kaynağı, içerdiği yakıt miktarı ve onun kimyasal enerjisi ile tanımlanmaktadır. Kimyasal ekserji, kaynak ve çevre arasında kimyasal potansiyele yol açan dengesizlik olduğunda ortaya çıkmaktadır. Bu, oksijen, karbondioksit ve metan gibi çevrede serbestçe bulunan türlerin konsantrasyon gradyanı tarafından oluşturulan bir potansiyel olabilir veya çevresel olmayan bir türden kaynaklanan ekserji olabilir ki, yakıtlar tipik olarak bu kategoriye girmektedir. Her iki durumda da, kaynak ve çevre kimyasal dengeye getirildiği için iş elde edilmektedir.

Ekserji analizini havacılık ve uzay sistemlerine uygulamak, 1970'lere dayanan çalışmalara dayanmaktadır. Bilimsel çalışmalarda genellikle, itki sistemleri kararlı durum (steady-state) kabul edilerek, analizler uygulanmaktadır. Bu alan, enerji santralleri gibi termodinamik sistemlere ekserji uygulamalarının bir uzantısı olarak ortaya çıkmıştır. Bu çalışmanın örnekleri Sciubba ve Wall (2007), Glansdorff vd.(1955), Bauer (1970), Clarke ve Horlock (1975), Lewis (1976), bunların hepsi havacılık itki sistemlerinin başlangıç optimizasyon analizini üstlenmiştir [58,61-64]. Bu alan bugün hala geliştirilmekte olup, uçak motorlarının verimliliğinde büyük bir gelişme potansiyeli bulunmaktadır. Ekserji prensiplerinin itki sistemlerinin optimizasyonuna uygulanmasına yönelik daha yeni yaklaşımlar arasında turbojet motorlar için; Dincer ve Rosen (2013), Clarke ve Horlock (1975), Marley ve Riggins (2012) ve Ehyaei vd. (2013) ve Doty vd.(2009), Roth ve Mavris (2003) ekserji analizi gerçekleştirmişlerdir [65-70]. Geleneksel turbojet ve turbofan'dan farklı olarak ekserji analizi uygulamasında çeşitlilik eksikliğini fark eden Grönstedt vd.(2014), optimize edilmiş turbofan yapılandırmasını göz önüne alarak gelecekteki diğer potansiyel motorlar için de ekserji analizlerin yapılması gerektiğini savunmaktadırlar [71].

Son yıllarda, dünyadaki fosil yakıt tüketim oranı her zamankinden daha hızlı arttıkça, havacılık ve uzay güç sistemlerinin ekonomik sorunları bilim insanlarının büyük ilgisini çekmektedir. Yakıt tüketimini azaltmak ve enerji verimliliğini artırmak, modern havacılık ve uzay güç sistemlerinin tasarımı ve optimizasyonunda hedeflerden biri haline gelmiştir [72]. Ancak, bu çalışmaların çoğu halen kişisel deneyime veya izole ve sistematik olmayan hesaplama yöntemlerine dayanmaktadır. Bu tür araştırmalar sadece çok sayıda deneye dayanmakla kalmaz, aynı zamanda çok fazla zaman ve para gerektirmektedir. Ayrıca, birçok amaç koşulunun kısıtlanması nedeniyle sonuçların diğer alanlara genişletilmesi zordur [73]. Bu nedenle, özellikle yeni hava ve uzay araçlarının tasarımında, farklı alt sistemlerin performanslarını karşılaştırmak ve değerlendirmek için acilen evrensel bir araştırma yöntemi gerekmektedir. Havacılık ve uzay güç sistemleri, aralarında mekanik, aerodinamik, termal, ısı ve kütle transferi ve diğer birçok etkileşim biçiminin bulunduğu birden fazla alt sistemden oluşan karmaşık termodinamik sistemlerdir [74]. Enerji analizi, sadece termodinamiğin birinci yasasına dayanarak, farklı enerji formlarının dönüşümünü, transferini, kullanımını ve kaybını ortaya çıkarabilmektedir. Bununla birlikte, geleneksel enerji tabanlı yaklaşımla, sadece her bir alt sistem tarafından kullanılan enerji miktarını hesaplarken, tüm sistem boyunca enerji

akışının kalitesini göz önünde bulundurmaz. Bu analiz yöntemiyle çıkarılan sonuçlar, enerji transfer mekanizmasının derinlemesine anlaşılmasını sağlamamaktadır. Sonuç olarak, yalnızca process sonrası performans analizi için kullanılmaktadırlar ve entegre bir havacılık aracı sisteminin tasarımına rehberlik etmek için kullanılamazlar. Enerjinin iş potansiyelini doğru bir şekilde değerlendirmek ve havacılık ve uzay güç sistemlerinin ekonomik performansını artırmanın uygun yollarını araştırmak için burada ekserji kavramı tanıtılmaktadır [75].

6.1. Ekserjetik Tanımlar

Bu bölüm, önceki tanımlara dayalı olarak ekserji analizinde kullanılacak genel matematiği özetlemektedir.

Çevresel tanım

Bir sistemin bulunduğu ortam daha yaygın olarak; referans sıcaklığı (T_0), referans basıncı (P_0) ve türlerin (μ_{k0}) referans kimyasal potansiyeli gibi termodinamik değişkenleri ile tanımlanan bir referans durumu olarak bilinmektedir. Uygulamada bir ortam, sıcaklık, basınç, hız, kimyasal bileşim, irtifa gibi herhangi bir değerin başlangıç seviyelerine göre tanımlanmaktadır. Bununla birlikte, ekserji analizi için hepsi gerekli olmakla birlikte, sıcaklık en önemlisidir, çünkü ısı yoluyla aktarılan termal enerji, enerjinin en az kullanılan şekli ve bu ısı transferi entropi üretimi ile ilişkilidir.

Fiziksel ekserji

Belirli bir ortamda bulunan bağımsız bir sistemin ekserjisi veya mevcut enerjisi, sistemin fiziksel ekserjisi ile tanımlanmaktadır. Bu, toplam fiziksel ekserjiyi katkıda bulunan parçalara bölerek daha kolay anlaşılabilir, fiziksel ekserji terminolojisi bu çalışma kapsamında (yazarlar arasında değişen) şu şekilde ele alınmıştır:

$$Ex_{ph} = Ex_U + Ex_T + Ex_V + Ex_C \quad (6.4)$$

Yukarıda, Ex_U ve Ex_T termal ekserjiyi ve kinetik ekserjiyi temsil ederken, Ex_V ve Ex_C ise potansiyel ve kimyasal ekserjiyi ifade etmektedir.

Termodinamik ekserji

Termodinamik ekserji, sistemi sıkıştırma, genleşme veya ısı değişimi gibi bir işlemle ortamın sıcaklık ve basınç durumlarına götürerek elde edilebilen iş olarak tanımlanmaktadır [57]. Kapalı bir sistem için (kütle aktarımı olmayan) termodinamik ekserji, sistemin iç ekserjisine indirgenebilir.

$$Ex_U = (U - U_0) + P_0(V - V_0) - T_0(S - S_0) \quad (6.5)$$

burada elde edilebilecek maksimum iş; iç enerjinin (U), hacim V, entropi (S) ve ortam sıcaklığının (T₀) ve basıncın (P₀) bir fonksiyonudur. Bununla birlikte, açık bir sistemde, entalpi ekserjisinde verildiği gibi, kütle akışının ekserjisi hesaba katılmalıdır.

$$Ex_U = (U + PV) - (U_0 + P_0V_0) - T_0(S - S_0) \quad (6.6)$$

$$Ex_U = (h - h_0) - T_0(S - S_0) \quad (6.7)$$

Kinetik ekserji

Hareketten elde edilebilen iş olarak tanımlanan kinetik enerji, dalgaların, elektroniklerin, atomların, moleküllerin veya maddelerin hareketinden kaynaklanmaktadır.

$$Ex_T = \frac{1}{2} m(V - V_0)^2 \quad (6.8)$$

Potansiyel ekserji

Potansiyel ekserji, sistemin bir şekilde iş yapmasına ya da almasına olanak tanıyan bir şekilde eşitsizliğe sahip olduğu sistem durumundan (örneğin konum, kimyasal bileşim, vb.) elde edilebilen iş olarak tanımlanmaktadır.

$$Ex_V = mg(z - z_0) + k \frac{(x - x_0)^2}{2} + \frac{VE(\varepsilon - \varepsilon_0)^2}{2} \quad (6.9)$$

Pratikte kinetik ve potansiyel enerji, herhangi bir referans durumu göz önüne alındığında, tamamen işe dönüştürülebilmeleri için mükemmel enerji formlarıdır.

Kimyasal ekserji

Kimyasal ekserji, çevre sıcaklığı ve basınç koşulları ile aynı kimyasal bileşime tersinir olarak geri dönen bir sistemden alınan maksimum iş miktarı olarak

tanımlanmaktadır. Moorhouse ve Camberos (2011), kütle türevi kimyasal ekserjiyi (mol türevi fonksiyona eşit) aşağıdaki gibi formüle etmektedir [76]:

$$Ex_C = \sum_i^n y_i (\mu_i - \mu_0) \quad (6.10)$$

Yukarıdaki kimyasal ekserji, Simpson ve Edwards (2011)'in alternatif stokiometrik mol oranı ($v_{i,j}/v_j$) ilişkilerinin aksine; kimyasal potansiyelin (μ_i) ve kütle oranının (y_i) bir fonksiyonudur [77]. Bu bir potansiyel ekserji biçimi olmakla birlikte, mekanik bir ekserji değildir ve bu nedenle tüm enerji işe dönüştürülemez. Yanma gibi reaksiyonlarda bulunan ısı üretimi (entropi üretimi) yoluyla oluşan ekserji kayıplarına ek olarak, çevresel türler çevresel ölü durum kimyasal potansiyellerinde çevreye salındıkça tersinmezlik üretilmektedir.

Ekserji transfer denklemi

Ekserji (enerjide olduğu gibi), bir sistem kontrol hacmine veya kontrol hacminden üç yolla aktarılabilir; kütle akışı, ısı ve iş. Kapalı bir sistem göz önüne alındığında, ekserji sadece ısı veya iş ile transfer edilebilmektedir. Akış ekserjisi, bir sistemin ekserji, enerji ve entropi içeriği kütle ile orantılı olduğundan, sisteme giren ve sistemden çıkan kütle akışının ekserjisini tanımlamak için kullanılmaktadır. İkinci yasa bize, bir sistem sıcaklığı, T ve ortam sıcaklığı T₀ arasındaki enerji transferinden elde edilebilecek maksimum işin Carnot çevrimi ısı motoru ile elde edilebileceğini söylemektedir. Bu nedenle Carnot verimi, transfer edilebilen ısı kısmını ve sonuç olarak ısı ile ekserji transferi olarak bilinen toplam yararlı iş miktarını açıklamaktadır.

İş tarafından aktarılan ekserji, iş girdisi veya çıktısının kendisine eşittir. Bununla birlikte, işin çevre atmosfer basıncı tarafından veya bu basınç üzerine yapılması durumunda, bunu yararlı iş çıktısında bir kayıp olarak dikkate almalıyız.

Ekserji dengesi, belirli bir ekserji transferi göz önüne alındığında bir sistemin ekserjisindeki değişimi tanımlamak için kullanılmaktadır. Kütle transferi, ısı transferi ve iş transferi için denklemlerin ekserji azalması ilkesiyle birleştirilmesi, ekserji denkleminin dengesi için bir ifadeye yol açmaktadır. Bu denklem (6.11), sistem ekserjisinde bir oran değişikliği olarak birinci ve ikinci yasaların bir sentezini temsil etmektedir.

$$\sum \left(1 - \frac{T_0}{T_k} \right) \dot{Q}_k - \left\{ \dot{W} - P_0 \frac{dV_{cv}}{dt} \right\} + \sum_{in} \dot{m} \psi - \sum_{out} \dot{m} \psi - Ex_{dest} = \frac{dE_{cv}}{dt} \quad (6.11)$$

Entropi üretimi ve ekserji yıkımı

Gibbs'in bulgularından (denklem (6.2) bağımsız olarak, Gouy (1889) ve Stodola (1927) sırasıyla 1889 ve 1898'de yararlı enerji ifadesini, entalpi ile çevre sıcaklığı ve entropi değişimi çarpımı arasındaki fark olarak tanımladılar. [78,79] Entropinin artması ilkesi Stodola tarafından şöyle belirtilir [80]:

“İşlemin sonunda ne olursa olsun, herhangi bir [gerçek] süreçte yer alan tüm alt-proseslerin entropilerinin toplamı, başlangıcından daha büyüktür”.

Entropiyi ekserji yıkımı açısından belirten ilişki önemlidir, çünkü Joule olarak entropi üretiminden kaynaklanan kayıpların daha kolay anlaşılmasını sağlayan bir değer üretilir. Bu, literatürde ekserji yıkımı için Guoy-Stodola teoremi olarak tanımlanmaktadır.

$$Ex_{yıkım} = T_0 S_{üretim} \quad (6.12)$$

Bejan (2002), ekserji ve ekserji yıkımı parametrelerini kullanarak multi-disipliner optimizasyon süreci için Entropi Üretimi Minimizasyonu (EGM) adını önermektedir. Breguet denklemindeki ilk yasada, menzil maksimizasyon analizi amaçlanırken; ekserji analizi, EGM ve ekserji yıkımı için minimizasyon hedeflenmektedir [59].

Genel olarak kararlı hal durumunda, dört denge denklemi (kütle, enerji, entropi ve ekserji) uygulanarak iş ve ısı etkileşimleri, entropi üretimi, ekserji yıkımı ve birinci / ikinci yasa verimleri bulunmaktadır. Yani, termodinamiğin ikinci yasasını hem kütlenin korunumu hem de enerji denge ilkesi ile birleştirmek ekserji analizi yapılmasına izin vermektedir. Tersinmezliğin bir ölçüsü, aşağıda gösterilen ekserji yıkımı ile ifade edilmektedir.

$$\dot{Ex}_{yıkım} = \sum \left(1 - \frac{T_0}{T_k} \right) \dot{Q}_k - \dot{W}_k + \sum_{giren} \dot{Ex}_{giren} - \sum_{çıkan} \dot{Ex}_{çıkan} \quad (6.13)$$

$\dot{Ex}_{yıkım}$, ekserji yıkımı, T_0 , irtifa ile değişen referans (ölü) ortam sıcaklığıdır, T_k , k 'inci komponentin sınır sıcaklığıdır. $\dot{Q}_k$, k 'inci komponentinden çevreye çıkış ısı oranı iken, $\dot{W}_k$ iş oranı ve $\dot{Ex}$ ise giriş ve çıkış akışın ekserji oranıdır. Motordan geçen hava veya

gaz akışının toplam ekserjisi; fiziksel ekserji ($\dot{E}x^{PH}$), kimyasal ekserji ($\dot{E}x^{CH}$), potansiyel ekserji ($\dot{E}x^{PT}$) ve kinetik ekserjiden ($\dot{E}x^{KN}$) oluşmaktadır.

$$\dot{E}x = \dot{E}x^{PH} + \dot{E}x^{CH} + \dot{E}x^{PT} + \dot{E}x^{KN} \quad (6.14)$$

Kinetik ve potansiyel ekserjiler nispeten küçük değerler olduğundan, genellikle hesaplamalarda göz ardı edilmektedir. Özgül ısı kapasitesinin değeri sabit olarak dikkate alınırsa, iş akışı için özgül fiziksel ekserji şu şekilde ifade edilmiştir:

$$\varepsilon^{PH} = C_{p,a}(T - T_0 - T_0 \ln \frac{T}{T_0}) + R_a T_0 \ln \frac{P}{P_0} \quad (6.15)$$

Özgül ısı değeri hava ve yanma sonrası gazlar için ayrı ayrı hesaplanmaktadır. Bu terim şu şekilde tahmin edilmiştir:

$$C_{p,hava}(T) = 1.04841 - 0.000383719(T) + \frac{9.45378(T^2)}{10^7} - \frac{5.49031(T^3)}{10^{10}} + \frac{7.92981(T^4)}{10^{14}} \quad (6.16)$$

$$C_{p,gaz}(T) = 0.9910 + \frac{3.606(T)}{10^5} + \frac{1.552(T^2)}{10^7} - \frac{6.76(T^3)}{10^{11}} \quad (6.17)$$

Yakıt ekserji oranı kimyasal ekserji formülü kullanılarak belirlenmektedir.

$$Ex_f = \dot{m}_f \varepsilon_f \quad (6.18)$$

$$\bar{e}_{ch} = \sum_k x_k \bar{e}_k^{ch} + \bar{R} T_0 \sum_k x_k \ln x_k \quad (6.19)$$

burada ε_f yakıtın özgül ekserjisidir. Bunu hesaplamak için birkaç yöntem vardır.

Birim kütle başına doğal gazın ($C_x H_y O_z S_\sigma$) özgül kimyasal ekserjileri şu şekilde hesaplanabilmektedir:

$$\varepsilon_{ch,f} = \gamma_f \cong 1.0401 + 0.01728 \frac{y}{x} + 0.0432 \frac{z}{x} + 0.2196 \frac{\sigma}{x} (1 - 2.0628 \frac{y}{x}) \quad (6.20)$$

Yukarıda γ_f yakıt ekserji derecesi fonksiyonu olarak bilinmektedir. Kerozen jet yakıtı için değeri 1,06789 olarak bulunmuştur.

Komponent bazında ekserjetik performans parametreleri

Ekserji yıkım oranı ($\dot{E}x_{dest}$)

Komponentteki tersinmezliği gösteren parametrenin adı ekserji yıkım oranıdır. Kararlı durum süreçleri için bu parametre yakıt ve ürün ekserjileri arasındaki farktır. Formül şu şekilde gösterilmektedir:

$$\dot{Ex}_{dest,k} = \dot{F}_k - \dot{P}_k \quad (6.21)$$

Ekserji verimi (η_{ex})

Ekserji verimi, sistemdeki tersinmezliğin bir ölçüsü olan ekserji yıkımı ile ilgilidir. Komponent tabanlı ekserji verimi için, denklem aşağıdaki gibi ifade edilmiştir.

$$\eta_{ex} = \frac{\dot{Ex}_{çıkan}}{\dot{Ex}_{giren}} = 1 - \frac{\dot{Ex}_{yıkım}}{\dot{Ex}_{giren}} \quad (6.22)$$

Potansiyel iyileştirme oranı ($\dot{IP}$)

Bir sistem veya süreçte ekserji veriminde maksimum iyileştirme, sistemin giriş ve çıkışındaki ekserji arasındaki fark en aza indirildiğinde gerçekleşmektedir. Bu nedenle Van Gool (1997), farklı süreçlerin değerlendirilmesinde yararlı olan ekserjetik bir parametre geliştirmiştir. Bu parametrenin adı iyileştirme potansiyeli oranıdır. Formül aşağıda belirtilmiştir [81].

$$\dot{IP} = (1 - \eta_{ex})(\dot{Ex}_{giren} - \dot{Ex}_{çıkan}) \quad (6.23)$$

6.2. Entropi Denklemleri

Entropi moleküler düzensizliktir. Bir sistem daha düzensiz hale geldikçe, moleküllerin konumları belirsizleşmekte ve entropisi artmaktadır. Doğal olarak, entropi üretimi minimizasyonu; pratik uygulamalarda, özellikle de çalışma noktası zaman içinde değiştiğinde karmaşık bir görevdir [82]. İstatistiksel olarak entropi, moleküler rastgeleliğin bir ölçüsüdür. Benzer şekilde, entropi üretimi de bir durum değişikliği sırasında ortaya çıkan bir düzensizlik olarak anlaşılmaktadır [83]. Maksimum güç elde etmek için entropi üretim oranı minimum olmalıdır. Enerji bakış açısına rağmen, verimsizlik entropi üretiminin meydana geldiği tersinmez bir sürecin sonucudur. Bu anlamda, entropi dengesinin, yani termodinamiğin ikinci yasasının enerji dengesine uygulanması, enerji dönüşüm sistemlerinin verimsizliğini tanımlamak ve ölçmek için temel bir öneme sahiptir. Entropi, uçak motor sistemlerindeki tersinmezlik nedeniyle

verimlilik kaybının analizinde tanıtılmaktadır. Denklem (6.24-6.32), entropi değişimi, entropi dengesi, entropi üretimi için literatürde mevcut denklemleri ifade etmektedir.

$$s_2 - s_1 = \int_1^2 \frac{C_p(T) dT}{T} - R \ln \frac{P_2}{P_1} \quad (6.24)$$

$$\int_1^2 \frac{C_p(T) dT}{T} = s_2^o - s_1^o \quad (6.25)$$

$$s_2 - s_1 = s_2^o - s_1^o - R \ln \frac{P_2}{P_1} \quad (6.26)$$

$$S_{giren} - S_{çıkan} + S_{üretim} = \Delta S_{sistem} \quad (6.27)$$

$$\frac{dS_{CV}}{dt} = \sum \frac{\dot{Q}_j}{T_j} + \sum \dot{m}_{giren} s_{giren} - \sum \dot{m}_{çıkan} s_{çıkan} + \dot{S}_{üretim} \quad (6.28)$$

$$0 = \sum \frac{\dot{Q}_j}{T_j} + \sum \dot{m}_{giren} s_{giren} - \sum \dot{m}_{çıkan} s_{çıkan} + \dot{S}_{üretim} \quad (6.29)$$

$$S = \sum_{k=1}^N x_k \bar{s}_k \quad (6.30)$$

$$x_k = \frac{n_k}{n} \quad (6.31)$$

$$\bar{s}_k(T, p_k) = \bar{s}_k^o(T) - \bar{R} \ln \frac{x_k p}{p_{ref}} \quad (6.32)$$

6.3. İkinci Yasa Verimleri

6.3.1. Carnot verimi

Pratik ısı motorlarının klasik Carnot çevrimi kadar verimli olmadığı açık ve iyi bilinmektedir. Isı kaçakları veya kinetik enerjinin sürtünme yoluyla ısıya dönüşmesi verimsizliklerin ana nedenleridir. “Carnot Verimliliği (η_{Carnot})” tüm ısı motorlarının verimliliği için üst sınırdır. Aşağıdaki gibi formüle edilmiştir.

$$\eta_{Carnot} = 1 - T_L / T_H \quad (6.33)$$

burada T_H ve T_L sırasıyla sıcak ve soğuk termal rezervuarların sıcaklığıdır.

6.3.2. Curzon-Ahlborn verimi

“Curzon-Ahlborn Verimliliği” 1975 yılında Curzon ve Ahlborn tarafından literatüre dahil edilmiştir. Bu verim temel olarak harici ısı depoları ve iş akışkanı arasındaki sonlu oranlı ısı transferinin bir Carnot ısı motorunun performansı üzerindeki etkisini göz önünde bulundurmaktadır. Başka bir deyişle, döngünün izotermal dallarındaki iş akışkanı ile termal rezervuarlar arasında termal bir denge yoktur. Curzon ve Ahlborn, böyle bir motorun sıfır olmayan güç ürettiğini (Carnot motorunun aksine) ve güç çıkışının, döngünün izotermal dallarının sıcaklığını değiştirerek optimize edilebileceğini belirtmişler teorilerini şu şekilde formüle etmişlerdir [84];

$$\eta_{Curzon-Ahlborn} = 1 - \sqrt{T_L/T_H} \quad (6.34)$$

6.3.3. Caputo verimi

Çevrim içindeki dış ve iç tersinmezlikler nedeniyle, gaz türbini çevrimleri ve ısı motorları Carnot Verimliliğini elde etmez. “Caputo” tersinmezliklerin ölçüsünü dikkate alarak yeni bir verimlilik denklemi getirmiştir. Caputo'ya göre, gerçek çevrimin verimliliği, hataların genel etkisini kapsayan τ (minimum / maksimum sıcaklık oranı) ve μ cinsinden ifade edilmektedir [84].

$$T_B = \frac{Q_B}{\Delta S_B}; T_A = \frac{Q_A}{\Delta S_A} \quad (6.35)$$

$$\xi_B = \frac{T_B}{T_{maks}}; \xi_B = \frac{T_B}{T_{min}}; \xi = \frac{\xi_B}{\xi_A} \quad (6.36)$$

$$\tau = \frac{T_{min}}{T_{maks}} \quad (6.37)$$

$$\sigma_B = \frac{Q_B}{T_B}; \sigma_A = \frac{Q_A}{T_A}; \sigma = \frac{\sigma_B}{\sigma_A} \quad (6.38)$$

$$\mu = \xi\sigma \quad (6.39)$$

$$\eta_{Caputo} = 1 - \frac{\tau}{\mu} = 1 - \frac{Q_A}{Q_B} \quad (6.40)$$

Yukarıdaki denklemlerde, T_A ve T_B , ısı kaynağı ve çalışma ortamının ortalama sıcaklıklarıdır; ξ maksimum ve minimum sıcaklıkları elde etmek için gerçek çevrimin genel bir ölçüsüdür. σ , döngü içindeki tersinmezliklerin ölçüsüdür [84].

6.4. VCE Ekserji Uygulaması

Komponent bazında ekserji dengesi, ekserji yıkımı ve ekserji verimleri Denk. (6.41-6.49) aracılığıyla hesaplanmaktadır.

FAN, CDFS ve HPC akışları için, Denk. (6.41-6.43) ile ekserjetik hesaplamalar yapılmaktadır.

$$E_i + \dot{W} - E_e = 0 \quad (6.41)$$

$$\dot{W} + \dot{E}x_i - \dot{E}x_e = \dot{E}x_{dest} \quad (6.42)$$

$$\eta_{ex} = (\dot{E}x_e - \dot{E}x_i) / \dot{W} \quad (6.43)$$

CC ve AB komponentleri için, Denk. (6.44-6.46) ile ekserjetik hesaplamalar yapılmaktadır.

$$\dot{E}_f + \dot{E}_i - \dot{E}_e = 0 \quad (6.44)$$

$$\dot{E}x_f + \dot{E}x_i - \dot{E}x_e = \dot{E}x_{dest} \quad (6.45)$$

$$\eta_{ex} = \dot{E}x_e / (\dot{E}x_f + \dot{E}x_i) \quad (6.46)$$

HPT ve LPT akışları için, Denk. (6.47-6.49) ile ekserjetik hesaplamalar yapılmaktadır.

$$\dot{E}_i - \dot{E}_e - \dot{W} = 0 \quad (6.47)$$

$$\dot{E}x_i + \dot{E}x_e - \dot{W} = \dot{E}x_{dest} \quad (6.48)$$

$$\eta_{ex} = \dot{W} / (\dot{E}x_e - \dot{E}x_i) \quad (6.49)$$

6.5. Ekserjetik Sürdürülebilirlik Parametreleri

Sürdürülebilirliğin bir tanımı, enerji kaynaklarının kabul edilebilir maliyet ve en düşük zararlar bir sonraki nesle sağlanabilmesidir [85]. Fosil yakıtlı sistemlerin sürdürülebilirlik seviyesi de ekserjetik yaklaşımla araştırılmaktadır. VCE için araştırılan ekserjetik sürdürülebilirlik parametreleri çevresel etkinin ve komponentlerin sürdürülebilir gelişiminin boyutunu göstermektedir. Böylece benzer sistemlerin birbirleri ile karşılaştırılması mümkün olmaktadır. Tüm VCE ve tüm F100 motorunun ekserji

tabanlı sürdürülebilirlik parametrelerini hesaplamak için ilk adım, her iki motorun da ekserji analizini termodinamiğin ikinci yasasını kullanarak yapmaktır. Bu bağlamda, VCE ve F100 motorlarının ekserjetik parametreleri her iki mod (tek by-pass mod ve çift by-pass mod) için de belirlenmiştir. Yapılan ekserji analizi sonuçları her iki motor için aşağıdaki beş parametreyi belirlemek için kullanılmıştır.

- i) Ekserji verimi
- ii) Atık ekserji oranı
- iii) Ekserji yıkım faktörü
- iv) Çevresel etki faktörü
- v) Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi

Toplam giriş ekserjisinin üç komponenti vardır. Bunlar toplam yararlı ekserji, toplam atık ekserjisi ve toplam ekserji yıkımıdır. Her iki motor için genel ekserji dengesi şu şekilde yazılabilir:

$$\sum \dot{E}x_{giren}^{VCE} = \sum \dot{E}x_{faydalı}^{VCE} + \sum \dot{E}x_{atık}^{VCE} + \sum \dot{E}x_{yıkım}^{VCE} \quad (6.50)$$

$$\sum \dot{E}x_{giren}^{VCE} = \dot{E}x_{yakıt,kimy} + \dot{E}x_{02} \quad (6.51)$$

DBM ve SBM için motorların faydalı ekserjisi, net itkinin motor giriş hızına çarpılmasıyla belirlenmektedir. Aşağıdaki gibi ifade edilmiştir.

$$\sum \dot{E}x_{faydalı}^{VCE} = (Net\ itki).(Hava\ Hızı) \quad (6.52)$$

$$\sum \dot{E}x_{yıkım}^{VCE} = \sum \dot{E}x_{giren} - \sum \dot{E}x_{çıkan} \quad (6.53)$$

6.5.1. Ekserji verimi

Tüm motor için, motorun ekserji verimliliği, itki gücünün (faydalı ekserji çıkışı) toplam ekserji girdisine oranı olarak belirlenmektedir.

$$\eta_{ex}^{VCE} = \sum \dot{E}x_{faydalı}^{VCE} / \sum \dot{E}x_{giren}^{VCE} = (T_{kalkış} V_{giren}) / (\dot{E}x_{02} + \dot{E}x_{yakıt,kimy}) \quad (6.54)$$

6.5.2. Ekserji yıkım faktörü

Ekserji yıkım faktörü, motorun ekserji tabanlı sürdürülebilirlik üzerindeki olumsuz etkisini gösteren önemli bir parametredir. Ekserji yıkım faktörü, toplam ekserji yıkımının toplam ekserji girdisine oranı olarak hesaplanabilmektedir. Hem F100 motoru hem de VCE için, ekserji yıkım faktörünün ortak formülü aşağıdaki gibi ifade edilmektedir.

$$f_{edf}^{VCE} = \sum \dot{Ex}_{yıkım}^{VCE} / \sum \dot{Ex}_{giren}^{VCE} \quad (6.55)$$

6.5.3. Atık ekserji oranı

Uçak motorunun esas hedefi, uçağı hızlandırmak için itki gücü üretmektir. Atık ekserjisi yeniden kullanılabilir ve kullanılamaz atık ekserjilerinden oluşmaktadır. Karışık akışlı turbofan motorlarda, diğer uçak motorlarında olduğu gibi, tekrar kullanılabilir atık ekserjisinin değeri sıfır olacaktır çünkü motordan çıkan emisyonlar geri kazanılamaz. Aşağıda görüldüğü gibi, atık ekserji oranı, toplam atık ekserjisinin toplam giriş ekserjisine oranı olarak hesaplanabilmektedir.

$$\begin{aligned} r_{wer}^{VCE} &= \sum \dot{Ex}_{atık}^{VCE} / \sum \dot{Ex}_{giren}^{VCE} \\ &= \left(\sum \dot{Ex}_{giren}^{VCE} - \sum \dot{Ex}_{faydalı}^{VCE} - \sum \dot{Ex}_{yıkım}^{VCE} \right) / (Ex_{02} + Ex_{yakıt, kimy}) \end{aligned} \quad (6.56)$$

6.5.4. Çevresel etki faktörü

VCE ve F100 motorun çevresel etki faktörü, motorların çevreye ne kadar zarar verdiğini belirlemek için önemli bir göstergedir. Bilindiği gibi bu zarar ekserji kaybından ve ekserji yıkımından kaynaklanmaktadır. Bu parametre aşağıdaki formülle ifade edilmektedir.

$$f_{eef}^{VCE} = r_{wer}^{VCE} / \eta_{ekserji}^{VCE} \quad (6.57)$$

6.5.5. Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi

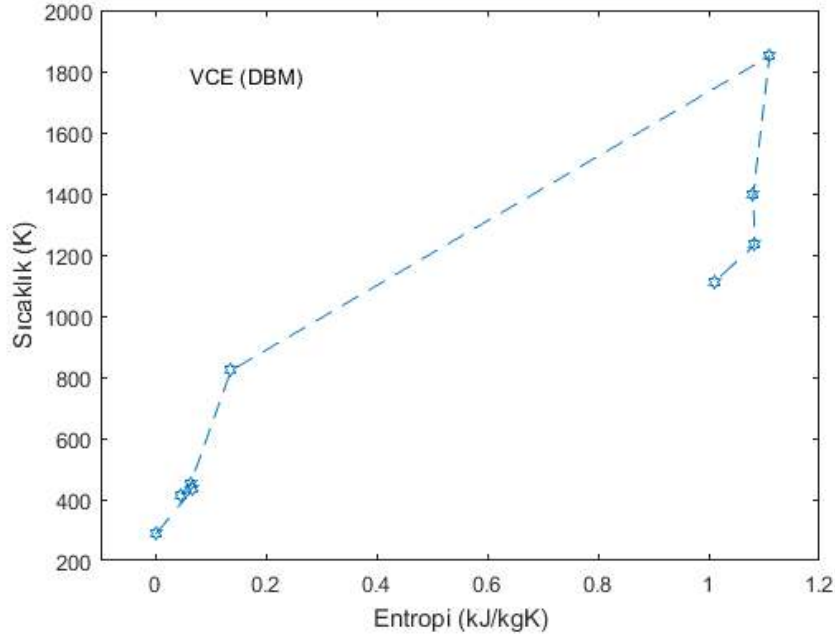
Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi, her iki motorun da ekserjiye dayalı sürdürülebilirliği için en yararlı parametrelerden biridir. Bu parametre çevresel etki

faktörüne oranının tersi olarak hesaplanabilmektedir. Ayrıca, ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi, 0 ile 1 arasında bir değere sahiptir. Bu indeks aşağıdaki gibi ifade edilmektedir:

$$\theta_{esi}^{VCE} = 1/f_{eef}^{VCE} \quad (6.58)$$

6.6. VCE Entropi Analizi Uygulaması

Şekil 6.1 ile Şekil 6.2 ise VCE modeli için, on-dizayn, DBM ve SBM’de, entropi-sıcaklık (T-s) grafiklerini göstermektedir. Bu grafikler sayesinde komponentlerde meydana gelen tersinmezlikler tahmin edilmektedir. Ayrıca bu grafikler Matlab’da geliştirilen kod ile elde edilmiştir. Şekil 6.1’de altı komponentin giriş-çıkışlarındaki özgül entropi değerlerini göstermektedir. Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı ve LPT çıkışlarındaki özgül entropiler sırasıyla, 0,066 kJ/kgK, 0,0629 kJ/kgK, 0,135 kJ/kgK, 1,109 kJ/kgK, 1,083 kJ/kgK, 1,009 kJ/kgK olarak hesaplanmıştır. Buradan da kolayca anlaşılacağı üzere, en fazla entropimi üretimi yanma ünitesinde 0,974 kJ/kgK meydana gelmektedir.

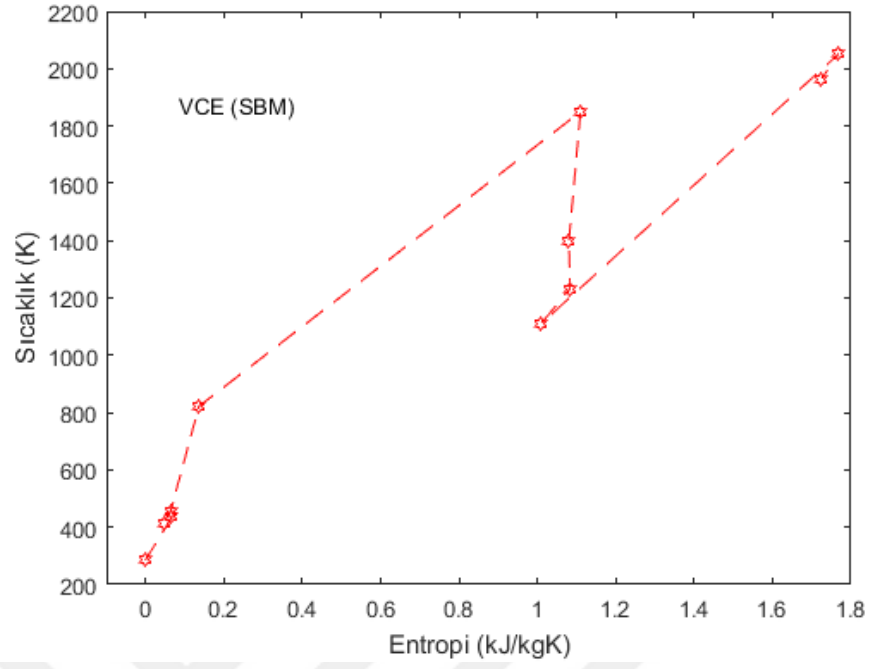


Şekil 6.1. VCE modeline ait T-s diyagramı (DBM)

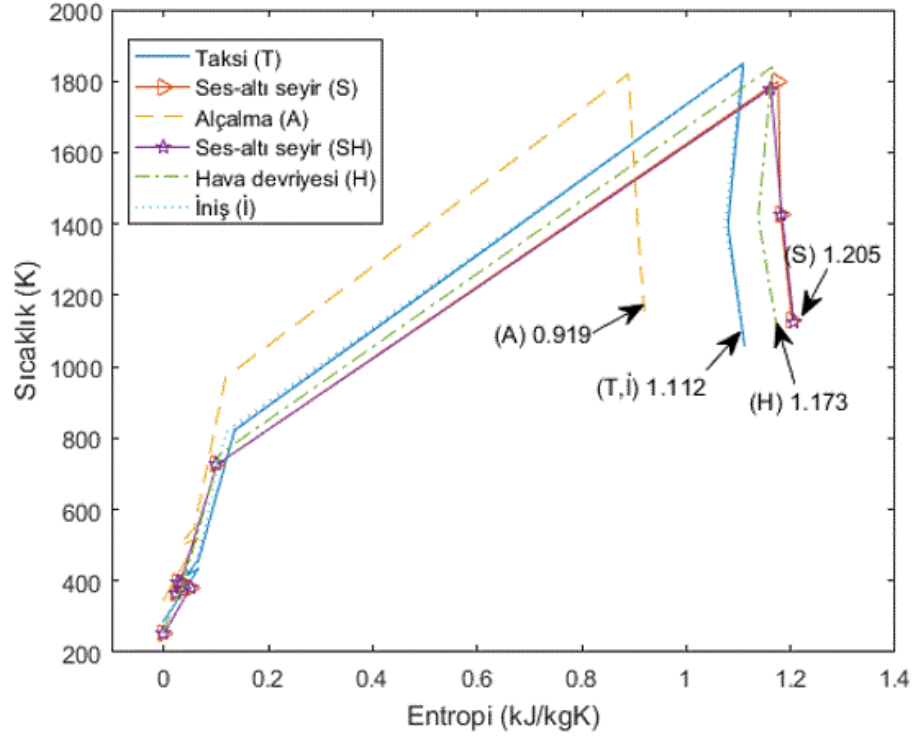
Şekil 6.2 ise, arduyanmanın aktif olduğu SBM’de komponentlerin özgül entropi değerlerini içermektedir. Bu bağlamda, Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı, LPT çıkışı ve AB çıkışlarında özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,066 kJ/kgK, 0,0629 kJ/kgK, 0,135 kJ/kgK, 1,109 kJ/kgK, 1,083 kJ/kgK, 1,009 kJ/kgK ve 1,767 kJ/kgK olarak belirlenmiştir. Bu kez AB komponentindeki özgül entropi üretimi 0,758 kJ/kgK olarak tahmin edilmiştir. Burada şu noktayı unutmamak gerektir ki; Görünürde yanma ünitesi, AB ünitesine göre daha tersinmez olarak anlaşılabılır. Ancak AB’de daha fazla yakıt akışından dolayı entropi üretimi daha fazla olmaktadır.

Şekil 6.3 ile Şekil 6.4’de ise, entropi-sıcaklık diyagramı, her bir uçuş fazı için ayrı ayrı olarak verilmiştir. Şekil 6.3, görece düşük moddaki fazlar için T-s diyagramını içerirken, Şekil 6.4 ise arduyanmanın aktif olduğu uçuş fazları için komponentlerde meydana gelen özgül entropileri göstermektedir.

Şekil 6.3’e göre, alçalma fazı en düşük entropi artışına sahipken, bu durumu taksi ve iniş fazları takip etmektedir. En fazla entropi artışı ise, ses-altı fazları içermektedir. Bu bağlamda, ses-altı fazlarında, Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı ve LPT çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,0507 kJ/kgK, 0,0269 kJ/kgK, 0,101 kJ/kgK, 1,161 kJ/kgK, 1,183 kJ/kgK ve 1,205 kJ/kgK olarak belirlenmiştir. Alçalma fazında ise, Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı ve LPT çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,065 kJ/kgK, 0,054 kJ/kgK, 0,118 kJ/kgK, 0,889 kJ/kgK, 0,91 kJ/kgK ve 0,919 kJ/kgK olarak tahmin edilmiştir.



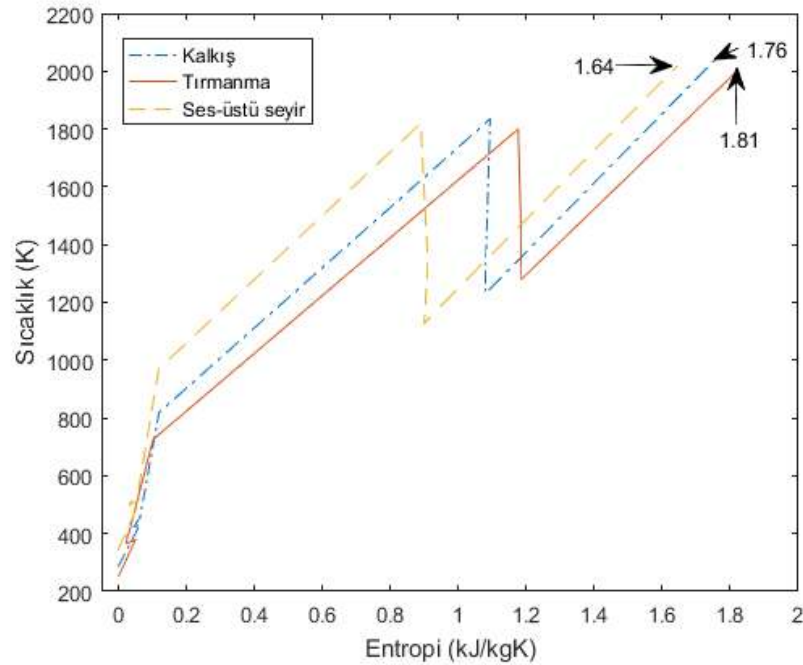
Şekil 6.2. VCE modeline ait T - s diyagramı (SBM)



Şekil 6.3. VCE modeline ait T - s diyagramı (Uçuş fazlarında, DBM)

Şekil 6.4 ise, yüksek güçte meydana gelen uçuş fazlarında komponentlerin özgül entropi durumlarını sunmaktadır. Şekilden de görüldüğü gibi, tırmanma fazı en yüksek entropi artışına sahipken, ses üstü seyir fazında ise en düşük olarak görünmektedir. Rakamsal olarak ifade ettiğimizde, tırmanma fazı için, Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı, LPT çıkışı ve AB çıkışlarında özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,0507 kJ/kgK, 0,0269 kJ/kgK, 0,101 kJ/kgK, 1,175 kJ/kgK, 1,184 kJ/kgK, 1,182 kJ/kgK ve 1,818 kJ/kgK olarak belirlenmiştir. Diğer yanda ses üstü seyir fazı için, Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı, LPT çıkışı ve AB çıkışlarında özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,065 kJ/kgK, 0,0549 kJ/kgK, 0,118 kJ/kgK, 0,889 kJ/kgK, 0,91 kJ/kgK, 0,889 kJ/kgK ve 1,645 kJ/kgK olarak belirlenmiştir.

Şekil 6.4'deki 3 uçuş fazı için yanma odası ve AB ünitelerinde meydana gelen özgül entropi artışlarına bakılırsa, yanma odası için, 0,771 kJ/kgK (ses üstü seyir), 0,974 kJ/kgK (kalkış) ve 1,074 kJ/kgK (tırmanma) iken; AB için özgül entropi artışı, 0,746 kJ/kgK (ses üstü seyir), 0,685 kJ/kgK (kalkış) ve 0,636 kJ/kgK (tırmanma) olarak hesaplanmıştır.



Şekil 6.4. VCE modeline ait T-s diyagramı (Uçuş fazlarında, SBM)

Şekil 6.5 ise, her bir komponent için uçuş fazında meydana gelen entropi üretimlerini kW/K olarak göstermektedir. Şekil 6.5'ten de kolayca anlaşılabacağı üzere, CC ünitesi her faz için en yüksek entropi üretimine sahiptir. Buna karşın, CDFS komponentinde ise, en düşük oranda tersinmezlik görülmektedir. Rakamsal olarak yorumlanırsa, Fan ünitesinde; kalkış, tırmanma ve ses üstü seyir fazlarında entropi üretimi sırasıyla 5,75 kW/K, 5,63 kW/K ve 6,91 kW/K olarak tespit edilirken, ses-altı seyir fazlarında ise sırasıyla (ilk olan düşük irtifada) 2,33 kW/K ve 1,26 kW/K olarak hesaplanmıştır.

CDFS komponenti için, kalkış, tırmanma ve ses üstü seyir fazlarında entropi üretimi sırasıyla 1,13 kW/K, 0,41 kW/K ve 1,26 kW/K olarak tespit edilirken, ses-altı seyir fazlarında ise sırasıyla (ilk olan düşük irtifada) 0,32 kW/K ve 0,17 kW/K olarak hesaplanmıştır.

HPC ünitesinde, kalkış, tırmanma ve ses üstü seyir fazlarında entropi üretimi sırasıyla 6,45 kW/K, 2,15 kW/K ve 7,49 kW/K olarak tespit edilirken, ses-altı seyir fazlarında ise sırasıyla (ilk olan düşük irtifada) 1,15 kW/K ve 0,62 kW/K olarak hesaplanmıştır.

CC komponenti için, taksi, tırmanma ve kalkış fazlarında entropi üretimi sırasıyla 46,79 kW/K, 20 kW/K ve 51,78 kW/K olarak tespit edilirken, ses-altı seyir fazlarında ise sırasıyla (ilk olan düşük irtifada) 11,05 kW/K ve 6,66 kW/K olarak tahmin edilmiştir.

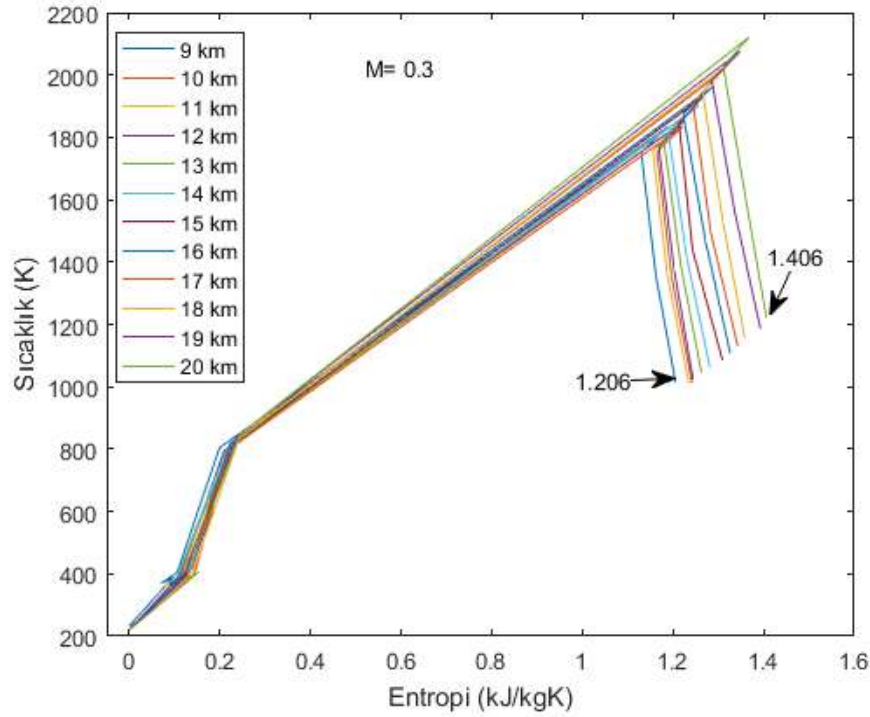
HPT ünitesinde, kalkış, tırmanma ve ses üstü seyir fazlarında entropi üretimi sırasıyla 4,49 kW/K, 1,02 kW/K ve 4,76 kW/K olarak tespit edilirken, ses-altı seyir fazlarında ise sırasıyla (ilk olan düşük irtifada) 0,6 kW/K ve 0,11 kW/K olarak hesaplanmıştır.

LPT komponenti için, kalkış, tırmanma ve ses üstü seyir fazlarında entropi üretimi sırasıyla 2,25 kW/K, 0,25 kW/K ve 2,45 kW/K olarak tespit edilirken, ses-altı seyir fazlarında ise sırasıyla (ilk olan düşük irtifada) 0,44 kW/K ve 0,25 kW/K olarak hesaplanmıştır.

Son olarak, altı komponent için, uçuş fazlarına göre entropi üretim modeli birbirine oldukça benzemektedir. Diğer bir deyişle, her bir komponentin entropi üretimi ses üstüfazda en fazla çıkarken; ses-altı seyir-2 fazında ise en düşük çıkmıştır.



Şekil 6.5. Uçuş fazlarında komponentlerin entropi üretimi (kW/K)



Şekil 6.6. Off-dizayn T-s diyagramı (0,3 M)

Şekil 6.6 ile Şekil 6.12 arası, off-dizayn entropi-sıcaklık diyagramlarını göstermektedir. Her bir grafik, belirli bir Mach sayısı için 9-20 km irtifalarında, entropi artışlarını, komponent boyunca göstermektedir.

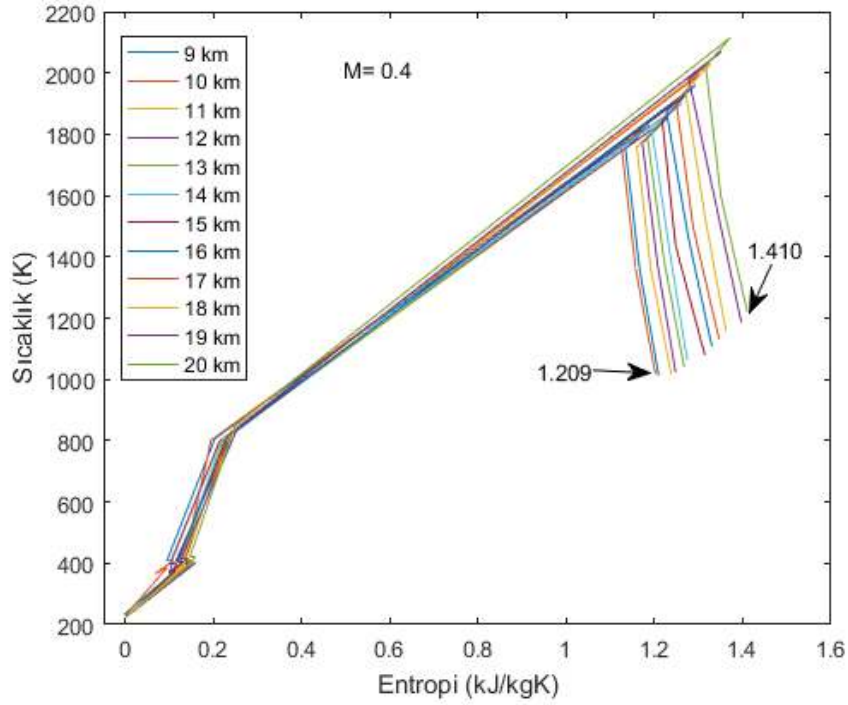
Şekil 6.6, 0,3 M için, entropi-sıcaklık grafiğinin irtifa ile nasıl değiştiğini göstermektedir. Bu şekil için ilk önce şu yorum yapılabilir; irtifanın artması özgül entropiyi artırmaktadır. Bununla birlikte, Mach sayısının artması da , özgül entropi artışını azaltmaktadır.

9 km irtifa için, özgül entropi değerleri; Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı ve LPT çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,096 kJ/kgK, 0,105 kJ/kgK, 0,198 kJ/kgK, 1,185 kJ/kgK, 1,162 kJ/kgK ve 1,206 kJ/kgK olarak belirlenmiştir.

20 km irtifa için, Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı ve LPT çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,15 kJ/kgK, 0,132 kJ/kgK, 0,243 kJ/kgK, 1,367 kJ/kgK, 1,360 kJ/kgK ve 1,406 kJ/kgK olarak hesaplanmıştır.

Şekil 6.7 ise, 0,4 M için T-s diyagramlarını içermektedir. 9 km irtifa için, özgül entropi değerleri; Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı ve LPT çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,124 kJ/kgK, 0,107 kJ/kgK, 0,202 kJ/kgK, 1,189 kJ/kgK, 1,166 kJ/kgK ve 1,209 kJ/kgK olarak belirlenmiştir.

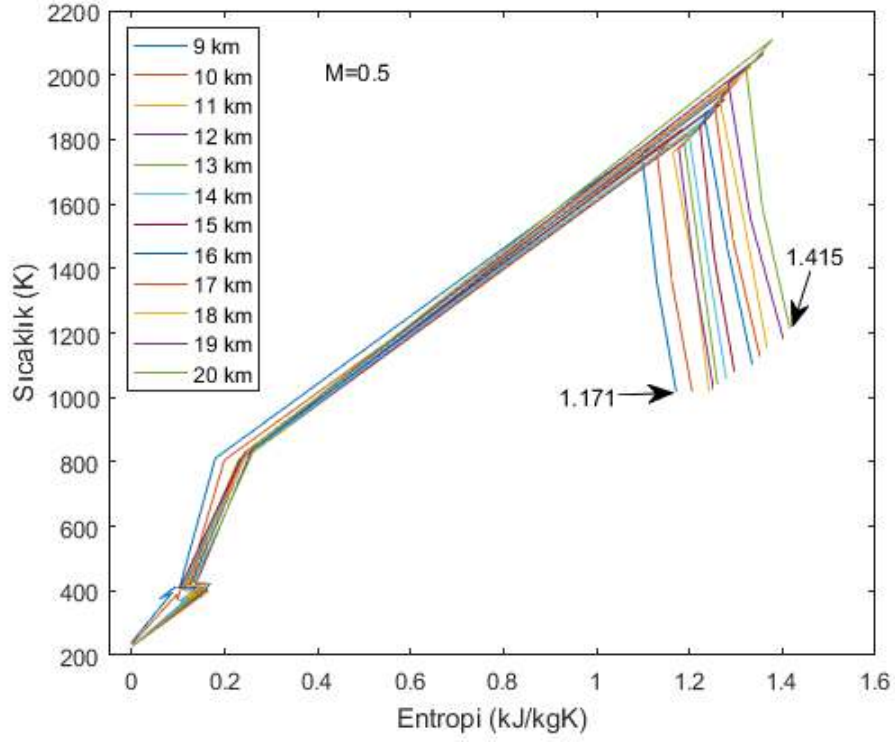
20 km irtifa için, Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı ve LPT çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,154 kJ/kgK, 0,159 kJ/kgK, 0,247 kJ/kgK, 1,372 kJ/kgK, 1,349 kJ/kgK ve 1,41 kJ/kgK olarak hesaplanmıştır.



Şekil 6.7. Off-dizayn T-s diyagramı (0,4 M)

Şekil 6.8 ise, 0,5 M için T-s diyagramlarını içermektedir. 9 km irtifa için, özgül entropi değerleri; Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı ve LPT çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,086 kJ/kgK, 0,093 kJ/kgK, 0,179 kJ/kgK, 1,152 kJ/kgK, 1,129 kJ/kgK ve 1,171 kJ/kgK olarak bulunmuştur.

20 km irtifa için, Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı ve LPT çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,158 kJ/kgK, 0,163 kJ/kgK, 0,267 kJ/kgK, 1,378 kJ/kgK, 1,356 kJ/kgK ve 1,415 kJ/kgK olarak hesaplanmıştır.



Şekil 6.8. Off-dizayn T-s diyagramı (0,5 M)

Şekil 6.9 ise, 0,6 M için T-s diyagramları bulunmaktadır. 9 km irtifa için, özgül entropi değerleri; Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı ve LPT çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,090 kJ/kgK, 0,0963 kJ/kgK, 0,185 kJ/kgK, 1,158 kJ/kgK, 1,135 kJ/kgK ve 1,176 kJ/kgK olarak tahmin edilmiştir.

20 km irtifa için, Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı ve LPT çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,144 kJ/kgK, 0,125 kJ/kgK, 0,231 kJ/kgK, 1,342 kJ/kgK, 1,320 kJ/kgK ve 1,379 kJ/kgK olarak hesaplanmıştır.

Şekil 6.10 ise, 0,7 M için T-s diyagramları gösterilmektedir. 9 km irtifa için, özgül entropi değerleri; Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı ve LPT çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,079 kJ/kgK, 0,084 kJ/kgK, 0,165 kJ/kgK, 1,125 kJ/kgK, 1,120 kJ/kgK ve 1,142 kJ/kgK olarak belirlenmiştir.

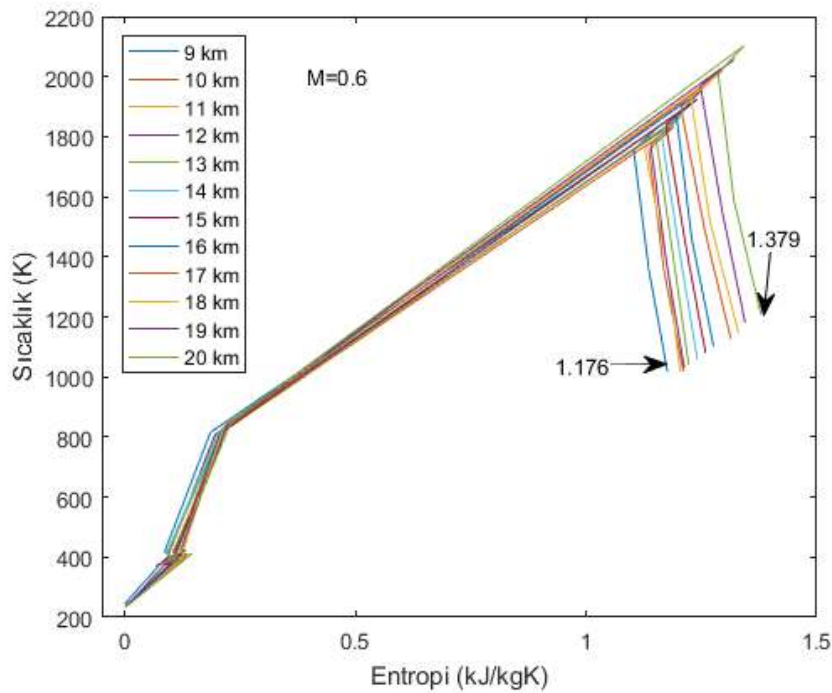
20 km irtifa için, Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı ve LPT çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,15 kJ/kgK, 0,154 kJ/kgK, 0,239 kJ/kgK, 1,345 kJ/kgK, 1,328 kJ/kgK ve 1,386 kJ/kgK olarak bulunmuştur.

Şekil 6.11 ise, 0,8 M için T-s diyagramlarını içermektedir. 9 km irtifa için, özgül entropi değerleri; Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı ve LPT çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,108 kJ/kgK, 0,088 kJ/kgK, 0,173 kJ/kgK, 1,133 kJ/kgK, 1,128 kJ/kgK ve 1,148 kJ/kgK olarak tahmin edilmiştir.

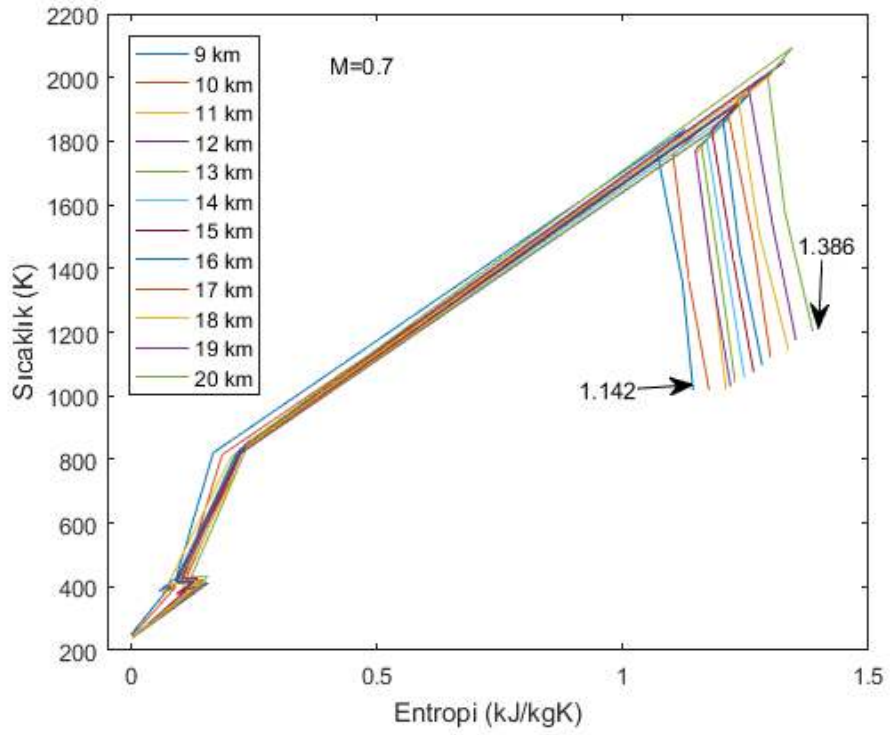
20 km irtifa için, Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı ve LPT çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,115 kJ/kgK, 0,118 kJ/kgK, 0,220 kJ/kgK, 1,293 kJ/kgK, 1,281 kJ/kgK ve 1,333 kJ/kgK olarak bulunmuştur.

Şekil 6.12 ise, 0,9 M için T-s diyagramlarını içermektedir. 9 km irtifa için, özgül entropi değerleri; Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı ve LPT çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,074 kJ/kgK, 0,077 kJ/kgK, 0,156 kJ/kgK, 1,116 kJ/kgK, 1,098 kJ/kgK ve 1,127 kJ/kgK olarak belirlenmiştir.

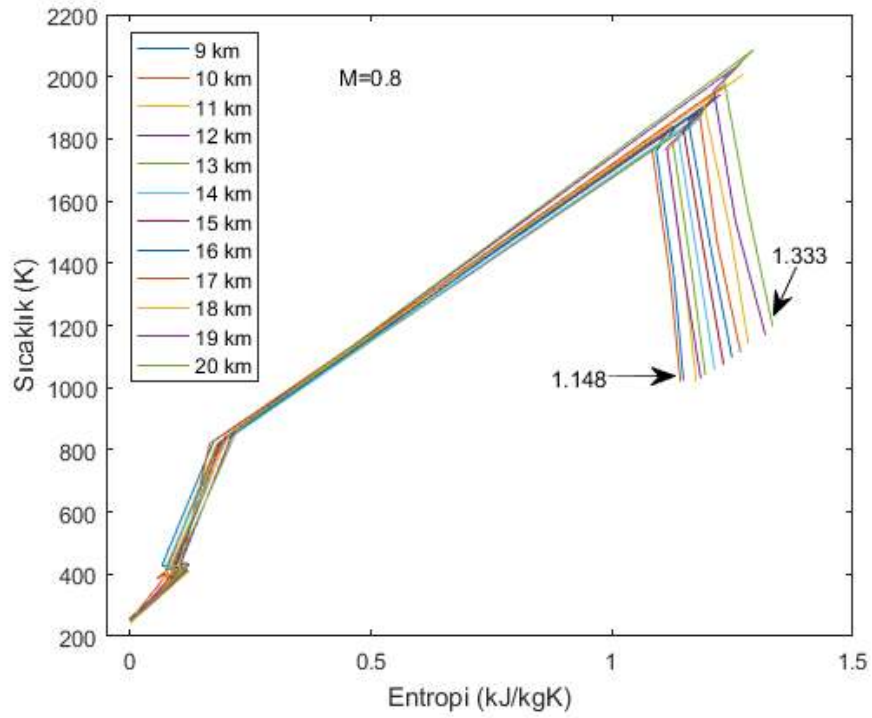
20 km irtifa için, Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı ve LPT çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,106 kJ/kgK, 0,108 kJ/kgK, 0,191 kJ/kgK, 1,263 kJ/kgK, 1,252 kJ/kgK ve 1,302 kJ/kgK olarak tahmin edilmiştir.



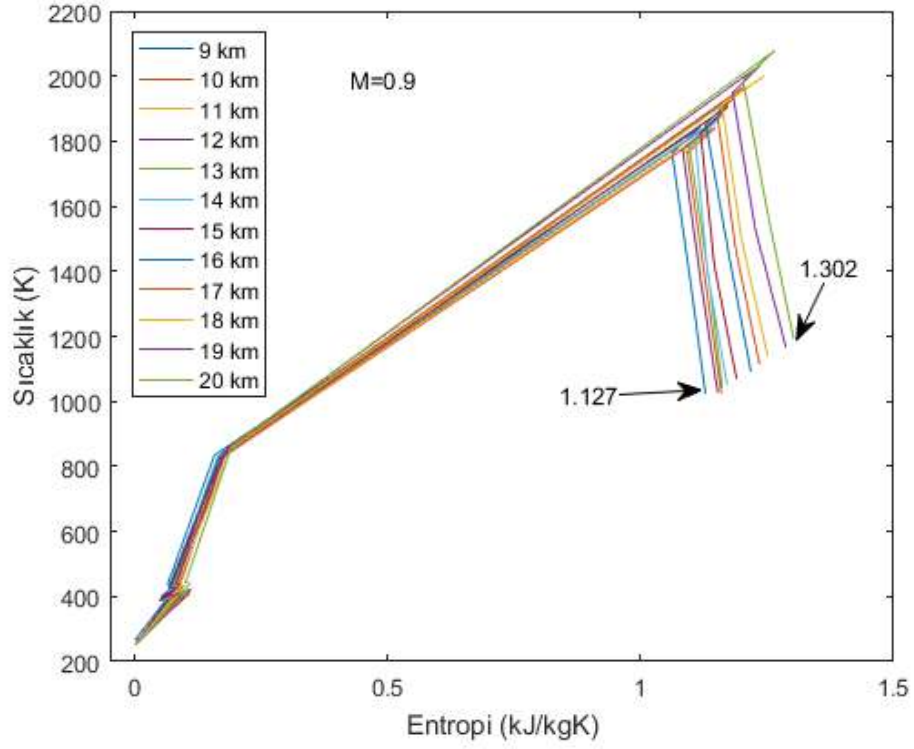
Şekil 6.9. Off-dizayn T-s diyagramı (0,6 M)



Şekil 6.10. Off-dizayn T-s diyagramı (0,7 M)



Şekil 6.11. Off-dizayn T-s diyagramı (0,8 M)



Şekil 6.12. Off-dizayn T-s diyagramı (0,9 M)

Tablo 6.1 ile Tablo 6.6 arası, detaylı olarak, komponent bazında, Mach ve irtifa ile değişimin özgül entropisini (kJ/kgK) olarak göstermektedir. Tablolar için genel bakıldığında, irtifanın artması özgül entropi'yi artırırken, Mach sayısının artması ise özgül entropi'yi azaltmaktadır.

Tablo 6.1. *Fan çıkışı akışının özgül entropisi (kJ/kgK)*

	Mach sayısı						
İrtifa (km)	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
9	0,0969	0,1249	0,0865	0,09	0,0796	0,1082	0,0744
10	0,1346	0,0939	0,0969	0,1262	0,0891	0,0792	0,1082
11	0,1026	0,1313	0,1344	0,095	0,1249	0,0885	0,0791
12	0,1014	0,1301	0,1332	0,0938	0,1238	0,0874	0,0783
13	0,1254	0,1279	0,1312	0,1181	0,1226	0,1115	0,0772
14	0,1228	0,1253	0,1287	0,1156	0,1203	0,1097	0,076
15	0,1198	0,1224	0,1517	0,1129	0,1178	0,1072	0,0735
16	0,1166	0,1451	0,1486	0,11	0,1402	0,1045	0,0955
17	0,1386	0,1415	0,1453	0,132	0,137	0,1015	0,0926
18	0,1348	0,1377	0,1668	0,1284	0,1336	0,1227	0,0894
19	0,1303	0,1587	0,1627	0,1245	0,1544	0,1191	0,11
20	0,1509	0,154	0,1582	0,1447	0,1502	0,1151	0,1061

Tablo 6.2. *CDFS çıkışı akışının özgül entropisi (kJ/kgK)*

	Mach sayısı						
İrtifa (km)	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
9	0,1054	0,1073	0,093	0,0963	0,0845	0,0882	0,0775
10	0,1436	0,1026	0,1052	0,133	0,0956	0,0843	0,0883
11	0,1136	0,1155	0,1433	0,1035	0,1071	0,0951	0,0844
12	0,1122	0,1141	0,142	0,1022	0,1305	0,094	0,0837
13	0,1096	0,1369	0,1399	0,1005	0,1292	0,0928	0,0825
14	0,1067	0,1341	0,1372	0,0979	0,127	0,091	0,0812
15	0,1287	0,131	0,1342	0,1195	0,1244	0,1126	0,0787
16	0,125	0,1276	0,1554	0,1167	0,1216	0,1098	0,0759
17	0,1211	0,1484	0,152	0,1135	0,1425	0,1067	0,0964
18	0,1417	0,1445	0,1483	0,1339	0,139	0,1032	0,093
19	0,1372	0,1403	0,1683	0,1299	0,135	0,123	0,0892
20	0,1325	0,1596	0,1636	0,1254	0,1542	0,1187	0,108

Tablo 6.3. HPC çıkışı akışının özgül entropisi (kJ/kgK)

	Mach sayısı						
İrtifa (km)	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
9	0,1054	0,1073	0,093	0,0963	0,0845	0,0882	0,0775
10	0,1436	0,1026	0,1052	0,133	0,0956	0,0843	0,0883
11	0,1136	0,1155	0,1433	0,1035	0,1071	0,0951	0,0844
12	0,1122	0,1141	0,142	0,1022	0,1305	0,094	0,0837
13	0,1096	0,1369	0,1399	0,1005	0,1292	0,0928	0,0825
14	0,1067	0,1341	0,1372	0,0979	0,127	0,091	0,0812
15	0,1287	0,131	0,1342	0,1195	0,1244	0,1126	0,0787
16	0,125	0,1276	0,1554	0,1167	0,1216	0,1098	0,0759
17	0,1211	0,1484	0,152	0,1135	0,1425	0,1067	0,0964
18	0,1417	0,1445	0,1483	0,1339	0,139	0,1032	0,093
19	0,1372	0,1403	0,1683	0,1299	0,135	0,123	0,0892
20	0,1325	0,1596	0,1636	0,1254	0,1542	0,1187	0,108

Tablo 6.4. CC çıkışı akışının özgül entropisi (kJ/kgK)

	Mach sayısı						
İrtifa (km)	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
9	0,1054	0,1073	0,093	0,0963	0,0845	0,0882	0,0775
10	0,1436	0,1026	0,1052	0,133	0,0956	0,0843	0,0883
11	0,1136	0,1155	0,1433	0,1035	0,1071	0,0951	0,0844
12	0,1122	0,1141	0,142	0,1022	0,1305	0,094	0,0837
13	0,1096	0,1369	0,1399	0,1005	0,1292	0,0928	0,0825
14	0,1067	0,1341	0,1372	0,0979	0,127	0,091	0,0812
15	0,1287	0,131	0,1342	0,1195	0,1244	0,1126	0,0787
16	0,125	0,1276	0,1554	0,1167	0,1216	0,1098	0,0759
17	0,1211	0,1484	0,152	0,1135	0,1425	0,1067	0,0964
18	0,1417	0,1445	0,1483	0,1339	0,139	0,1032	0,093
19	0,1372	0,1403	0,1683	0,1299	0,135	0,123	0,0892
20	0,1325	0,1596	0,1636	0,1254	0,1542	0,1187	0,108

Tablo 6.5. *HPT çıkışı akışının özgül entropisi (kJ/kgK)*

İrtifa (km)	Mach sayısı						
	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
9	0,1054	0,1073	0,093	0,0963	0,0845	0,0882	0,0775
10	0,1436	0,1026	0,1052	0,133	0,0956	0,0843	0,0883
11	0,1136	0,1155	0,1433	0,1035	0,1071	0,0951	0,0844
12	0,1122	0,1141	0,142	0,1022	0,1305	0,094	0,0837
13	0,1096	0,1369	0,1399	0,1005	0,1292	0,0928	0,0825
14	0,1067	0,1341	0,1372	0,0979	0,127	0,091	0,0812
15	0,1287	0,131	0,1342	0,1195	0,1244	0,1126	0,0787
16	0,125	0,1276	0,1554	0,1167	0,1216	0,1098	0,0759
17	0,1211	0,1484	0,152	0,1135	0,1425	0,1067	0,0964
18	0,1417	0,1445	0,1483	0,1339	0,139	0,1032	0,093
19	0,1372	0,1403	0,1683	0,1299	0,135	0,123	0,0892
20	0,1325	0,1596	0,1636	0,1254	0,1542	0,1187	0,108

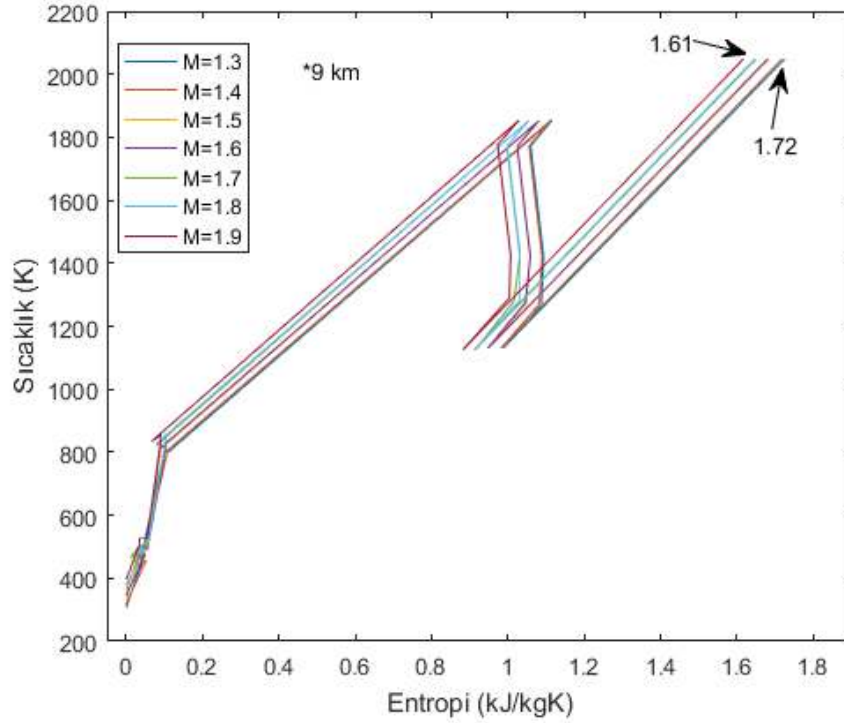
Tablo 6.6. *LPT çıkışı akışının özgül entropisi (kJ/kgK)*

İrtifa (km)	Mach sayısı						
	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
9	0,1054	0,1073	0,093	0,0963	0,0845	0,0882	0,0775
10	0,1436	0,1026	0,1052	0,133	0,0956	0,0843	0,0883
11	0,1136	0,1155	0,1433	0,1035	0,1071	0,0951	0,0844
12	0,1122	0,1141	0,142	0,1022	0,1305	0,094	0,0837
13	0,1096	0,1369	0,1399	0,1005	0,1292	0,0928	0,0825
14	0,1067	0,1341	0,1372	0,0979	0,127	0,091	0,0812
15	0,1287	0,131	0,1342	0,1195	0,1244	0,1126	0,0787
16	0,125	0,1276	0,1554	0,1167	0,1216	0,1098	0,0759
17	0,1211	0,1484	0,152	0,1135	0,1425	0,1067	0,0964
18	0,1417	0,1445	0,1483	0,1339	0,139	0,1032	0,093
19	0,1372	0,1403	0,1683	0,1299	0,135	0,123	0,0892
20	0,1325	0,1596	0,1636	0,1254	0,1542	0,1187	0,108

Şekil 6.13 ile Şekil 6.15 arası, off-dizayn, SBM’de T-s diyagramlarını, irtifa ve Mach sayılarına göre değişimini göstermektedir. Genel bir yorum olarak, irtifanın artması özgül entropi değerini artırırken, Mach sayısının artması özgül entropiyi azaltmaktadır. Bu durum DBM için de aynı olduğu önceki grafiklerde bahsedilmiştir.

Şekil 6.13, 9 km irtifa için, Mach sayısıyla T-s diyagramlarının değişimini sunmaktadır. 1,3 M için, özgül entropi değerleri; Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı, LPT çıkışı ve AB çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,040 kJ/kgK, 0,039 kJ/kgK, 0,099 kJ/kgK, 1,114 kJ/kgK, 1,059 kJ/kgK, 1,093 kJ/kgK ve 1,726 kJ/kgK olarak belirlenmiştir.

1,9 M için, Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı, LPT çıkışı ve AB çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,034 kJ/kgK, 0,0347 kJ/kgK, 0,0927 kJ/kgK, 1,028 kJ/kgK, 0,973 kJ/kgK, 1,007 kJ/kgK ve 1,617 kJ/kgK olarak gözlemlenmiştir.



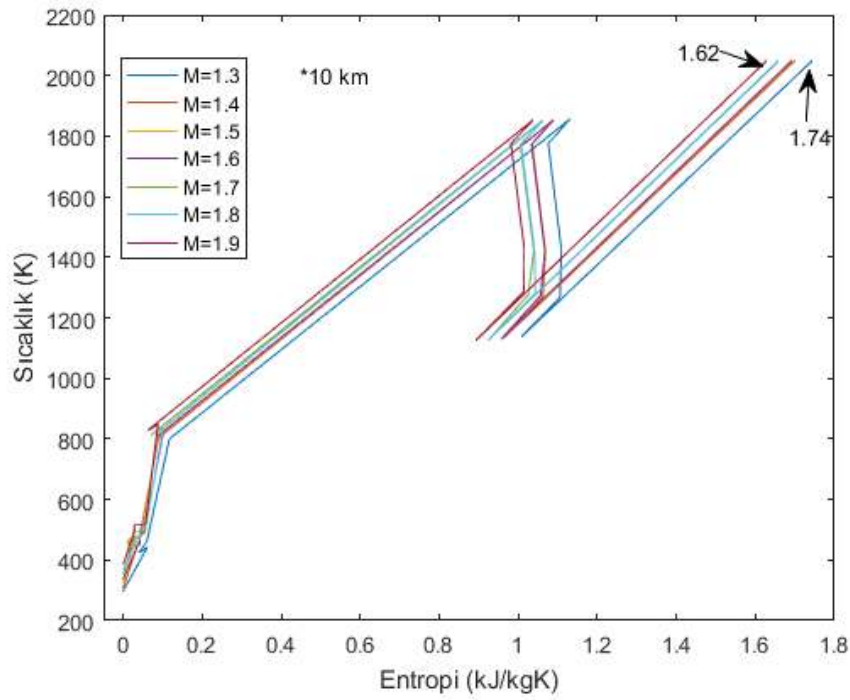
Şekil 6.13. Off-dizayn T-s diyagramı (9 km, SBM)

Şekil 6.14, 10 km irtifa için, Mach sayısıyla T-s diyagramlarının değişimini göstermektedir. 1,3 M için, özgül entropi değerleri; Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı, LPT çıkışı ve AB çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,060 kJ/kgK, 0,059 kJ/kgK, 0,115 kJ/kgK, 1,130 kJ/kgK, 1,075 kJ/kgK, 1,108 kJ/kgK ve 1,744 kJ/kgK olarak belirlenmiştir.

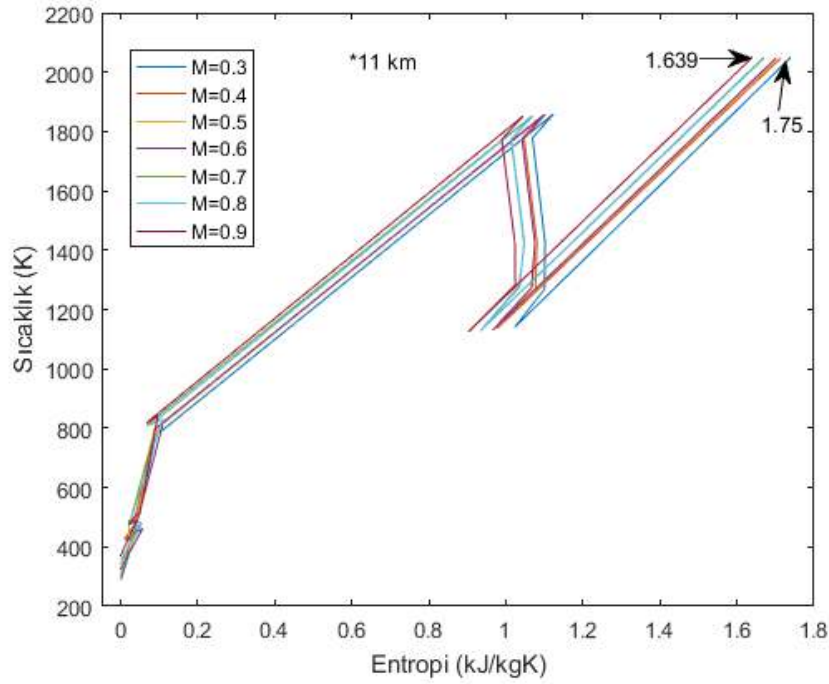
1,9 M için, Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı, LPT çıkışı ve AB çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,0284 kJ/kgK, 0,0283 kJ/kgK, 0,0878 kJ/kgK, 1,036 kJ/kgK, 0,981 kJ/kgK, 1,015 kJ/kgK ve 1,628 kJ/kgK olarak bulunmuştur.

Şekil 6.15, 11 km irtifa için, Mach sayısı ile T-s diyagramlarının değişimini göstermektedir. 1,3 M için, özgül entropi değerleri; Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı, LPT çıkışı ve AB çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,035 kJ/kgK, 0,0348 kJ/kgK, 0,0951 kJ/kgK, 1,123 kJ/kgK, 1,068 kJ/kgK, 1,101 kJ/kgK ve 1,739 kJ/kgK olarak belirlenmiştir.

1,9 M için, Fan çıkışı, CDFS çıkışı, HPC çıkışı, CC çıkışı, HPT çıkışı, LPT çıkışı ve AB çıkışı özgül entropi değerleri sırasıyla, 0,0422 kJ/kgK, 0,0415 kJ/kgK, 0,0957 kJ/kgK, 1,044 kJ/kgK, 0,989 kJ/kgK, 1,023 kJ/kgK ve 1,639 kJ/kgK olarak tahmin edilmiştir.



Şekil 6.14. Off-dizayn T-s diyagramı (10 km, SBM)



Şekil 6.15. Off-dizayn T-s diyagramı (11 km, SBM)

Şekil 6.16 ile Şekil 6.17, hem DBM hem de SBM için off-dizayn uçuş koşullarında entropi üretimlerini kW/K olarak göstermektedir. Öncelikle VCE, SBM’de daha düşük by-pass oranında ve daha yüksek güçte çalıştığı için, komponentlerde daha büyük entropi üretimleri görülmektedir. Fan ünitesi, DBM’de entropi üretimi, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, 4,65 kW/K ‘ten, 4,38 kW/K’e düşerken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 4,38 kW/K’den 1,31 kW/K’e düşmüştür. SBM’de ise, Fan’da meydana gelen entropi üretimi, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, 3,34 kW/K ‘ten 3,92 kW/K’e yükselirken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 3,92 kW/K’den 0,952 kW/K’e düşmüştür.

CDFS ünitesi, DBM’de entropi üretimi, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, 0,347 kW/K’ten, 0,367 kW/K’e yükselirken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 0,367 kW/K’den 0,0762 kW/K’e düşmüştür. SBM’de ise, CDFS’da meydana gelen entropi üretimi, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, 0,942 kW/K’ten 0,799 kW/K’e azalırken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 0,799 kW/K’den 0,173 kW/K’e düşmüştür.

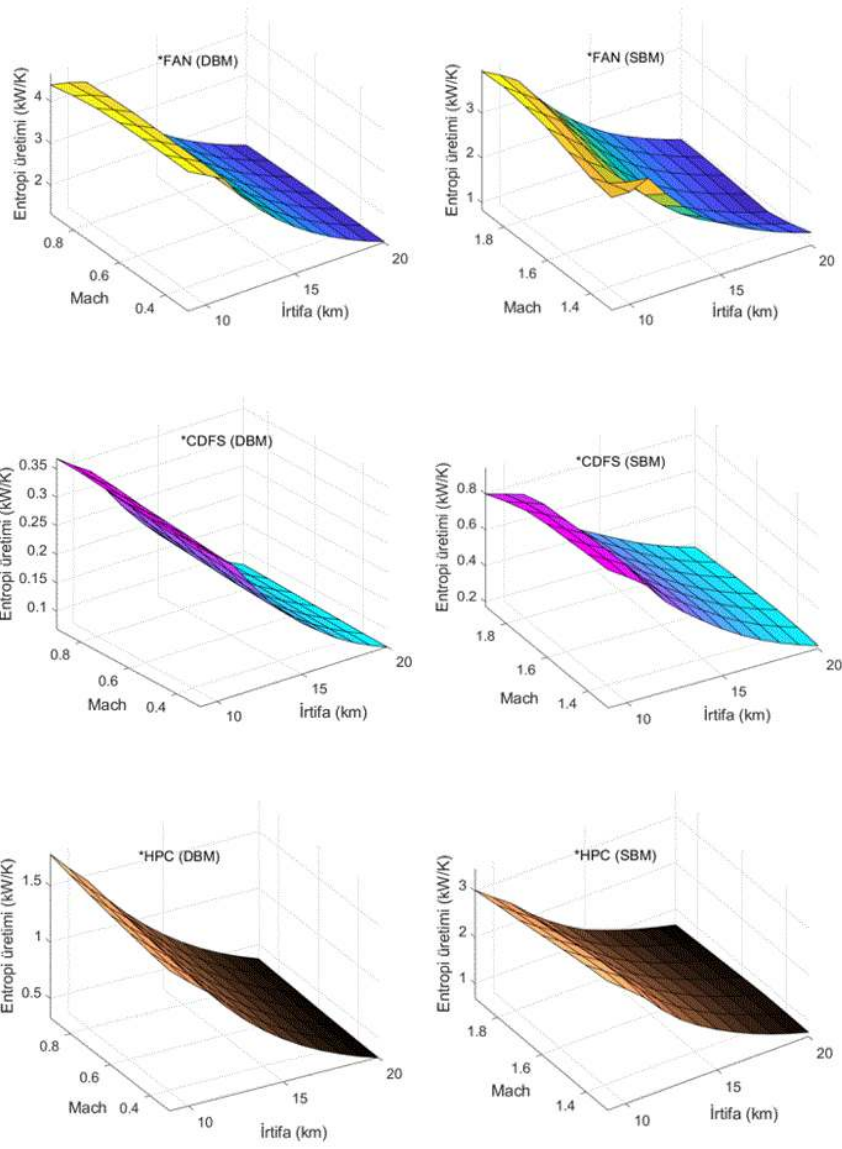
HPC ünitesi, DBM'de entropi üretimi, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, 1,569 kW/K'ten, 1,77 kW/K'e yükselirken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 1,77 kW/K'den 0,377 kW/K'e düşmüştür. SBM'de ise, HPC'da meydana gelen entropi üretimi, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, 3,468 kW/K'ten 3,016 kW/K'e düşerken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 3,016 kW/K'den 0,667 kW/K'e düşmüştür.

Şekil 6.17 ise, yanma odası, HPT ve LPT komponentleri için entropi üretimlerini göstermektedir.

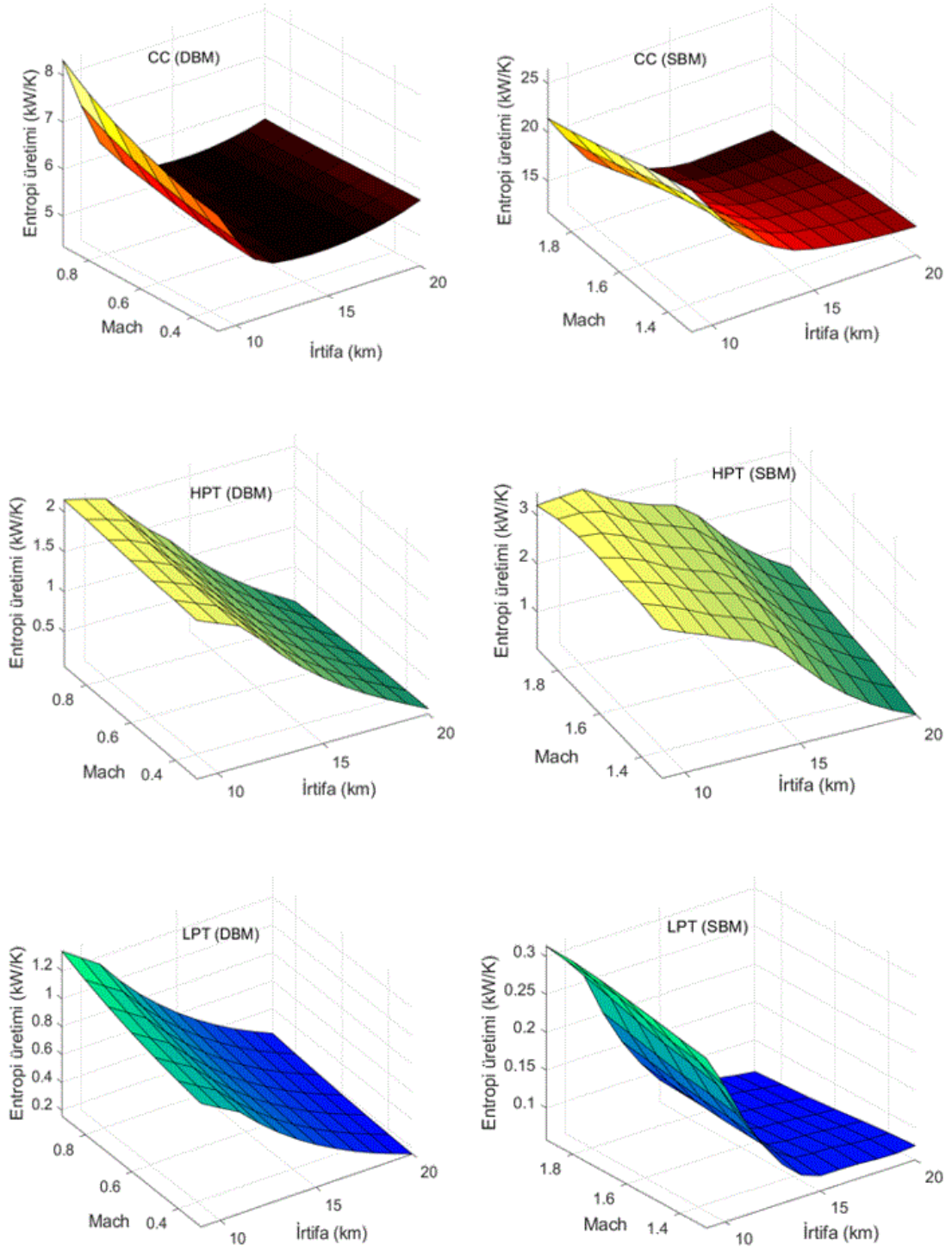
CC ünitesi, DBM'de entropi üretimi, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, 6,83 kW/K'ten, 8,31 kW/K'e yükselirken, 0,9 M için, (9-16 km) irtifa aralığında, 8,31 kW/K'den 5,402 kW/K'e düşmüştür. (16-20 km) irtifalarında ise, 5,402 kW/K'ten, 5,67 kW/K'e yükselmiştir. SBM'de ise, CC'de meydana gelen entropi üretimi, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, 26,42 kW/K'ten 21,45 kW/K'e düşerken, 1,9 M için, (9-16 km) irtifa aralığında, 21,45 kW/K'den 11,85 kW/K'e düşmüştür. (16-20 km) irtifalarında ise, 11,85 kW/K'ten, 12,28 kW/K'e yükselmiştir.

HPT ünitesi, DBM'de entropi üretimi, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, 2,052 kW/K'ten, 2,149 kW/K'e yükselirken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 2,149 kW/K'den 0,064 kW/K'e düşmüştür. SBM'de ise, HPT'da meydana gelen entropi üretimi, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, 3,33 kW/K'ten 3,21 kW/K'e düşerken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 3,21 kW/K'den 0,59 kW/K'e düşmüştür.

LPT ünitesi, DBM'de entropi üretimi, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, 1,042 kW/K'ten, 1,339 kW/K'e yükselirken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 1,339 kW/K'den 0,225 kW/K'e düşmüştür. SBM'de ise, LPT'de meydana gelen entropi üretimi, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, 0,282 kW/K'ten 0,313 kW/K'e yükselirken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 0,313 kW/K'den 0,057 kW/K'e düşmüştür.



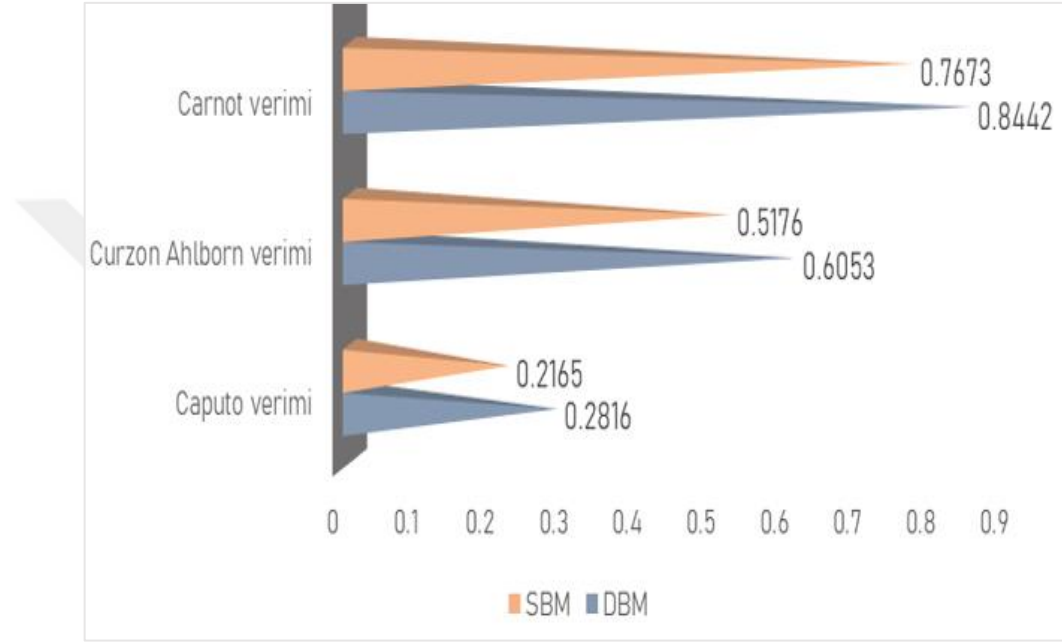
Şekil 6.16. *Off-dizayn Fan, CDFS ve HPC entropi üretimi (kW/K) (DBM, SBM)*



Şekil 6.17. Off-dizayn CC, HPT ve LPT entropi üretimi (kW/K) (DBM, SBM)

Şekil 6.18 ise, tek bir nokta (kalkış fazı) için Carnot, Curzon-Ahlborn ve Caputo verim değerlerini göstermektedir. Verim tanımlarından Carnot veriminin en yüksek çıkması beklenirken; Caputo veriminin en düşük çıkması beklenmektedir. Bunun sebebi

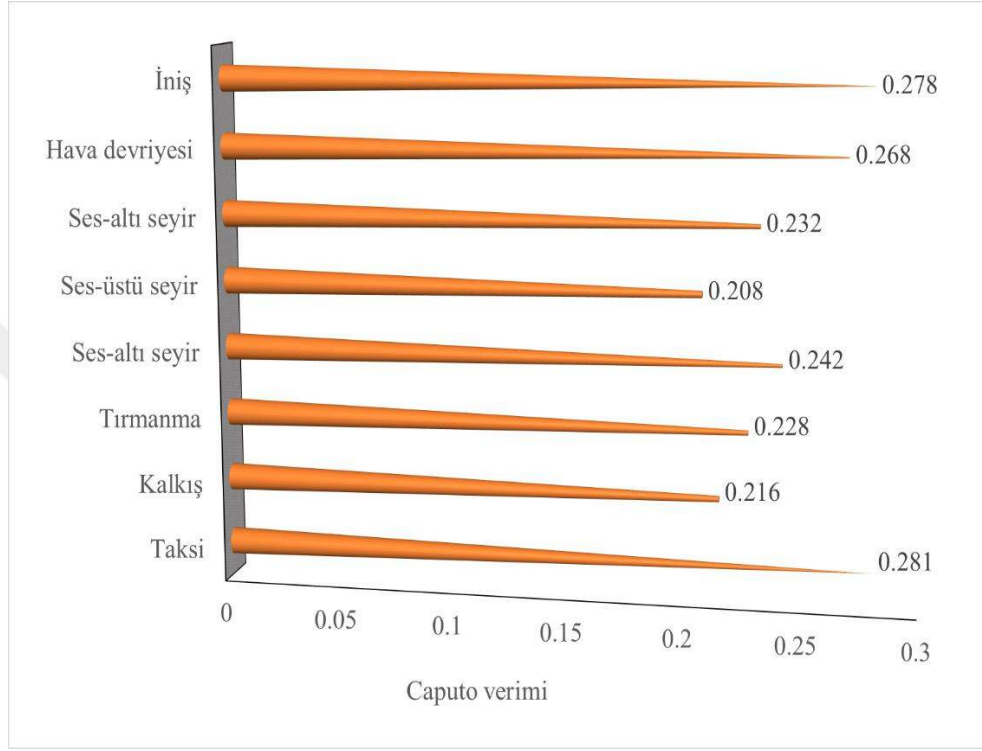
ise, Carnot veriminde sistem tümden tersinir sayılırken; Caputo veriminde ise i  ve dış tersinmezlikler hesaba katılmaktadır. Şekil 6.18'göre, Caputo verimi DBM'de % 28,16 olarak bulunurken; SBM'de ise %21,65 olarak hesaplanmıştır. Carnot verimi ise DBM'de % 84,42 ile en yüksek hesaplanmıştır. Ayrıca; ikinci yasa verimleri açısından da DBM'de daha yüksek verimler elde edilmiştir.



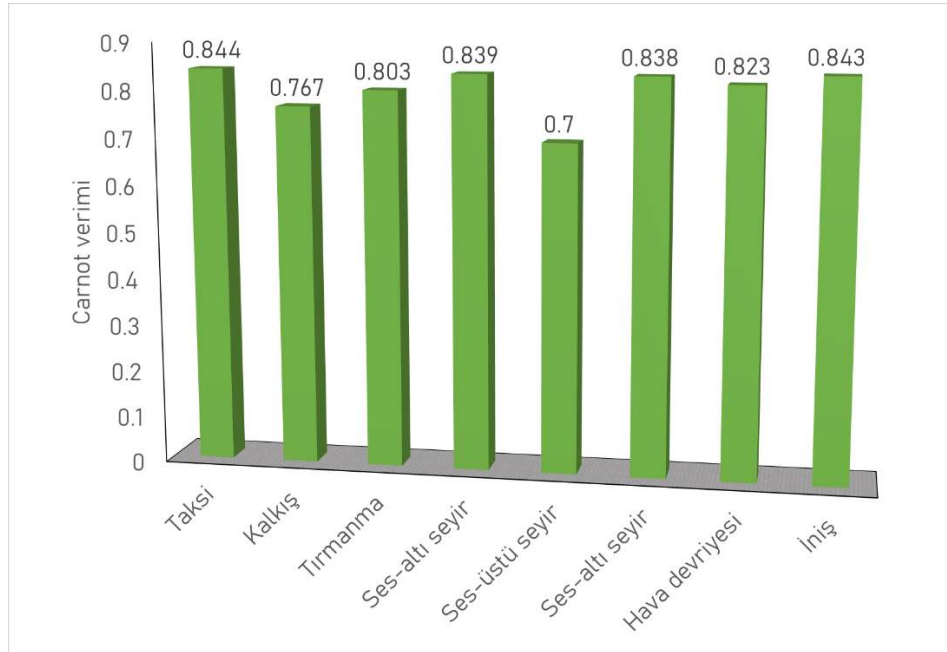
Şekil 6.18. On-dizayn'da ikinci yasa verim değerleri (DBM ve SBM için)

Şekil 6.19 ile  ekil 6.21 arasında ise, uçuş fazlarında ikinci yasa verimleri sunulmuştur. Şekil 6.20'te görülebileceği gibi, sekiz faz için, Carnot verimi nispeten en yüksek iken,  ekil 6.19'e göre Caputo verimi en düşük olarak belirlenmiştir. Bunun nedeni, entropi üretiminin Carnot verimliliğinin hesaplanmasına dahil olmamasıdır, oysa Caputo veriminde ise dış ve i  tersinmezlikler hesaplanmaktadır. Uçuş fazları verimliliği etkileyen önemli bir de i kendir. Motor veya uçak ses altı seyir aşamalarında  alı tı ında, bu ikinci yasa veriminin artmasına neden olurken, Ses  st  seyir aşaması verimliliği önemli ölçüde düşürmektedir. Kalkış, tırmanma ve Ses  st  seyir aşamalarında arдынma aktif olduğundan, bu aşamalarda verimlilik nispeten düşük hesaplanmıştır. Analiz sonuçlarına göre,  ekil 6.19'a bakılırsa, Caputo verimi % 20,8 ile % 28,1 arasındadır. Şekil 6.20'den, Carnot verimi sekiz uçuş fazında % 70'den % 84,4'e değişmektedir. Son

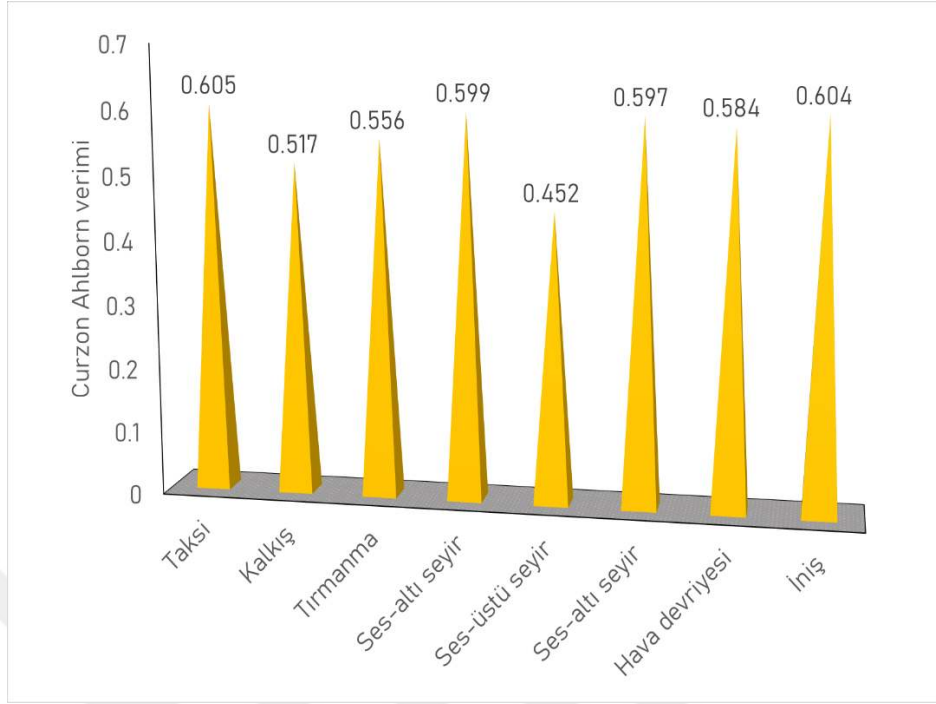
olarak, Şekil 6.21'den Curzon-Ahlborn verimi ise % 45,2 ile % 60,5 arasında hesaplandığını göstermektedir. Diğer fazlar için hesaplanan verim değerleri bu grafiklerde açıkça sunulmuştur.



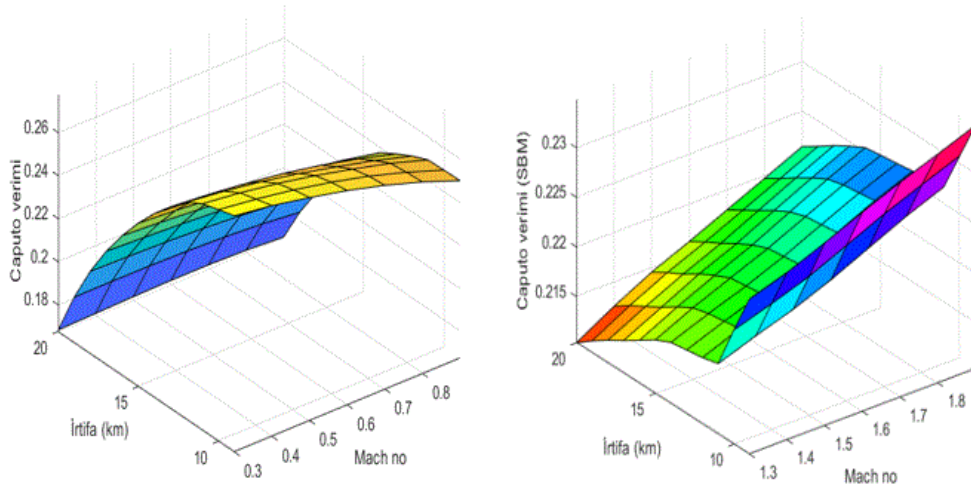
Şekil 6.19. Çeşitli uçuş fazlarında Caputo verimi değerleri



Şekil 6.20. Çeşitli uçuş fazlarında Carnot verimi değerleri



Şekil 6.21. Çeşitli uçuş fazlarında Curzon-Ahlborn verim değerleri

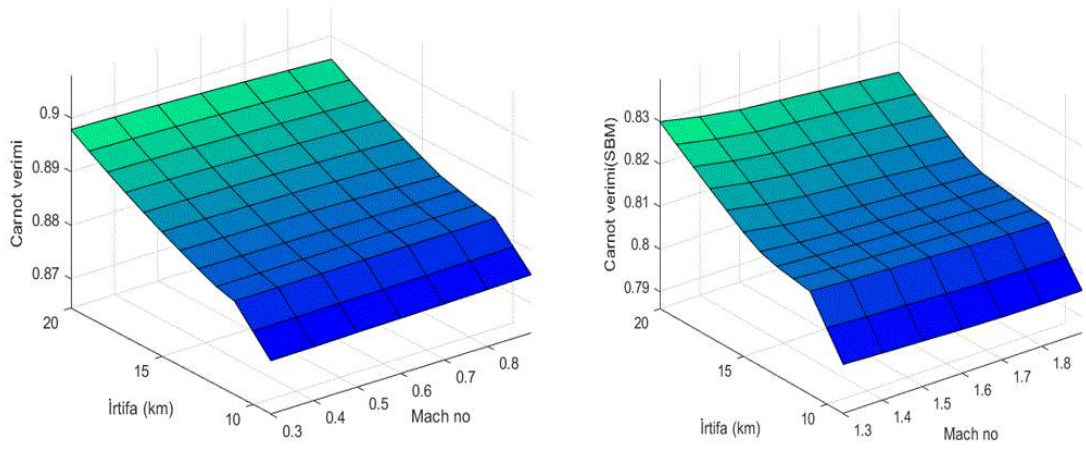


Şekil 6.22. Düz uçuşta Caputo verim değerleri (DBM ve SBM)

VCE komponentlerinin farklı düz uçuş koşulları için Caputo verimi sonuçları Şekil 6.22'te verilmiştir. DBM'deki ayrıntılı uçuş koşulları dikkate alındığında, en yüksek Caputo verimi, 9 km irtifada ve 0,3 M'da % 27,74 olarak belirlenmiştir. Sabit 0,9 M'da

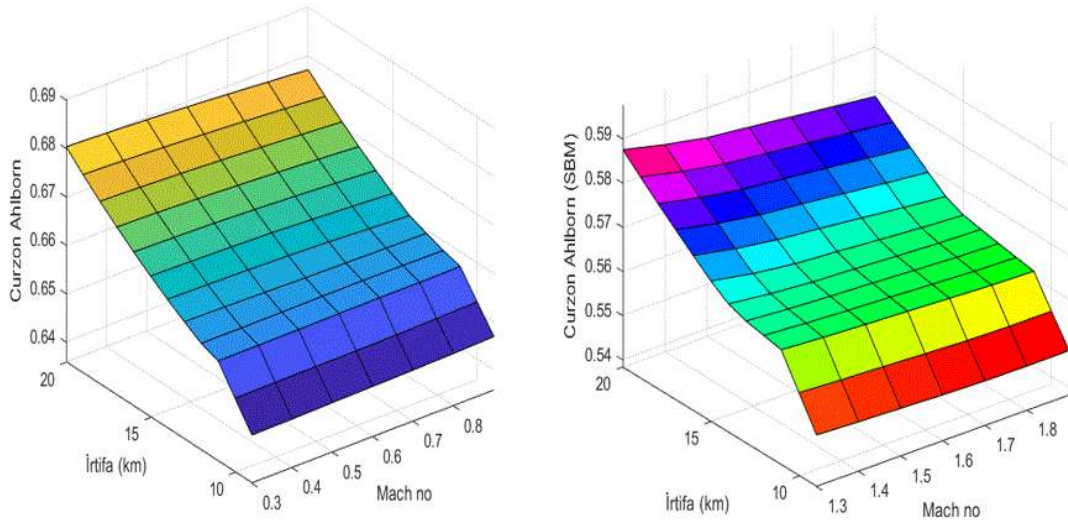
ve 9 km-20 km irtifa arasında, VCE'nin Caputo verimi % 24,9 ile % 16,7 arasındadır. Diğer yandan SBM'de ise 9 km irtifada ve 1,9 M en yüksek Caputo verimi % 23,4 olarak hesaplanmıştır. 20 km sabit irtifada ve 1,3'ten 1,9'a artan Mach ile, bu verim % 21,03'den % 22,15'e yükselmektedir. Ayrıca irtifa 9 km'den 20 km'ye çıktığında (sabit 1,9 M'da), Caputo verimi % 23,48'den % 22,15'e düşmektedir.

Şekil 6.23 ise, düz uçuş için VCE modeline ait Carnot verim değişimini göstermektedir. İrtifanın artması ile Carnot veriminin arttığı gözlenirken; DBM için daha yüksek Carnot verimi hesaplanmıştır.



Şekil 6.23. Düz uçuşta Carnot verim değerleri (DBM ve SBM)

Şekil 6.24 ise, VCE modelinin Curzon-Ahlborn (CA) veriminin seyir aşaması boyunca değişimi sunulmuştur. Şekil 6.24'e göre, CA verimliliği SBM'ye kıyasla DBM'de daha yüksek bulunmuştur. Ayrıca irtifanın artması bu verimi olumlu etkilemektedir. DBM için, sabit 0,9 M'da ve 9 km-20 km irtifa arasında, VCE'nin CA verimi % 64,7 ile % 67,71 aralığında olduğu tahmin edilmektedir. Öte yandan, 20 km sabit irtifada ve 0,3-0,9 Mach arasında, bu verim % 68,04'ten % 67,71'e düşmektedir. SBM'de, irtifanın 9 km'den 20 km'ye çıkmasıyla (sabit 1,9 M'da), CA verimi ise % 54,8 ile % 57,8 aralığında bulunmaktadır. Öte yandan, sabit 20 km irtifada ve 1,3'den 1,9'a yükselen Mach'da, CA verimi sırasıyla % 58,7 ve % 57,8 olarak tahmin edilmiştir. İrtifanın Curzon-Ahlborn verimine etkisinin Mach'a göre daha baskın olduğu görülmektedir. Yani, Curzon-Ahlborn verimindeki değişim DBM'de Mach ve irtifa kaynaklı sırasıyla % 0,33 ve % 3,01 olarak hesaplanmıştır.

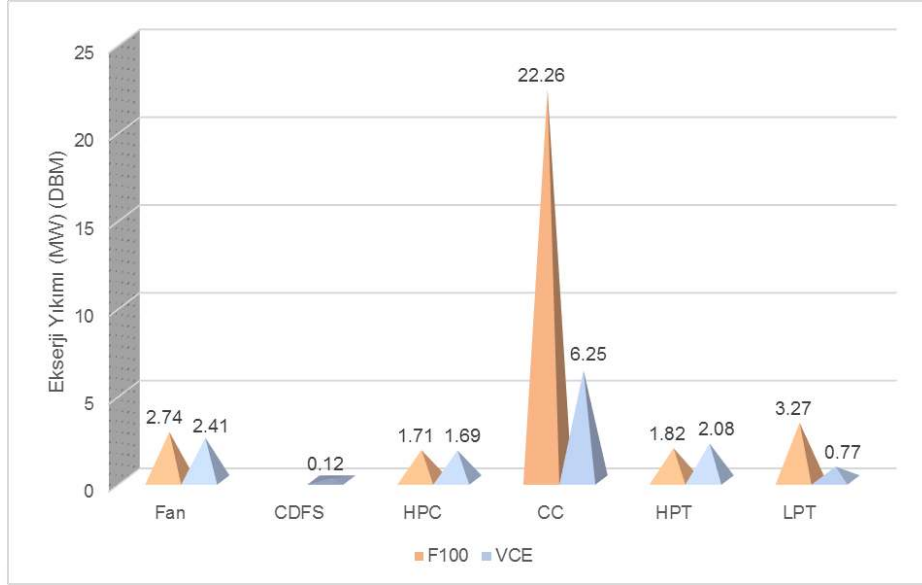


Şekil 6.24. *Düz uçuşta Curzon-Ahlborn verim değerleri (DBM ve SBM)*

6.7. VCE Ekserji Analizi Uygulaması

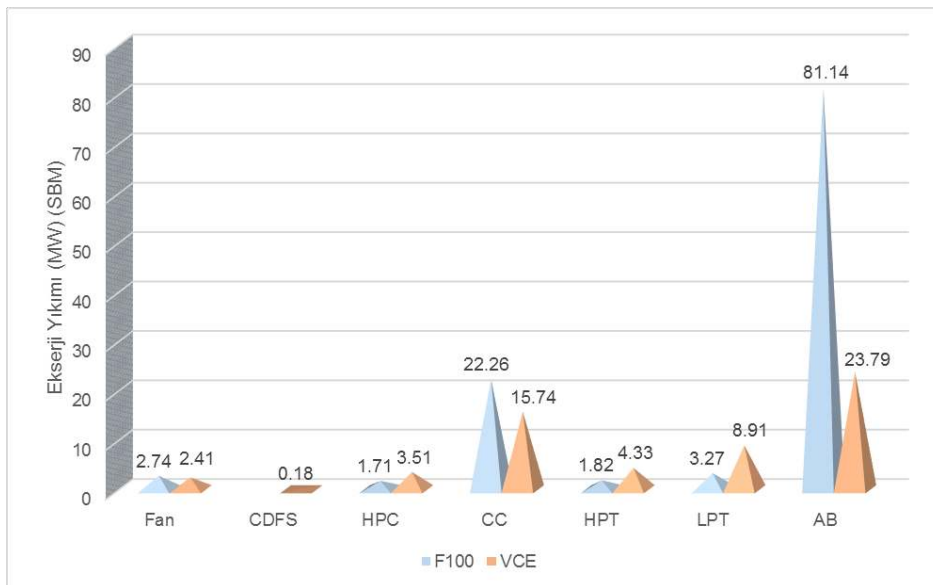
6.7.1. On-dizayn ekserji

Şekil 6.25, DBM'de, VCE ve F100 motorunun komponentlerindeki ekserji yıkımını göstermektedir. Her iki motor için de yanma odasında (CC) nispeten yüksek ekserji yıkımı belirlenmiştir. Şekil 6.25'te görüldüğü gibi, F100 motorunun ve VCE modelinin yanma odalarında (CC) ekserji yıkımı sırasıyla 22,26 MW ve 6,25 MW'dır. VCE modeli sayesinde CC ünitesi için ekserji yıkımındaki azalma, F100 ile karşılaştırıldığında % 71,9 olarak belirlenmiştir. Bunun nedenlerinden biri, VCE'nin CC ünitesinde tüketilen yakıt kütle debisindeki azalmadan kaynaklanabilir. Yani, her iki motor için CC ünitelerinde tüketilen yakıt, F100 motoru için 1,7 kg / s ve VCE için 0,98 kg / s olarak belirlenmiştir. Diğer yandan, F100 turbofan motoru ile karşılaştırıldığında, VCE modelinin Fan, HPC ve LPT birimlerindeki ekserji yıkımı, 2,41 MW, 1,69 MW ve 0,77 MW ile daha düşük olarak hesaplanmaktadır.



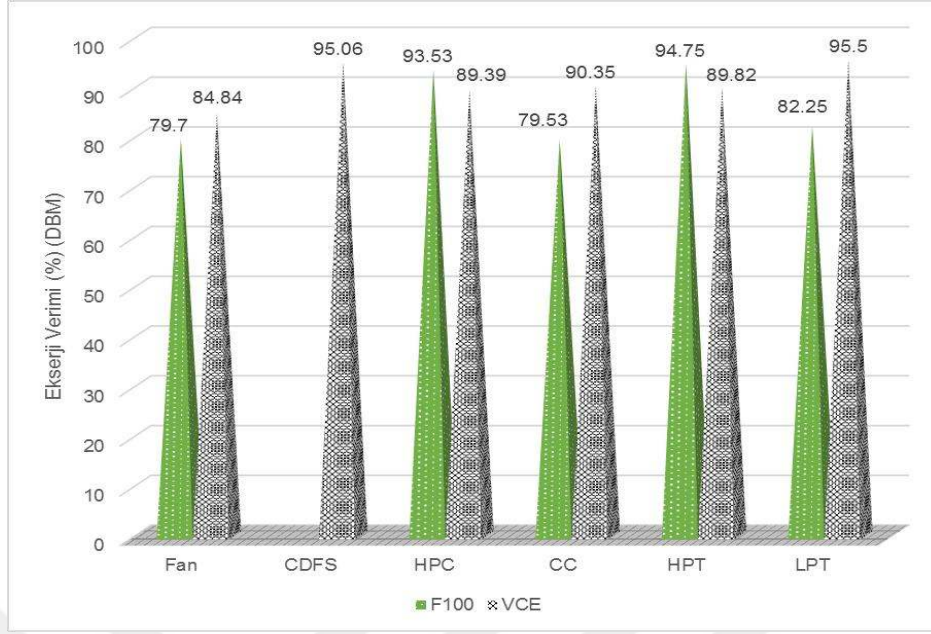
Şekil 6.25. DBM'de VCE modeli ve F100 komponentlerinin ekserji yıkımı (MW)

VCE'nin altı komponentlerinin tümü göz önüne alındığında, bu komponentler CC komponentine göre nispeten düşük bir iyileşme göstermektedir. Bahsedilen komponentlerin aksine, VCE'nin HPT komponentindeki ekserji yıkımı 2,08 MW ile daha yüksek değere sahiptir. Bu durumdan çıkarılabilecek bir sonuç, yeni kavramın her komponentle tamamen avantajlı olmamasıdır. Son olarak, VCE'nin CDFS birimi, diğerleri arasında 0,12 MW ile en düşük ekserji yıkımına sahiptir.



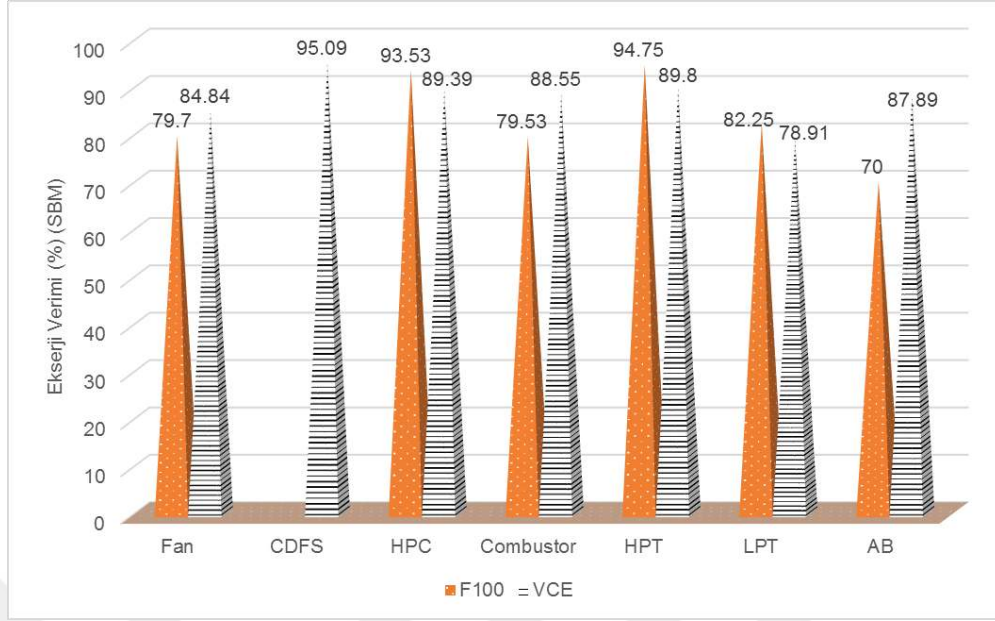
Şekil 6.26. VCE modeli ve F100 komponentlerin ekserji yıkımı (SBM) (MW)

Motor çalışma modu DBM'den SBM'e değiştirildiğinde, Şekil 6.26, her iki motorun komponentlerindeki ekserji yıkımlarını göstermektedir. Ekserji yıkımı açısından, değerlendirilmesi gereken ilk komponentler her iki turbofan motoru için de AB ve CC üniteleridir, çünkü bu komponentler nispeten yüksek ekserji yıkımına sahiptir. Şekil 6.26'da görüldüğü gibi, F100 motorunun ve VCE modelinin AB birimlerindeki ekserji yıkımları sırasıyla 81 MW ve 23,79 MW olarak belirlenmiştir. Öte yandan, CC birimlerinin ekserji yıkım değeri, F100 motoru için 22,26 MW ve VCE için 15,74 MW olarak hesaplanmaktadır. VCE modeli sayesinde, SBM'de AB ve CC birimleri için ekserji yıkımlarındaki azalma sırasıyla % 70,62 ve % 29,29 olarak hesaplanmaktadır. Her iki motorun AB üniteleri için yüksek ekserji yıkım farkı, AB ünitelerinde yakılan yakıt farkına bağlanabilir. Diğer bir deyişle, F100 motorunun ve VCE modelinin AB birimlerinde kullanılan yakıt sırasıyla 5,17 kg / s ve 3,26 kg / s olarak hesaplanmaktadır. Her iki motor da aynı çevre koşullarında çalıştığı ve AB ünitesinde herhangi bir iş üretilmediğinden, daha yüksek yakıt kütle akışı daha yüksek ekserji yıkımı anlamına gelmektedir. Bilindiği gibi AB ünitesi ek itki elde etmek için kullanılmaktadır. Yeni nesil motor ile egzoz gazlarının hızını artırmak için yakıtın kimyasal enerjisi daha verimli bir şekilde dönüştürülebilir. Böylece, bu yeni motorlar ile daha az yakıtla aynı büyüklükte itki kuvveti elde etmektedirler. AB ve CC ünitelerinin aksine, F100 motorla karşılaştırıldığında, VCE modelinin HPC, HPT ve LPT ünitelerinde ekserji yıkımı sırasıyla 3,51, 4,33 ve 8,91 MW ile daha yüksek değer olarak hesaplanmaktadır. Bununla birlikte, VCE komponentlerindeki bu yüksek ekserji yıkım değerleri, AB ve CC birimlerinde ekserji yıkımındaki azalmayla telafi edilebilmektedir. Son olarak, CDFS, çift by-pass modda olduğu gibi, SBM'de 0,18 MW ile en düşük ekserji yıkımına sahiptir.



Şekil 6.27. VCE ve F100 motor komponentlerinin ekserji verimleri (DBM)

İkinci ekserjetik parametre dikkate alındığında, Şekil 6.27’de, DBM’de komponent bazında ekserji verimi sonuçlarını vermektedir. Bu parametre, komponentlerin teorik sınıra ne kadar yakın çalıştığını göstermektedir. İlk olarak, her iki motorun komponentleri arasındaki ekserji verimlerinde nispeten farkın yüksek olduğu noktaya odaklanmalıdır. Şekil 6.27’e göre, bunlar CC ve LPT komponentleridir. Yani, F100 motoru ve VCE modelinin, CC ünitelerinde ekserji verimi sırasıyla % 79,53 ve % 90,35’tir. Öte yandan, LPT birimlerindeki ekserji verimi F100 motor için % 82,25 ve VCE modeli için % 95,5 olarak hesaplanmaktadır. VCE sayesinde, F100 ile kıyasla, CC ve LPT üniteleri için ekserji verimindeki artış sırasıyla % 10,82 ve % 13,25 olarak hesaplanmaktadır. Bu komponentlere ek olarak, VCE’nin Fan birimi % 5,14 ile daha yüksek verime sahiptir. Aksine, VCE’nin HPC ve HPT birimleri ekserji veriminde azalmaya sahiptir. Başka bir deyişle, HPC ve HPT birimlerindeki bu fark, VCE için % 4,14 ve % 4,93 daha az olarak belirlenmiştir. Son olarak, CDFS diğer sabit çevrim gaz türbin motorlarında bulunmayan yeni bir yapıdır. % 95,06 ile en yüksek ekserji verimine sahiptir.

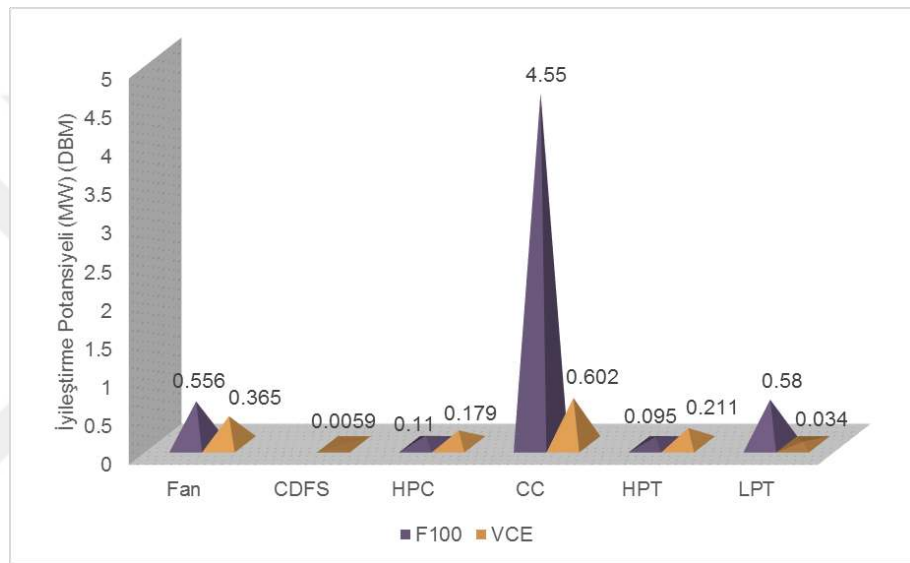


Şekil 6.28. VCE ve F100 komponentlerinin ekserji verimleri (SBM)

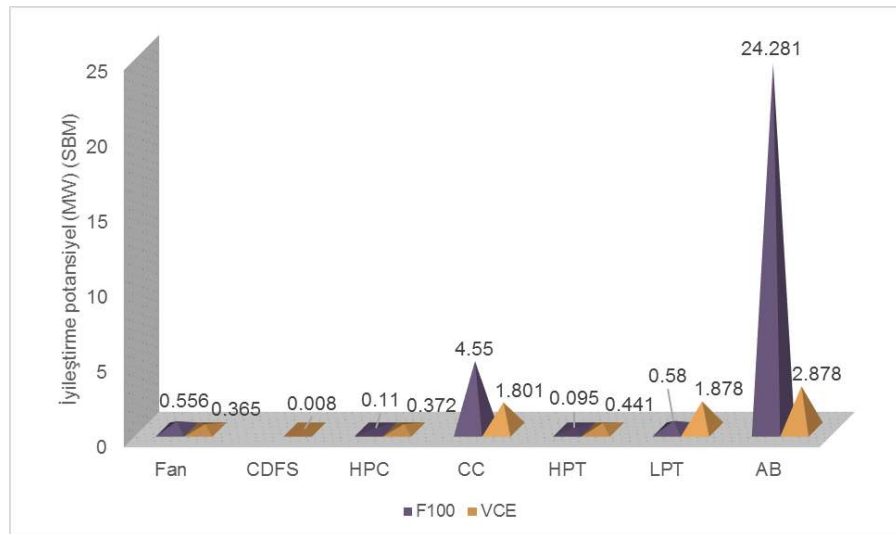
Mod DBM'den SBM'e değiştirildiğinde, Şekil 6.28 her iki motorun komponentlerindeki ekserji verimlerini göstermektedir. Şekil 6.28'de en dikkat çekici komponentler AB ve CC birimleridir. F100 motoru ve VCE modelinin AB birimlerinde ekserji verimleri sırasıyla % 70 ve % 87,89'dur. CC üniteleri için, bu ünitelerdeki ekserji verimleri VCE için % 88,55 olan F100 motoru için % 79,53 olarak belirlenmiştir. VCE modeli sayesinde, F100 ile karşılaştırıldığında, AB ve CC üniteleri için ekserji verimliliğindeki artış sırasıyla % 17,89 ve % 9,02 olarak belirlenmiştir. Bu birimlerin aksine, VCE'nin HPC, HPT ve LPT'deki ekserji verimliliği daha düşük hesaplanmaktadır. Yani, VCE'nin HPC, HPT ve LPT birimlerindeki ekserji verimliliğinin sırasıyla % 89,39, % 89,8 ve % 78,91 olduğu tahmin edilmektedir.

Şekil 6.29'a ise, komponent bazında üçüncü ekserjetik parametrelerin sonuçlarını göstermektedir. Yani, Şekil 6.29 ile DBM'de, VCE ve F100 motorunun komponentlerindeki iyileştirme potansiyeli (IP) oranı verilmiştir. Bu parametre sayesinde, daha fazla iyileştirmenin motor komponentleri için yararlı olup olmadığı tahmin edilmektedir, bu nedenle yüksek IP oranına sahip komponentlere odaklanılmalıdır. Genel olarak, VCE komponentleri F100 turbofan motoru ile karşılaştırıldığında bunların geliştirme potansiyeli düşüktür. VCE'nin ana komponentlerinin teorik sınıra oldukça yakın çalıştığı anlamına gelmektedir.

Her iki motor için yanma odasında (CC) nispeten yüksek IP oranları belirlenmiştir. Daha yüksek ekserji yıkımı daha yüksek IP oranına yol açtığından bu sonuçlar kabul edilebilir. Şekil 6.30'de görüldüğü gibi, F100 ve VCE modelinin CC birimlerindeki IP oranı sırasıyla 4,55 MW ve 0,62 MW olarak tahmin edilmektedir. Diğer taraftan, Fan birimlerindeki IP oranı, VCE için 0,365 MW olan F100 motoru için 0,556 MW olarak belirlenmiştir. CC ve Fan komponentlerin aksine, VCE'nin HPC ve HPT ünitelerindeki IP oranı sırasıyla 0,179 MW ve 0,211 MW ile daha yüksek belirlenmiştir.



Şekil 6.29. DBM'de VCE ve F100 komponentlerin iyileştirme potansiyeli (MW)

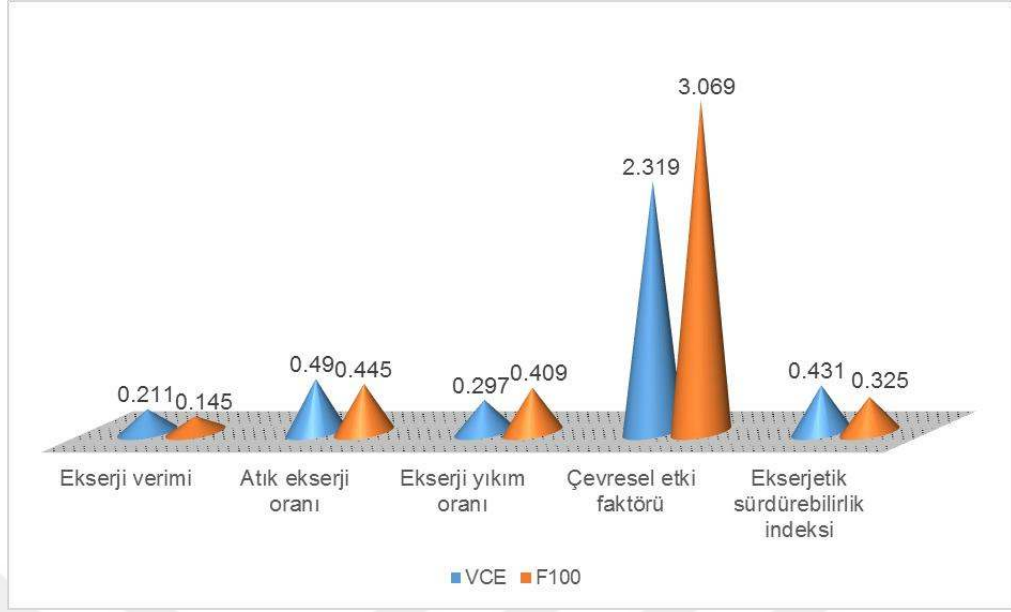


Şekil 6.30. VCE ve F100 komponentlerin iyileştirme potansiyeli (MW) (SBM)

SBM'deki IP oranları göz önüne alındığında, Şekil 6.30, her iki motorun komponentlerindeki IP oranını göstermektedir. Değerlendirilmesi gereken ilk komponent, tek by-pass modu için AB birimleridir. F100 ve VCE modelinin AB birimlerindeki IP oranı sırasıyla 24,281 MW ve 2,878 MW'dır. Bunu CC komponenti takip etmektedir. Yani, CC birimlerindeki IP oranı, VCE modeli için 1,801 MW, F100 motoru için 4,55 MW olarak belirlenmiştir. Bununla birlikte, VCE'nin HPC, HPT ve LPT'si daha düşük IP oranlarına sahiptir. Başka bir deyişle, VCE'nin HPC ve HPT ve LPT birimlerindeki IP oranı sırasıyla 0,372 MW, 0,441 MW ve 1,878 MW ile daha yüksek hesaplanmıştır. CDFS'nin IP indeksi ise, 0,008 MW ile en düşük IP oranına sahiptir.

Şimdiye kadar, komponent bazlı ekserjetik değerlendirme yapılmıştır. Yeni VCE modelinin bazı komponentlerinin ekserjetik açıdan F100 motoruna göre daha üstün olmadığı belirtilmiştir. Hangi motorun ekserjetik açıdan daha iyi olduğunu anlamak için tüm motor için ekserjiye dayalı sürdürülebilirlik analizi yapılmıştır. Ekserji tabanlı sürdürülebilirlik parametreleri göz önüne alındığında, Şekil 6.31 ile Şekil 6.32, her iki modda da tüm motor için ekserji verimi, atık ekserji oranı, ekserji yıkım faktörü, çevresel etki faktörü ve ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi olan beş sürdürülebilirlik parametresinin hesaplanmasını ortaya koymaktadır.

Şekil 6.31, DBM'deki turbofan motorlarının bütünü için beş sürdürülebilirlik parametresinin sonuçlarını göstermektedir. Şekil 6.31'de görüldüğü gibi, tüm F100 motorunun ve VCE modelinin ekserji verimleri DBM'de sırasıyla % 14,5 ve % 21,1 olarak belirlenmiştir. Diğer taraftan, her iki motorun da ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi (ESI) F100 motoru için 0,325 ve VCE modeli için 0,431 olarak hesaplanmaktadır. Sadece bu iki parametre bile DBM'de VCE modelinin ekserjetik açıdan üstün olduğunu kanıtlamaktadır. Yani, yeni teknolojik olanaklarla, bir motordaki tasarım değişikliği sürdürülebilirlik açısından motoru daha iyi hale getirebilmektedir. Her iki motor için çevresel etki faktörü (EEF) ise, F100 motoru için 3,069 ve VCE modeli için 2,319 olarak belirlenmiştir. Bu parametre yukarıda belirtilen iki parametrenin sonuçlarını doğrulamaktadır. Ayrıca, F100 motorunun ekserji yıkım faktörü (EDF) 0,409 olarak hesaplanırken, VCE'nin EDF indikatörü, 0,297 olarak belirlenmiştir. Son parametre ise, F100 motorunun ve VCE modelinin atık ekserji oranları sırasıyla 0,445 ve 0,49 olarak belirlenmiştir.

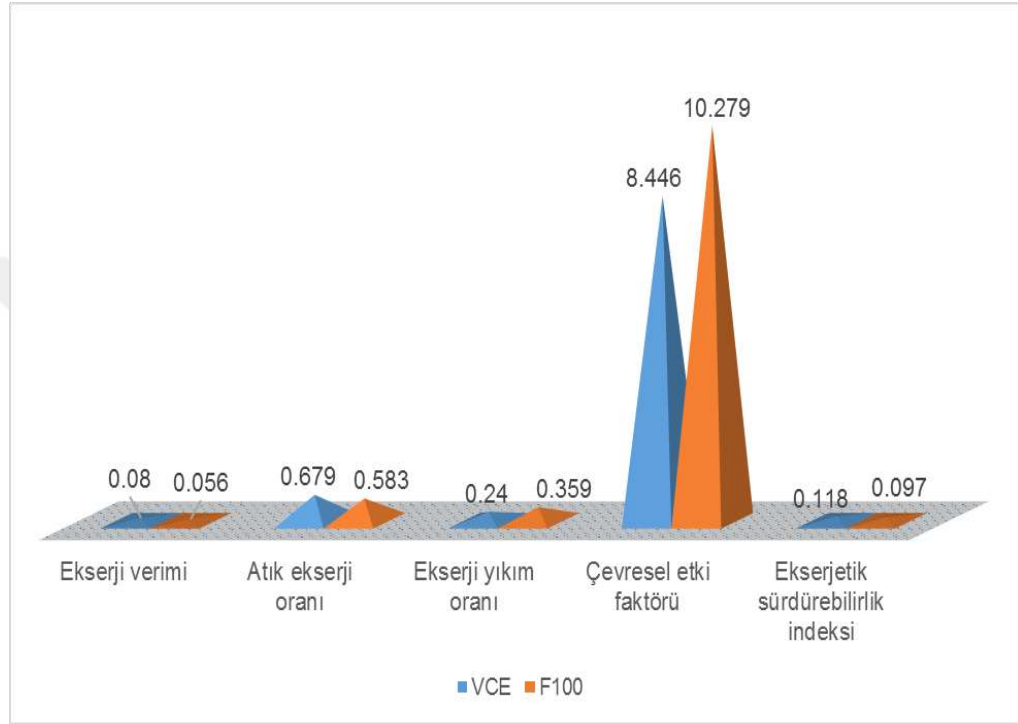


Şekil 6.31. DBM'de VCE ve F100 komponentleri ekserjetik sürdürülebilirlik parametreleri

Bu beş sürdürülebilirlik parametresi SBM kapsamında ele alındığında, Şekil 6.32, SBM'deki her iki motor için bu parametrelerin sonuçlarını göstermektedir. Şekil 6.32'de gösterildiği gibi, tüm F100 motorunun ve VCE modelinin ekserji verimleri sırasıyla % 5,6 ve % 8 olarak belirlenmiştir. Bu parametreye ek olarak, her iki motorun da ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi, F100 motoru için 0,097 ve VCE modeli için 0,118 olarak hesaplanmaktadır. Öte yandan, çevresel etki faktörü (EEF), F100 motoru için 10,279, VCE modeli için 8,446 olarak hesaplanmıştır. Çift by-pass modu göz önüne alındığında, her iki motor için EEF parametreleri SBM'de yüksek artış göstermektedir. Ayrıca VCE modeli ve F100 motoru için ekserji yıkım faktörü (EDF) sırasıyla 0,24 ve 0,359 olarak belirlenmiştir. Son olarak, VCE'nin atık ekserji oranı 0,679, F100 motorunun atık ekserji oranı ise 0,583 olarak belirlenmiştir.

Bu tek by-pass modu, çift by-pass modu ile karşılaştırıldığında, analiz edilmesi gerekli iki nokta vardır. İlk olarak, her iki motor için hem atık ekserji oranı hem de çevresel etki faktörü SBM'de daha yüksek değere sahiptir. VCE atık ekserji oranı için bu fark % 18 ve F100 motoru için % 13,8 olarak belirlenmiştir. Motorlar SBM'de daha yüksek itki ve atık güç ürettiğinden, bu durum beklenmektedir. Ayrıca, çevresel etki faktörü artışı VCE için 6,127 ve F100 motoru için 7,21 olarak belirlenmiştir. Öte yandan DBM'e göre, hem ekserji veriminde hem de ekserjetik sürdürülebilirlik indeksinde düşüş

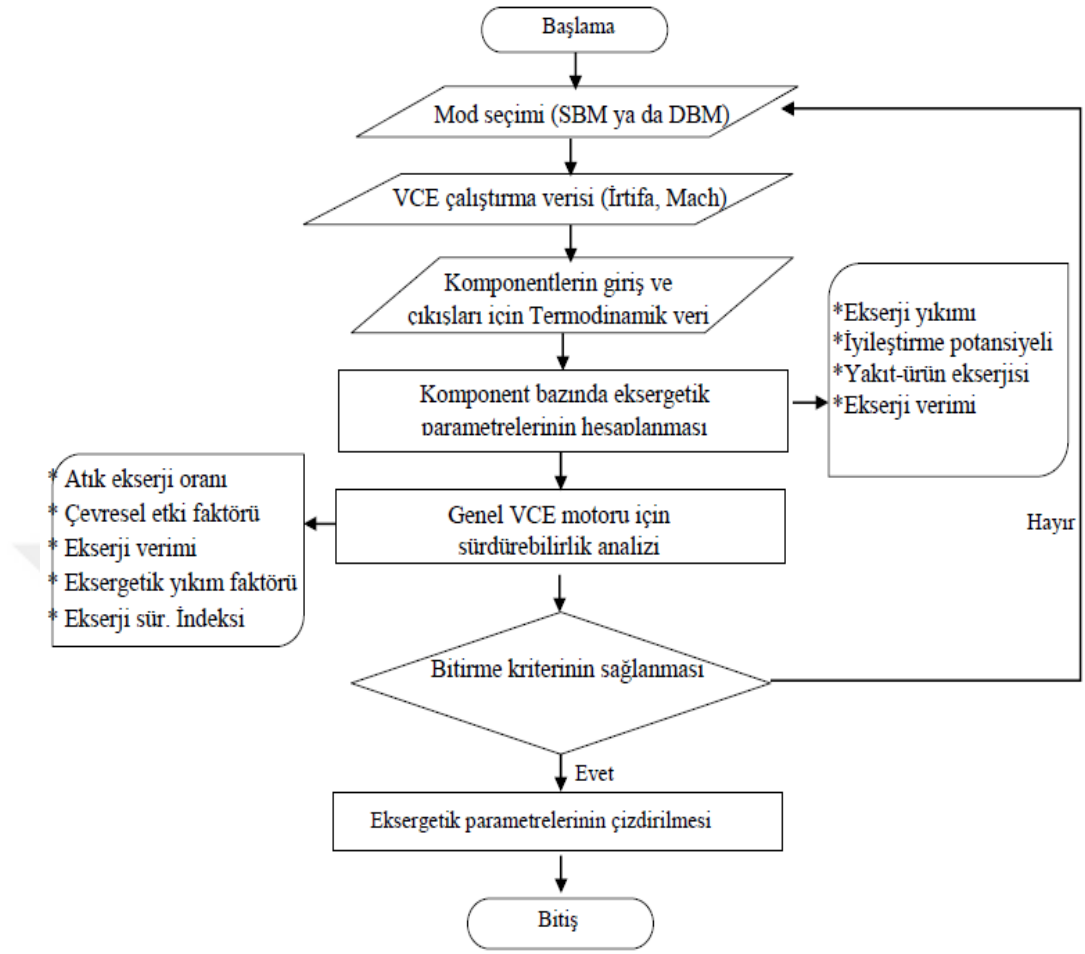
meydana gelmektedir. Ekserji verimindeki azalma VCE için % 13,1 ve F100 için % 8,9 olarak belirlenmiştir. Öte yandan, ESI için fark VCE için 0,313 ve F100 motor için 0,228 olarak hesaplanmaktadır. Bu genel sonuçlar, tasarım noktası için (take-off) DBM'nin SBM'ye göre üstünlüğünü göstermektedir.



Şekil 6.32. VCE ve F100 komponentlerin ekserjetik sürdürülebilirlik parametreleri (SBM)

6.7.2. Off-dizayn ekserji

Ekserji analizi hem çift by-pass oranı hem de tek by-pass oranı için değişken uçuş koşulları için incelenmiştir. Her bir nokta için bu detaylı ekserji hesaplamasını hızlandırmak için Şekil 6.33'da gösterilen akış diyagramı geliştirilmiştir.



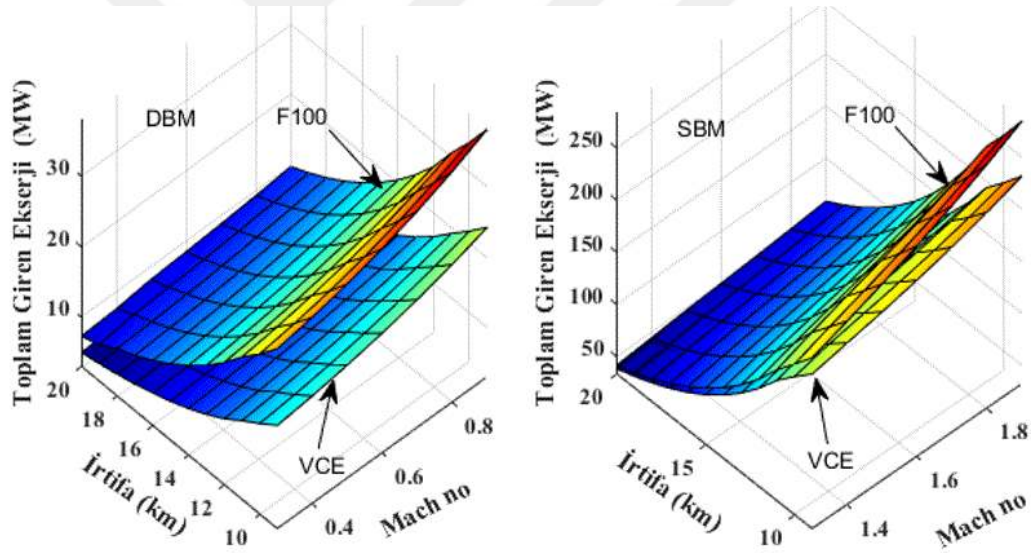
Şekil 6.33. Off-design ekserjetik hesaplamaların akış diyagramı

Tablo 6.7. Ana girdi parametreleri (uçuş koşullarının uç noktalarında) (DBM)

Parametreler	(9 km, 0,3 M)	(9 km, 0,9 M)	(20 km, 0,3 M)	(20 km, 0,9 M)
VCE/(F100)				
Dış ortam sıcaklığı (K)	229,65/(229,65)	229,65/(229,65)	216,65/(216,65)	216,65/(216,65)
Dış ortam basıncı (kPa)	30,74/(30,74)	30,74/(30,74)	5,47/(5,47)	5,47/(5,47)
Hava kütle debisi (kg/s)	39,16/(39,16)	55,68/(55,68)	7,65/(7,65)	10,75/(10,75)
By-pass oranı	1,8/(0,67)	1,8/(0,67)	1,8/(0,67)	1,8/(0,67)
Yakıt akışı (kg/s)	0,403/(0,626)	0,548/(0,834)	0,115/(0,160)	0,143/(0,213)
Egzoz çıkış hızı (m/s)	466,4/(461,5)	471,3/(467)	505,78/(496,9)	501,35/(493,6)
Toplam basınç oranı	35,6/(25,99)	31,34/(22,38)	43,26/(31,29)	36,8/(26,93)
Yanma odası verimi	0,97/(0,88)	0,98/(0,91)	0,90/(0,85)	0,93/(0,87)
HPC basınç oranı	7,75/(9,03)	7,29/(8,53)	8,09/(9,44)	7,62/(8,89)
Isıl verim	0,48/0,45	0,53/0,5	0,43/(0,41)	0,49/(0,48)
İtki verimi	0,25/0,21	0,57/0,5	0,22/(0,19)	0,52/(0,46)

Tablo 6.8. Ana girdi parametreleri (uçuş koşullarının uç noktalarında) (SBM)

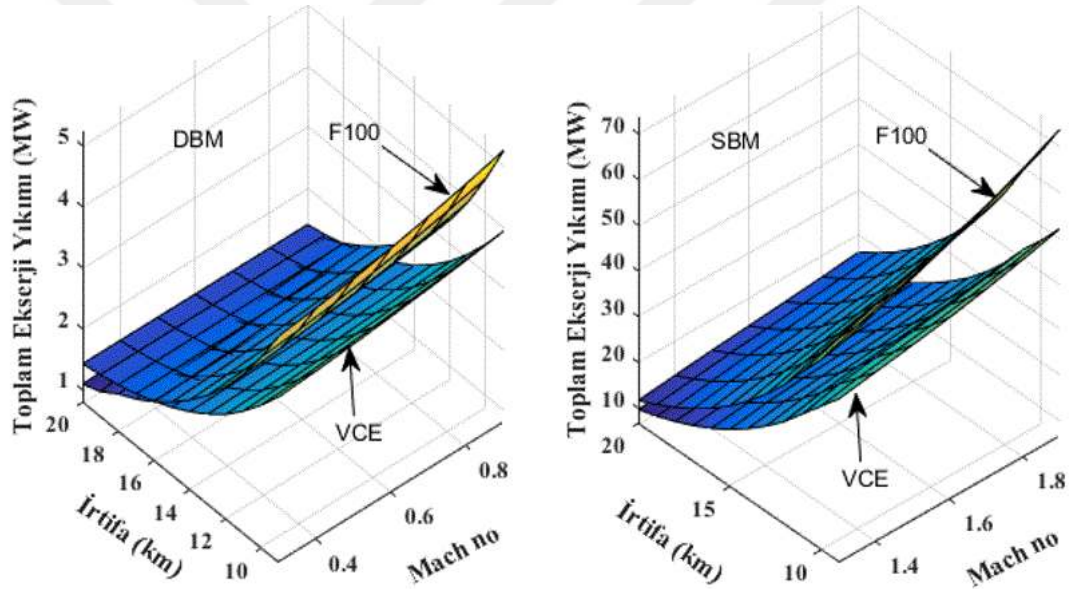
Parametreler	(9 km, 1,3 M)	(9 km, 1,9 M)	(20 km, 1,3 M)	(20 km, 1,9 M)
VCE/(F100)				
Dış ortam sıcaklığı (K)	229,65/(229,65)	229,65/(229,65)	216,65/(216,65)	216,65/(216,65)
Dış ortam basıncı (kPa)	30,74/(30,74)	30,74/(30,74)	5,47/(5,47)	5,47/(5,47)
Hava kütle debisi (kg/s)	75,88/(77,78)	104,1/(120,26)	15,11/(15,2)	21,06/(23,7)
By-pass oranı	0,3/(0,67)	0,3/(0,67)	0,3/(0,67)	0,3/(0,67)
Yakıt akışı (kg/s)	1,57/(1,09)	1,88/(1,52)	0,39/(0,27)	0,46/(0,36)
Ardyanma yakıtı (kg/s)	2,38/(3,21)	3,19/(4,7)	0,43/(0,61)	0,61/(0,93)
Egzoz çıkış hızı (m/s)	793/(788)	789/(781)	794/(790)	790/(785)
Toplam basınç oranı	25,95/(18,54)	14,47/(11,5)	30,99/(22,21)	17,32/(13,65)
Yanma odası verimi	0,98/(0,97)	0,99/(0,98)	0,95/(0,93)	0,97/(0,96)
HPC basınç oranı	6,78/(7,9)	5,85/(6,63)	6,99/(8,27)	6,11/(7,03)
Isıl verim	0,54/(0,55)	0,55/(0,57)	0,53/(0,55)	0,54/(0,58)
İtki verimi	0,45/(0,47)	0,60/(0,61)	0,44/(0,45)	0,58/(0,59)



Şekil 6.34. DBM ve SBM'de F100 ve VCE motorlarına giren toplam ekserji

Şekil 6.34'de, toplam ekserjinin, irtifa ve Mach'a göre değişimi verilmiştir. Bu parametre yakıt akışı ile doğrusal olarak ilişkilendirilebilir. Her iki motor tipi arasındaki toplam ekserjilerdeki fark, uçuş koşullarına göre değişkendir. Yakıt debisindeki farklılıklar göz önüne alındığında, F100 motorunun düşük güç mod (military mod) için daha fazla toplam ekserjiye sahip olduğu anlaşılabılır. En yüksek farklar görece düşük irtifa ve yüksek Mach'da görülebilir. Diğer yandan, irtifanın artmasıyla, her iki motor

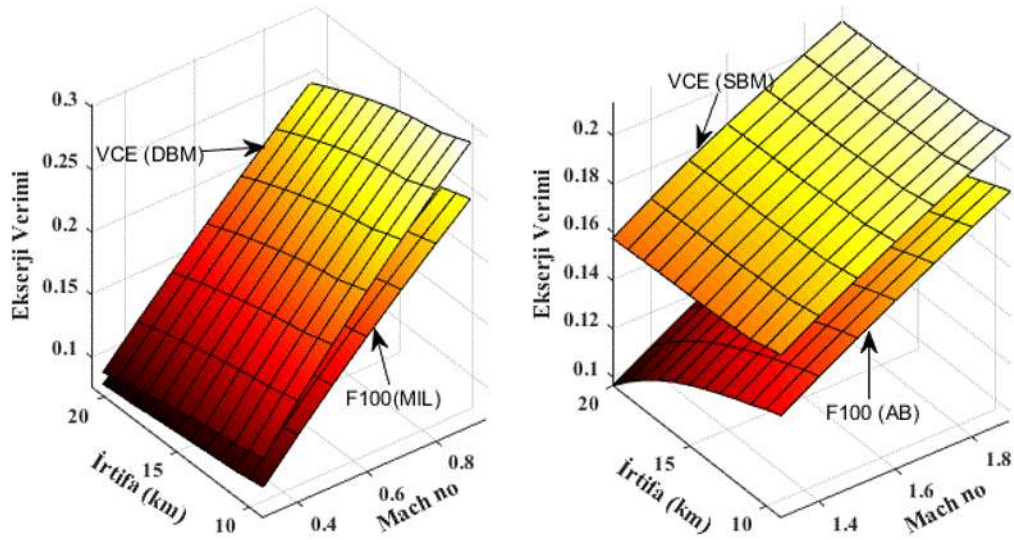
tipinin yakıt akışlarındaki azalma, toplam ekserjide aynı azalmayı ortaya koymaktadır, ancak, SBM’de, tüm irtifa boyunca F100'deki toplam ekserjinin VCE’den daha yüksek olduğu görülmektedir. Şekil 6.34’de, SBM için maksimum irtifada ortalama toplam ekserji girişinin, her iki motor tipi için DBM'deki toplam ekserji girişine göre yaklaşık yedi katı kadar yüksek olduğu görülebilir. Yani, F100 motor için bu parametre DBM'de 7,31 MW ile 38,14 MW arasında değişirken; SBM'de 40,76 MW ile 284,79 MW arasında hesaplanmaktadır. Diğer taraftan, VCE'nin toplam ekserjisinin DBM'de 5,23 MW-24,23 MW aralığında ve SBM'de 38,04 MW- 232,11 MW aralığında olduğu bulunmuştur. Bu büyük fark, ardyanma ve ses üstü hızlardan kaynaklanan nispeten daha yüksek yakıt kütle akışına bağlanabilir.



Şekil 6.35. DBM ve SBM’de F100 ve VCE için toplam ekserji yıkımları (MW)

Şekil 6.35, DBM’de ve SBM’de, tüm VCE ve F100 motorundaki toplam ekserji yıkımını göstermektedir. Her iki motor tipi için, artan Mach sayısı ile birlikte irtifanın azalması toplam ekserji yıkımının artmasına neden olur. Toplam ekserji yıkımının görece büyüklüklerinin incelenmesi, SBM’de, her iki motor tipi için ekserji yıkımının DBM’den çok daha yüksek olduğunu ortaya koymaktadır. Bu durum, oldukça yüksek tersinmezliğe sahip afterburner ve komponentlerden yüksek kütle akışından kaynaklanabilir. Nispeten

düşük irtifa ve yüksek Mach'da yüksek yakıt akışı olması, toplam ekserji yıkımını güçlü bir şekilde etkilemektedir. Bununla birlikte, jeneratör, bleed havası ve tahrik pompaları gibi motor yükleri nedeniyle gerçek çalışma koşullarında yakıt akış değerleri, teorik çalışma için olanlardan daha yüksek olabileceği göz önünde bulundurulmalıdır. Şekil 6.35'de görüldüğü gibi, 9 km irtifa ve 0,9 M'da F100 motor ve VCE komponentlerindeki toplam ekserji yıkımı sırasıyla 5,25 MW ve 3,93 MW ile en yüksek hesaplanmıştır. VCE modeli sayesinde, tüm komponentler için ekserji yıkımındaki azalma, F100 ile karşılaştırıldığında % 25,14 olarak belirlenmiştir. Bu, VCE komponentlerinin nispeten daha düşük tersinmezliğe sahip olduğu anlamına gelmektedir. Diğer yandan, SBM'de, VCE ve F100 motoru düşünüldüğünde, toplam ekserji yıkımı 9 km irtifa ve 1,9 Mach'da, VCE için 51,91 MW ve F100 motor için 73,66 MW ile en yüksek değer olarak hesaplanmaktadır. Bu durum, mümkün olduğunca yüksek irtifa ve düşük Mach ile uçuşmanın ekserji yıkımının azalmasıyla sonuçlanacağını göstermektedir.

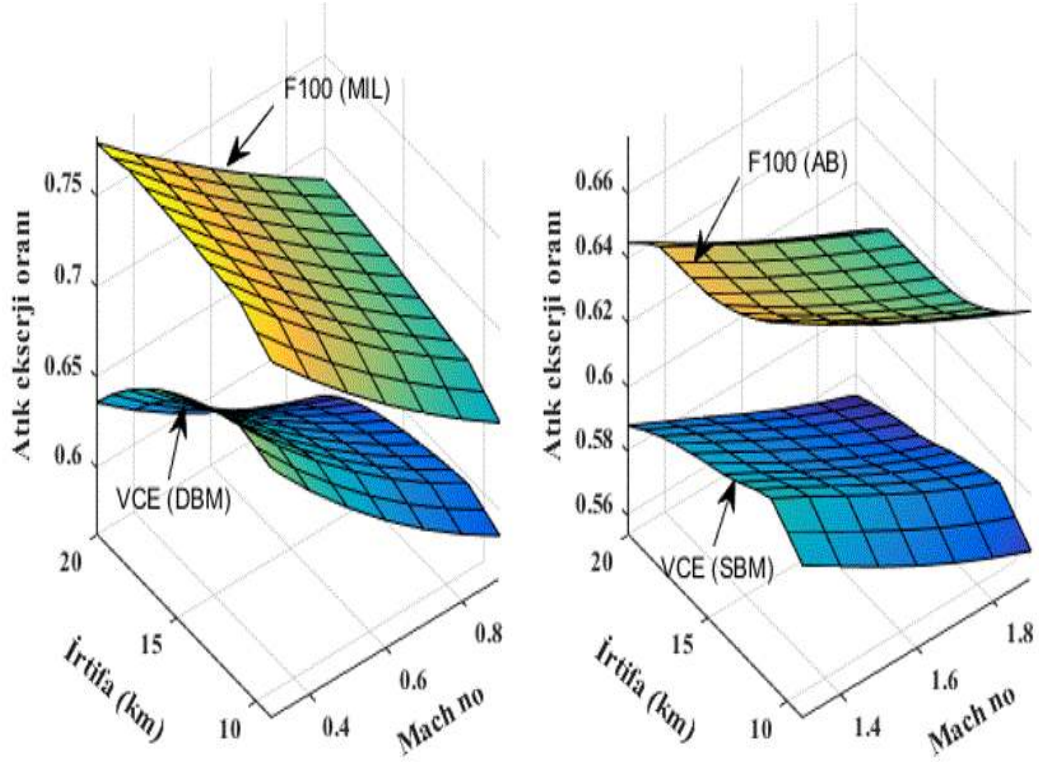


Şekil 6.36. DBM ve SBM'de tüm F100 ve VCE motorları için ekserji verimleri

İlk ekserji sürdürülebilirlik parametresi göz önüne alındığında, Şekil 6.36 tüm motor için irtifa ve Mach'ın bir fonksiyonu olarak ekserji veriminin sonuçlarını vermektedir. Bu parametre, komponentlerin teorik sınıra ne kadar yakın çalıştığını göstermektedir. Yani, en önemli parametrelerden biri olan ekserji verimi, esas olarak ekserji girdisi ile gerekli çıktı arasındaki orandır. Şekil 6.36'da görülebileceği gibi, motor

veya uçak nispeten düşük Mach sayısı ile çalıştığında, ekserji verimliliğinde belirgin bir düşüşe neden olur. İlk olarak, her iki motor için nispeten ekserji veriminin en yüksek olduğu 0,9 M ve 9 km irtifaya odaklanmalıdır. Sonuçlar, F100 motor ve VCE'nin ekserji veriminin sırasıyla % 25,68 ve % 30,32 olarak hesaplandığını göstermektedir. Bu sonucun tutarlılığı ekserji yıkım sonuçları ile doğrulanabilir. Yani, F100 motoru daha yüksek ekserji yıkımına sahip olduğundan, VCE'ye kıyasla daha düşük ekserji verimliliği beklenmektedir. SBM'de, her iki motor tipi dikkate alındığında, F100 motoru ve VCE için ekserji verimi, 1,9 M ve 9 km irtifada sırasıyla % 19,14 ve % 21,4 ile hesaplanmaktadır. Yani, ekserji verimi SBM'de DBM'ye kıyasla daha düşük olma eğilimindedir.

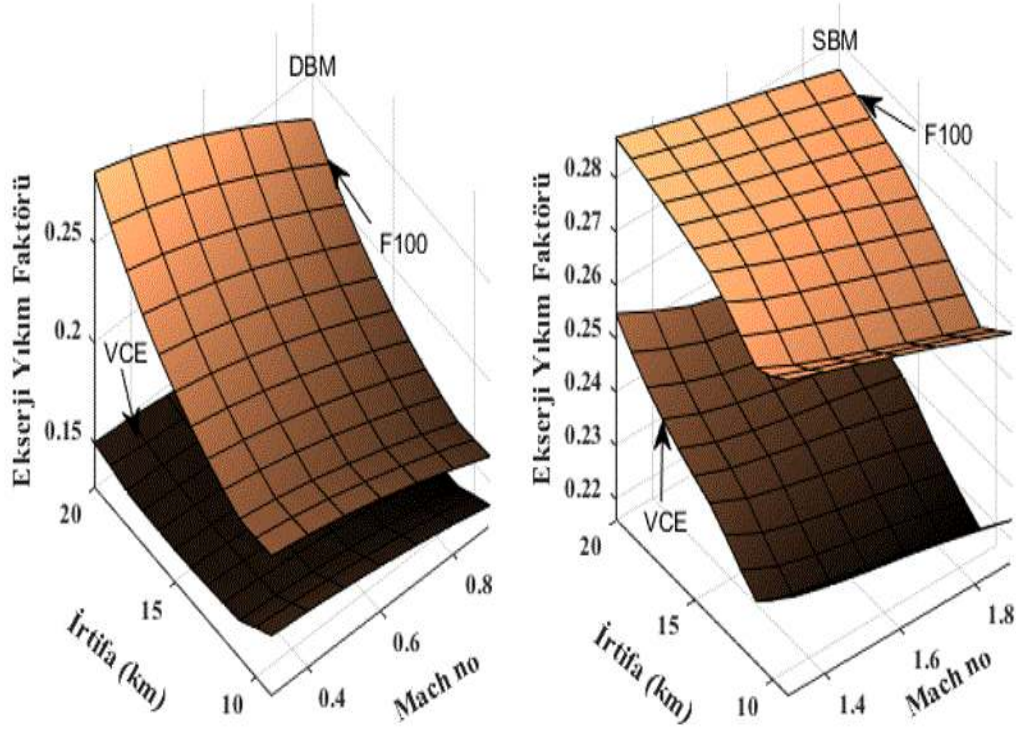
Akışkanın (havanın) toplam gücünün itki gücü ve atık güç olduğu iyi bilinmektedir. Bu bağlamda amaç, motor sürdürülebilirliği için atık gücü en aza indirmektir. Şekil 6.37'de gösterilen parametre sayesinde (atık ekserji oranı), motor komponentlerinde daha fazla iyileştirmenin faydalı olup olmadığı tahmin edilebilir, bu nedenle yüksek atık ekserji oranına sahip komponentlere odaklanmalıdır. Genel olarak, VCE komponentleri F100 motorla karşılaştırıldığında, geliştirme potansiyeli düşüktür. Şekil 6.37'de görülebileceği gibi, VCE için, atık ekserji oranı (WER), DBM'de, göz önünde bulundurulmuş uçuş koşulları boyunca, % 64 ile % 77 arasında bulunurken, F100 motoru için % 57 ile % 70 arasında kalmaktadır. Ancak, SBM'de, F100 motor için bu parametre VCE için olandan daha yüksek görünmektedir. SBM göz önüne alındığında, VCE modelinin WER indeksi uçuş koşullarından keskin bir şekilde etkilenmediği görülmektedir. F100 motoru için, bu parametrenin çalışma aralıkları boyunca % 60,4 ile %67,7 arasında olduğu, VCE'nin WER'si ise % 56,2 ile % 60,1 arasında değiştiği bulunmuştur.



Şekil 6.37. DBM ve SBM'de tüm F100 ve VCE motorları için WER

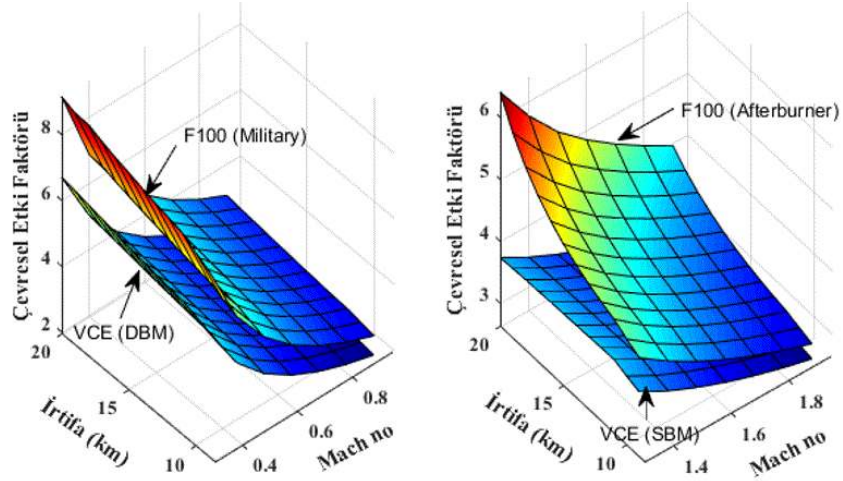
Ele alınması gereken bir diğer parametre ekserji yıkım faktörüdür (EDF). Yukarıda belirtildiği gibi, ekserji yıkımının ana nedeni yanma odası veya ardyanma komponentleridir. Şekil 6.38'te gösterilen EDF ile ilgili olarak, özellikle motorlar daha düşük irtifada çalıştığında çarpıcı bir fark belirlenmiştir. Ayrıca, bu parametrenin DBM'de SBM'ye göre daha düşük olduğu gözlenmektedir. VCE için, bu parametre DBM'de %12,6'dan %15,7 'ye kadar elde edilirken, EDF'nin F100 motoru için %16,2-%28,5 aralığında olduğu bulunmuştur. SBM'ye için, VCE'nin EDF'sinin %21,5 ve %25,4 arasında değiştiği görülmektedir, Öte yandan, uçuş koşulları boyunca F100 motoru için %25,3 ile %28,7 arasında olduğu bulunmuştur. Ekserji yıkım faktörü açısından, F100

motoru, SBM için 11 km irtifa ve 1,9 M ve DBM için 11 km irtifa ve 0,9 M'da çalışırsa EDF minimum bulunmuştur.



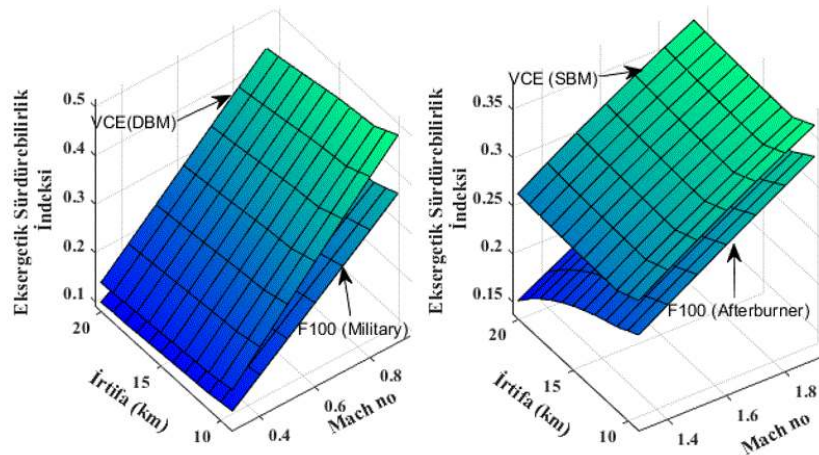
Şekil 6.38. DBM ve SBM'de tüm F100 ve VCE motorları için EDF

Şekil 6.39'te çevresel etki faktörü (EEF) irtifa ve Mach sayısına göre değişimi sunulmuştur. Bu çalışmada, azot-oksitler ve karbon-monoksit gibi uçak kirletici emisyonlarına bakılmaksızın, çevresel etki, ekserjetik parametreler açısından incelenmiştir. Şekil 6.39'dan anlaşılabileceği gibi, ses-altı hız için motoru daha düşük Mach sayılarında çalıştırmak, ses üstü hıza kıyasla çevreye daha fazla zarar vermektedir. İncelenen uçuş koşulları göz önüne alındığında, EEF'nin hız değişimlerine çok daha duyarlı olduğu ortaya çıkmaktadır. VCE'nin EEF'si DBM'de 1,93 ve 6,69 aralığında ve SBM'de 2,62 ve 3,73 aralığında hesaplanmıştır. Öte yandan, F100 motor için EEF, DBM'de 2,52 ile 9,54 arasında değişir ve SBM'de 2,87 ile 6,4 arasında bulunmuştur. Motor, 0,4 Mach hızından daha az çalışırsa, motorun çevresel etkisinin daha etkin olacağı anlaşılmıştır.



Şekil 6.39. DBM ve SBM'de tüm F100 ve VCE motorları için EEF

Son olarak, Şekil 6.40'dan, her iki motor tipinin daha yüksek ses altı hızlarında daha sürdürülebilir olduğu açıktır. Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi (ESI) açısından iki motor tipinin karşılaştırılması, bir motor tipinin önemli üstünlüğünü ortaya çıkarabilir. Bu parametre, uçuş koşulları ve motor sürdürülebilirliği arasındaki ilişkinin yapısını anlamaya yardımcı olur. Ayrıca ESI'nin daha çevresel motor için 1 değerine yakın bir değere sahip olması istenir. VCE'nin ESI'si DBM'de 0,149 ile 0,516 arasında ve SBM'de 0,267 ile 0,380 arasındadır. F100 motoru için, ESI'nin DBM'de 0,109 ve 0,396 aralığında ve SBM'de 0,156 ve 0,348 aralığında olduğu bulunmuştur.



Şekil 6.40. DBM ve SBM'de tüm F100 ve VCE motorları için ESI

6.7.3. Uçuş fazlarında ekserji

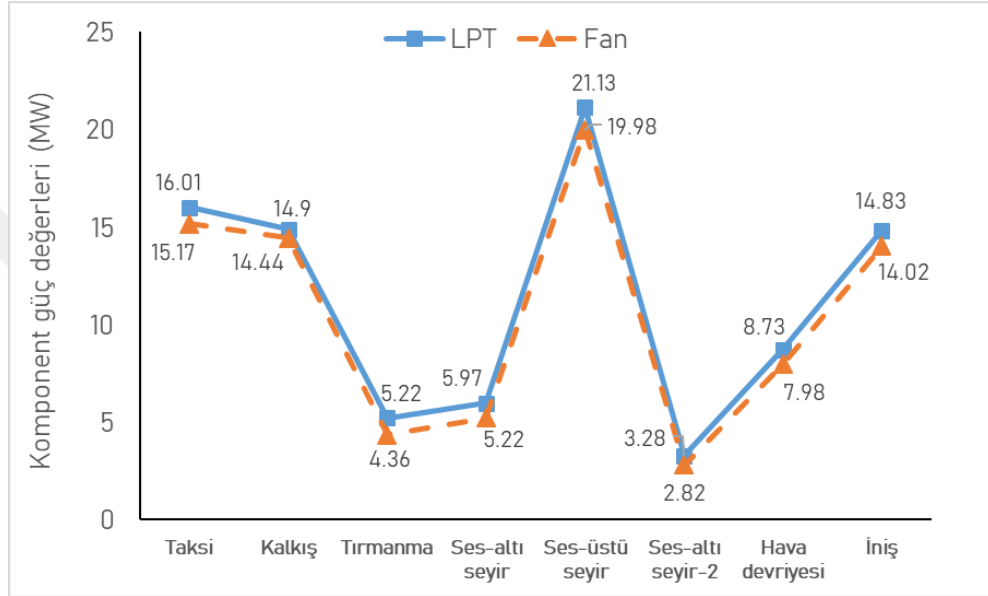
Bu bölüm, sekiz uçuş noktasındaki tüm VCE ve komponentleri için ayrıntılı ekserjetik değerlendirmeyi içermektedir. Performans parametrelerinin değerleri parametrik çevrim analizi ile hesaplanmıştır. VCE modeli Matlab ortamında motor çevrim denklemleri ile kodlanmıştır. Ayrıca sekiz uçuş koşulu için komponent giriş ve çıkışının kütle, basınç ve sıcaklık değerleri gibi gerekli termodinamik verileri GasTurb programı yardımıyla elde edilmektedir. Yani, GasTurb yazılımının kullanılmasının nedeni, ilgili uçuş aşamaları için bir veritabanı rolüne sahip olduğu, ancak tüm ekserjetik hesaplamaların geliştirilmiş kod ile gerçekleştirildiği unutulmamalıdır. Her uçuş görevi için ekserjetik performans göstergeleri hesaplanırken belirsizlikleri azaltmak için VCE'nin tasarım parametreleri GasTurb programına eşdeğer olarak girilmiştir. Her ana komponent için yakıt ve ürün ekserjetik değerleri için temel ilişkiler literatürde belirtilen denklemler ile ifade edilmiştir. Son olarak, VCE'nin tamamı ile ilgili ekserjetik sürdürülebilirlik analizi beş ekserjetik parametre sayesinde analiz edilmiştir. Bu hesaplamanın akış şeması Şekil 6.33'de gösterilmektedir. Tablo 6.9'de ise, uçuş fazlarında ekserji ve eksergo-ekonomi hesaplamasında gerekli olan VCE ve onun komponentleri için temel termodinamik bilgiler yer almaktadır.

Tablo 6.9. Sekiz uçuş aşaması boyunca VCE komponentleri için termodinamik ve kütle debi bilgisi

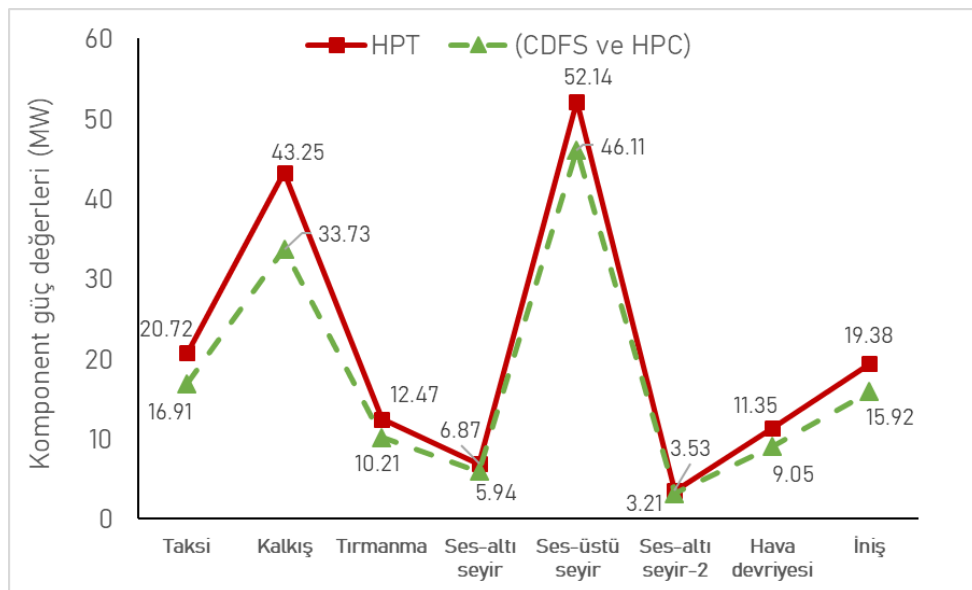
Uçuş fazları	Taksi	Kalkış	Tırmanma	Ses-altı düz uçuş	Ses üstü düz uçuş	Ses-altı düz uçuş-2	Alçalma	İniş
$\dot{m}_0$	101,61	97,03	33,49	40,16	110,914	21,73	58,65	94,73
$\dot{m}_f$	0,958	2,006	0,750	0,417	1,983	0,226	0,595	0,912
$\dot{m}_{fab}$	-	3,108	1,048	-	3,720	-	-	-
BPR	1,8	0,3	0,3	1,8	0,3	1,8	1,8	1,8
P_2	101,32	97,179	31,412	37,67	121,89	20,38	56,21	94,64
$P_{1,3}$	351,09	340,12	109,94	131,84	426,64	71,33	196,7	331,25
$P_{2,1}$	320,99	310,97	100,51	120,54	390,07	65,22	179,8	302,85
$P_{2,4}$	417,29	404,26	130,67	156,70	507,09	84,79	233,8	393,71
$P_{2,5}$	413,12	400,22	129,36	153,57	502,02	83,09	231,5	389,77
P_3	2891,8	2801,5	905,57	1085,97	3514,16	587,5	1620	2728,4
P_4	2747,2	2661,4	860,30	1031,67	3338,45	558,2	1539	2592,1
$P_{4,5}$	897,77	855,34	319,10	388,44	836,47	208,4	555,7	855,22
P_5	254,25	520,76	209,47	135,87	444,02	72,75	182,5	245,78
P_6	250,43	512,95	206,33	133,83	444,02	71,66	179,8	242,10
P_7	267,06	413,92	145,33	128,46	404,46	69,16	180,5	256,92
T_2	288,15	287,18	251,82	251,82	345,82	251,8	263,1	285,74
$T_{1,3}$	434,84	433,40	380,64	380,64	520,23	380,6	397,5	431,26
$T_{2,1}$	416,60	415,22	364,48	364,48	498,76	364,4	380,6	413,17
$T_{2,4}$	454,12	452,62	397,75	397,75	542,88	397,7	415,2	450,39
$T_{2,5}$	454,12	452,62	397,75	397,75	542,88	397,7	415,2	450,39
T_3	822,28	819,77	726,26	726,26	969,33	726,2	756,1	816,04
T_4	1850	1835	1800	1800	1820	1780	1840	1846
$T_{4,5}$	1396,7	1382	1423,5	1427,64	1338,35	1425,3	1418	1398,8
T_5	1056,8	1234,3	1281,5	1129,02	1154,15	1126,6	1107	1061,6
T_6	1056,8	1234,3	1281,5	1129,02	1154,15	1126,6	1107	1061,6
T_7	675,61	2050	2000	673,28	2020	672,3	674,1	675,47

Şekil 6.41 ile Şekil 6.42, VCE için turbo-makine komponentlerin güç değerlerini göstermektedir. LPT gücü Fan gücünden büyük veya eşit olması gerekirken, HPT gücü ise, HPC ve CDFS güçlerini karşılayabilmesi gerektiği unutulmamalıdır. Aksi takdirde motor çevrimsel olarak çalışamaz. Şekil 6.41 'den anlaşılabileceği gibi, LPT gücünün değeri Fan gücünden daha yüksek hesaplanırken, Şekil 6.42'e göre, HPT gücünün değeri HPC ve CDFS güçlerinden daha yüksektir. Fan ve LPT için en yüksek güç oranları Ses üstü fazda belirlenirken, en düşük değerler Ses altı fazda gözlenir (ses-altı seyir). Bu

durum CDFS, HPC ve HPT güçleri için geçerlidir. Yani, Fan gücü 2,82 MW ile 19,98 MW arasında değişirken; LPT gücü 3,28 MW ile 23,07 MW arasında değişmektedir. Öte yandan, CDFS ve HPC güçlerinin toplamı 3,11 MW'dan 46,11 MW'a değişirken, HPT gücü uçuş görevi ile 3,53 MW'dan 52,14 MW'a değişmektedir. Bu farklılıklar, VCE'ye giren kütle akışındaki ve termodinamik değerlerinin değişimi ile ilişkilendirebilir.



Şekil 6.41. Fan ve LPT'nin uçuş noktaları boyunca güç değerleri



Şekil 6.42. CDFS, HPC ve HPT'nin uçuş noktaları boyunca güç değerleri

Her bir komponentin çeşitli ekserji parametreleri, daha iyi anlaşılması ve kolay karşılaştırma için çeşitli grafikler aşağıda sunulmaktadır. Farklı uçuş aşamaları için VCE komponentlerinin yakıt-ürün ekserji oranı sonuçları Şekil 6.43'de verilmektedir. Motora daha fazla hava ve dolayısıyla yakıt verildiğinde yakıt ekserjisinin doğrudan orantılı olarak arttığı iyi bilinmektedir. Yakıt ekserjisi, komponente gelen akışkanın (hava veya gaz) ekserjisini temsil etmektedir. Yanma ünitesi sekiz uçuş aşamasında da en yüksek yakıt ekserji değerine sahipken, Fan ve CDFS komponentleri nispeten düşük yakıt ekserji değerine sahiptir. VCE, ses-altı seyir fazlarında nispeten düşük itki ürettiğinden, bu fazlar için yakıt ekserjisi görece minimum değere sahiptir. Ses üstü seyirde, VCE bu fazda, arduyanmayı çalıştırarak ses hızını aşması nedeniyle, yakıt ekserji değeri, altı komponent için maksimum değere sahiptir. Ayrıca Ses üstü seyirde yakıt ekserji oranının değeri Fan için 22,24 MW, CDFS için 22,32 MW, HPC için 58,96 MW, CC için 146,02 MW, HPT için 132,98 MW ve LPT için 82,61 MW olarak bulunmuştur.

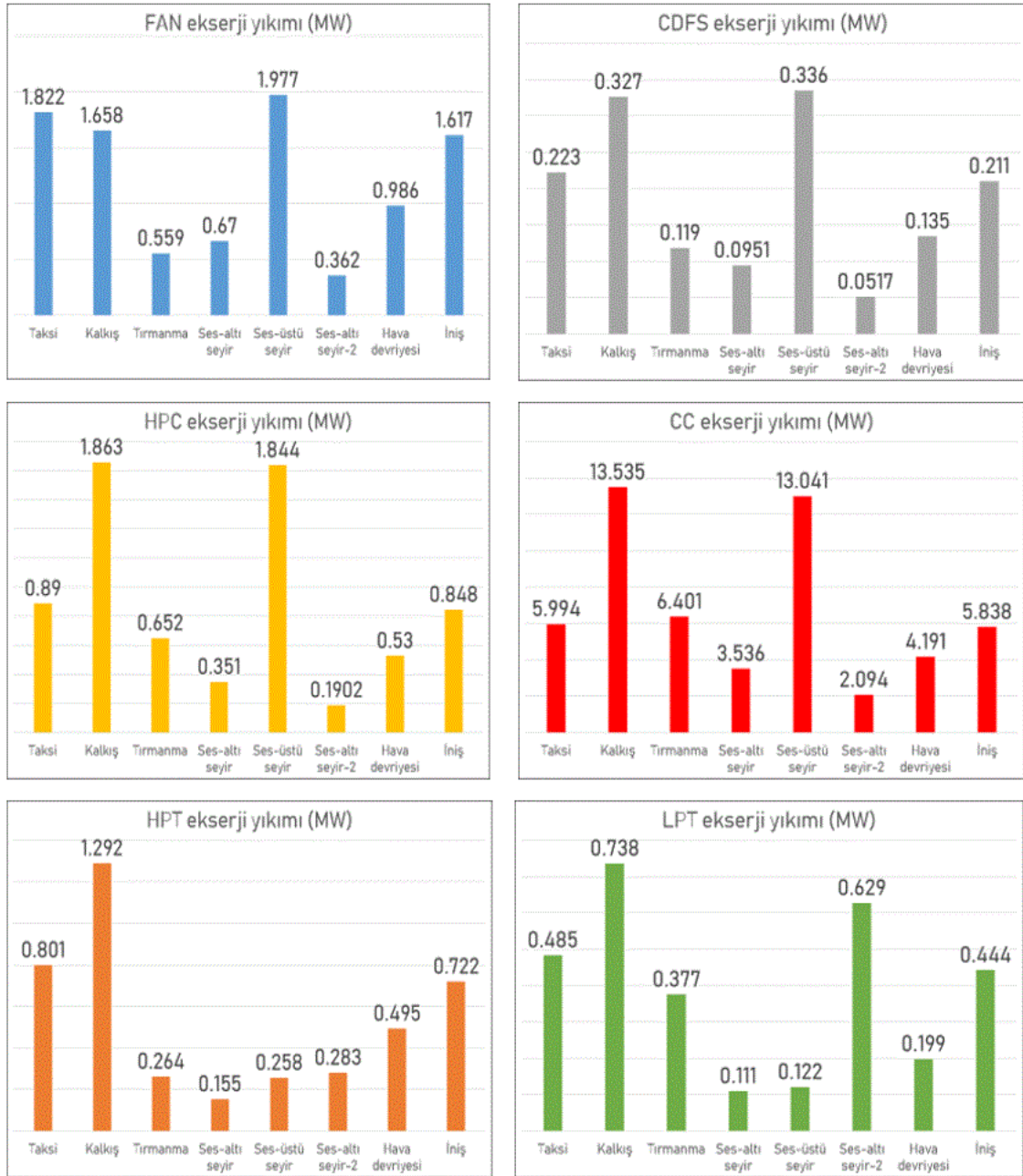
VCE modeli, ürün ekserjisinin uçuş görevi boyunca değişimi yine Şekil 6.43'de sunulmaktadır. Gerçek çalışma koşullarında, ürün ekserji değerinin her komponent için yakıt ekserji oranından daha düşük olduğu unutulmamalıdır. Ayrıca, ürün ekserjisi, komponentden çıkan akışkanın (hava veya gaz) ekserjisini göstermektedir. Tüm uçuş noktalarında ürün ekserjisinin dalgalanması yakıt ekserji oranına benzerdir. En yüksek ürün ekserjisi, Ses üstü seyir aşamasında, Fan için 20,27 MW, CDFS için 21,98 MW, HPC için 57,12 MW, CC için 132,98 MW, HPT için 132,72 MW ve LPT için 82,48 MW olduğu tahmin edilmektedir.



Şekil 6.43. Sekiz uçuş fazı boyunca ana komponentlerdeki yakıt ve ürün ekserjisi

Şekil 6.44, sekiz uçuş noktasında ekserji yıkımlarındaki değişiklikleri göstermektedir. Bu parametre yakıt ve ürün ekserjisi arasındaki fark olarak hesaplanmaktadır. Şekil 6.44'den görülebileceği gibi, kor tahrikli fan kademesi (CDFS), yüksek (HPT) ve düşük (LPT) basınç türbinleri her uçuş noktasında nispeten düşük tersinmezliğe sahipken, en yüksek ekserji yıkımı yanma odası içinde gerçekleşir. Fan ve yüksek basınçlı kompresör (HPC) içindeki tersinmezlik ılımlı seviyede kalmaktadır. Yanma odasında ekserji yıkımı, (Ses altı seyir-2)'de 2,09 MW ile (kalkış)'da 13,53 MW

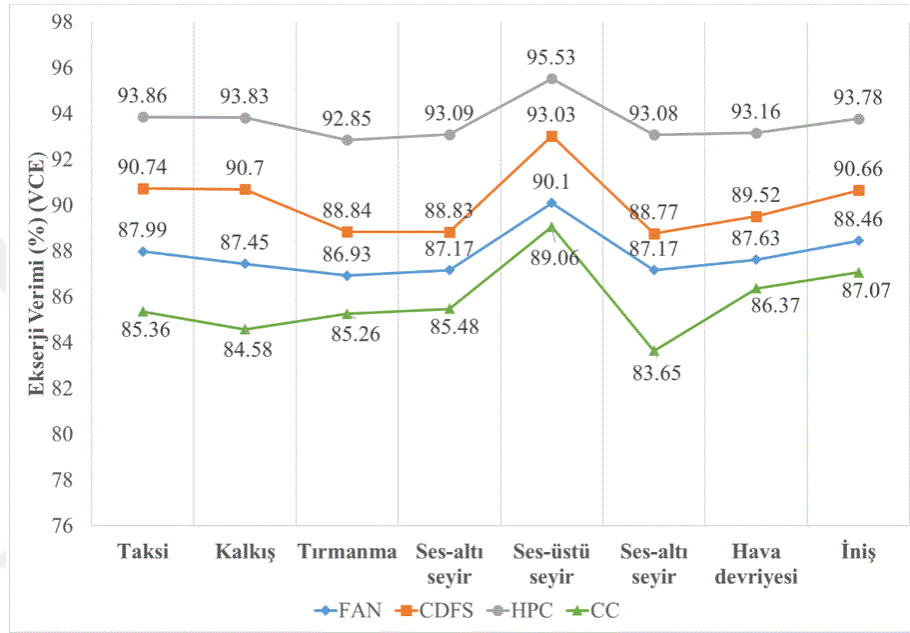
arasında kalırken, CDFS'nin (ses-altı seyir-1)'de 0,09 MW ile (kalkış)'da 0,327 MW arasında minimum ekserji yıkımı vardır. Fan komponenti için, ekserji yıkımı (ses-altı seyir-2) 'da 0,362 MW ile (ses üstü seyir) 1,977 MW arasında değişmektedir.



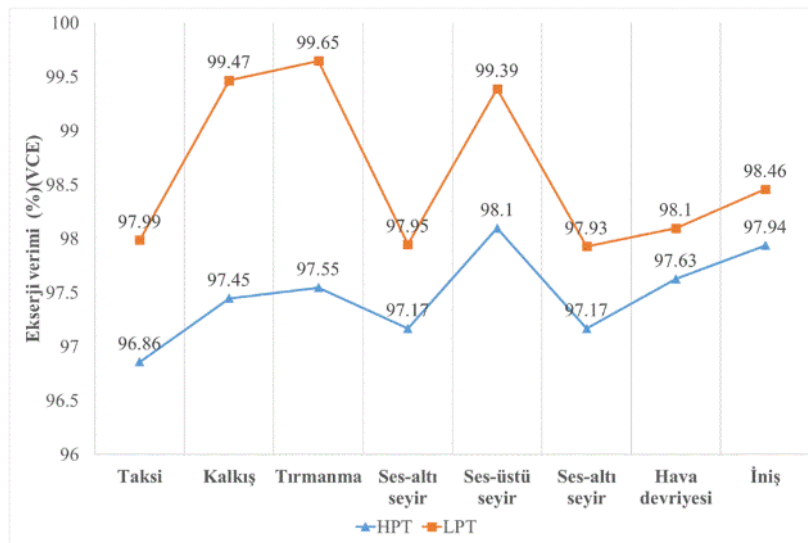
Şekil 6.44. Sekiz uçuş fazı boyunca ana komponentlerdeki ekserji yıkımı

Farklı uçuş noktaları için VCE komponentleri için ekserjetik verimlerinin sonuçları Şekil 6.45 ile Şekil 6.46'da gösterilmektedir. Şekil 6.46'dan görülebileceği gibi, sekiz uçuş aşamasında HPT ve LPT komponentleri için ekserji verimleri değerlerinde önemli

bir değişiklik yokken, CC, CDFS ve Fan komponentleri için bazı önemli farklılıklar mevcuttur. Bununla birlikte, sonuçlar ekserji verimliliğinin CC için % 83,65 ile % 89,06 arasında değişmektedir. Öte yandan, iniş ve ses üstü seyir fazlarında altı komponent için en yüksek ekserji verimine sahipken, komponentler ses-altı seyir fazında en düşük ekserji verimine sahiptir.

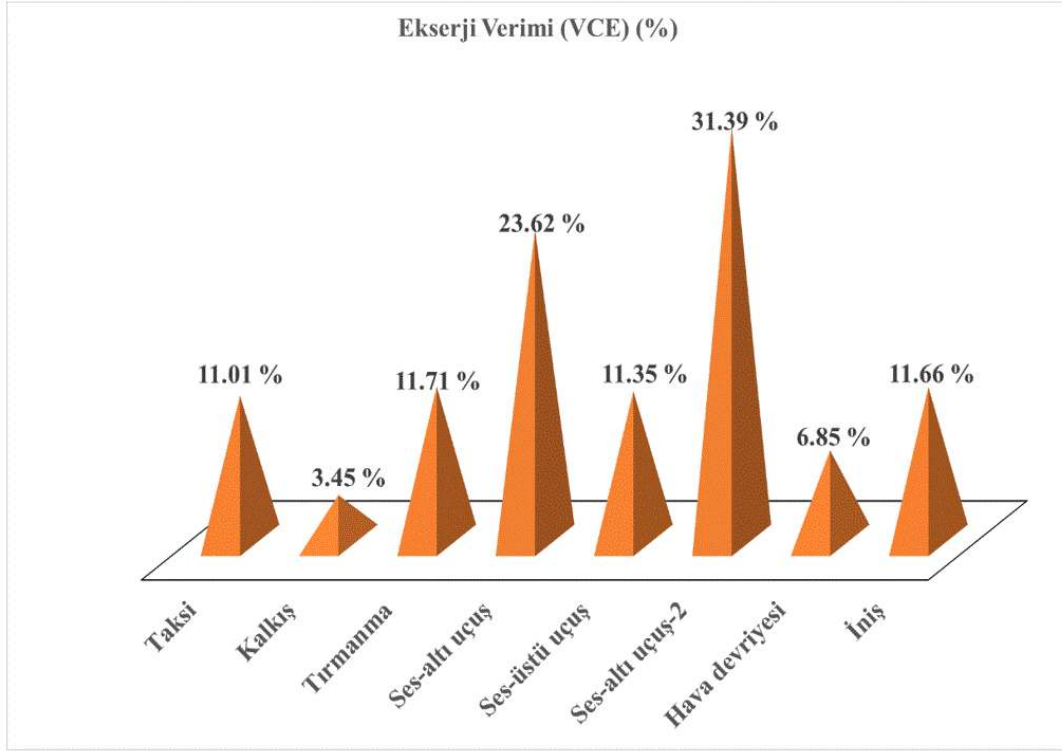


Şekil 6.45. Sekiz uçuş fazı boyunca Fan, CDFS, HPC ve CC ekserji verimi



Şekil 6.46. Sekiz uçuş fazı boyunca HPT ve LPT için ekserji verimi

Bu çalışmada, ayrı ayrı komponentler için ekserji analizine ek olarak, tüm motorun sürdürülebilirlik parametreleri, her bir uçuş fazı için daha önce tanımlanan yaklaşıma göre değerlendirilmiştir. Hesaplamanın bir sonucu olarak, motorun ana sürdürülebilirlik parametreleri Şekil 6.47 ile Şekil 6.51'de gösterilmektedir.

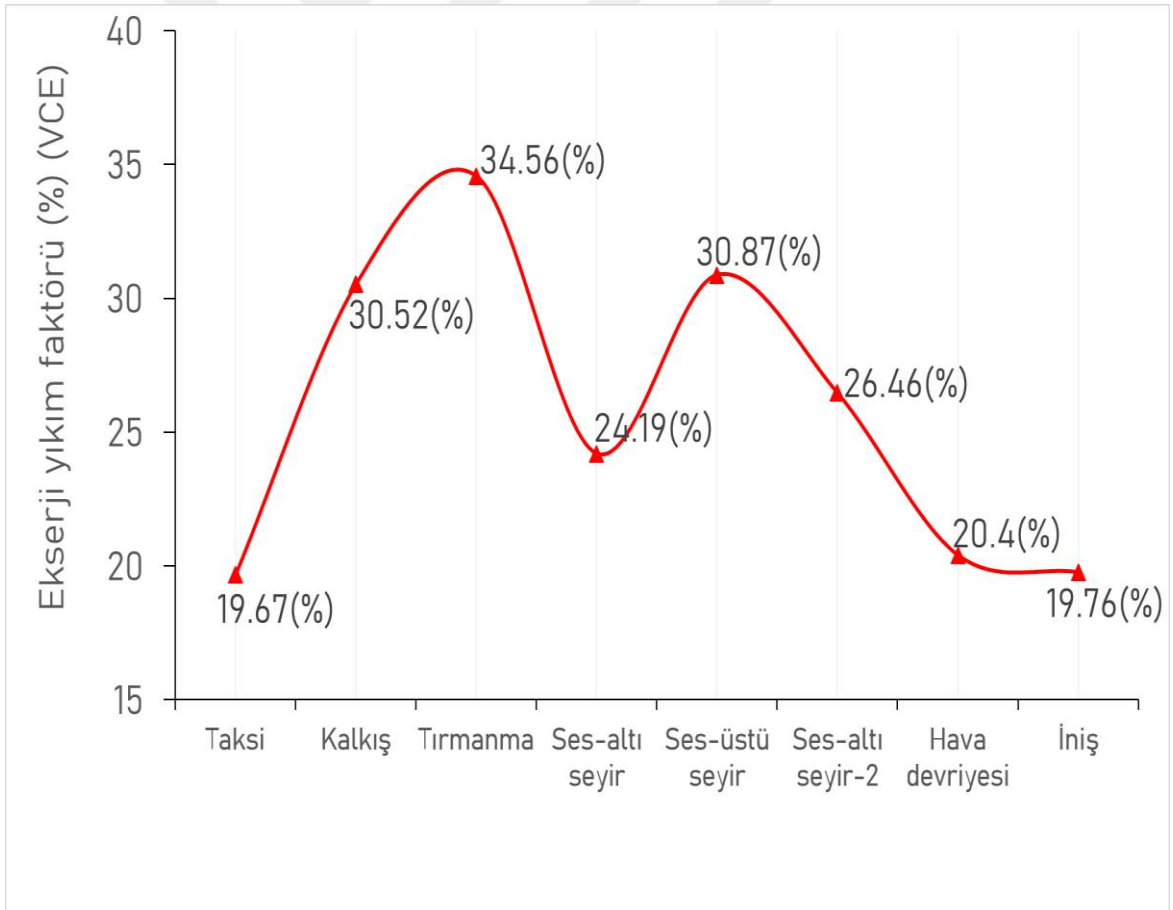


Şekil 6.47. Sekiz uçuş fazı boyunca genel VCE ekserji verimi

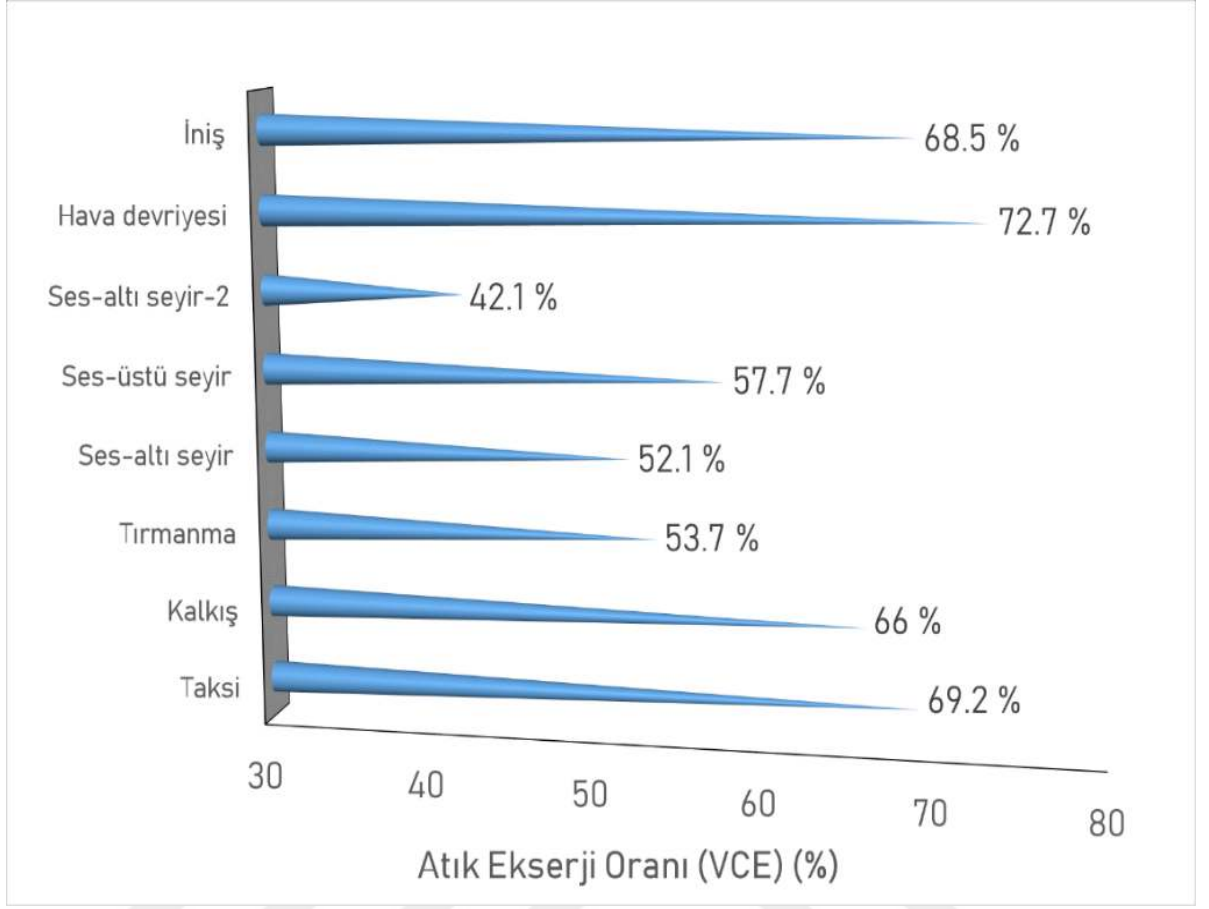
Şekil 6.47, tüm motor için uçuş aşamalarına göre ekserji verimlerindeki değişiklikleri göstermektedir. Ekserji girdisi ve çıktısına dayanarak, ekserji verimleri motor sürdürülebilirliği için önemli bir parametredir. Ayrıca, uçuş aşaması ekserji verimliliğini etkileyen önemli bir değişkendir. VCE'nin tek tek komponentlerinin girdi ve çıktı ekserjetik değerleri, tüm VCE için ekserji verimliliğinin belirlenmesinde önemli bir role sahiptir. Motor ses-altı seyir fazlarında çalıştığında, bu ekserji verimliliğinin artmasına neden olurken, kalkış fazı bu parametreyi önemli ölçüde azaltmaktadır. Analiz sonuçları, ekserji verimliliğinin sekiz uçuş aşamasında % 3,45'ten % 31,39'a değiştiğini göstermektedir. Şekil 6.47'den anlaşılabileceği gibi, ekserji verimleri Ses altı seyir ve inişte sırasıyla % 23,62 ile % 11,66 arasında değişmektedir. Öte yandan, VCE'nin taksi,

tırmanma, Ses üstü seyir ve inişte ekserji verimleri sırasıyla % 11,01, % 11,71, % 11,35, % 11,66 için yaklaşık aynı değere sahiptir. Son olarak, loiter (hava devriyesi) ise % 6,85 ile görece orta bir ekserji verimine sahiptir.

Şekil 6.48, uçuşun farklı aşamalarındaki ekserji yıkım oranını (EDF) göstermektedir. EDF, değişken çevrimli turbofan motorun (VCE) eksergo-sürdürülebilirliği üzerindeki etkisini göstermek için dikkate alınmalıdır. Güç kolu ayarı yükseldiğinde, EDF, şekilde gösterildiği gibi artmaktadır. Bu nedenle, EDF'yi en aza indirmek için, uçağın optimum güç ayarıyla çalıştırılması gerektiği anlaşılmaktadır. Şekil 6.48'ten görülebileceği gibi, sekiz uçuş noktasının tamamında EDF'nin % 19,67 ile % 30,87 arasında değiştiği bulunmuştur. Bu parametrelerinin, teorik değerlerinin yüzde 0 ile 100 arasında değiştiğini akılda tutulmalıdır.



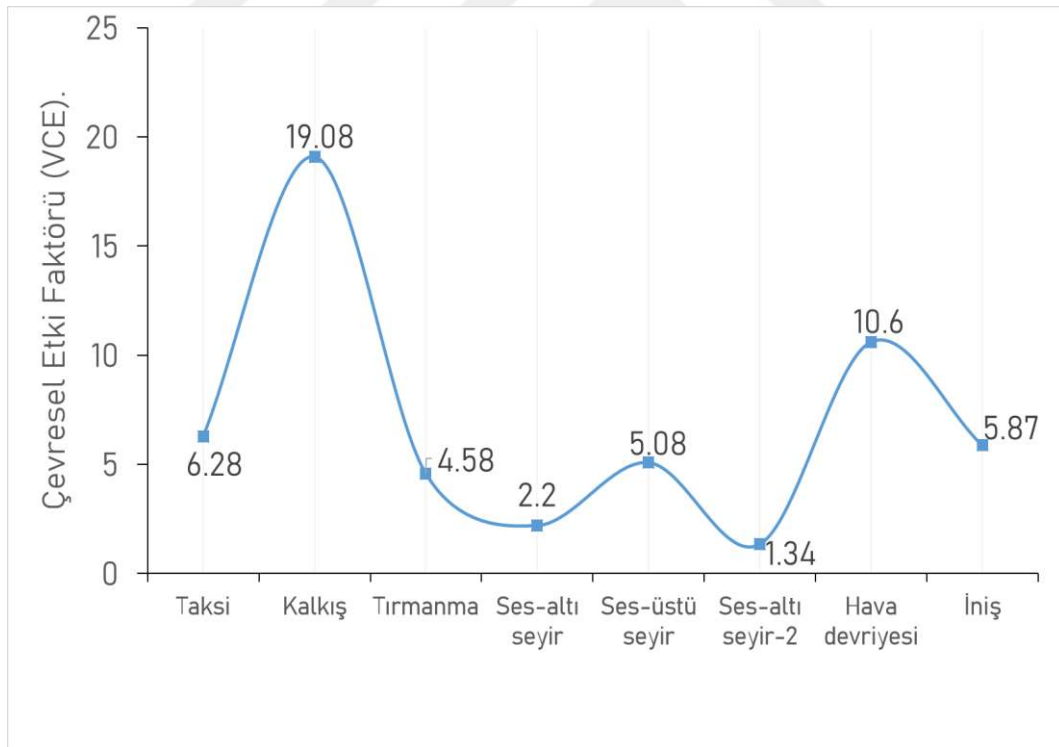
Şekil 6.48. Sekiz uçuş fazı boyunca genel VCE ekserji yıkım faktörü



Şekil 6.49. Sekiz uçuş fazı boyunca genel VCE atık ekserji oranı

Şekil 6.49, sekiz uçuş noktasına göre atık ekserji oranındaki (WER) değişimleri açıkça göstermektedir. Turbofan motorunun toplam gücünün itki gücü ve atık güç olduğu yaygın olarak bilinmektedir. Bu bağlamda temel amaç, atık gücü mümkün olduğunca düşük bir değer haline getirmektir. Ayrıca, bu parametre, komponent iyileştirme oranını tahmin etmemize yardımcı olmaktadır. Bu şekilden, güç ayarı arttıkça WER indeksinin azaldığı açıkça anlaşılmaktadır. Yani bu parametre, ses-altı uçuş fazı için % 42,1 olarak hesaplanırken, kalkış, tırmanma ve ses üstü uçuş fazlarında, %66, %53,7 ve %57,7 olarak tahmin edilmiştir. Bu uçuş aşamalarında motorun WER değerinin % 42,1 ile % 72,7 arasında değiştiği anlaşılmaktadır. Aynı şekilde anlaşılabileceği gibi, WER hem Ses altı hem de Ses üstü seyir fazlarında % 52,1 ile % 57,7 arasında hesaplanmaktadır. Bu sonuçlar bize, gerekli olmadığı takdirde uçağın yüksek güçte çalıştırılmaması gerektiğini göstermektedir.

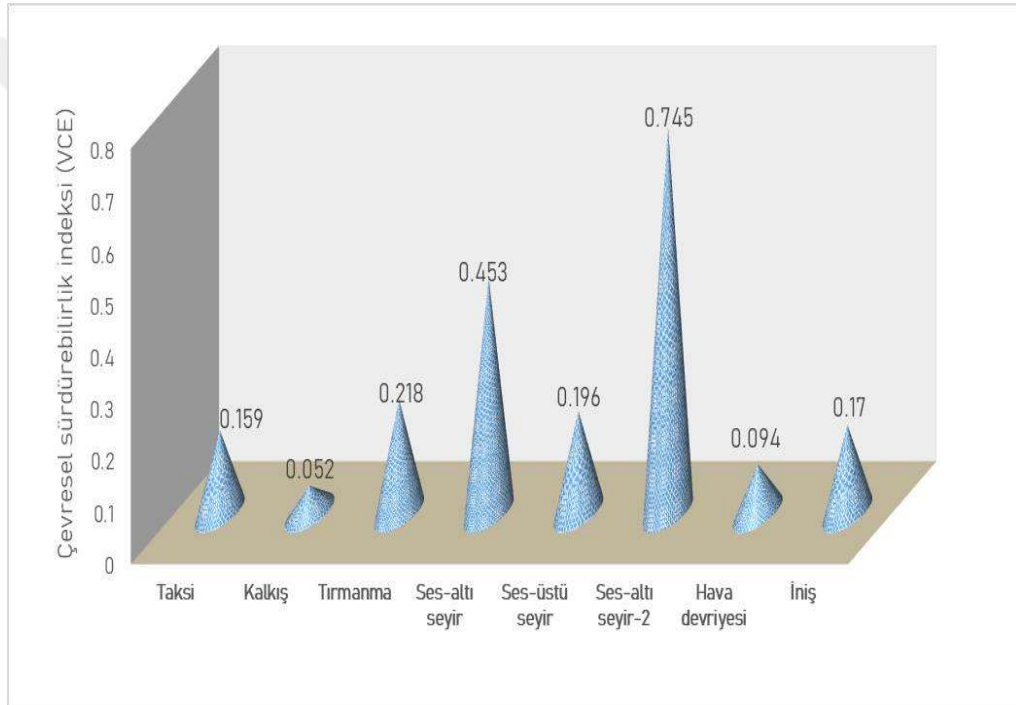
Şekil 6.50'de VCE modelinin uçuş safhalarına göre çevresel etki faktörü (EEF) gösterilmektedir. Teorik değerlerinin 0'dan + oo'a değiştiği göz önünde bulundurulmalıdır. Her uçuş aşamasını EEF açısından karşılaştırmak, hangi uçuş aşamasının çevresel açıdan daha faydalı olduğunu ortaya çıkarmaktadır. Yani, bu parametre uçuş aşamaları ve motor sürdürülebilirliği arasındaki ilişkinin yapısını anlamada yardımcı olmaktadır. Uçuş safhaları göz önüne alındığında, ses-altı seyir safhaları ve inişlerin önemli ölçüde düşük EEF değerine sahip olduğu gözlenmektedir. Şekil 6.50'da görülebileceği gibi, EEF değeri uçuş noktalarında 1,34 (ses altı seyir-2 için) ile 19,08 (kalkış için) arasındadır. Uçak taksi fazından tırmanmaya geçtiğinde, VCE'nin EEF değeri 6,28'den 4,58'e değişmektedir. Diğer taraftan, ses-altı seyir ve iniş için EEF büyüklüğü 2,2'den 5,87'ye kadar hesaplanırken, Ses üstü seyir için 5,08 ve loiter için 10,6 olarak görülmektedir. Şekil 6.50'den anlaşılabileceği gibi, nispeten düşük irtifada uçmak ve Ses üstü hız diğer uçuş koşullarına kıyasla çevreye daha fazla zarar vermektedir.



Şekil 6.50. Sekiz uçuş fazı boyunca genel VCE çevresel etki faktörü

VCE'nin ekserjetik sürdürülebilirlik indeksinin (ESI) uçuş safhalarına göre değişimi Şekil 6.51'de sunulmaktadır. Teorik değerlerinin 0'dan 1'e kadar değiştiği akılda

tutulmalıdır. İncelenen uçuş koşulları dikkate alındığında, ESI'nin kalkış ve loiter aşamasında oldukça düşük olduğu anlaşılmaktadır. Şekil 6.51'den anlaşılabileceği gibi, motor için en yüksek ESI değeri 0,745 (ses-altı seyir-2) bulunurken, kalkış fazı 0,0524 ile en düşük ESI değerine sahiptir. Bu, uçağın olabildiğince yüksek irtifa ve seyir safhasında uçması gerektiği anlamına gelmektedir. Taksi ve tırmanma için ESI değeri 0,159'dan 0,218'e kadar elde edilirken, ses altı seyir için 0,453 ve iniş için 0,17 olarak hesaplanmaktadır. Son olarak hem Ses üstü seyir hem de loiter da, ESI sırasıyla, 0,196 ve 0,094 arasında değişmektedir.



Şekil 6.51. Sekiz uçuş fazı boyunca genel VCE ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi

Ekserji açısından, bu sonuçlar, turbofan motorların çevreye tersinmezlik üretme eğiliminde olduğu anlamına gelmektedir. Daha önce de belirtildiği gibi, uçak motorları ana egzoz nozulundan atık enerji (emisyon) üretmektedir. Bu nedenle, geri kazanılabilir ekserji oranı sekiz uçuş safhasında VCE için sıfır olarak hesaplanmaktadır. Termodinamiğin ikinci yasası açısından, VCE yakıt yanmasından kaynaklanan atık ürünler çevresel zararlara neden olduğundan, bu emisyonlar çevresel sürdürülebilirlik açısından incelenmesi önemlidir.

7. EKSERGO-EKONOMİ ANALİZİ

Eksergo-ekonomi (termoekonomi), enerji sistemlerinin performansını değerlendirmek ve iyileştirmek için ekserji analizini geleneksel maliyet analiziyle birleştirmektedir [86]. Ekserji analizinin bir enerji sisteminin değerlendirilmesine birincil katkısı, sadece verimsizlikleri değil, aynı zamanda bu verimsizliklerle ilişkili maliyetleri ve bunları azaltmak için gereken yatırım harcamalarını da dikkate alan termoekonomik bir değerlendirmeden gelmektedir [87]. Bir termodinamik optimizasyonun amacı, sistem içindeki termodinamik verimsizlikleri en aza indirmektir, oysa bir sistemin termoekonomik optimizasyonunun amacı, her bir komponentteki termodinamik verimsizliklerin maliyet-optimal yapısını ve maliyet-optimal değerlerini tahmin etmektir [88]. Termoekonomi alanında çok sayıda çalışma ve teorik yaklaşım olmasına rağmen, termal sistemlerin kapsamlı bir şekilde analiz, tasarım ve optimizasyonunun metodolojik ve fonksiyonel uygulamaları 1980'lere kadar başlamamıştır. 1980-1990 yıllarında, eksergo-ekonomik analiz tekniklerine ve uygulamalarına yönelik çalışmalar önemli ölçüde artmıştır. Frangopoulos (1987), Von Spakovsky (1988), El-Sayed ve Evans (1970) tarafından geliştirilen yöntem uygulanmış ve resmileştirilmiştir [89-91]. Tsatsaronis tarafından, Yakıt ve Ürün gibi termoekonominin bazı temel kavramlarını tanıtılmıştır [92]. Valero vd.(1986) tarafından, termoekonomi hakkında bir başka önemli makale yayınlanmıştır ve ekserji tabanlı maliyet analizi ve uygulamaları ile ilgili temel metodoloji sunulmuştur [93]. Lozano ve Valero (1993) tarafından, termoekonomi alanında temel bir yaklaşım olan ekserjetik maliyet teorisinin temelleri ve çeşitli uygulamaları sunulmuştur [94]. Termoekonomik çalışmalar alanında daha büyük bir standardizasyon elde etmek için 1990'larda büyük katkılar yapılmıştır. Ortak fikir, doğrusal denklemlerle ifade edilebilen termoekonomik modeller kullanan tüm termoekonomik metodolojiler için standart ve ortak bir matematiksel formülasyon önermektir [95]. O zaman, Tsatsaronis termoekonominin bir parçası olarak tanımlanan " eksergo-ekonomi " terimini önermiştir. Termoekonomi, herhangi bir termodinamik değişken ve ekonomi arasındaki etkileşimi ifade eden genel anlamda kullanıldığından, ekserjiye dayalı maliyet muhasebesi yöntemlerinin eksergo-ekonomi ile gösterilmesini önermiştir [96]. 1980'lerden bu yana, dünyanın dört bir yanında termal sistemlerin ekonomik maliyet analizi, uygulaması ve optimizasyonu ile ilgili çok sayıda yayınlanmış makale bulunmaktadır. Bu çalışmalar, eksergo-ekonomik metodolojilerin iyileştirilmiş yapısı nedeniyle 90'lı yılların ortalarından beri yaygınlanmıştır. Eksergo-ekonomik

alışmalar enerji santrallerine ve kojenerasyon tesislerine başarıyla uygulanmıştır [97]. 1990'ların sonlarından bu yana mevcut santrallere ve kojenerasyon tesislerine bulanık mantık ve genetik algoritma yöntemlerini uygulayan alışmalarda mevcuttur [98, 99].

Karmaşık enerji sistemlerinin üretim süreci analizinde, kaynak tüketiminde gösterilen ekonomik kar ve verim dikkate alınmalıdır. Bu termodinamik yaklaşımla, sistemi oluşturan alt komponentlerin verimlerini hesaplamak ve süreçte meydana gelen sistem tersinmezliklerin yerlerini ve miktarlarını belirlemek mümkündür. Bununla birlikte, termodinamik analiz, genel üretim sürecini ekonomik bir bağlamda değerlendirememektedir. Aksine, termoekonomik analiz, toplam üretim sürecinde tüketilen kaynakların maliyetini, yani para ve sistem tersinmezlikleri doğrudan değerlendiren birleşik bir disiplindir [100]. Bir termoekonomik analiz ile, kaynakları daha etkin kullanmanın eşitli yolları gösterilmesine rağmen, parasal maliyet kavramı verimsizliğin ekonomik etkisi olarak tanımlanmakta ve üretim süreçlerinin maliyet etkinliğini artırmak amaçlanmaktadır. Böylece, detaylı bir termoekonomik analizde, alt komponentlerdeki akışları ve tüm üretim sürecini, maliyet aısından, sisteme giren hammadde kaynaklarından nihai ürünlere kadar anlamak mümkün hale gelmektedir.

7.1. Termo-ekonomik Yöntemler

El-Sayed ve Gaggioli'nin (1989) ardından termoekonomik yöntemler iki grupta sınıflandırılmaktadır: cebirsel yöntemler ve kalkulus yöntemleri. Bu iki temel kategori alt kategorileri ve ilgili alışmalar ile incelenmektedir [101].

7.1.1. Cebirsel yöntemler

Cebirsel yöntemler, incelenen herhangi bir sistemin her bir alt komponenti için geleneksel ekonomik analiz ve yardımcı maliyet denklemlerinden türetilen cebirsel maliyet-denge denklemlerini kullanmaktadır. Bu denklemler ortalama maliyetleri araştırmak için sistemin maliyet oluşum süreciyle ilişkilendirilmektedir.

7.1.2. Ekserjetik maliyet teorisi

Teori Lozano ve Valero (1993) tarafından geliştirilmiştir ve teoride sunulan metodoloji bir dizi önermeye dayanmaktadır [94]. Bu teori, ekserji maliyeti adı verilen yeni bir termodinamik kavramın uygulanmasına izin vermektedir. Alt sistem sınırları, ayrıştırma düzeyi ve üretim amacı tanımlanmış bir sistem için, bir fiziksel akışın ekserji maliyeti, bu akışı üretmek için gereken ekserji miktarı olarak tanımlanmaktadır. Bu metodolojinin uygulanmasındaki ilk adım, sistemin bir komponente veya komponent grubuna uygun bir şekilde birimlere bölünmesidir. Sistemdeki her komponent için tek bir ürün ve yakıt tanımlanmalıdır. Böylece, her birim için bir maliyet-denge denklemi ile bir denklem sistemi kurulabilmektedir.

7.2. Eksergo-ekonomi Analizi (EEA) Yöntemleri

Eksergo-ekonomi yaklaşımı Tsatsaronis tarafından önerilmiştir. Bu yöntemlerde iki olası değişken vardır: özgül maliyet ve ortalama maliyet. Ortalama maliyet kavramı, Ekserjetik Maliyet Teorisi uygulamasına çok benzerdir. Özgül maliyet yönteminde, sistemden geçen akışa ekserji eklenmesinin maliyeti belirlenmekte ve buna maliyet birimi atfedilmektedir. Bu, bir komponentin ekserjiyi, bir akıştan farklı maliyetlerle elde edeceği anlamına gelmektedir. Enerji dönüşüm tesisinin amacı (yani enerji santrali veya kojenerasyon sistemi) nedeniyle ana tesisin alt komponentleri arasında ayırım yapılabilir. Üretilen güç birincil ürün ise, tüm harici tersinmezliklerin maliyeti elektriğe yüklenir. Isı birincil olarak üretilirse, benzer prosedürü tesiste üretilen buhar takip etmektedir. EEA yöntemleri, görece maliyet farkı, eksergoekonomik faktör ve ekserjetik verimlilik gibi eksergoekonomi analizin bazı karakteristik parametrelerini içermektedir. EEA yöntemleri, üç sınıfta gruplandırılabilir: (i) Son giren ilk çıkar (LIFO) prensibi, (ii) Özgül Ekserji Maliyetlendirmesi / Ortalama Maliyet (SPECO / AVCO) yaklaşımı ve (iii) Modifiye Üretken Yapı Analizi (MOPSA) yaklaşımıdır.

7.2.1. Son giren ilk çıkar (LIFO) ilkesi

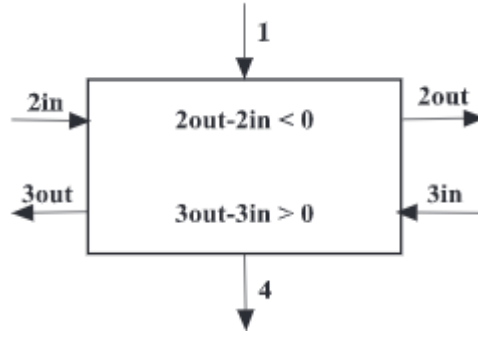
Bu yaklaşım Tsatsaronis vd. (1993) tarafından geliştirilmiştir. Harcanan ekserji birimleri için taşıyıcıya ekserji tedarik maliyetini hesaplamak için LIFO maliyet muhasebesi prensibi kullanılmaktadır [86]. Yöntem, enerji sistemlerinin eksergoekonomik analizinde yardımcı varsayımlar ihtiyacını ortadan kaldırmakta ve maliyetlendirme sürecinin doğruluk hassasiyetini artırmaktadır. Bu yaklaşım, varlık

yönetimi ve değerleme yöntemi arasında doğrudan ilişki kuran basit bir fikre dayanmaktadır. Madde akışına en son sağlanan ekserji birimleri ilk olarak kullanılmaktadır. Bu nedenle, bir proses adımımda bir madde akışından çıkarılan ekserji birimleri ile ilişkili maliyeti hesaplamak kolaydır. Bu maliyetin önceki adımlarda hesaplanması gerekmektedir.

7.2.2. Özgül ekserji maliyetleme / ortalama maliyet (SPECO / AVCO) yaklaşımı

Bu yöntem ilk olarak Lazzaretto ve Valero (1999) tarafından sunulmuştur [94]. Tsatsaronis ve ekibi tarafından metodolojideki gelişmeleri takiben, sistem komponentlerinin daha kesin bir şekilde değerlendirilmesi için bulanık çıkarım sistemleri ile kombinasyonunu içermektedir. Yaklaşımına göre, yakıtlar ve ürünler sistematik olarak her madde ve enerji akışına ekserji ilaveleri ve çıkarmaları kaydedilerek tanımlanmaktadır. LIFO prensibinin uygulanmasıyla birlikte aynı akışa maliyet ekleme ve çıkarma işlemlerinin kayıtları daha sonra yerel ortalama maliyetleri hesaplamak için kullanılmaktadır.

Özgül ekserji maliyeti, termal sistemlerde verimlilik ve maliyetleri hesaplamak için sistematik ve genel bir metodolojidir. Bu yöntem yakıt ve ürün tanımlarını bir komponente ekserji eklenmesi ve bir komponentden ekserji çıkarılması olarak modellemektedir. Maliyet oranları, işletme yönetiminin temel ilkeleri kullanılarak elde edilmektedir. Özgül ekserji maliyetleme yöntemi üç adım içermektedir. Birincisi, sistem komponentleri yoluyla enerji ve ekserji akışının tanımlanmasıdır. İkincisi, akışların eksergo-ekonomik maliyetini belirlemek için SPECO'nun ana ilkesi olan yakıt ve ürün kuralının bir açıklamasıdır. Son olarak, alt sistemler için ekserjetik maliyet dengesi ve yardımcı denklemler elde edilmektedir. Şekil 7.1, yakıt, ürün ve yardımcı maliyet denklemlerini açıklayan herhangi bir sistemdeki bir komponentin şemasıdır. Şekil 7.1'te temsil edilen tüm akışlar ekserji akışlarıdır. İkinci akışın çıkış akışı, giriş akışından daha küçüktür, bu nedenle yakıt (F) kuralı uygulanmıştır.



Şekil 7.1. Bir komponent için giriş ve çıkış ekserjetik akışları [100]

7.2.3. Modifiye üretken yapı analizi (MOPSA) yaklaşımı

Bu yaklaşım ilk olarak Kim vd. (1998) geliştirmiştir [102]. Yöntem, akış maliyeti hesaplamaları olmadan ekserji maliyetleme yaklaşımına dayanmaktadır. MOPSA yönteminde, herhangi bir durumda akıştaki her bir noktadaki ekserjiye birim ekserji maliyeti atanarak bir maliyet dengesi denklemi elde edilmektedir. Termal sistemin çeşitli ekserji maliyetlerinin ve çıktı maliyetinin parasal değerlendirmeleri, eksergo-ekonomik maliyetler birimi için denklem kümesinin çözülmesi ile elde edilmektedir.

Tüm sistem için hem ekserjetik sonuçları hem de maliyet değerlerini içeren optimizasyon hedefleri, eksergo-ekonomik analiz ile gerçekleştirilmektedir. Ekonomik analiz yapılırken, sistemin tüm ömrü dikkate alınmalıdır. Bunlar, satın alınan ekipman maliyetleri, işletme&bakım giderleri, amortisman ve yakıt maliyetleri gibi ilgili tüm maliyetlerden oluşmaktadır. Eksergo-ekonomi analizi ile kayıp ekserji maliyeti ve seviyelendirilmiş sermaye yatırımı gibi bazı gerçek maliyet kaynakları ele alınabilmektedir.

7.3. Eksergo-ekonomik Terimler

Eksergo-ekonomik değerlendirme, termodinamik açıdan maliyet hesaplamasını belirlemek için ekserji analizi ve ekonomik değerlendirmeyi içeren iki farklı metodolojiye dayanmaktadır. Termodinamik verimsizliklerin yanı sıra ekonomik maliyetler bu yöntemle komponent bazında açıklanabilmektedir. Ayrıca, her iki yaklaşımı birlikte ele alarak, sistem hakkında daha gerçekçi bilgiler elde edilebilmektedir. Eksergo-ekonomi analizi ilkesi, parasal maliyetlerin, sistem ve çevresi arasındaki etkileşimlerden

kaynaklanan termodinamik verimsizliklerle ilişkilendirilmesidir. Yani, komponente giren ve çıkan akışların maliyetlerini ve sistem komponentleri içindeki ekserji yıkımlarını belirlemek için eksergoekonomik metodoloji kullanılmaktadır. Açık literatürde, eksergoekonomik değerlendirmede kullanılan çeşitli yöntemler mevcuttur. Bu çalışmada Özgül Ekserji Maliyetleme (SPECO) yöntemi tercih edilmiştir. Her komponent için bu yöntem özgül ekserji değerleri ve birim maliyetler ile yardımcı maliyet denklemlerinden oluşmaktadır.

Termal sistemler için eksergoekonomik analiz yapıldığında, Tsatsaronis tarafından önerilen dört adım vardır. Bu adımlar şu şekilde sıralanır: (i) ekserji analizi, (ii) turbofan motorunun ve komponentlerin ekonomik analizi, (iii) lineer denklem sistemi ile birim ekserjetik maliyetlerin hesaplanması ve (iv) her sistem komponentinin eksergo-ekonomik performans parametrelerinin değerlendirilmesidir.

Bir kütlenin veya enerji akışının ekserji maliyeti, onu üretmek için gereken ekserji miktarıdır. Bir sistemin maliyet yapısını analiz ederken, ortalama maliyetler ile marjinal maliyetler arasında ayırım yapılabilmektedir. Ortalama maliyetler oranlardır ve birim ürün başına ortalama kaynak miktarını ifade etmekte ve matematiksel olarak şu şekilde tanımlanabilir [87]:

$$c_{av,i} = \frac{C_{av,i}}{E_i} \quad (7.1)$$

burada $c_{av,i}$, i'inci akışın birim özgül ortalama maliyetidir. $C_{av,i}$ ve E_i sırasıyla i'inci akımının ekserjetik maliyetini ve ekserjisini temsil etmektedir. Marjinal maliyetler elde edilmekte ve belirtilen koşullar altında bir veya daha fazla ürün birimi oluşturmak için gerekli ek kaynakları göstermektedir. Termoekonomik optimizasyon yöntemleri genellikle marjinal maliyetlere dayanırken, sistemlerin eksergo-ekonomik analizinde ortalama maliyetler kullanılmaktadır.

Ekserji maliyetlemesinde, her ekserji akışıyla bir maliyet ilişkilendirilmektedir. Madde giriş ve çıkış akışları ile güç ve ısı aktarım oranlarına göre ekserji aktarımları sırasıyla şöyle yazılmıştır:

$$\dot{C}_i = c_i \dot{E}_i \quad (7.2)$$

$$\dot{C}_e = c_e \dot{E}_e \quad (7.3)$$

$$\dot{C}_w = c_w \dot{E}_w \quad (7.4)$$

$$\dot{C}_q = c_q \dot{E}_q \quad (7.5)$$

Buna göre, ısı transferi gerçekleşen ve güç üreten bir kth komponent için, şu şekilde yazılmıştır:

$$\sum_e (c_e \dot{E}_e)_k + c_{w,k} W_k = c_{q,k} E_{q,k} + \sum_e (c_e \dot{E}_e)_k + \dot{Z}_k \quad (7.6)$$

Sistemden tek bir çıktı alınması durumunda, ürünün birim maliyeti Denk. (7.6) kullanılarak kolayca belirlenebilmektedir.

Termal sistemin maliyet etkinliğini değerlendirmek için gereken tüm önemli finansal bilgiler ekonomik analizde mevcuttur. Eksergoekonomik analizin bir adımı olarak gerçekleştirilen ekonomik analiz ile, ekipman satın alma, işletme&bakım ve yakıt maliyetlere uygun maliyet değerleri atanmaktadır. Bu değerler maliyet dengesi denklemlerinde kullanılmaktadır. Moran (1989), motor komponentlerinin sermaye maliyetini hesaplamak için gerekli olan seviyelendirilmiş maliyet yaklaşımını önermiştir [103]. Bu yöntem mevcut çalışmada benimsenmiştir. Sistemin her komponenti için amortisman maliyeti şu şekilde ifade edilebilir: İşletme&bakım ve yakıt maliyetleri motorun ömrü boyunca değişkenlik göstermektedir. Bu nedenle, maliyetler yıllara göre önemli ölçüde değişebilmektedir.

Bununla birlikte, ortalama olarak, herhangi bir yıldaki harcama, önceki yılların maliyetlerinin nominal artış oranıyla çarpılmasına eşittir. Yani, maliyet seviyelendirme ile varlıkların (motor) hizmet ömrü boyunca yapılan harcamaların eşdeğer bir yıllık gelir ile ilişkilendirilmesi amaçlanmaktadır. Bunu yaparken, dengeli olmayan nakit akışının etkisinden kaçınılmaktadır. Bugünün değerlerine göre, gelecekteki bir dizi maliyet veya fayda için, eşdeğer bir değer bugünkü değer (PW) ile temsil edilmektedir. Başka bir deyişle, bu terim gelecek yılların maliyetleri için eşdeğer bir değer oluşturmaktadır. Ürünün kullanım ömrü sonunda yaklaşık değeri, aşağıdaki gibi ifade edilen hurda değeri ile belirlenmiştir:

$$SV_{VCE} = PEC_{VCE} \omega \quad (7.7)$$

Her bir komponent için amortisman maliyeti şu şekilde hesaplanmıştır:

$$PW_{VCE} = PEC_{VCE} - SV_{VCE} PVF(i, n) \quad (7.8)$$

Yukarıdaki denklemde, ekipman satın alma maliyeti, hurda oranı (%) ve bugünkü değer faktörü sırasıyla PEC, ω ve PVF ile gösterilmektedir. Gelecekte mal veya hizmet maliyetlerini doğru bir şekilde tahmin etmek için bugünkü değer faktörü kullanılmaktadır. Bu parametre şu şekilde ifade edilmiştir:

$$PVF = (1 + i)^{-n} \quad (7.9)$$

Yukarıdaki denklemde, motorun faiz oranı ve toplam çalışma süresi sırasıyla i ve n olarak gösterilmiştir. Sermaye geri kazanım faktörü (CRF) ile, komponentin bugünkü değeri, belirtilen bir süre içinde ve belirtilen bir faiz oranında bir dizi düzenli ödemeye dönüştürülmektedir. Böylece, ilk yatırımın geri kazanılması hedeflenmektedir.

$$CRF = \frac{i(i+1)^n}{(i+1)^n - 1} \quad (7.10)$$

Yıllık sermaye maliyeti anlamına gelen ACIC şu şekilde ifade edilmiştir:

$$ACC_{VCE} = PW_{VCE} CRF(i, n) \quad (7.11)$$

Motorun ve komponentlerin saatlik seviyelendirilmiş maliyeti sırasıyla aşağıdaki gibi belirlenmiştir:

$$\dot{Z}_{VCE}^{CIC} = \frac{ACC_{VCE}}{\tau} \quad (7.12)$$

$$\dot{Z}_k^{CIC} = \dot{Z}_{VCE}^{CIC} \left(\frac{PEC_k}{\sum PEC_{VCE}} \right) \quad (7.13)$$

Seviyelendirilmiş PEC maliyeti bakım maliyet faktörü ile çarpılırsa, toplam sermaye maliyet oranı elde edilebilir. Her komponent için \$ / s cinsinden toplam sermaye maliyeti Z olarak belirlenmiştir.

$$\dot{Z}_{VCE}^T = \frac{\phi ACC_{VCE}}{3600\tau} \quad (7.14)$$

Her motor komponentinin bakım maliyeti, 1,06 olarak kabul edilen faktör (ϕ) ile ifade edilmiştir. Ancak bu çalışmada işletme&bakım ve PEC maliyetleri ayrı ayrı

hesaplanmıştır. Herhangi bir komponent için çalışma ve bakım maliyeti oranı, toplam çalışma süresinin bölünmesiyle hesaplanmaktadır. Aşağıdaki gibi ifade edilmektedir:

$$\dot{Z}_k^{OM} = \frac{\dot{C}_{VCE}^{OM}}{\tau} \left(\frac{PEC_k}{\sum PEC_{VCE}} \right) \quad (7.15)$$

burada toplam çalışma süresini (h) temsil etmektedir. Seviyelendirilmiş yakıt maliyeti şu şekilde belirlenmiştir:

$$FC_e = \frac{Pr \dot{m}_f 3600\tau}{\rho_f} \quad (7.16)$$

Yukarıda Pr , $\dot{m}_f$ ve ρ_f sırasıyla yakıt fiyatını, yakıt akış oranını ve yakıt yoğunluğunu göstermektedir. Ekserjetik noktadan, seviyelendirilmiş yakıt maliyeti şu şekilde hesaplanmıştır:

$$\dot{C}^f = \frac{\dot{F}C_e LHV}{\tau \cdot ex^{ch}} \quad (7.17)$$

burada LHV ve ex^{ch} kullanılan yakıtın alt ısı değerini ve yakıtın kimyasal ekserji değerini belirtmektedir. Değişken çevrimli turbofan motorunun (VCE) ekonomik değerleri, Tablo 7.1'te gösterilmektedir. VCE için bu parametrelerin literatür araştırmalarından çıkarılan tahmini değerler olduğu varsayılmaktadır.

Tablo 7.1. VCE ekonomik parametreler

Parametre	Birim	Değer
Toplam ekipman satın alma maliyeti (CIC)	US M\$	10
Çalışma ve bakım maliyeti (OM)	US\$.yr ⁻¹	500000
Çalışma saati	h	3000
Faiz oranı (i)	%	10
Hurda oranı (j)	%	15
Yaşam ömrü	yr	30
Yakıt fiyatı	US\$.kg ⁻¹	0,65
LHV	kJ.kg ⁻¹	42800

7.4. SPECO Yöntemine Dayalı Ekserji Maliyetlendirme

Akışların ekserji maliyeti, sistemin her bir komponenti için maliyet dengesi ilişkilerinin yardımıyla belirlenebilmektedir. ECT, MOPSA, Wonergy ve SPECO gibi

birçok termoekonomik yöntem literatürde bulunmaktadır [104]. Enerji dönüşüm sistemlerindeki verimlilik ve maliyetleri tahmin etmek için, genel yöntem olarak özgül ekserji maliyeti (SPECO) kullanılmaktadır. Bu teknik, bilinmeyenleri bulmak için hem ekserji değerlerinin ekserji birim maliyeti ile çarpılmasını hem de yardımcı maliyet denklemlerini içermektedir. Üç adımla, bu yaklaşımın metodolojisi özetlenebilir. İlk olarak, komponentlerden geçen ekserji akışları tanımlanmaktadır. Her istasyondaki akış için ekserji büyüklükleri hesaplanmaktadır. İkincisi, akışların ekonomik maliyetini hesaplamak için yakıt ve ürün kuralları SPECO'nun temel prensibi olarak uygulanmaktadır. Son olarak, komponentler için ekserjetik maliyet dengesi ve ikincil denklemlerin türetilmesi gerçekleştirilmektedir. Termal sistemler analiz edilirken, her bir ünite için giriş ve çıkış akışlarının sayısı, aktarılan ısı, yapılan iş ve bu işlemin çevre ile etkileşimi dikkate alınmalıdır. SPECO yaklaşımı ile ekserji maliyetlendirmesinde, tüm akışların özgül ekserji değerleriyle ilişkili bir maliyeti vardır.

Bir komponentin içine veya komponentden taşınan ekserjiye göre, maliyet dengesi denklemleri genel olarak şu şekilde yazılabilmektedir:

$$\dot{C}_j = \dot{c}_j \dot{E}_{x,j} \quad (7.18)$$

Yukarıdaki denklemde $\dot{C}_j$, ekserji akışına karşılık gelen ilgili seviyelendirilmiş maliyetleri ifade etmektedir. k'ncı komponent için maliyet dengesi denklemi SPECO yöntemi ile aşağıdaki gibi tanımlanmaktadır:

$$\dot{c}_{F,k} \times \dot{E}_{x,F,k} - \dot{c}_{P,k} \times \dot{E}_{x,P,k} \mp \dot{c}_{W,k} \times \dot{E}_{x,W,k} \mp \dot{c}_{Q,k} \times \dot{E}_{x,Q,k} + \dot{Z}_i = 0 \quad (7.19)$$

Maliyet dengesi denklemleri yardımcı denklemler yardımıyla çözülebilmektedir. Değerlendirilen sistem için çeşitli varsayımlar yapılmaktadır; bunlardan biri, aynı şaftta üretilen veya harcanan tüm işlerin aynı birim ekonomik maliyete sahip olmasıdır.

Eksergoekonomik analizin yapılabilmesi için giriş ve çıkış akışlarına ilişkin özgül ekserji maliyeti bilinmelidir. PEC ve O&M maliyetleri ekonomik analizden elde edilebilmektedir. Bununla birlikte, bir dizi giriş ve çıkış akışın bulunduğu bazı durumlarda maliyet dengesi denklemlerinin sayısı bilinmeyenlerden daha az olabilmektedir. Bu gibi durumlarda F ve P prensipleri yardımcı denklemlerin geliştirilmesi için uygulanmaktadır.

7.5. Yakıt (F) ve Ürün (P) Kuralı

Yakıt kuralı, komponentlerden geçen akıştan ekserjinin kullanılması ile ilgilidir [105]. Yakıt tanımı, giriş ve çıkış akışı arasındaki farkı içermektedir. Yakıt olarak değerlendirilen ekserjinin toplam maliyeti, bu fark ekserjinin alındığı, elemanın girişindeki ekserji maliyet değeri ile aynı olarak kabul edilmektedir. Ürün kuralı, komponentden geçen ekserji akışının sağlanması ile ilgilidir. Ürün olarak eklenen her birim ekserji aynı eksergo-ekonomik maliyete sahiptir. Bu maliyet, maliyet dengesi veya yakıt kuralı uygulanarak oluşturulan diğer denklemler kullanılarak elde edilebilmektedir.

7.6. Eksergo-ekonomik Yönteminin VCE Modeline Uygulanması

Yardımcı denklemler ile maliyet dengesi denklemleri birlikte oluşturulduğunda, ekserjetik akış ve ekserji yıkımı ile ilgili özgül maliyetler belirlenmektedir. Bu durum, aşağıdaki gibi lineer bir denklem sistemi ile mümkün olmaktadır:

$$\left[\dot{E}_{x_k} \right] \times \left[\dot{c}_k \right] - \left[\dot{Z}_k \right] = 0 \quad (7.20)$$

Yukarıdaki eşitlikte, $\dot{E}_{x_k}$ her komponent için ekserji oranı içerir, $\dot{Z}_k$ vektörü toplam maliyeti ifade ederken; $\dot{c}_k$ birim ekserji maliyetini belirtmektedir.

VCE turbofan ve komponentleri için ana maliyet dengesi ve yardımcı denklemler sırasıyla şu şekilde yazılmıştır:

$$\text{Fan ünitesi} \quad \dot{C}_0 + \dot{C}_{w,FAN} + \dot{Z}_{FAN} = \dot{C}_{1,3} \quad (7.21)$$

$$\text{CDFS ünitesi} \quad \dot{C}_{1,3} + \dot{C}_{w,CDFS} + \dot{Z}_{CDFS} = \dot{C}_{2,5} \quad (7.22)$$

$$\text{HPC ünitesi} \quad \dot{C}_{2,5} + \dot{C}_{w,HPC} + \dot{Z}_{HPC} = \dot{C}_{B1} + \dot{C}_3 \quad (7.23)$$

$$\text{CC ünitesi} \quad \dot{C}_3 + \dot{C}_{3f} + \dot{Z}_{CC} = \dot{C}_4 \quad (7.24)$$

$$\text{HPT ünitesi} \quad \dot{C}_4 + \dot{C}_{B1} + \dot{Z}_{HPT} = \dot{C}_{4,5} + \dot{C}_{w,HPT} \quad (7.25)$$

$$\text{LPT ünitesi} \quad \dot{C}_{4,5} + \dot{Z}_{LPT} = \dot{C}_5 + \dot{C}_{w,LPT} \quad (7.26)$$

Yukarıdaki denklemleri (7.21-7.26) ele aldığımızda, tüm komponentler için altı eşitlik ve 14 bilinmeyen olduğu görülmektedir. Bazı eşitsizlikleri ortadan kaldırmak için yardımcı eşitlikler ve varsayımlar gerekmektedir. Gerekli denklemleri elde etmek için F kuralı uygulanmıştır. Bunlar;

$$\frac{\dot{C}_4}{E_{x4}} = \frac{\dot{C}_{4.5}}{E_{x4.5}} = c_f, \quad c_4 = c_{4.5} \quad (7.27)$$

$$\frac{\dot{C}_{4.5}}{E_{x4.5}} = \frac{\dot{C}_5}{E_{x5}} = c_f, \quad c_{4.5} = c_5 \quad (7.28)$$

$$c_{W,HPC} = c_{W,HPT}, \quad c_{W,CDFS} = c_{W,LPT}, \quad c_{W,FAN} = c_{W,LPT} \quad (7.29)$$

Bu varsayımlar ve denklemler ışığında denklemlerin sayısının bilinmeyenlerle eşitlenmesi sağlanmıştır. Özgül maliyet değerleri ($\dot{c}_k$) lineer denklem sistemleri ile belirlenmektedir. Bu denklemler Matlab ortamında kodlanmıştır ve farklı çalışma koşulları için ayrı ayrı çözüm elde edilmiştir.

7.7. Eksergo-ekonomik Performans Metrikleri

Yakıt ve ürün ekserji maliyet oranlarına ek olarak, gaz türbin motorlarının performanslarını eksergoekonomik analiz açısından değerlendirirken, bazı belirleyici parametreler gerekmektedir. Bu parametreler, Özgül İtki Maliyeti, Eksergo-ekonomik Faktör, Nispi Maliyet Farkı ve Ekserji Yıkım Maliyeti'dir. Bu parametrelerin yardımıyla maliyet ve ekserji akışlarının yapısı kapsamlı bir şekilde anlaşılabilir.

7.7.1. Ekserji yıkım maliyeti

Genellikle, ekserji yıkımı gerçek sistemlerde mevcuttur. Bu yıkımın nedenleri sürtünme, bir akışın ani genişlemesi veya sıkışması, sistem ve çevresi arasındaki ısı transferi ve dengesiz yanma olabilmektedir. Ekserji yıkımının maliyet oranı, komponent çalışmasından kaynaklanan tersinmezlikle ilişkili maliyet kaybı anlamına gelmektedir. Bir sistemdeki veya komponentteki ekserji yıkımıyla ilgili maliyet gizli bir maliyettir, ancak önemli bir maliyettir, sadece eksergo-ekonomik analizle fark edilmektedir. Bu kayıp miktarı sistem çalışması sırasında \$ / h olarak belirlenmiştir. Dahası, herhangi bir iyileştirme girişiminin gerekli olup olmayacağına karar verilmektedir. Yıkım ile ilgili bu maliyet oranı şu şekilde hesaplanmaktadır:

$$\dot{C}_{d,k} = c_{f,k} \times \dot{E}x_{d,k} \quad (7.30)$$

$$\dot{C}_{d,k} = c_{pr,k} \times \dot{E}x_{d,k} \quad (7.31)$$

burada f, pr ve d alt indisleri sırasıyla yakıt, ürün ve yıkım anlamına gelmektedir. Ayrıca, denklem (7.30-7.31), k'nci komponentinin ekserji yıkımını belirtmektedir.

7.7.2. Nispi maliyet farkı

Yakıttan ürün fazına dönüşüm sırasında ekserji maliyetindeki artış oranı bu parametre ile ifade edilmektedir. Yakıt maliyeti ile ürün maliyeti arasındaki fark ekserji yıkım maliyetiyle sonuçlanmaktadır. Dolayısıyla, tersinmezliği en yüksek komponentlerin en yüksek ekserji yıkım maliyet oranına sahip olması beklenmektedir. Termal sistemleri optimize ederken, bu parametre amaç fonksiyonu olarak kullanılmaktadır. Bunu yaparken, maliyet farkının en aza indirilmesi hedeflenmektedir. Bu bağlamda, toplam sermaye yatırımının azaltılmasının veya komponent verimliliğinin artırılmasının, maliyet akışının azaltılması için daha yararlı olup olmayacağı araştırılmaktadır. Nispi maliyet farkı şu şekilde belirlenmektedir:

$$r_k = \frac{c_{p,k} - c_{f,k}}{c_{f,k}} = \frac{1 - \eta_{ex,k}}{\eta_{ex,k}} + \frac{Z_k^{CI} + Z_k^{OM}}{c_{f,k} \dot{E}_{p,k}} \quad (7.32)$$

7.7.3. Eksergo-ekonomik faktör

Herhangi bir komponentteki maliyet iki farklı kaynakla ilişkilendirilmektedir. Birincisi ekserji kaybı veya yıkım maliyeti, ikincisi ise satın alma maliyeti ve işletme&bakım maliyetleri gibi ekserjik olmayan değerlerle ilişkilendirilmektedir. Bu indeks, prosesi değerlendirirken, her kaynağın önemi hakkında bilgi sağlamaktadır. Dolayısıyla, her bir kaynağın nispi ağırlığı ayrı ayrı bilinmelidir. Maliyet kategorisini iki kısma ayırmak, ekserji yıkım maliyeti ve CIC&OM maliyeti açısından maliyet yüzdesini belirlemek için çok önemlidir. Daha fazla iyileştirmenin gerekli olup olmadığı bu parametre ile belirlenmektedir. Bu parametre şu şekilde tanımlanmaktadır:

$$f_k = \frac{\dot{Z}_k}{\dot{Z}_k + c_{f,k} (Ex_{d,k} + Ex_{l,k})} \quad (7.33)$$

Denk.(7.33) 'de, $\dot{Z}_k$ k'inci komponentinin seviyelendirme maliyetini ifade ederken, $c_{f,k}$ k'inci komponentinin özgül yakıt maliyetini temsil etmektedir.

7.7.4. Özgül itki maliyeti

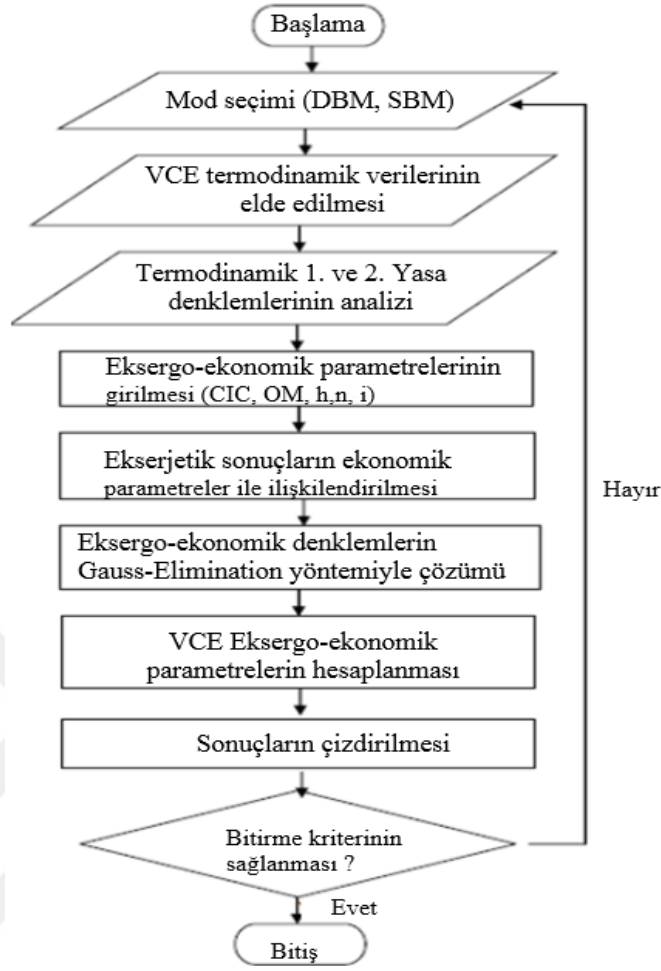
Turgut vd. (2009) ilk önce bu parametreyi kendi çalışmalarında geliştirmiştir [106]. Bu parametre, herhangi bir motorun diğer benzer motorlarla karşılaştırılmasına yardımcı olmaktadır. İtke maliyetinin hesaplanması bazı varsayımlar gerekmektedir. Bunlardan biri egzoz ünitesinin seviyelendirilmiş maliyet değeridir, ancak bu çalışmada göz ardı edilmiştir. Öte yandan, yanma odası hariç tüm komponentlerde adyabatik bir durum vardır. Bu tezde ise, bu indeks geliştirilerek özgül menzil maliyeti olarak belirlenmiştir. Ortalama maliyet birimleri açısından, tüm motor için maliyet dengesi eşitliği şu şekilde belirlenmektedir:

$$\dot{C}_{3f} + \dot{Z}_{VCE} = \dot{C}_9 \quad (7.34)$$

$$SDC = \dot{C}_9 (\$/h) / (T (km / h). * 3.6) \quad (7.35)$$

$$STC_{egzoz} (\$/hkN) = \frac{\dot{C}_9}{T_{egzoz}} \quad (7.36)$$

Denk. (7.34)'de, $\dot{C}_{3f}$ yakıtın maliyet oranını (\$ / h) temsil ederken; $\dot{Z}_{VCE}$, VCE turbofanın seviyelendirilmiş sermaye maliyetini göstermektedir. SDC ve STC ise sırasıyla özgül menzil maliyeti ve özgül itke maliyetini belirtmektedir. Öte yandan, $\dot{C}_9$ egzoz akış maliyetlerini belirtmektedir. Şekil 7.2 ise, bu tezde gerçekleştirilen off-dizayn eksergo-ekonomi için akış diyagramını göstermektedir.



Şekil 7.2. Off-dizayn eksergo-ekonomik akış diyagramı

7.8. On-dizayn Eksergo-ekonomi

Bu çalışmada, değişken çevrimli turbofan motorunun eksergo-ekonomik analizi, on-dizayn, off-dizayn ve sekiz farklı uçuş için termodinamiğin birinci ve ikinci yasaları ve ekonomik denklemler yardımıyla gerçekleştirilmiştir. Bu analizler Matlab’da kodlanarak gerçekleştirilmektedir. Bu programın akış şeması Şekil 7.2’te gösterilmiştir. İlk olarak, her istasyonun termodinamik verileri (Fan, LPC, HPC, vb.), çeşitli uçuş koşulları için GasTurb programından elde edilmiştir. Daha sonra, Matlab ortamında komponentlerinin girdi ve çıktı enerji ve ekserji değerleri ayrı ayrı hesaplanmaktadır. Enerjik ve ekserjetik sonuçlar, eksergo-ekonomik analizi için kullanılmaktadır. VCE motoruyla ilgili ekonomik girdiler belirlenmektedir. Daha sonra Gauss Eliminasyon yaklaşımı ile eksergo-ekonomik lineer denklemleri çözmek için ekserjetik ve ekonomik sonuçlar kullanılmaktadır. Bu işlemin sonunda, komponentlerin özgül maliyet

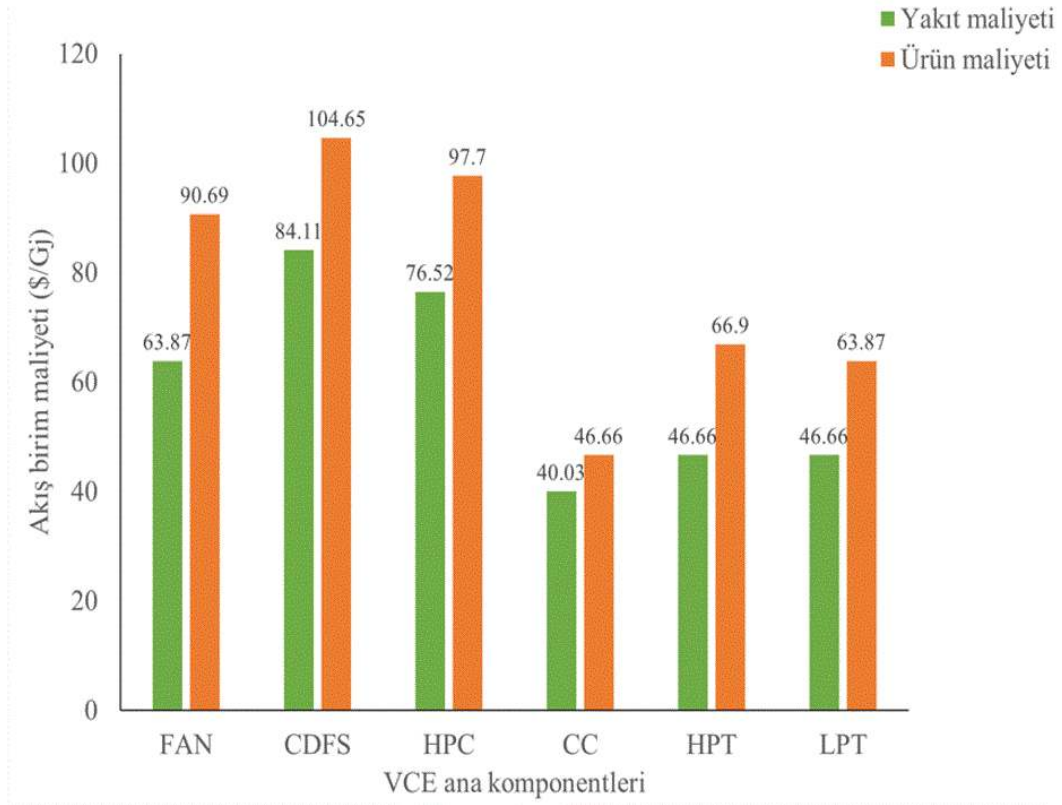
değerleri belirlenmektedir. Son olarak, eksergo-ekonomik parametreler kolayca hesaplanmakta ve sonuçlar grafik olarak gösterilmektedir. Ekserji analizi, sistemin iyileştirilmesi ile ilgili enerji analizinden daha fazla bakış açısı kazanmaya yardımcı olduğu önceki bölümlerde ifade edilmiştir. Gerçek ekonomik değerlendirmeden önce, bu analiz VCE motoru için önceden yapılmıştır. Benzer şekilde, eğer bu analize, ekonomik parametreler eklenirse, daha anlamlı ve yararlı bilgi elde edilmektedir. Yani, iyileştirmelerden ortaya çıkan ekstra maliyetlerin yeterince kârlı olup olamayacağı belirlenebilmektedir. Maliyete dayalı sonuçlar, maliyetleri artıran potansiyel komponentleri tanımlamaktadır. Ayrıca, eksergo-ekonomik analiz benzer sistemlerin ekonomik açıdan karşılaştırılmasını sağlamaktadır.

Komponent akışlarının birim yakıt ve ürün maliyetleri Şekil 7.3 ile Şekil 7.4'de gösterilmiştir. Bu şekillerde, yakıt maliyeti ve ürün maliyeti, sırasıyla girdi ve çıktı akışlarının ekserjetik maliyetlerini temsil etmektedir. Her komponent için, ürün maliyetinin yakıt maliyetinden daha yüksek olması beklenmektedir. Aşağıdaki iki şekil, altı komponent için bu durumu doğrulamaktadır. Bu çalışmada altı farklı özgül maliyet hesaplanmıştır. Bunlar Fan çıkış akışı özgül ekserji maliyeti ($c_{1.3}$), LPC çıkış akışı özgül ekserji maliyeti ($c_{2.5}$), HPC çıkış akışı özgül ekserji maliyeti (c_3), CC çıkış akışı özgül ekserji maliyeti (c_4), LPT işinin özgül maliyet ($c_{W,LPT}$) ve HPT işinin özgül maliyeti'dir ($c_{W,HPT}$).

Şekil 7.3, VCE modeli komponentlerinin yakıt ve ürün için birim akışın maliyetlerini DBM için göstermektedir. Şekilden anlaşılacağı üzere, CC ünitesi en düşük birim akış maliyetlerine sahipken, CDFS ünitesi ise en yüksek değere sahiptir. Bu bağlamda, on-dizayn'da, yanma odası ve CDFS yakıt akışı için, sırasıyla, 40,03 \$/GJ, 84,11 \$/GJ ve ürün akışı için 46,66 \$/GJ, 104,65 \$/GJ birim akış maliyeti hesaplanmıştır. HPT ve LPT üniteleri ise birbirine yakın akış maliyetlerine sahiptir. Her iki komponent için yakıt akış maliyeti, 46,66 \$/GJ iken, ürün maliyeti 66,9 \$/GJ (HPT), 63,87 \$/GJ (LPT) değerine sahiptir.

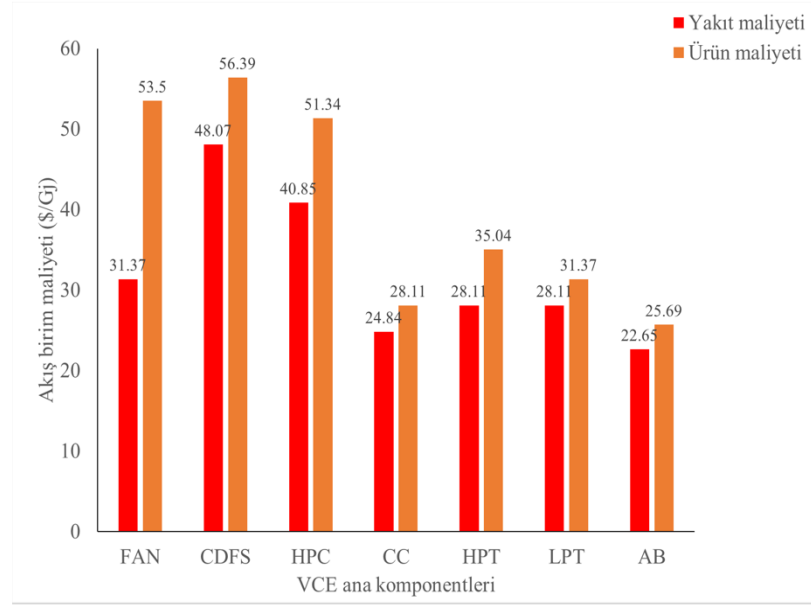
Şekil 7.4 ise, SBM için birim akışın ekserji maliyetlerini göstermektedir. Ardyanma ünitesi en düşük yakıt-ürün birim akış maliyetine sahipken, CDFS ünitesi en yüksek birim akış maliyetine sahiptir. Dikkat edilecek diğer bir hususta, DBM'den SBM'e geçerken akışların birim yakıt-ürün akış maliyetlerinin genel olarak azalmasıdır.

Bu durum, yüksek güç modunun daha ekonomik olduğu anlamına gelmemelidir. Bu yüzden farklı eksergo-ekonomik parametreler kullanarak uçuş modlarını ve fazlarını gerçek anlamda karşılaştırmak amaçlanmıştır.

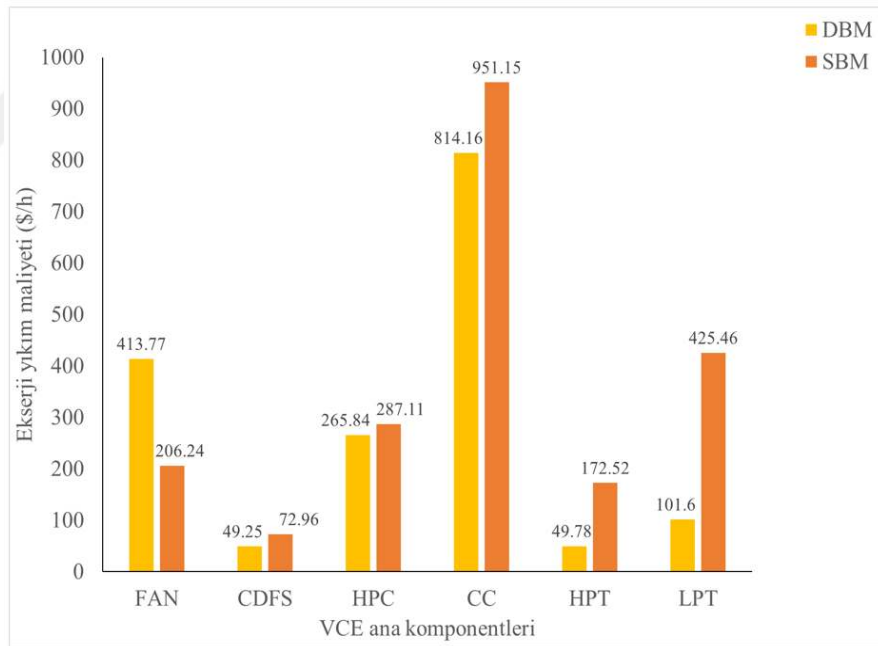


Şekil 7.3. Komponentlerin akış birim maliyetleri (\$/GJ) (DBM)

Şekil 7.5 ise, her iki mod için komponent bazında ekserji yıkım maliyetini göstermektedir. CC komponenti en düşük görece akış birim maliyetine sahipken; bu komponent en yüksek ekserji yıkım maliyetine sahiptir. Bununla birlikte CDFS ünitesi en düşük ekserji yıkım maliyetine sahiptir.

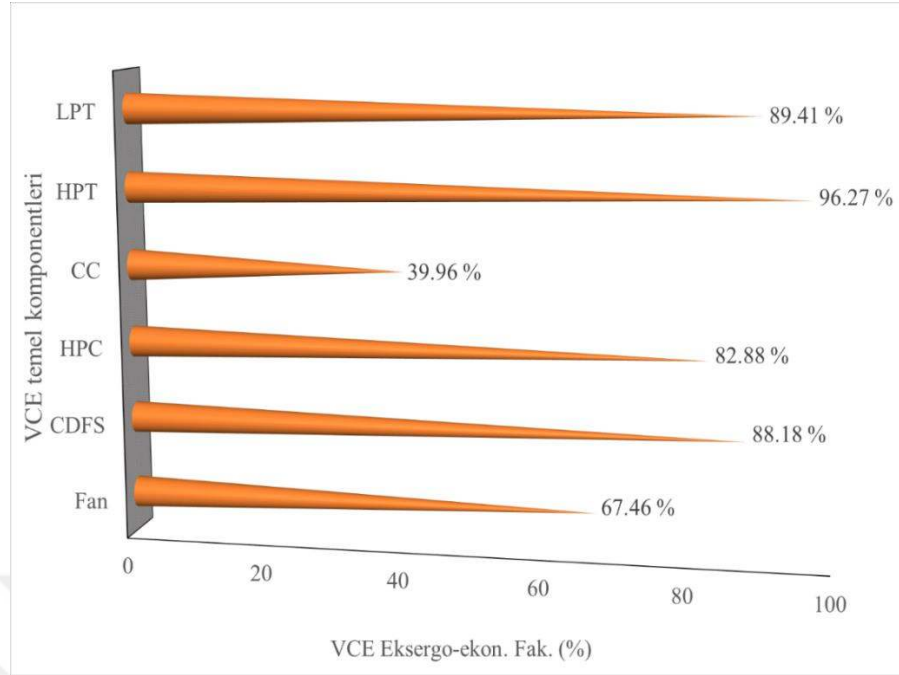


Şekil 7.4. Komponentlerin akış birim maliyetleri (\$/GJ) (SBM)

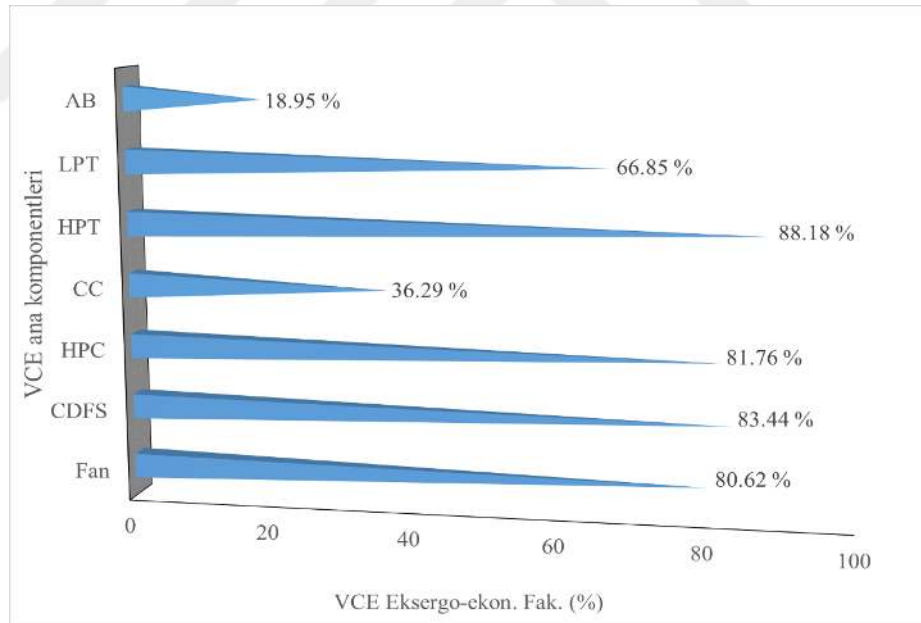


Şekil 7.5. Komponentlerin ekserji yıkım maliyetleri (\$/h) (DBM)

Şekil 7.6 ile Şekil 7.7, komponent bazında VCE için eksergo-ekonomik faktör indeksini sunmaktadır. Hem DBM hem de SBM için CC komponenti en düşük eksergo-ekonomik faktör'e sahiptir. Diğer yandan HPT ünitesi en yüksek değere sahiptir.



Şekil 7.6. Komponentlerin eksergo-ekonomik faktörleri (%) (DBM)

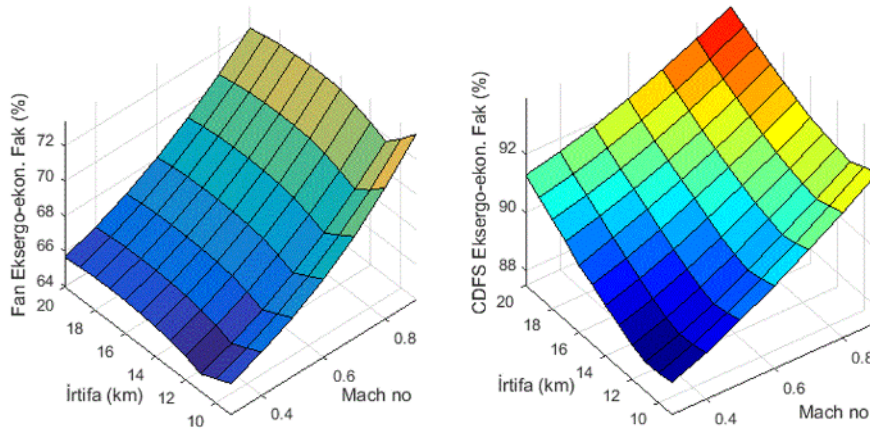


Şekil 7.7. Komponentlerin eksergo-ekonomik faktörleri (%) (SBM)

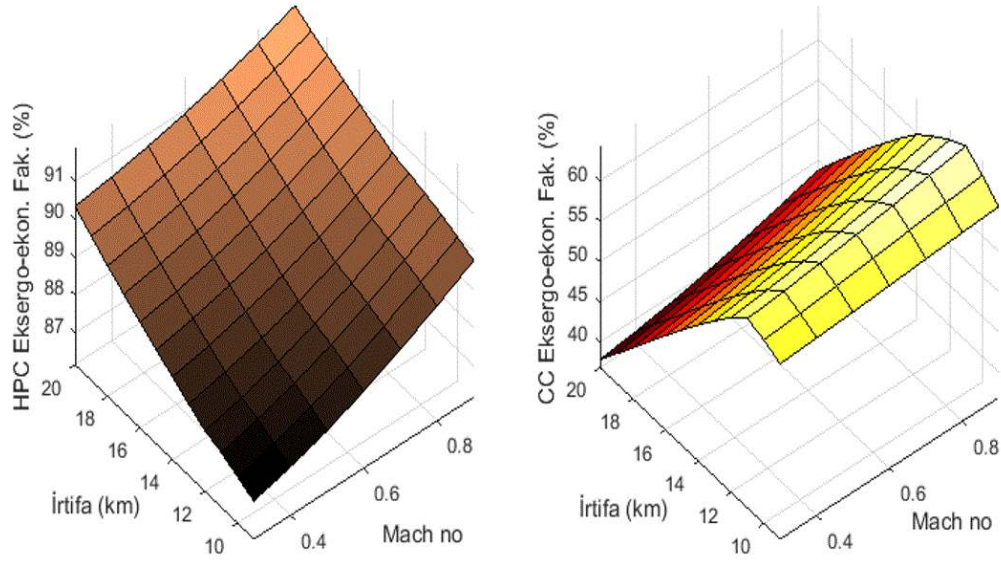
Şekil 7.8 ile Şekil 7.10 arasında, komponent bazında eksergo-ekonomik faktör indeksini göstermektedir. İlk olarak, SBM’de, tüm komponentlerin, eksergo-ekonomik faktörü DBM’e göre daha düşük olduğu bulunmuştur. Şekil 7.8’e göre, Mach sayısının

eksergo-ekonomik faktör üzerindeki etkisi irtifaya göre daha yüksek oranda olduğu görülmüştür. Bu bağlamda, Fan'ın eksergo-ekonomik faktörü 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında % 65,75'ten % 73,42 yükselirken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında % 73,42'den % 72,57'ye düşmektedir. Yine Şekil 7.8'e göre, CDFS eksergo-ekonomik faktörü, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında %88,60'tan %92,60'a yükselirken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında %92,60'tan %93,90'a çıktığı gözlemlenmiştir. Buradaki diğer bir husus; Fan ile kıyaslandığında, CDFS komponentinin ekserji yıkım maliyetinin daha düşük olduğu gözlenmiştir.

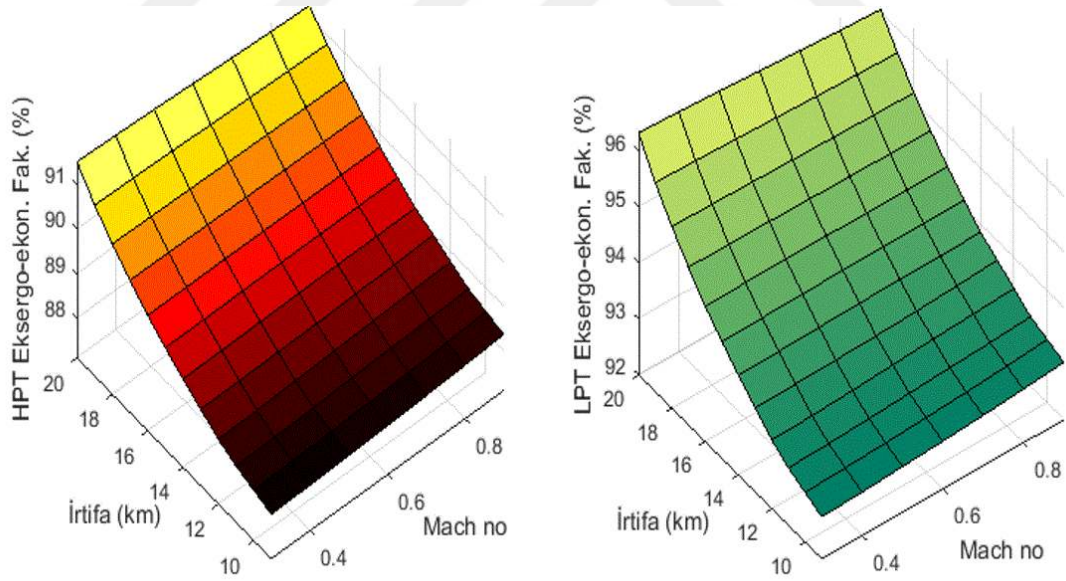
Şekil 7.9 ise, DBM için, HPC ile CC komponentlerin eksergo-ekonomik faktörlerini göstermektedir. Mach ve irtifanın HPC'nin eksergo-ekonomik faktörü üzerinde neredeyse eşit etkisi vardır. Yani, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, HPC eksergo-ekonomik faktörü % 87,17'den %89,76'ya artarken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, %89,76'dan % 91,89'a çıktığı görülmektedir. Bu parametre üzerinde ekserji yıkım maliyetinin ciddi rol oynadığı unutulmamalıdır. Çünkü, sermaye maliyeti uçuş koşulları boyunca değişmemektedir. Yanma odası eksergo-ekonomik faktörü için, irtifanın yükselmesiyle bu parametrenin düştüğü görülmektedir. Yani, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, % 58,6 'dan % 60,57'e çıkmıştır. Diğer taraftan, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, %60,57'den % 43,86'ya düştüğü görülmektedir. Buradan yanma odası için çıkarılabilecek bir sonuç, yüksek irtifalarda ekserji yıkım maliyetinin etkisi arttığı gözlenmiştir.



Şekil 7.8. Fan ve CDFS off-dizayn eksergo-ekonomik faktörler (%) (DBM)



Şekil 7.9. HPC ve CC off-dizayn eksergo-ekonomik faktörler (%) (DBM)

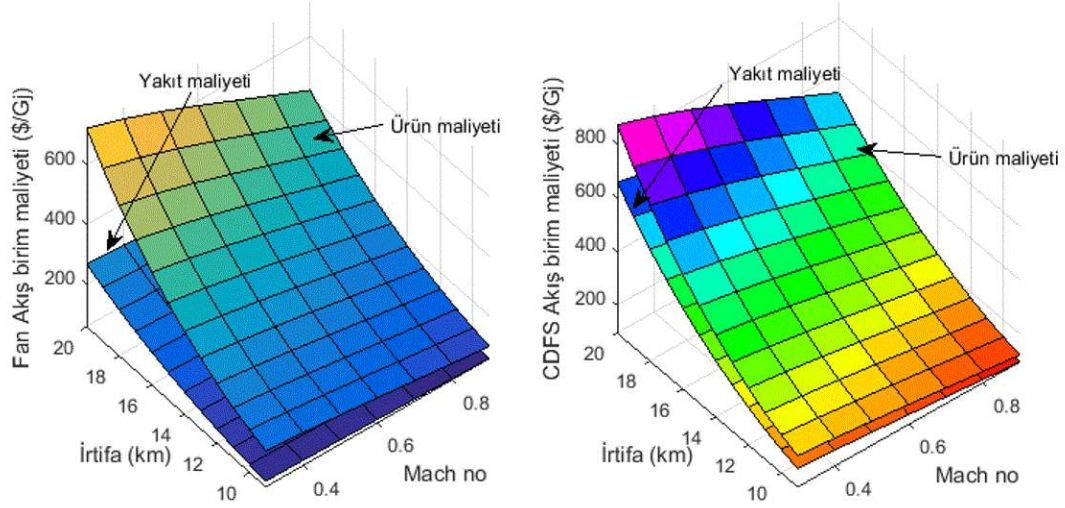


Şekil 7.10. HPT ve LPT off-dizayn eksergo-ekonomik faktörler (%) (DBM)

Şekil 7.10'te güç üretimini sağlayan bileşenlerin, yani HPT ve LPT'nin eksergo-ekonomik faktörleri sunulmuştur. Her iki bileşenin irtifa ve Mach sayısı ile eksergo-ekonomik faktörü arttığı görülmüştür. Ancak irtifanın değişimi ciddi oranda bu

parametreyi etkilediği gözlenmiştir. Diğer bir deyişle, HPT için, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, % 88,11 ‘dan % 88,37’ e artarken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, % 88,37 ‘dan % 91,24’ e çıkmıştır. LPT komponentinin eksergo-ekonomik faktörü için, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, % 92,74 ‘ten % 93,02’ e artarken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, % 93,02 ‘den % 96,04’ e çıkmıştır. DBM için, altı ana komponentin eksergo-ekonomisi göz önüne getirilirse, irtifa ve Mach sayısının etkisi farklı oranlarda ve yönlerde olduğu gözlenmiştir.

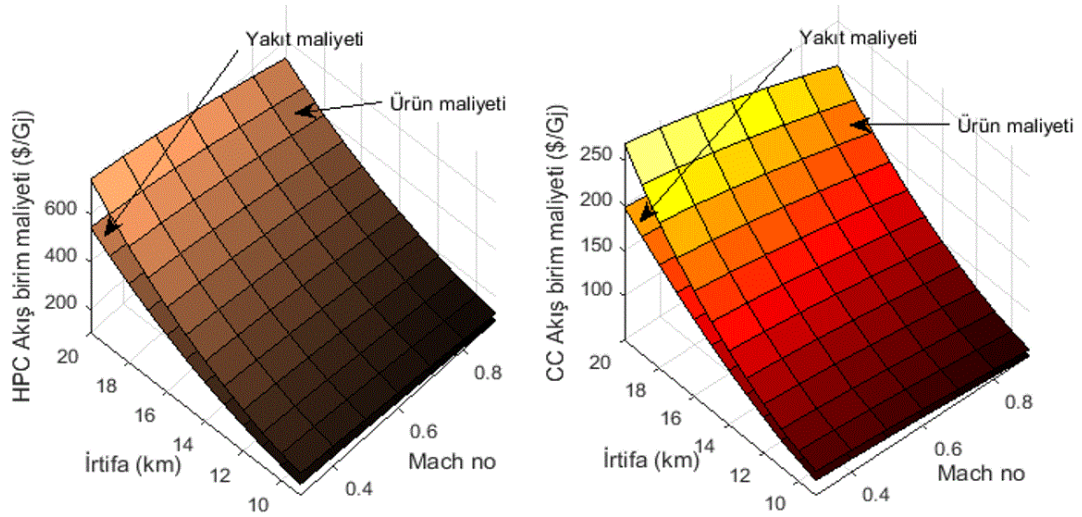
Şekil 7.11 ile Şekil 7.13 arasında ise DBM’de, altı ana komponentin yakıt-ürün birim akış maliyetlerini göstermektedir. Bir esas olarak şu unutulmamalıdır ki, ürün maliyeti yakıt maliyetinden daima yüksek olmalıdır. Şekil 7.11, Fan ve CDFS’in yakıt-ürün birim akış maliyetlerini göstermektedir. Fan akış maliyeti, CDFS’inkinden düşük olduğu Şekil 7.11’den açıkça anlaşılmaktadır. Bununla birlikte, irtifanın artması birim akış maliyetini ciddi oranda artırdığı gözlenmiştir. Bu bağlamda, Fan ürün maliyeti, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, 179,53 \$/GJ’den 99,13 \$/GJ’ e düşerken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 99,13 \$/GJ’den 420,37 \$/GJ’ e yükselmektedir. Fan yakıt maliyeti ise, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, 77,86 \$/GJ’den 58,13 \$/GJ’ e düşerken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 58,13 \$/GJ’den 200,93 \$/GJ’ e yükselmektedir. Aynı grafikte, CDFS ürün akış maliyeti ise, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, 212,52 \$/GJ’den 122,24 \$/GJ’ e düşerken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 122,24 \$/GJ’den 525,92 \$/GJ’ e yükselmektedir. Yakıt maliyeti ise, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, 164,74 \$/GJ’den 96,53 \$/GJ’ e düşerken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 96,53 \$/GJ’den 401,71 \$/GJ’ e yükselmektedir. Fan birim akış maliyeti, 0,9 M ve 20 km irtifada, yakıt’tan ürün hale geçerken, %110 oranında artarken, CDFS için bu oran, %30 olarak arttığı gözlenmiştir.



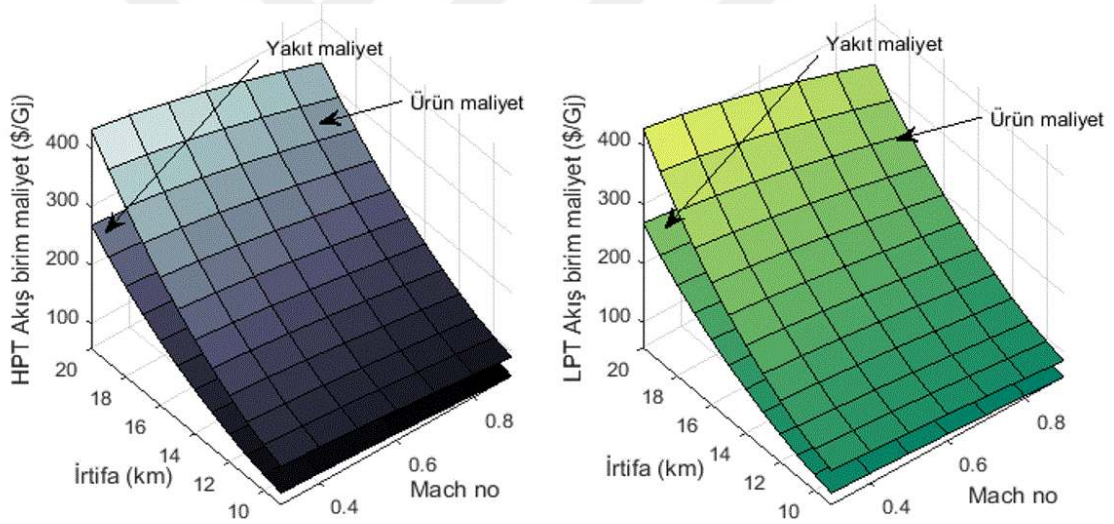
Şekil 7.11. Fan ve CDFS off-dizayn akış birim maliyetleri (\$/GJ) (DBM)

Şekil 7.12, HPC ve CC komponentlerinin yakıt-ürün birim akış maliyetlerini göstermektedir. VCE'nin tüm komponentleri göz önünde bulundurulduğunda, CC komponentinin en düşük yakıt-ürün birim akış maliyetine sahip olduğu gözlenmiştir. İlk önce, HPC yakıt-ürün akış birim maliyetine bakılırsa; HPC yakıt maliyeti, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, 145,97 \$/GJ'den 99,81 \$/GJ'e düşerken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 99,81 \$/GJ'den 385,88 \$/GJ'e yükselmektedir. HPC ürün maliyeti ise, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, 191,48 \$/GJ'den 128,88 \$/GJ'e düşerken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 128,88 \$/GJ'den 523,94 \$/GJ'e yükselmektedir.

CC komponentinin yakıt maliyetine bakarsak, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, 67,79 \$/GJ'den 51,29 \$/GJ'e düşerken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 51,29 \$/GJ'den 156,73 \$/GJ'e yükselmektedir. CC ürün maliyeti ise, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, 77,86 \$/GJ'den 58,13 \$/GJ'e düşerken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 58,13 \$/GJ'den 200,93 \$/GJ'e çıkmıştır. HPC akış maliyeti, 0,9 M, 20 km irtifada, yakıt'tan ürün hale geçerken, %35 oranında artarken, CC için bu oran, %28 olarak arttığı gözlenmiştir.



Şekil 7.12. HPC ve CC off-dizayn akış birim maliyetleri (\$/GJ) (DBM)



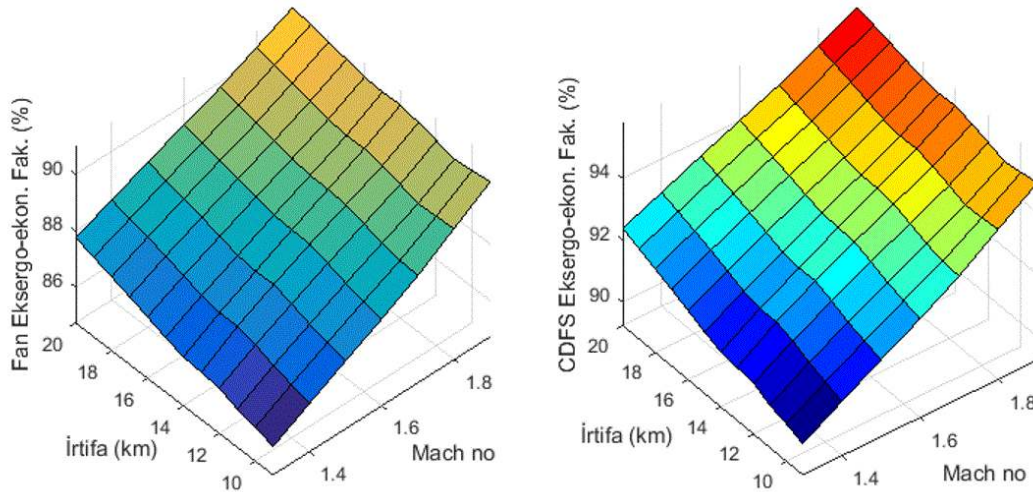
Şekil 7.13. HPT ve LPT off-dizayn akış birim maliyetleri (\$/GJ) (DBM)

Şekil 7.13 ise, DBM’de HPT ve LPT ünitelerinin yakıt-ürün akış birim maliyetlerini göstermektedir. Her iki komponentin akış birim maliyeti, birbirine benzer değişim gösterdiği gözlenmiştir. Rakamsal olarak ifade edecek olursak, her iki komponentin yakıt akış maliyeti, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, 77,86 \$/GJ’dan 58,13 \$/GJ’e düşerken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 58,13 \$/GJ’dan 200,93 \$/GJ’e yükselmiştir. HPT ürün maliyeti ise, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, 123,23 \$/GJ’dan 90,18 \$/GJ’e düşerken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 90,18 \$/GJ’dan

326,21 \$/GJ'e yükselmiştir. LPT ürün maliyeti için, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, 116,21 \$/GJ'den 85,58 \$/GJ'e düşerken, 0,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 85,58 \$/GJ'den 323,1 \$/GJ'e yükselmiştir. Her iki komponent için, 0,9 M ve 20 km irtifa için, akış maliyetinden ürün maliyetine geçerken birim akış maliyeti % 62,35 oranında arttığı gözlenmiştir.

Şekil 7.14 ile Şekil 7.21 arası SBM için, eksergo-ekonomik parametrelerini, komponent bazında göstermektedir. Eksergo-ekonomik faktöre bakıldığında, AB ünitesi en düşük değere sahipken, CC ünitesi ise görece düşük eksergo-ekonomik faktöre sahip olduğu gözlenmiştir.

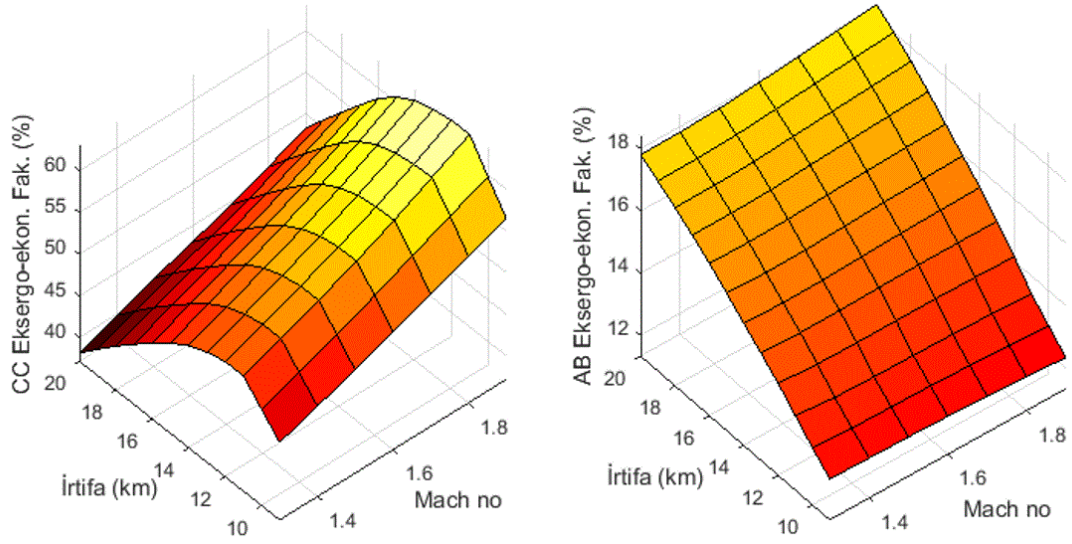
Şekil 7.14, SBM'de, Fan ve CDFS eksergo-ekonomik faktör'ün Mach ve irtifaya ile değişimini göstermektedir. Fan için bakıldığında, Mach sayısının, eksergo-ekonomik faktör üzerindeki etkisi görece yüksektir. Yani, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, %85,73'ten % 90,22'e yükselirken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, % 90,22'den %91,02'e yükselmiştir. Aynı Şekilde CDFS eksergo-ekonomisine bakıldığında, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, %90,24'ten % 94,97'e yükselirken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, % 94,97'den %95,81'e yükselmiştir. Bu durum gösteriyor ki, CDFS ekserji yıkım maliyeti görece düşük seviyededir.



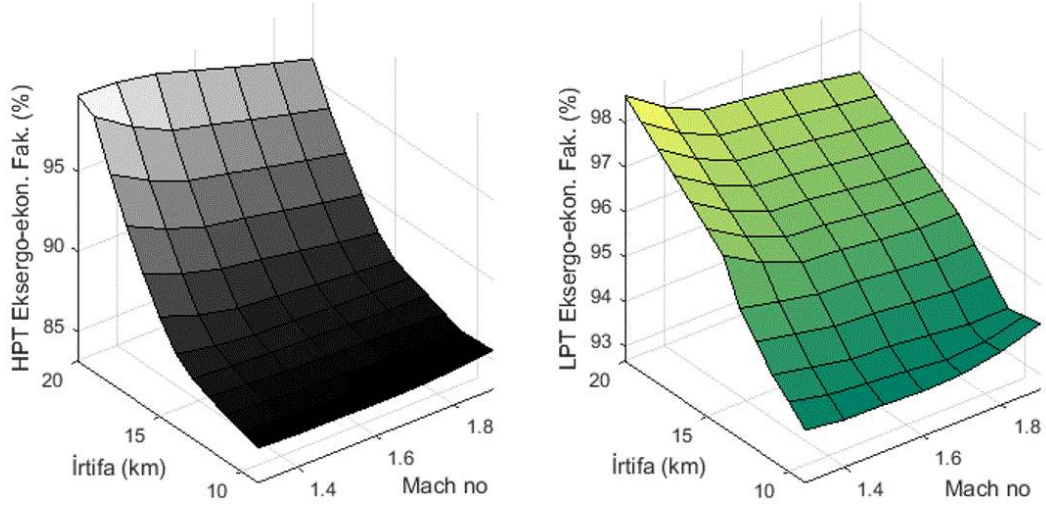
Şekil 7.14. Fan ve CDFS off-dizayn eksergo-ekonomik faktörler (%) (SBM)

Şekil 7.15 ise, yanmanın gerçekleştiği komponentleri, yani CC ve AB ünitelerinin eksergo-ekonomik faktörlerini göstermektedir. Ardyanma ünitesi yüksek tersinmezliğe

sahip olduğundan, düşük eksergo-ekonomik faktör beklenmektedir. Şekil 7.15, bu durumu doğrulamaktadır. AB ünitesi eksergo-ekonomik faktörü, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, %12,65'ten % 12,33'e düşerken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, % 12,33'den %18,41'e yükselmiştir. CC ünitesinin eksergo-ekonomik faktöründe, irtifa ile devamlı artma veya azalma gözlenmemiştir. Diğer bir deyişle, 1,9 M, (9-11) km irtifalarında CC eksergo-ekonomik faktörü, % 56,56'dan % 63,14'e yükselirken, (11-20 km) irtifalarında, % 63,14'den % 48,31'e kadar azaldığı hesaplanmıştır. Ancak, Mach sayısı ile devamlı artma gözlenmiştir. Yani, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, %56,56'dan % 63,14'e yükselmiştir.



Şekil 7.15. CC ve AB off-dizayn eksergo-ekonomik faktörler (%) (SBM)



Şekil 7.16. Off-dizayn HPT ve LPT eksergo-ekonomik faktörler (%) (SBM)

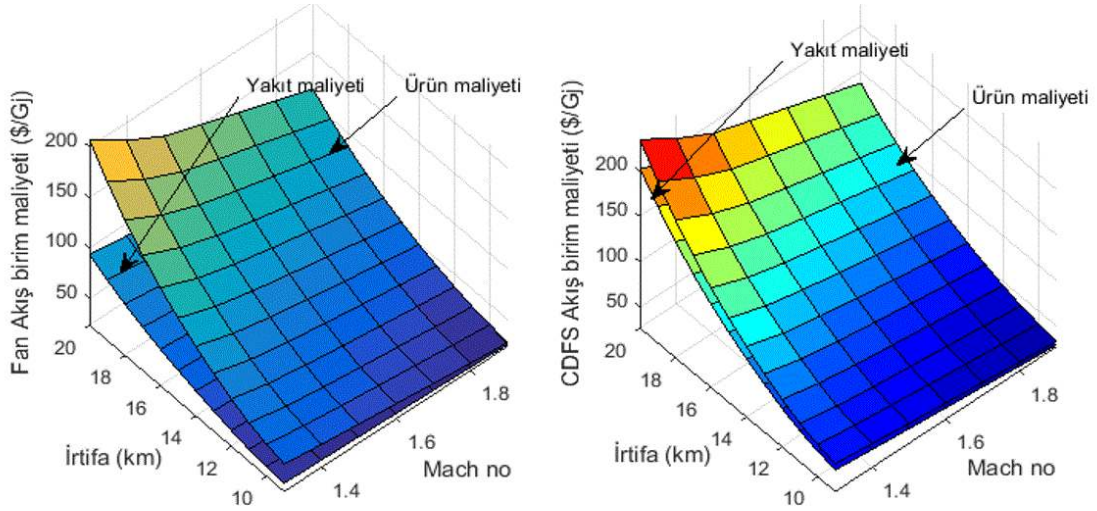
Şekil 7.16 ise, HPT ve LPT komponentlerin, eksergo-ekonomik faktörü'nün sonuçlarını sunmaktadır. Şekilden de anlaşılacağı üzere, her iki turbo-makine komponentlerin eksergo-ekonomik faktörü oldukça yüksek olduğu görülmektedir. Sayısal ifadeyle; 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, %85,73'ten % 86,12'e yükselirken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, % 86,12'den %97,12'ye yükselmiştir. LPT eksergo-ekonomisine bakıldığında, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, %93,24'ten % 94,97'e yükselirken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, % 94,97'den %97,51'e çıkmıştır.

Şekil 7.17 ile Şekil 7.20 arasında ise ana komponentlerin yakıt-ürün birim akış maliyetlerini, SBM de, göstermektedir. DBM göz önüne alındığında, SBM'de yakıt-ürün birim akış maliyetlerinin daha düşük olduğu gözlenmiştir.

Şekil 7.17, Fan ve CDFS komponentlerin birim akış maliyetlerini göstermektedir. Fan yakıt birim maliyeti, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, 31,86 \$/GJ'den 25,59 \$/GJ'e düşerken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 25,59 \$/GJ'den 71,57 \$/GJ'e yükselmiştir. Fan ürün maliyeti ise, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, 50,74 \$/GJ'den 27,39 \$/GJ'e düşerken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 27,39 \$/GJ'den 113,84. \$/GJ'e yükselmiştir.

Aynı grafikte, CDFS yakıt birim akış maliyeti ise, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, 50,99 \$/GJ'den 29,42 \$/GJ'e düşerken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında,

29,42 \$/GJ'den 118,54 \$/GJ'e yükselmiştir. Ürün birim akış maliyeti ise, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, 57,86 \$/GJ'den 33,36 \$/GJ'e düşerken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 33,36 \$/GJ'den 137,18 \$/GJ'e yükselmiştir. 1,9 M ve 20 km irtifa için, Fan ünitesinin yakıttan ürüne geçerken akış maliyeti % 65,62 artarken, CDFS için bu dönüşüm oranı % 20,5 olarak hesaplanmıştır.

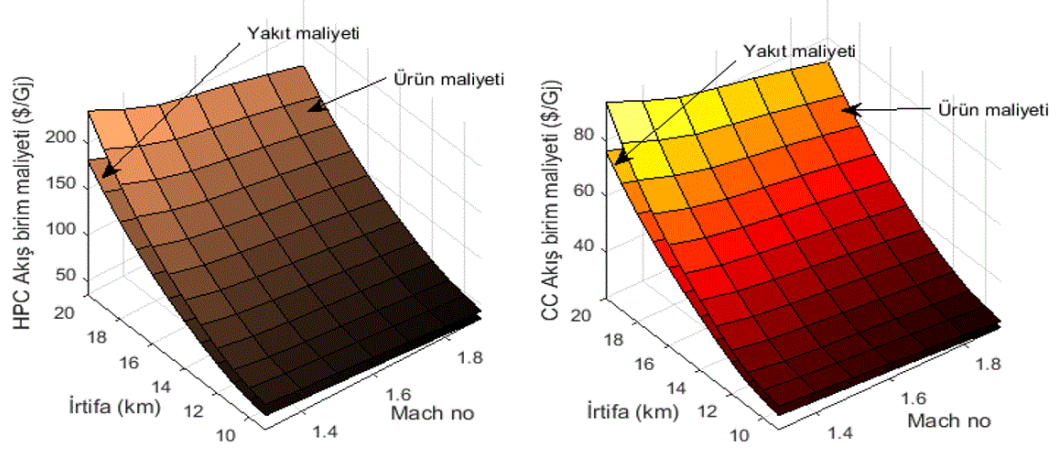


Şekil 7.17. Off-dizayn FAN ve CDFS akış birim maliyetleri (\$/GJ) (SBM)

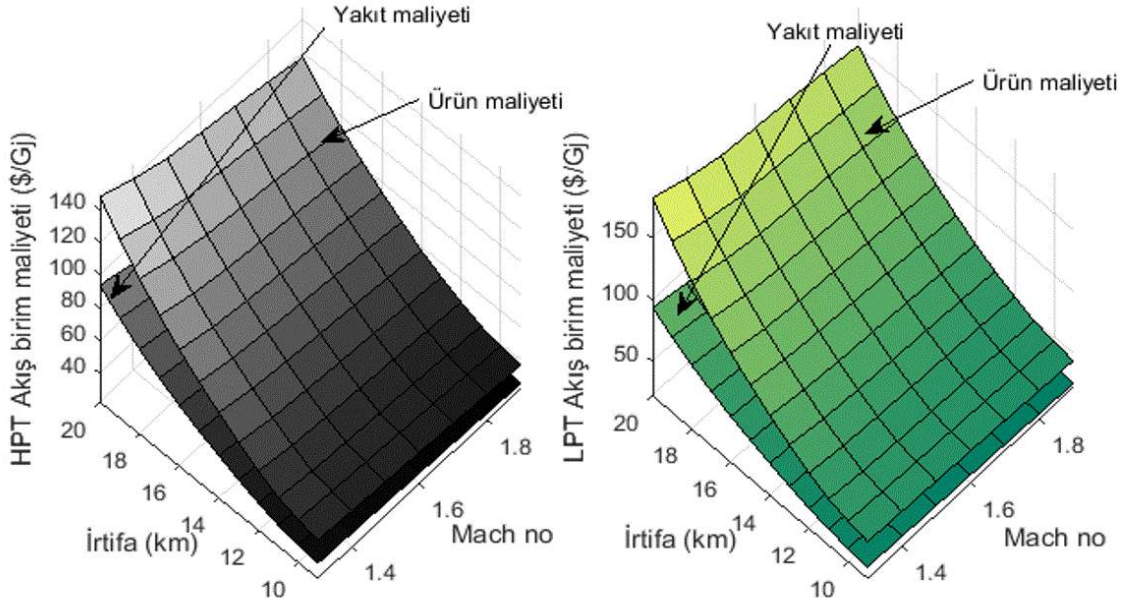
Şekil 7.18, SBM'de, HPC ve CC komponentlerinin yakıt-ürün birim akış maliyetlerini sunmaktadır. VCE'nin tüm komponentleri göz önünde bulundurulduğunda, CC komponentinin en düşük yakıt-ürün birim akış maliyetine sahip olduğu gözlenmiştir. İlk önce, HPC yakıt-ürün birim akış maliyetine bakılırsa; HPC yakıt birim akış maliyeti, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, 50,45 \$/GJ'den 35,19 \$/GJ'e düşerken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 35,19 \$/GJ'den 125,8 \$/GJ'e yükselmiştir. HPC ürün maliyeti ise, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, 62,39 \$/GJ'den 43,38 \$/GJ'e düşerken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 43,38 \$/GJ'den 163,43 \$/GJ'e yükselmiştir.

CC komponentinin yakıt birim akış maliyeti ele alındığında, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, 28,57 \$/GJ'den 23,47 \$/GJ'e düşerken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 23,47 \$/GJ'den 60,52 \$/GJ'e çıkmıştır. CC ürün birim akış maliyeti ise, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, 31,86 \$/GJ'den 25,59 \$/GJ'e düşerken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 25,59 \$/GJ'den 71,57 \$/GJ'e yükselmiştir. HPC birim akış

maliyeti, 1,9 M ve 20 km irtifada, yakıt'tan ürün hale geçerken, %35 oranında artarken, CC için bu oran, %18,25 olarak arttığı gözlenmiştir.



Şekil 7.18. Off-dizayn HPC ve CC akış birim maliyetleri (\$/GJ) (SBM)



Şekil 7.19. Off-dizayn HPT ve LPT akış birim maliyetleri (\$/GJ) (SBM)

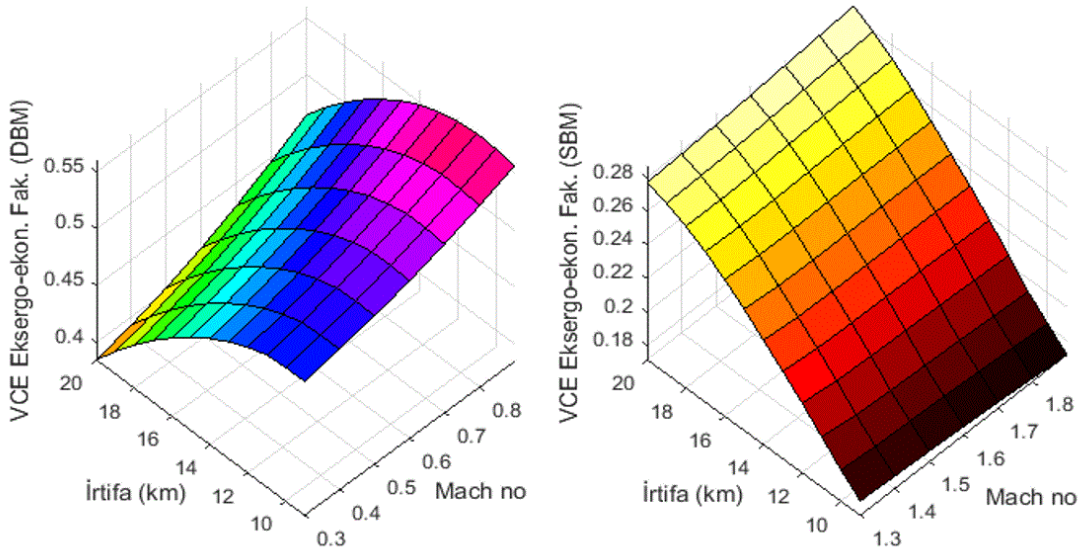
Şekil 7.19, SBM için, HPT ve LPT için akış birim maliyetini sunmaktadır. Bu Şekil'e göre her iki komponent için yakıt birim maliyeti eşittir. Yani, 9 km irtifada, (1,3-

1,9) Mach aralığında, 31,86 \$/GJ'den 25,59 \$/GJ'e düşerken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 25,59 \$/GJ'den 71,57 \$/GJ'e yükselmiştir. HPT'nin ürün birim akış maliyeti ise, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, 45,78 \$/GJ'den 36,63 \$/GJ'e düşerken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 36,63 \$/GJ'den 116,97 \$/GJ'e yükselmiş olarak bulunmuştur. LPT ürün birim akış maliyeti ise, görece biraz daha yüksek olarak, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, 52,28 \$/GJ'den 43,98 \$/GJ'e düşerken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 43,98 \$/GJ'den 151,19 \$/GJ'e yükselmiştir. Her iki komponent için, 1,9 M ve 20 km irtifa'da, akış birim maliyeti ortalama olarak %85 olarak arttığı gözlemlenmiştir.

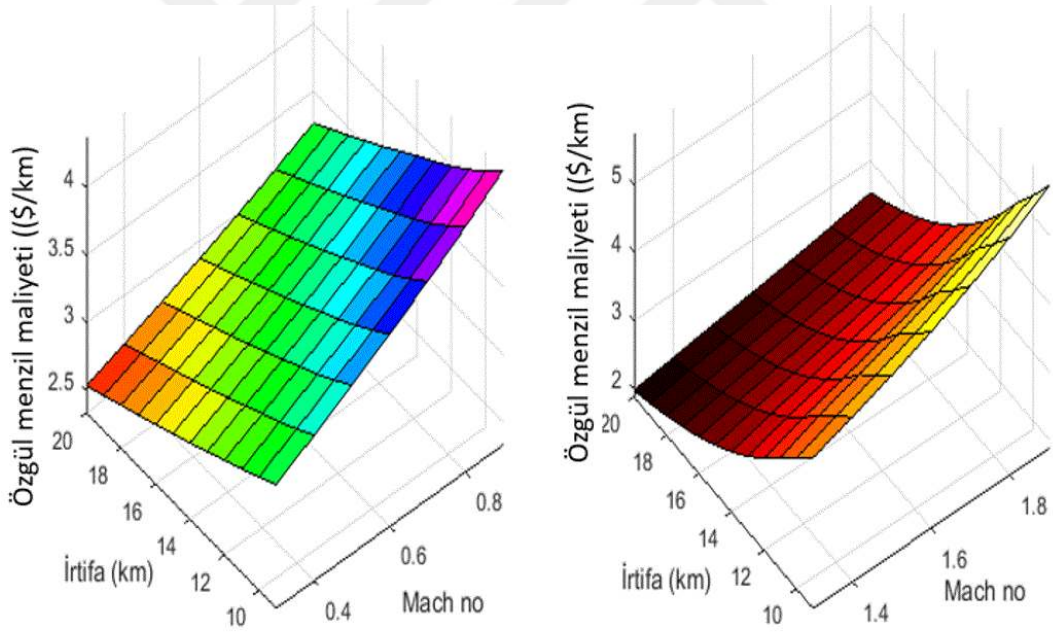
Şekil 7.20 ile Şekil 7.21 ise, tüm VCE modeli için, eksergo-ekonomik faktör ve özgül menzil maliyeti gösterilmektedir.

Şekil 7.20'e göre, DBM ve SBM'de, irtifanın eksergo-ekonomik faktör üzerindeki etkisi farklı etkilere sahip olduğu gözlenmiştir. Ayrıca genel olarak SBM'de eksergo-ekonomik faktör DBM'e göre daha düşük olduğu gözlenmiştir. Bu durumun bir sebebi ekserji yıkım maliyetinin SBM'de daha baskın olması gösterebilir. DBM'de VCE eksergo-ekonomik faktörü, 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, %50,22'den %55'e çıkarken, 0,9 M için, (9-11 km) irtifa aralığında, % 55'den % 57'e yükselmiştir. (11-20 km) irtifa aralığında ise, %55'den % 46'ya düştüğü belirlenmiştir. SBM için, VCE eksergo-ekonomik faktörü, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, %18'den %17'ye düşerken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, %17' 'den %28 'e yükselmiştir. Bu durum gösteriyor ki; DBM ve SBM'de eksergo-ekonomik faktör açısından, optimum uçuş koşullarının bulunması için optimizasyon işlemi gerekmektedir.

Şekil 7.21 ise, özgül menzil maliyeti'nin (\$/km), Mach ve irtifaya göre değişimini göstermektedir. Genel olarak hem DBM hem de SBM'de özgül menzil maliyeti Mach ile artarken; irtifa ile azaldığı şekilden kolayca anlaşılmaktadır. 9 km irtifada, (0,3-0,9) Mach aralığında, 2.85 (\$/km)'den 4.35 (\$/km)'e yükselirken, 0,9 M için, (9-11 km) irtifa aralığında, 4.65 (\$/km)'den 3.35 (\$/km)'e azalmıştır. (11-20 km) irtifa aralığında ise, %55'den % 46'ya düştüğü belirlenmiştir. SBM için, VCE özgül menzil maliyeti, 9 km irtifada, (1,3-1,9) Mach aralığında, 3.15 (\$/km)'den 5.2 (\$/km)'ye artarken, 1,9 M için, (9-20 km) irtifa aralığında, 5.2 (\$/km)'den 2.9 (\$/km) 'a azalmıştır.



Şekil 7.20. Off-dizayn VCE eksergo-ekonomik faktör (DBM, SBM)



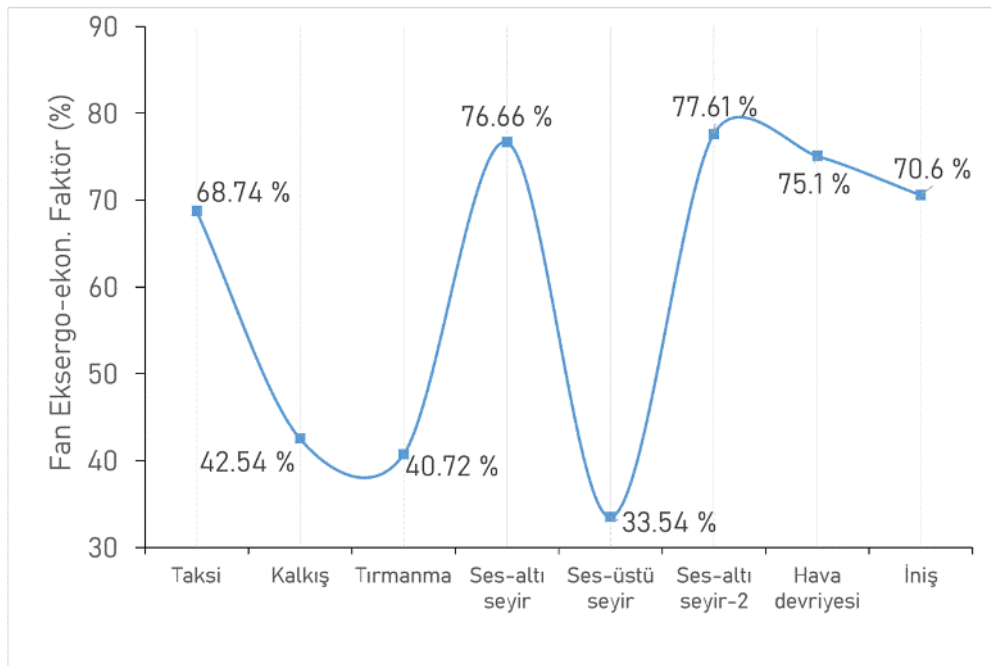
Şekil 7.21. Off-dizayn VCE özgül menzil maliyeti (\$/km)

7.9. Uçuş Fazlarında Eksergo-Ekonomi

Şekil 7.22 ile Şekil 7.36 arası, uçuş fazlarına göre eksergo-ekonomik parametrelerinin değişimini göstermektedir. Eksergo-ekonomik faktör, uçuş koşulları ile ilişkili olduğu gözlenmiştir. Kalkış, tırmanma ve ses üstü seyir fazlarında, VCE yüksek

güçte çalıştığından, komponent için bu fazlardaki eksergo-ekonomik faktör ciddi oranda düşük olduğu yorumu yapılabilir. Uçuş koşullarının bu parametre üzerindeki etkisi farklı altı komponent için incelendiğinde, yanma odası eksergo-ekonomik faktörü üzerinde daha az hassas hale geldiği bulunmuştur.

Öte yandan, değişen uçuş fazları ile en yüksek dalgalanma LPT ünitesinin eksergo-ekonomik faktöründe gözlenmektedir. Uçuş fazlarının belirtilen parametre üzerindeki etkisi, HPC ve HPT ünitesi'nin her ikisi için görece orta derecede olmuştur. Tüm komponentler için eksergoekonomik faktör üzerinde bir uçuş fazının etkisinin olmasının nedeni, ekserji yıkım maliyetinin RPM'deki artışla artması, komponentlerle ilgili maliyetin sabit olmasıyla ilişkilendirilmektedir. Bu durum, komponentler için eksergo-ekonomik faktörün değişmesine neden olmaktadır. Fan, LPC ve LPT'nin düşük güçlerde % 50'den fazla eksergo-ekonomik faktöre sahip olmasının nedeni, ekserji yıkım maliyeti ile kıyasla, baskın sermaye maliyeti ile açıklanmıştır. Bu nedenle, nispeten yüksek güçlü uçuş fazlarında, satın alma maliyetinden ziyade, komponentlerde tersinmezlikten kaynaklanan maliyete odaklanmak daha iyi olacaktır. Bu bağlamda, özellikle değişken uçuş koşulları için altı komponentin karşılaştırılması hangi komponentin daha fazla ekserji yıkım maliyetine maruz kaldığını ortaya koymaktadır.

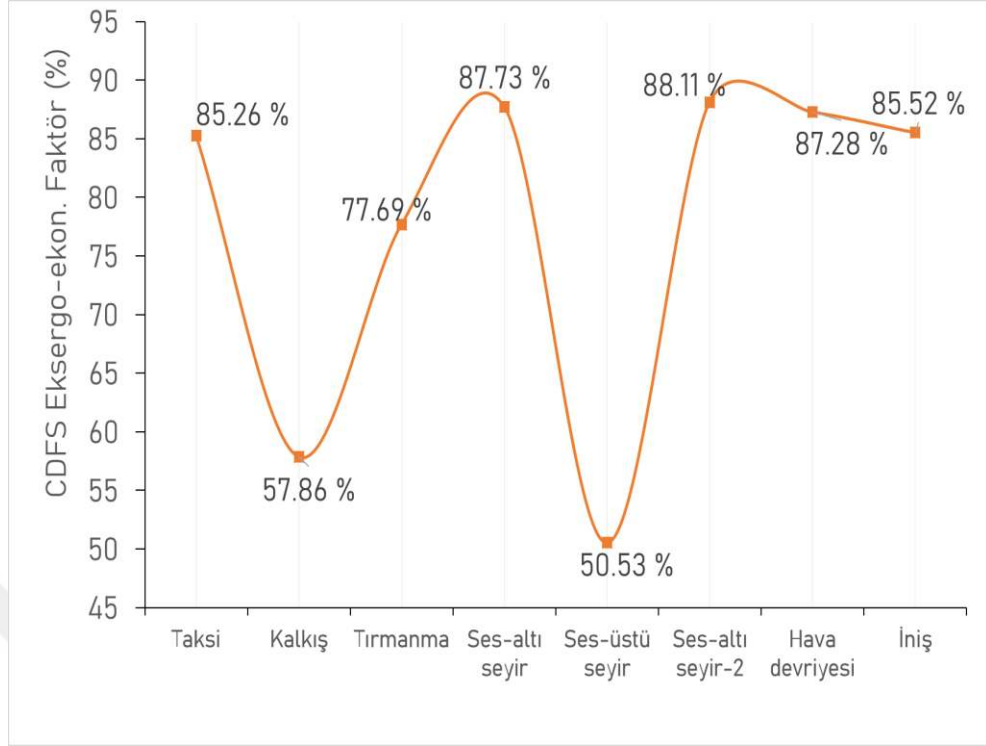


Şekil 7.22. Sekiz uçuş fazı boyunca FAN eksergo-ekonomik faktör (%)

Şekil 7.22, Fan için uçuş koşullarında eksergo-ekonomik faktör değişimini göstermektedir. Daha önceden de belirtildiği üzere, bu indeksin %50'nin altına olması tersinmezlik maliyetin baskın olduğunu göstermektedir, %50'nin üstünde olması ise sermaye maliyetin daha etkin olduğunu ifade etmektedir. Şekilden de görüleceği üzere, kalkış, tırmanma ve ses üstü seyir fazları sırasıyla % 42,54, % 40,72 ve % 33,54'dür. Ses-altı seyir fazları ise, ortalama %76,5 eksergo-ekonomik faktör ile en yüksek değere sahiptir. Ses üstü seyir fazından ses-altı seyir fazına geçerken bu parametre %130 oranında artmaktadır. Bu sonuçtan çıkarılacak bir yorum; ses-altı seyir fazları ekserji yıkım maliyeti açısından oldukça uygundur.

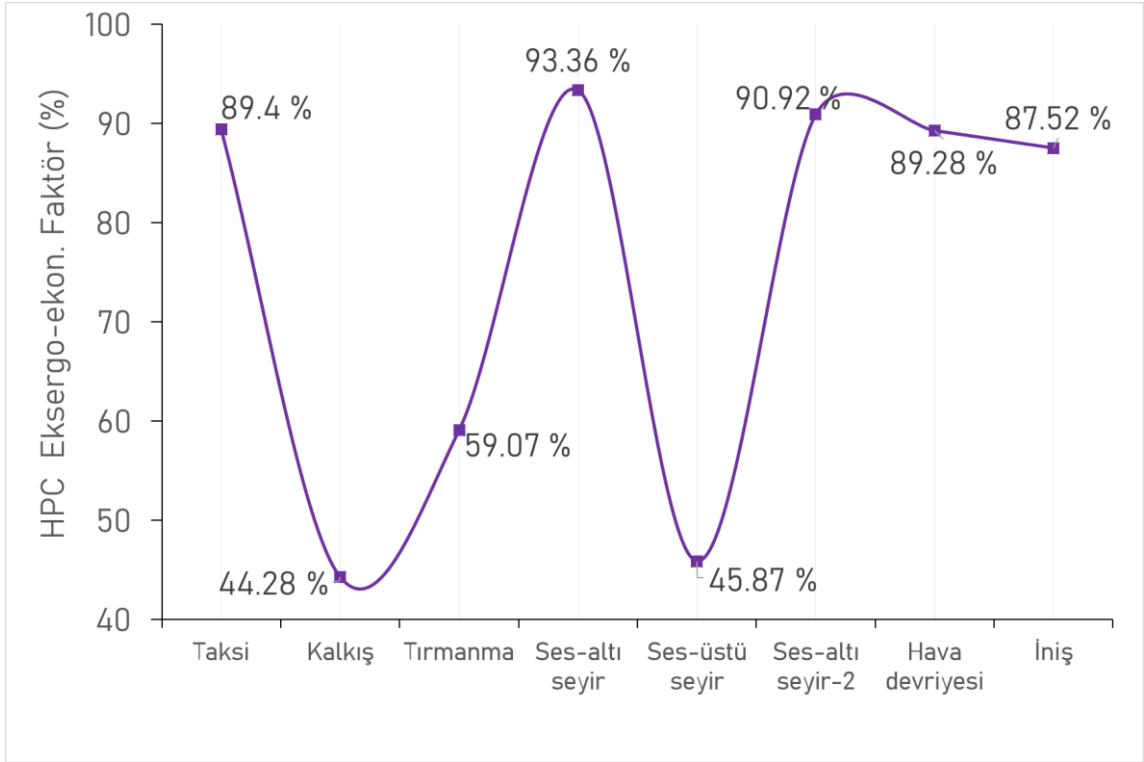
Şekil 7.23 ise, CDFS komponenti için eksergo-ekonomik faktör değerini sunmaktadır. Şekilden de görüleceği üzere, tüm uçuş fazları bu parametre %50'nin üstünde bir değerdedir. Bu durum, ekserji yıkım maliyetinin etkinliği sermaye maliyetinden az olduğunu, yani CDFS, tüm uçuş fazlarında, görece düşük tersinmezliğe sahip olduğu yorumu yapılabilir. Rakamsal olarak ifade edersek, kalkış ve ses üstü seyir fazları, sırasıyla %57,86 ve %50,53 eksergo-ekonomik faktöre sahipken, ses-altı fazlarında ise ortalama %88 oranına ulaştığı görülmektedir.

Şekil 7.24, HPC komponenti için, eksergo-ekonomik faktörü göstermektedir. Kalkış ve ses üstü seyir fazları ise, %44,82 ve %45,87 ile en düşük seviyelerdedir. Ses-altı fazları ise ortalama %92 ile en yüksek eksergo-ekonomik faktöre sahiptir.



Şekil 7.23. Sekiz uçuş fazı boyunca CDFS eksergo-ekonomik faktör (%)

Şekil 7.25 ise, yanma odası için uçuş fazlarında eksergo-ekonomik faktörü göstermektedir. Diğer komponentlerle de kıyaslandığında, kalkış, tırmanma ve ses üstüfazları görece en düşük değere sahiptir. Yani bu fazlar sırasıyla, % 6,58, % 11,8 ve % 6,8 oranında eksergo-ekonomik faktöre sahiptir. Ses-altı seyir fazları ise, ortalama olarak % 40 eksergo-ekonomik faktöre sahiptir. Bu durum, her uçuş fazı için CC ünitesinin ekserji yıkım maliyeti etkin olduğunu göstermektedir. Ekserji analizi ile ispat edilen bu durum, eksergo-ekonomi analizi ile de doğrulanmaktadır.



Şekil 7.24. Sekiz uçuş fazı boyunca HPC eksergo-ekonomik faktör (%)



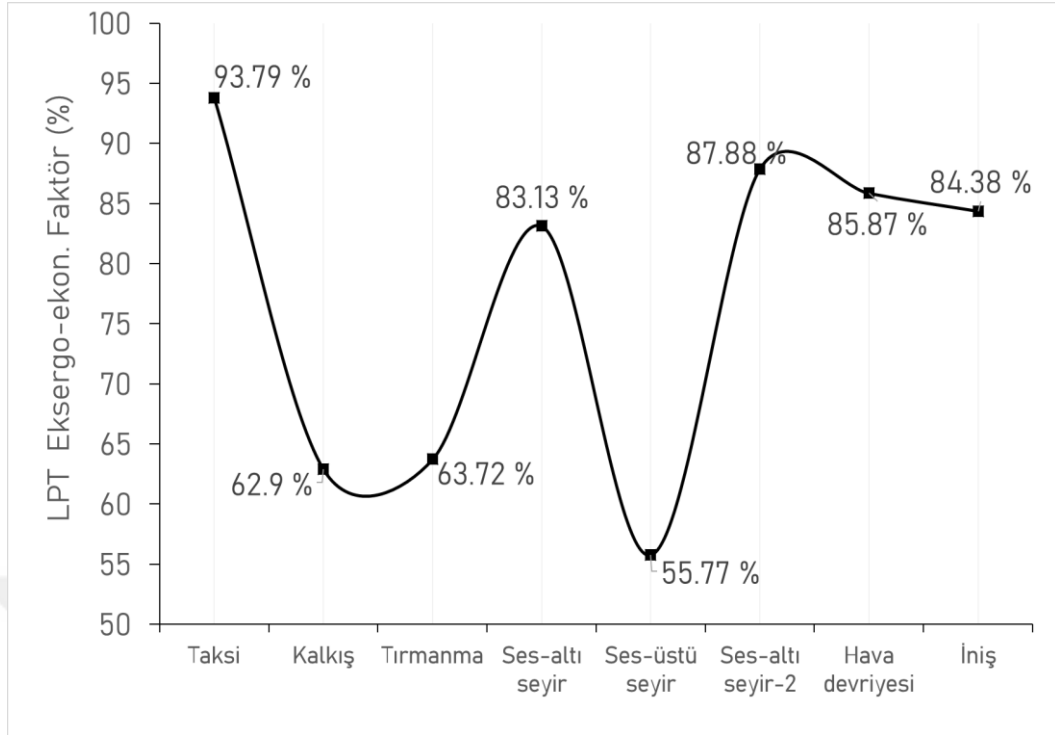
Şekil 7.25. Sekiz uçuş fazı boyunca CC eksergo-ekonomik faktör (%)



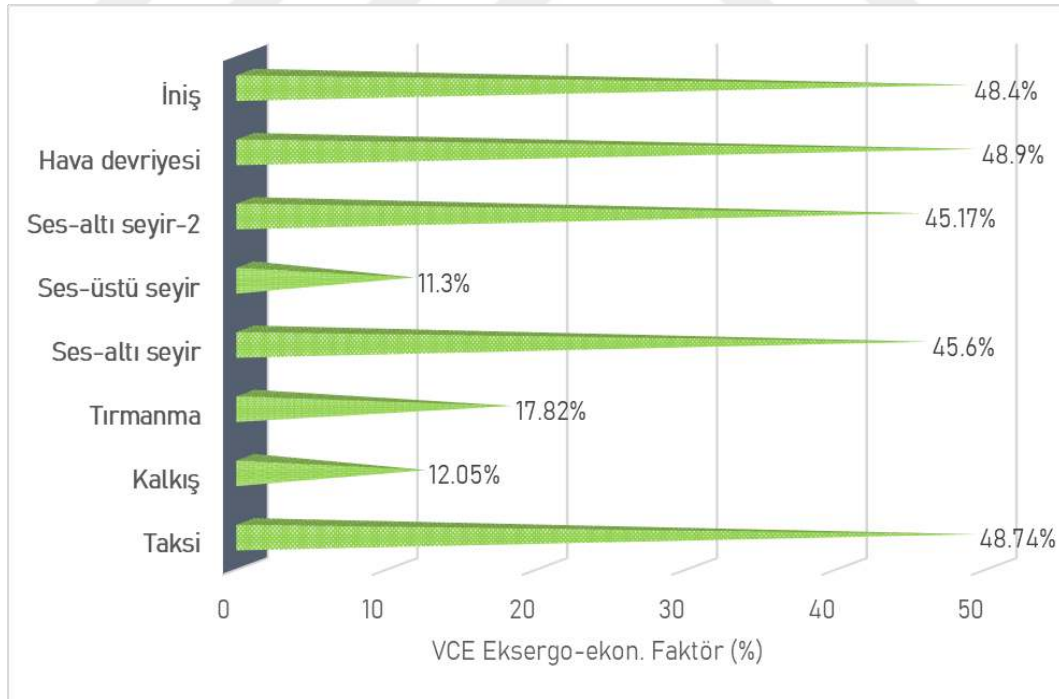
Şekil 7.26. Sekiz uçuş fazı boyunca HPT eksergo-ekonomik faktör (%)

Şekil 7.26 ile Şekil 7.27 ise, HPT ve LPT komponentlerin eksergo-ekonomik faktörünü göstermektedir. Her iki komponent kıyaslandığında, LPT komponentinin daha düşük ekserji yıkım maliyetine sahip olduğu gözlenmiştir. HPT için eksergo-ekonomik faktör, kalkış, tırmanma ve ses üstüfazlarında sırasıyla % 50,84, %74,65 ve %47,97 olduğu açıkça anlaşılmaktadır. Ses-altı seyir fazlarında ise bu indeks yaklaşık %89 değere ulaşmaktadır.

Şekil 7.27 ise, LPT komponenti için, kalkış, tırmanma ve ses üstüfazlarında sırasıyla %62,9, %63,72 ve % 55,77 oranında eksergo-ekonomik faktöre sahip iken, ses-altı seyir fazlarında ise bu parametre % 90 oranlarında olduğu sonucuna varılmıştır.



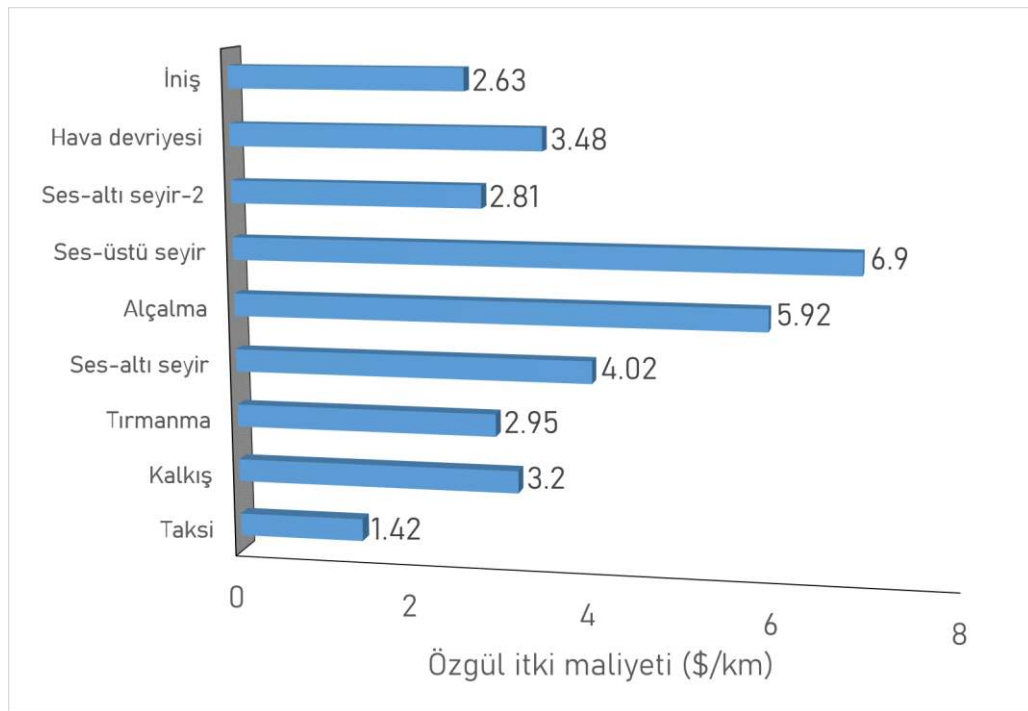
Şekil 7.27. Sekiz uçuş fazı boyunca LPT eksergo-ekonomik faktör (%)



Şekil 7.28. Sekiz uçuş fazı boyunca genel VCE eksergo-ekonomik faktör (%)

Şekil 7.28 ile Şekil 7.29 ise tüm VCE modeli için eksergo-ekonomik faktör ve özgül menzil maliyetlerini tüm uçuş fazları için göstermektedir. Şekil 7.28'e bakıldığında, VCE'nin eksergo-ekonomik faktörü, komponentlerinkiyile benzer bir modele sahip olduğu anlaşılmaktadır. Rakamsal olarak ifade edildiğinde, VCE modeli, yüksek güç durumlarında (kalkış, tırmanma ve ses üstü seyir fazlarında), sırasıyla %12,05, %17,82 ve %11,3 oranlarında eksergo-ekonomik faktöre sahip iken; ses-altı seyir fazlarında yaklaşık % 45 oranlarına yükselmektedir. Tüm uçuş fazı boyunca ekserji yıkım maliyeti etkin olduğu gözlenmiştir. Ancak, ses-altı seyir fazlarının, ekonomik açıdan görece daha iyi olduğu sonucu çıkarılmıştır.

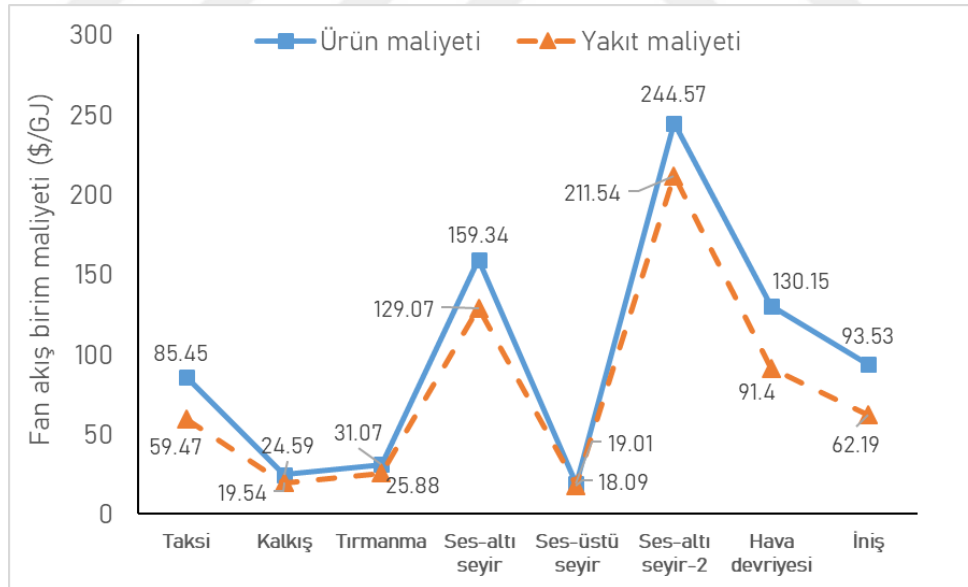
Şekil 7.29 ise, uçuş fazlarının ekonomikliğini gösteren diğer bir parametre olan özgül menzil maliyetini içermektedir. Bu parametre bu çalışmada ilk defa geliştirilmiştir ve km başına menzilin ekonomik değerini bize ifade etmektedir. Ses üstü seyir fazı ile ses-altı seyir fazları karşılaştırıldığında, sırasıyla 6,9 \$/km ile 2,81 \$/km olarak hesaplanmıştır. Bu indeksi etkileyen parametreler, egzoz çıkış hızı maliyeti, kütle akış debisi, yakıt tüketimi maliyeti ve VCE maliyeti olarak düşünürsek, $(\dot{C}_{3f} + \dot{Z}_{VCE} = \dot{C}_9)$ özgül menzil maliyet indeksi daha iyi analiz edilmektedir.



Şekil 7.29. Sekiz uçuş fazı boyunca genel VCE özgül menzil maliyeti (\$/km)

Şekil 7.30 ile Şekil 7.35 arası, ana komponentlerin yakıt-ürün birim akış maliyetleri, uçuş fazı boyunca analiz edilmektedir. Tüm komponentler göz önüne alındığında, CC ünitesi en düşük yakıt-ürün birim akış maliyetine sahip olduğu görülmektedir. Ayrıca birim akış maliyetinin yüksek olması ilgili uçuş fazının yüksek maliyetli olduğunu göstermemektedir.

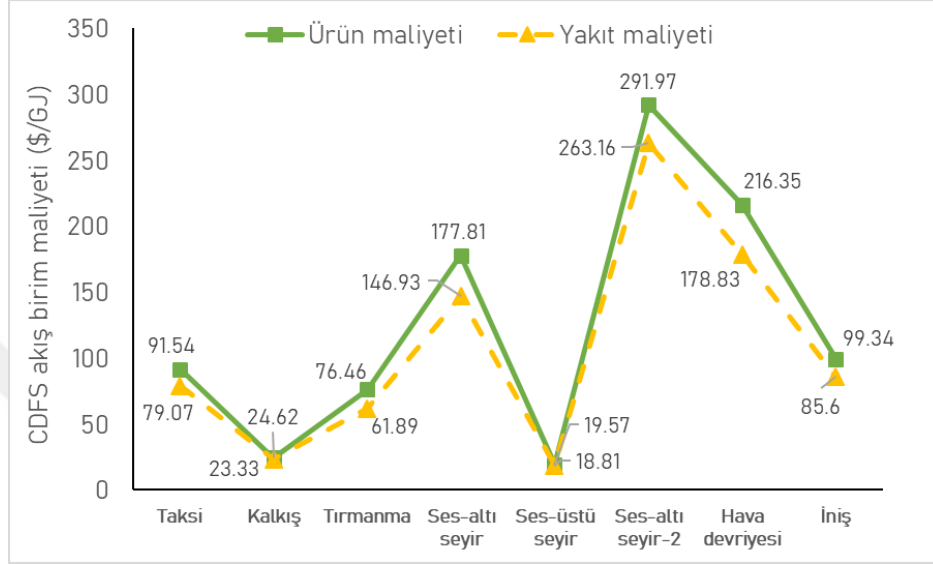
Şekil 7.30, Fan akışı için birim akış maliyetini, tüm uçuş fazı için göstermektedir. Eksergo-ekonomik faktörün aksine, kalkış, tırmanma ve ses üstüuçuş fazları görece düşük birim akış maliyetine sahiptir. Ses-altı seyir fazları ise görece yüksek yakıt-ürün akış maliyetlerine sahiptir. Bu bağlamda, kalkış, tırmanma ve ses üstüuçuş fazları sırasıyla (19,54-24,59 \$/GJ), (25,88-31,07 \$/GJ) ve (18,09-19,01 \$/GJ), yakıt-ürün birim akış maliyetlerine sahipken, ses-altı uçuş fazları ise (129,07-159,34 \$/GJ) ve (211,54-244,57 \$/GJ) yakıt-ürün birim akış maliyetlerine sahiptir. Ses üstüuçuş fazında yakıt'tan ürün akışına geçerken, akış maliyeti %5 artarken, ses-altı uçuş fazlarında ise %23 (ses-altı seyir 1) ve %15 (ses-altı seyir 2) oranlarında artmıştır.



Şekil 7.30. Sekiz uçuş fazı boyunca FAN akış birim maliyetleri (\$/GJ)

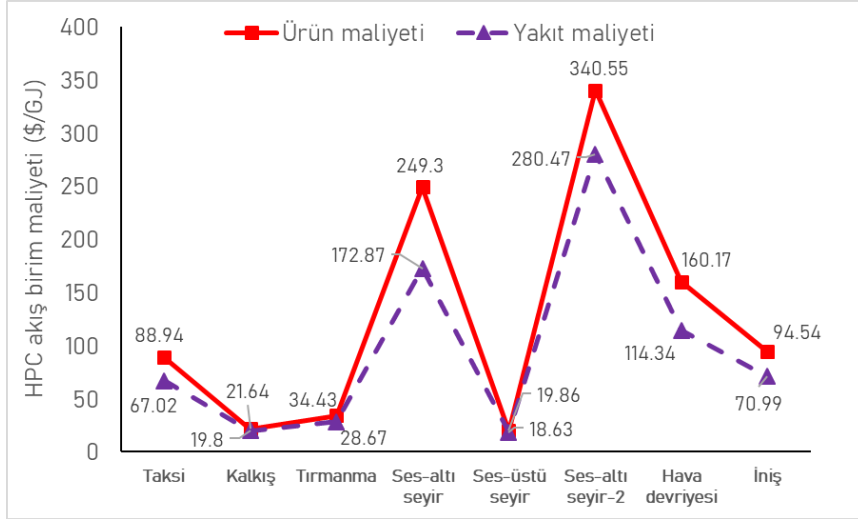
Şekil 7.31, CDFS komponentinden geçen akışların maliyet analizini göstermektedir. Bu bağlamda, kalkış, tırmanma ve ses üstüuçuş fazları sırasıyla (23,33-24,62 \$/GJ), (61,89-76,46 \$/GJ) ve (18,81-19,57 \$/GJ), yakıt-ürün birim akış maliyetlerine sahipken,

ses-altı uçuş fazları ise (146,93-177,81 \$/GJ) ve (263,16-291,97 \$/GJ) yakıt-ürün birim akış maliyetlerine sahiptir. Ses üstüuçuş fazında yakıt'tan ürün akışına geçerken, akış maliyeti %4 artarken, ses-altı uçuş fazlarında ise %21 ve %10 oranlarında artmıştır.



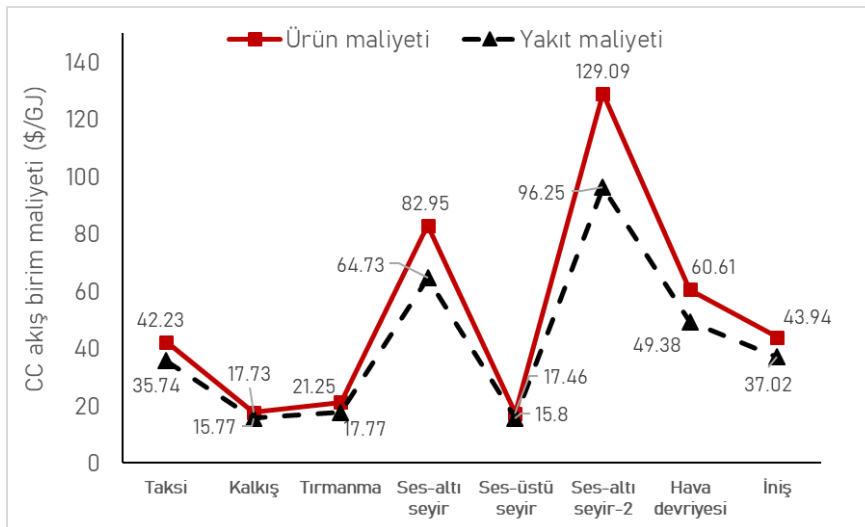
Şekil 7.31. Sekiz uçuş fazı boyunca CDFS akış birim maliyetleri (\$/GJ)

Şekil 7.32, HPC ünitesinde yakıt-ürün birim akış maliyetlerini sunmaktadır. Bu bağlamda, kalkış, tırmanma ve ses üstüuçuş fazları sırasıyla (19,80-21,64 \$/GJ), (28,67-34,43 \$/GJ) ve (18,63-19,86 \$/GJ), yakıt-ürün birim akış maliyetlerine sahipken, ses-altı uçuş fazları ise (172,87-249,30 \$/GJ) ve (280,47-340,55 \$/GJ) yakıt-ürün birim akış maliyetlerine sahiptir. Ses üstüuçuş fazında yakıt'tan ürün akışına geçerken, akış maliyeti % 6,6 artarken, ses-altı uçuş fazlarında ise %44 ve %21 oranlarında artmıştır.



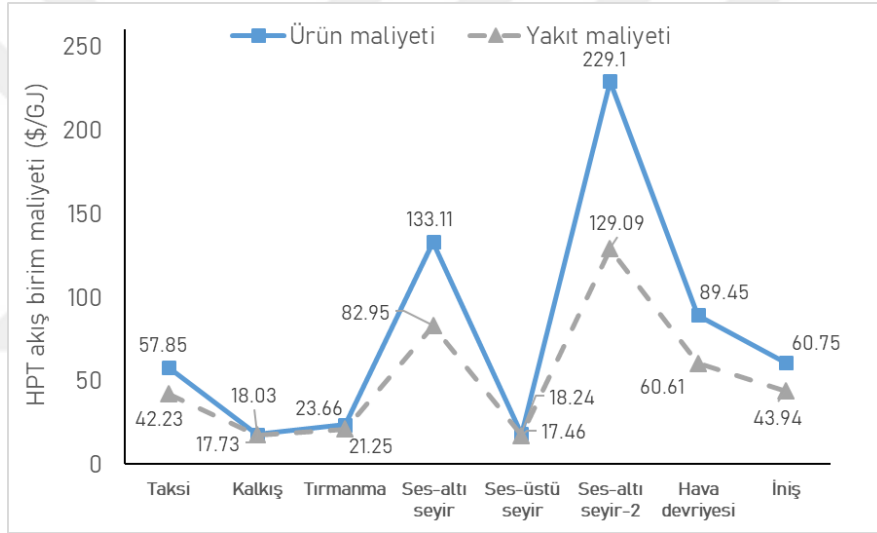
Şekil 7.32. Sekiz uçuş fazı boyunca HPC akış birim maliyetleri (\$/GJ)

Şekil 7.33, CC komponenti için yakıt-ürün birim akış maliyetlerini sunmaktadır. Görüldüğü üzere, yanma odası görece düşük birim akış maliyetine sahiptir. Ancak görece tersinmezlik CC ünitesinde fazla olduğu için bu düşük akış maliyetinin etkisi sönümlenmektedir. Bu noktada, kalkış, tırmanma ve ses üstü uçuş fazları sırasıyla (15,77-17,73 \$/GJ), (17,77-21,25 \$/GJ) ve (15,80-17,46 \$/GJ), yakıt-ürün maliyetlerine sahipken, ses-altı uçuş fazları ise (64,73-82,95 \$/GJ) ve (96,25-129,09 \$/GJ) yakıt-ürün akış birim maliyetlerine sahiptir. Ses üstü uçuş fazında yakıt'tan ürün akışına geçerken, akış maliyeti % 10 artarken, ses-altı uçuş fazlarında ise %28 ve %34 oranlarında artmıştır.



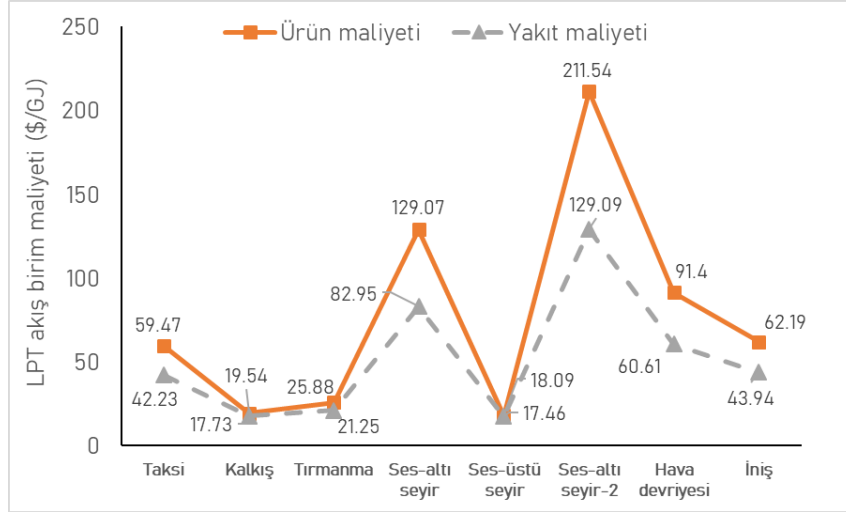
Şekil 7.33. Sekiz uçuş fazı boyunca CC akış birim maliyetleri (\$/GJ)

Şekil 7.34 ile Şekil 7.35, HPT ve LPT komponentleri için yakıt-ürün birim akış maliyetlerini sunmaktadır. İki komponent kıyaslanırsa, HPT komponentinin daha yüksek ürün akış maliyetine sahip olduğu açıkça gözlenmiştir. Bu iki komponentin yakıt birim akış maliyetlerinin uçuş fazları boyunca eşit olduğu da unutulmamalıdır. Bu noktada, Şekil 7.34, HPT için, kalkış, tırmanma ve ses üstüuçuş fazları sırasıyla (17,73-18,03 \$/GJ), (21,25-23,66 \$/GJ) ve (17,46-18,24 \$/GJ), yakıt-ürün maliyetlerine sahipken, ses-altı uçuş fazları ise (82,95-133,11 \$/GJ) ve (129,09-229,10 \$/GJ) yakıt-ürün akış birim maliyetlerine sahiptir. Ses üstüuçuş fazında yakıt'tan ürün akışına geçerken, akış maliyeti % 4,4 artarken, ses-altı uçuş fazlarında ise %62 ve %77 oranlarında artmıştır.



Şekil 7.34. Sekiz uçuş fazı boyunca HPT akış birim maliyetleri (\$/GJ)

Şekil 7.35, LPT ünitesinde yakıt-ürün birim akış maliyetlerini sunmaktadır. Sayısal ifadeyle, kalkış, tırmanma ve ses üstüuçuş fazları sırasıyla (17,73-19,54 \$/GJ), (21,25-25,88 \$/GJ) ve (17,46-18,09 \$/GJ), yakıt-ürün maliyetlerine sahipken, ses-altı uçuş fazları ise (82,95-129,07 \$/GJ) ve (129,09-211,54 \$/GJ) yakıt-ürün birim akış maliyetlerine sahiptir. Ses üstüuçuş fazında yakıt'tan ürün akışına geçerken, akış maliyeti % 3,6 artarken, ses-altı uçuş fazlarında ise %57 ve %63 oranlarında artmıştır.



Şekil 7.35. Sekiz uçuş fazı boyunca LPT akış birim maliyetleri (\$/GJ)

Şekil 7.36, VCE ana komponentlerinin, uçuş fazlarında, ekserji yıkım maliyetlerini göstermektedir. Genel olarak bakıldığında, komponentlerin ekserji yıkım değerleri uçuş fazlarında değişkenlik gösterdiğinden her komponent için aynı model yoktur. Ayrıca yanma ünitesi, genel itibarla yüksek ekserji yıkım maliyetine sahip olduğu şekilden kolayca anlaşılmaktadır.

Fan ünitesinin ekserji yıkım maliyeti, kalkış, tırmanma ve ses üstü seyir fazlarında sırasıyla, 116,72 \$/h, 52,12 \$/h ve 128,83 \$/h olarak hesaplanırken, ses-altı seyir fazlarında ise 311,71 \$/h ve 276,24 \$/h olarak hesaplanmıştır. Ses-altı seyir-1 fazı, daha düşük irtifa gerçekleştiği için daha yüksek ekserji yıkım maliyeti olması beklenmektedir.

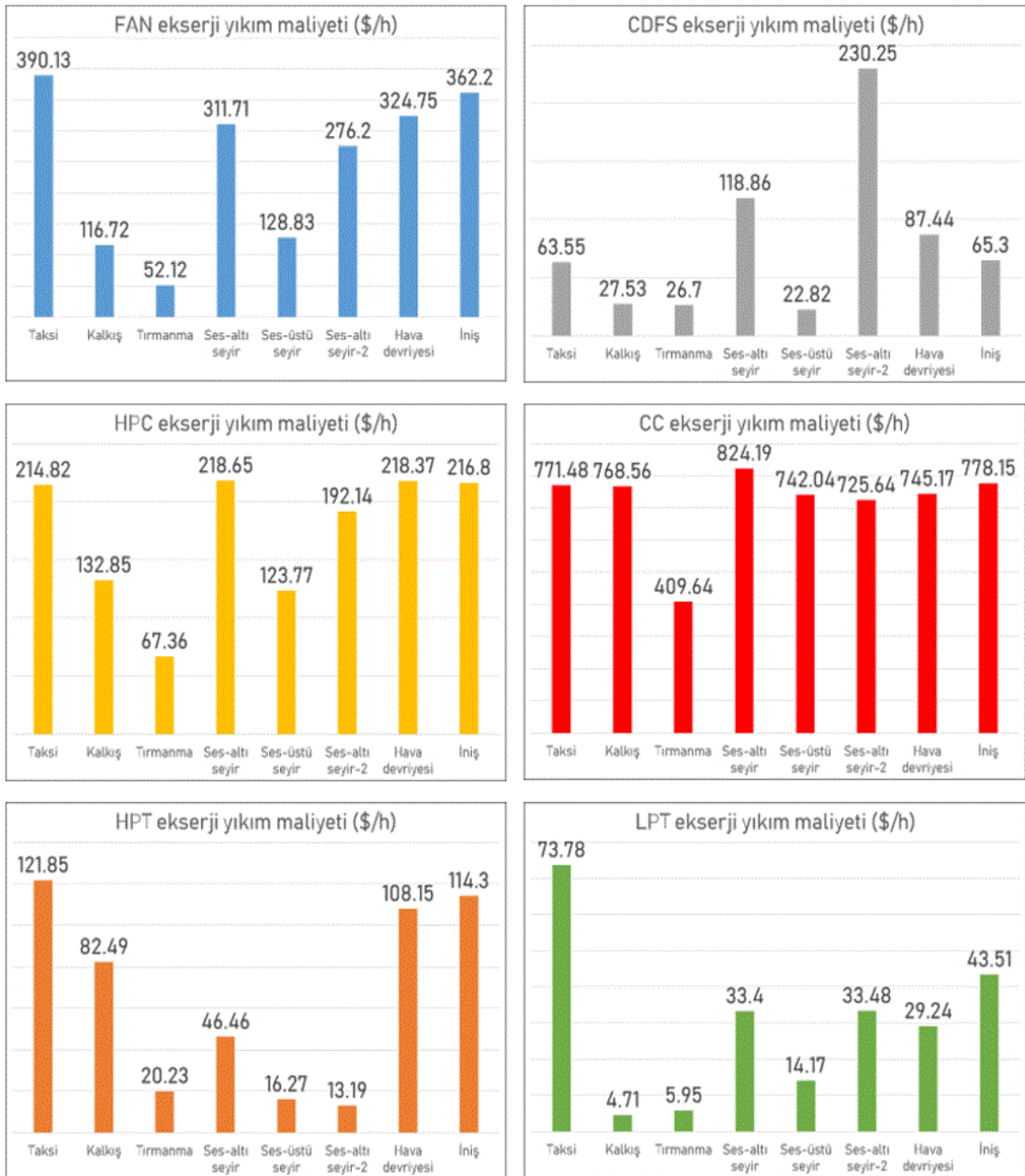
CDFS komponentinin ekserji yıkım maliyeti, kalkış, tırmanma ve ses üstü seyir fazlarında sırasıyla, 27,53 \$/h, 26,7 \$/h ve 22,82 \$/h olarak hesaplanırken, ses-altı seyir fazlarında ise 118,86 \$/h ve 230,25 \$/h olarak hesaplanmıştır.

HPC komponentinin ekserji yıkım maliyeti, kalkış, tırmanma ve ses üstü seyir fazlarında sırasıyla, 132,85 \$/h, 67,36 \$/h ve 123,77 \$/h olarak hesaplanırken, ses-altı seyir fazlarında ise 218,65 \$/h ve 192,14 \$/h olarak hesaplanmıştır.

CC ünitesinin ekserji yıkım maliyeti, kalkış, tırmanma ve ses üstü seyir fazlarında sırasıyla, 768,56 \$/h, 409,64 \$/h ve 742,04 \$/h olarak hesaplanırken, ses-altı seyir fazlarında ise 824,19 \$/h ve 725,64 \$/h olarak hesaplanmıştır.

HPT komponentinin ekserji yıkım maliyeti, kalkış, tırmanma ve ses üstü seyir fazlarında sırasıyla, 82,49 \$/h, 20,23 \$/h ve 16,27 \$/h olarak hesaplanırken, ses-altı seyir fazlarında ise 46,46 \$/h ve 13,19 \$/h olarak hesaplanmıştır.

LPT ünitesinin ekserji yıkım maliyeti, kalkış, tırmanma ve ses üstü seyir fazlarında sırasıyla, 4,71 \$/h, 5,95 \$/h ve 33,48 \$/h olarak hesaplanırken, ses-altı seyir fazlarında ise 33,4 \$/h ve 33,48 \$/h olarak hesaplanmıştır.



Şekil 7.36. Sekiz uçuş fazı boyunca komponent ekserji yıkım maliyetleri (\$/h)

8. VCE PERFORMANS PARAMETRELERİNİN MODELLEMESİ

Regresyon analizi, değişkenler arasındaki fonksiyonel ilişkileri araştırmak için kavramsal olarak basit bir yöntemdir [107]. Bağımlı ve bağımsız değişken veya değişkenler arasındaki modelleme dikkate alınmaktadır. Doğrusal regresyon modelinde sadece bir bağımsız değişken olduğunda, model genellikle basit doğrusal regresyon modeli olarak adlandırılmaktadır. Modelde birden fazla bağımsız değişken olduğunda, doğrusal model çoklu doğrusal regresyon modeli olarak adlandırılmaktadır.

Regresyon analizi aşağıdaki adımları içermektedir:

Problem belirtilmesi

Regresyon analizi genellikle problemin bir formülasyonu ile başlamaktadır. Bu, analiz tarafından ele alınacak soruların belirlenmesini içermektedir. Problem ifadesi, regresyon analizindeki ilk ve belki de en önemli adımdır. Bu önemlidir, çünkü yanlış tanımlanmış bir problem veya yanlış biçimlendirilmiş bir soru çabanın boşa harcanmasına neden olmaktadır. Gereksiz değişkenler kümesinin seçilmesine veya istatistiksel analiz yönteminin yanlış seçimine yol açmaktadır. Dikkatle formüle edilmemiş bir soru da yanlış bir model seçimine yol açabilmektedir [107].

Potansiyel alakalı değişkenlerin seçimi

Problemin netleştirilmesinden sonraki adım, çalışma alanındaki uzmanlar tarafından yanıt (bağımlı) değişkenini açıklamak veya tahmin etmek için düşünülen bir dizi değişken (bağımsız) seçmektir. Yanıt değişkeni Y ile gösterilir ve açıklayıcı veya tahmin değişkenleri $X_1, X_2, \dots, X_p$ ile gösterilir, burada p , tahmin değişkenlerinin sayısını göstermektedir [107].

Veri toplama

Bir sonraki adım, analizde kullanılacak verileri toplamaktır. Bazen veriler kontrollü bir ortamda toplanır, böylece ana ilgi alanı olmayan faktörler sabit tutulmaktadır. Daha sık olarak veriler araştırmacı tarafından çok az kontrol edilebilecek deneysel olmayan koşullar altında toplanmaktadır. Her iki durumda da, toplanan veriler n denek üzerinde yapılan gözlemlerden oluşmaktadır. Bu n gözlemlerin her biri potansiyel olarak alakalı değişkenlerin her biri için ölçümlerden oluşmaktadır [107].

Model Belirleme

Bağımlı değişkenini bağımsız değişkenler kümesiyle ilişkilendirdiği düşünülen modelin formu, öncelikle çalışma alanındaki uzmanlar tarafından bilgilerine veya onların nesnel ve / veya öznel kararlarına göre belirlenmektedir. Varsayılan model daha sonra

toplanan verilerin analizi ile doğrulanabilir veya yalanlanabilir. Modelin sadece bir formda belirtilmesi gerektiğini, ancak yine de bilinmeyen parametrelere bağlı olabileceği bilinmelidir. $f(X_1, X_2, \dots, X_p)$ fonksiyon biçimini seçmemiz gerekmektedir. Bu fonksiyon iki tipte sınıflandırılmaktadır: doğrusal ve doğrusal olmayan [107].

Parametre tahmini

Model tanımlanmış ve veriler toplanmıştır, bir sonraki görev toplanan verilere dayanarak modelin parametrelerini tahmin etmektir. Buna parametre tahmini denir. En yaygın kullanılan tahmin yöntemlerinden biri en küçük kareler yöntemi'dir. Belirli varsayımlar altında, en küçük kareler yöntemi istenen özelliklere sahip tahmin ediciler üretmektedir. Bu bölümde esas olarak en küçük kareler yöntemi ve varyantları (örn. ağırlıklı en küçük kareler) ele alınmaktadır. Bazı durumlarda (örn. Bir veya daha fazla varsayım geçerli olmadığında) diğer tahmin yöntemleri en küçük karelerden daha üstün olmaktadır [107].

Model belirleme

Analizde bir sonraki adım, seçilen tahmin yöntemini (örneğin, en küçük kareler) kullanarak regresyon parametrelerini tahmin etmek veya modeli toplanan verilere uydurmaktır. Regresyon parametrelerinin tahminleri $(\beta_0, \beta_1, \dots, \beta_p)$, $\hat{\beta}_0, \hat{\beta}_1, \dots, \hat{\beta}_p$ ile gösterilir. Daha sonra tahmini regresyon denklemi aşağıdaki gibi ifade edilmektedir:

Bir parametrenin üstündeki şapka, parametrenin bir tahminini göstermektedir. Y değerine uydurulmuş değer denir. Verilerimizdeki n gözlemin her biri için bir tane olmak üzere n uygun değer hesaplanmaktadır. $x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{ip}$, i'inci gözlem için p tahmini değişkenlerinin değerleridir. Verilerimizde gözlenmeyen öngörücü değişkenlerin herhangi bir değeri için yanıt (bağımlı) değişkenini tahmin etmek için kullanılabileceği bilinmelidir. Bu durumda, elde edilen Y, tahmini değer olarak adlandırılmaktadır [107].

Model doğrulama ve eleştiri

Regresyon analizi gibi istatistiksel bir yöntemin geçerliliği bazı varsayımlara bağlıdır. Genellikle veriler ve model hakkında varsayımlar yapılmaktadır. Analizin doğruluğu ve bir analizden elde edilen sonuçlar, büyük ölçüde bu varsayımların geçerliliğine bağlıdır. Belirtilen varsayımların geçerli olup olmadığını belirlemeniz için çeşitli soruları ele almak gerekmektedir:

1. Gerekli varsayımlar nelerdir?

2. Bu varsayımların her biri için, varsayımın geçerli olup olmadığını nasıl belirleriz?
3. Bir veya daha fazla varsayımın bulunmadığı durumlarda ne yapılabilir?

Regresyon analizi burada yinelemeli bir süreç olarak görülmektedir. Yani, çıktıların tespiti, doğrulanması, eleştirilmesi ve muhtemel girdilerin değiştirilmesi için kullanıldığı bir süreçtir. İşlem, tatmin edici bir çıktı elde edilene kadar tekrarlanmalıdır. Tatmin edici bir çıktı, varsayımları karşılayan ve verilere makul bir şekilde uyan tahmini bir modeldir.

Doğrusal model

Basit bir doğrusal regresyon modelini göz önüne alalım;

$$y = \beta_0 + \beta_1 X + \varepsilon \quad (8.1)$$

burada y bağımlı veya çalışma değişkeni olarak ve X bağımsız veya açıklayıcı değişken olarak adlandırılmaktadır. β_0 ve β_1 terimleri modelin parametreleridir. β_0 parametresi kesişme terimi olarak adlandırılır ve β_1 parametresi eğim parametresi olarak adlandırılır. Bu parametrelere genellikle regresyon katsayıları denmektedir. Gözlenemeyen hata komponenti $Var(y) = \sigma^2$, verilerin düz çizgiden sapmasının açıklamakta ve y'nin gerçek ve gözlenen verileri arasındaki farkı temsil etmektedir. Bu farkın örneğin, modeldeki tüm silinmiş değişkenlerin etkisi gibi çeşitli nedenleri olabilir, gözlemlerde değişkenler nitel veya rasgele kalıtsal olabilir. ε bağımsız olarak gözlemlendiğini ve ortalama sıfır ve sabit varyans σ^2 ile benzer şekilde dağılmış rastgele değişken olduğu varsayılmaktadır. Bağımsız değişkenler deneyci tarafından kontrol edilen olarak değerlendirilmekte, bu nedenle stokastik olmayan olarak kabul edilirken, y şu şekilde rastgele bir değişken olarak görülmektedir:

$$E(y) = \beta_0 + \beta_1 X \quad (8.2)$$

$$Var(y) = \sigma^2 \quad (8.3)$$

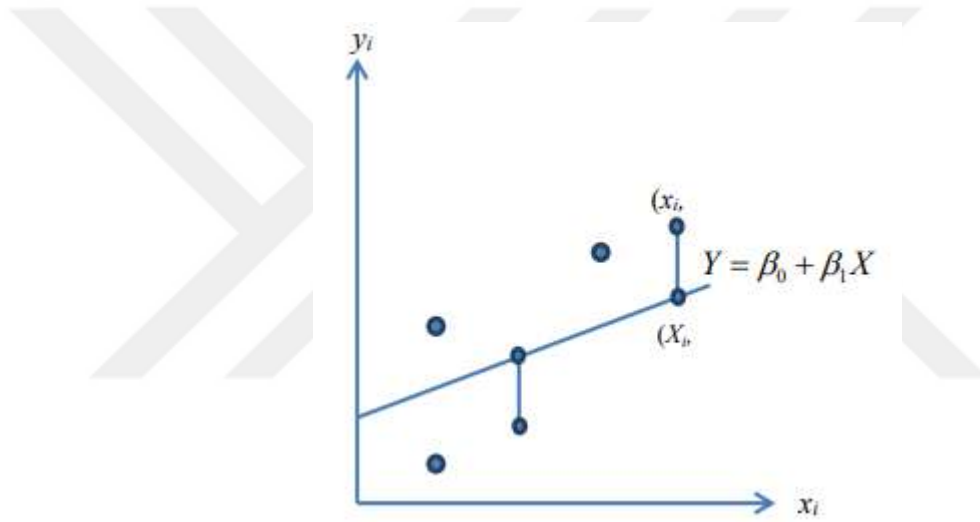
β_0 , β_1 , σ^2 değerleri bilindiğinde model tamamen açıklanmaktadır. Bu parametrelerin değerlerini bilmek için, n tane gözlem çifti (x_i, y_i) ($i = 1, \dots, n$) gözlemlenir / toplanır ve bunlar bilinmeyen parametreyi belirlemek için kullanılmaktadır. Parametrelerin tahminlerini belirlemek için çeşitli tahmin yöntemleri kullanılabilir. Bunlar arasında, en küçük kareler ve maksimum olasılık yöntemleri popüler tahmin yöntemleridir [107].

En küçük kareler tahmini

N tane eşleştirilmiş gözlem seti $(x_i, y_i) (i = 1, \dots, n)$ bulunduğunu varsayalım. Bu gözlemlerin basit doğrusal regresyon modelini karşıladığı varsayılır ve şöyle yazılabilmektedir:

$$y = \beta_0 + \beta_1 x_i + \varepsilon_i (i = 1, \dots, n) \quad (8.4)$$

En küçük kareler ilkesi, dağılım diyagramındaki gözlemler ile çizgi arasındaki fark karelerinin toplamını en aza indirerek β_0 ve β_1 parametrelerini tahmin etmektedir. Böyle bir fikir farklı açılardan incelenmektedir. Gözlemler ve çizgi arasındaki dikey fark göz önüne alındığında β_0 ve β_1 tahminlerini elde etmek için kareler toplamı en aza indirildiğinde, yöntem doğrudan regresyon olarak bilinmektedir [107].



Şekil 8.1. Regresyon model eğrisi [107]

Alternatif olarak, dağılım diyagramında yatay doğrultuda çizgi ile gözlemler arasındaki fark karelerinin toplamı, β_0 ve β_1 tahminlerini elde etmek için en aza indirilebilir. Bu, ters regresyon yöntemi olarak bilinmektedir.

Yatay ve dikey hatalar yerine, gözlemler ile dağılım diyagramındaki çizgi arasındaki dik mesafelerin karelerinin toplamı, β_0 ve β_1 tahminlerini elde etmek için en aza indirilirse, yöntem dik regresyon veya ana eksen regresyon yöntemi olarak bilinmektedir. Mesafeyi en aza indirmek yerine, alan da en aza indirilebilmektedir. Azaltılmış ana eksen regresyon yöntemi, regresyon katsayılarının tahminlerini elde etmek için dağılım diyagramındaki gözlemlenen veri noktaları ile çizgi üzerindeki en yakın nokta arasında tanımlanan dikdörtgen alanlarının toplamını en aza indirmektedir.

En küçük kareler tahminlerinin elde edilmesinde $\mathcal{E}$ 'nin olasılık dağılımı biçimi hakkında herhangi bir varsayım gerekli değildir. Yalnızca istatistiksel çıkarımları oluşturmak amacıyla, $\mathcal{E}$ 'nin rastgele değişken olduğunu varsayalım. Bu varsayım, en küçük kareler tahminlerinin ortalama, varyans ve diğer özelliklerini bulmak için gereklidir. $\mathcal{E}$ nin normal olarak dağıtıldığı varsayımı, parametrelerin hipotez testleri ve güven aralıkları oluşturulurken kullanılmaktadır. Bu yaklaşımlara dayanarak, farklı istatistiksel özelliklere sahip olan farklı β_0 ve β_1 tahminleri elde edilmektedir. Bunlar arasında doğrudan regresyon yaklaşımı daha popülerdir. Genel olarak, doğrudan regresyon tahminleri en küçük kareler tahminleri olarak ifade edilmektedir.

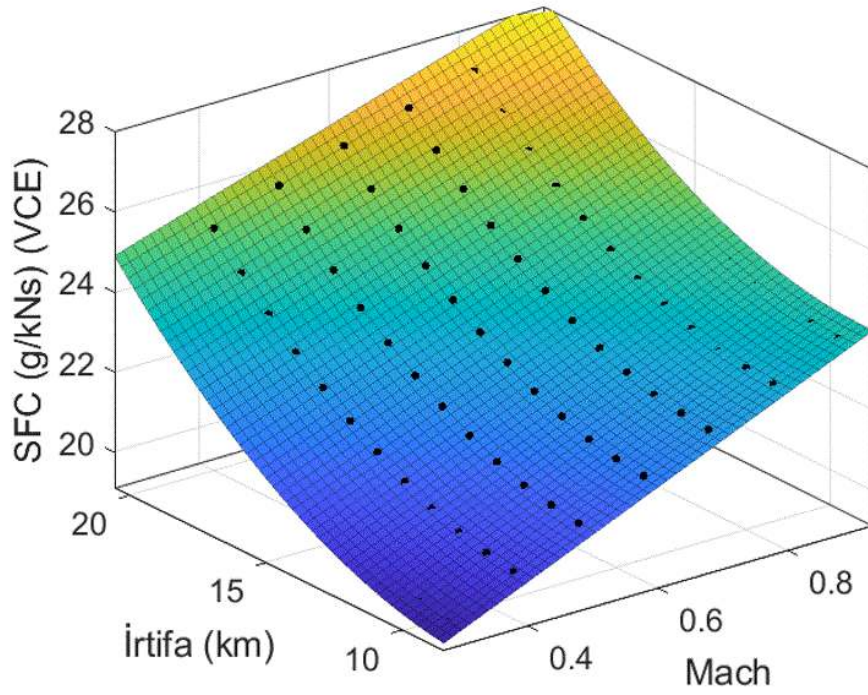
Bu bölümde, bazı önemli olan performans ve ekserji-temelli sürdürülebilirlik parametrelerini düz uçuş (düz uçuş) için irtifa ve Mach bağımsız değişkenlerine bağlı olarak lineer yada non-lineer olarak modellemesi yapılmıştır. Buradaki amaç, çoğu zaman uçuşun büyük bölümünü oluşturan düz uçuş için hangi irtifa ve Mach, uçuşun motor ve çevre açısından en verimli olacağını tahmin etmektir.

Bir regresyon analizi yapmadan önce, verilerin normal dağılımı sağlayıp sağlamadığını test etmek gereklidir. Bu bağlamda, Çarpıklık (Skewness) ve Basıklık (Kurtosis) katsayılarına karşı regresyon analizinde dikkate alınan iki parametre (Mach ve irtifa) incelenmiştir. GasTurb verileri üzerinde yapılan çoklu regresyon analizleri ile elde edilen performans ve ekserjetik parametreler için tahmini denklem katsayıları ve önem göstergeleri verilmiştir.

8.1. Off-dizayn Performans Modellemesi

8.1.1. SFC modeli

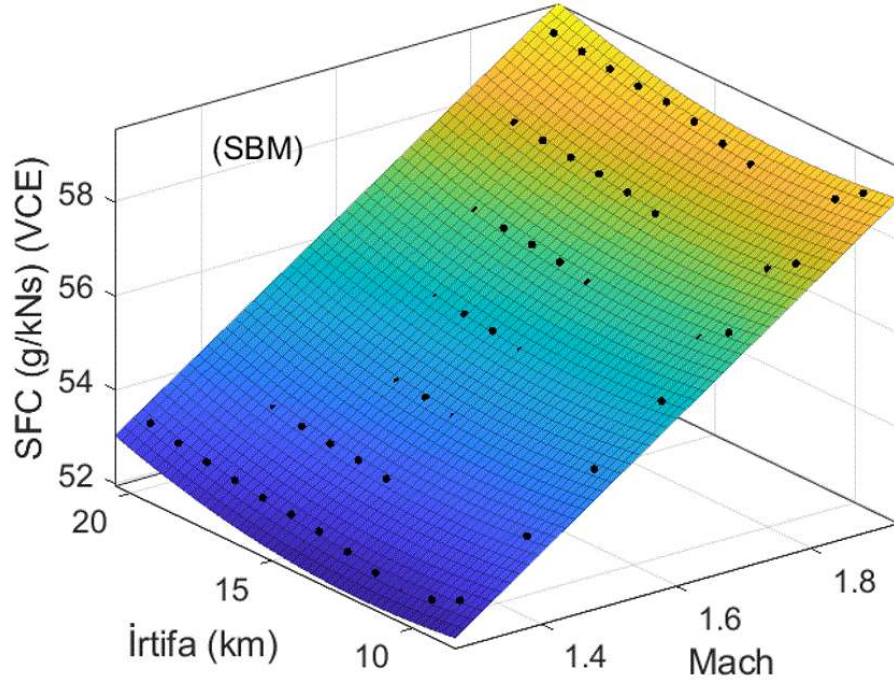
Şekil 8.2, DBM'de, irtifa ve Mach'a göre özgül yakıt tüketiminin değişimini göstermektedir. Elde edilen SFC değerlerine en uygun yüzey elde edilmeye çalışılmıştır. Sonuç olarak denklem (8.5) elde edilmiştir. Denk. (8.5), irtifa ve Mach sayılarına bağlı özgül yakıt tüketimi için non-lineer regresyon denklemini ifade etmektedir. Bu model sayesinde, VCE motorunun düz uçuş safhası için, herhangi bir irtifa ve Mach'da tüketilen yakıtı 0,9984 model tahmini ile belirlenebilecektir.



Şekil 8.2. İrtifa ve Mach'a bağlı SFC modellemesi (DBM)

$$SFC (Alt,Mach) = 18.42 + 8.477*M - 0.3787*A - 0.1654*M*A + 0.03052*A^2 \quad (8.5)$$

Şekil 8.3 ise SBM'de, irtifa ve Mach'a göre SFC değişim yüzeyini göstermektedir. Denk.(8.6) ise, yine SFC modelini bu kez, yüksek güç durumunda vermektedir. Model tahmin başarısı ise 0,97'dir. Örneğin; 0,7 M ve 13 km irtifa için SFC değeri, denklem (8.5)'te yerine koyduğunda 26,7 g/kN.s olarak hesaplanırken; 1,7 M için denklem (8.6)'dan 54,19 g/kN.s olarak hesaplanmıştır.

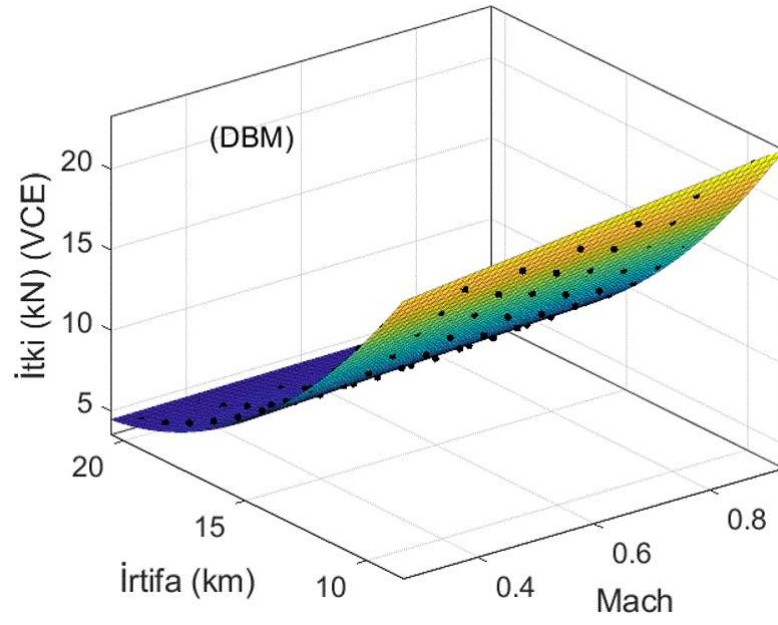


Şekil 8.3. İrtifa ve Mach'a bağlı SFC modellemesi (SBM)

$$SFC(Alt, Mach) = 40.8 + 10.2 * M - 0.2821 * A - 0.01528 * M * A + 0.01276 * A^2 \quad (8.6)$$

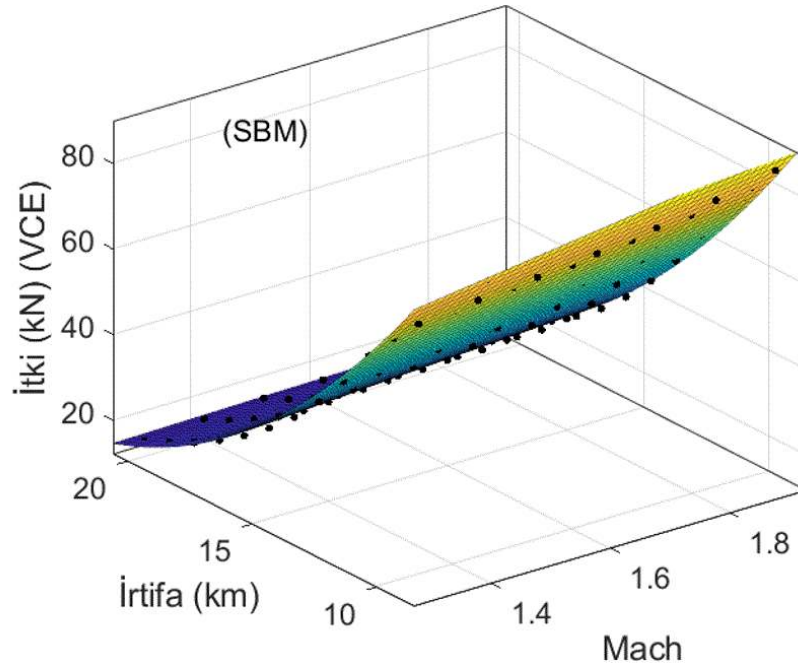
8.1.2. İtki modeli

Şekil 8.4 ile Şekil 8.5 ise, sırasıyla DBM ve SBM için, itki'nin değişimini irtifa ve Mach'ın fonksiyonu olarak göstermektedir. VCE modelinin irtifaya ve Mach'a bağlı değişkenlerle modellemesi Denk. (8.7-8.8)'de gösterilmiştir. Hem DBM'de hem de SBM'de, itki modelleri 0,998 ve 0,995 tahmin başarılarıyla itki değerini hesaplamaktadır, Bu VCE modeli için, 0,9 M ve 11 km irtifada itki değeri denklem (8.7)'den, 16,96 kN hesaplanırken; 1,9 M için denklem (8.8)'den 69,55 kN olarak bulunmuştur.



Şekil 8.4. İrtifa ve Mach'a bağlı itki modellemesi (DBM)

$$\text{İtki (Alt,Mach)} = 47.02 + 6.385 * M - 4.033 * A - 0.2993 * M * A + 0.09528 * A^2 \quad (8.7)$$

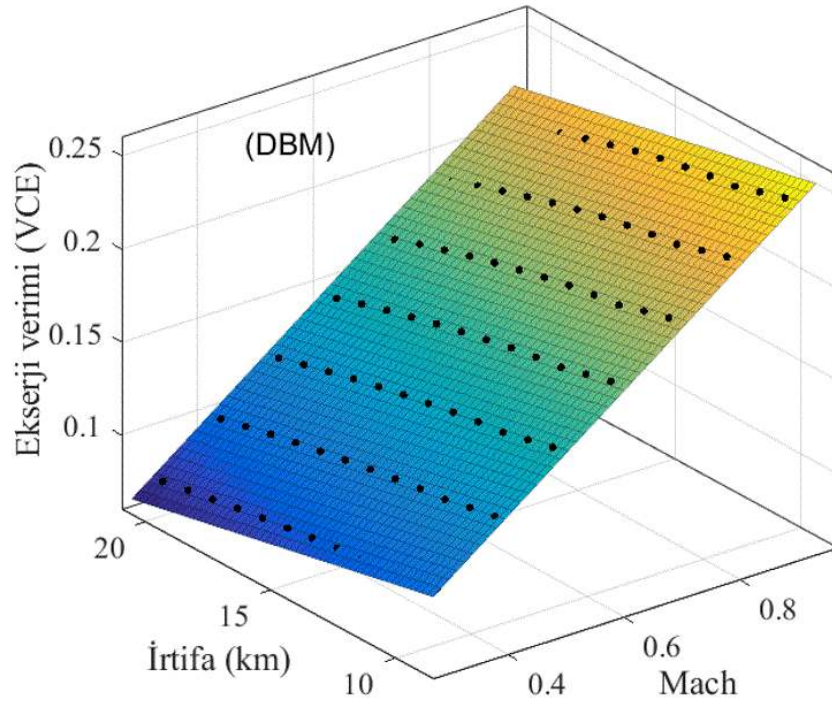


Şekil 8.5. İrtifa ve Mach'a bağlı itki modellemesi (SBM)

$$\dot{I}t\ddot{k}i (Alt,Mach) = 141.7 + 30.29*M -12.47*A -1.381*A*M + 0.3003*A^2 \quad (8.8)$$

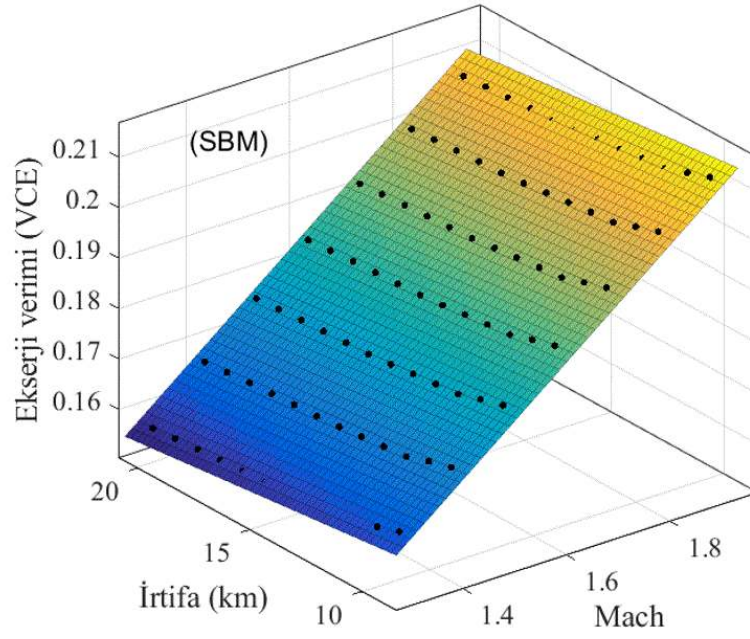
8.1.3. Ekserji verimi modeli

Şekil 8.6 ile Şekil 8.7’de ise, irtifa ve Mach’a bağlı ekserji verim yüzeyi DBM ve SBM için sunulmaktadır. Genel ekserji verimi, turbofan motorunun en önemli indikatörlerinden birisidir. O yüzden bu parametrenin modellenmesi yapılmıştır ve bu regresyon analizi ile, Denk. (8.9-8.10) elde edilmiştir. Hem DBM hem de SBM lineer denklem ile yüksek tahmin oranları elde edilmiştir. Örneğin; 11 km irtifa ve 0,9 M için denklem (8.9)’dan ekserji verimi, 0,9968 tahmin oranı ile, % 24,57 olarak belirlenirken, 1,9 M için, denklem (8.10)’dan % 21,2 olarak hesaplanmıştır.



Şekil 8.6. İrtifa ve Mach’a bağlı ekserji verimi modellenmesi (DBM)

$$\eta_{ekserji} (Alt,Mach) = 0.06646 + 0.2357*M - 0.00299*A \quad (8.9)$$



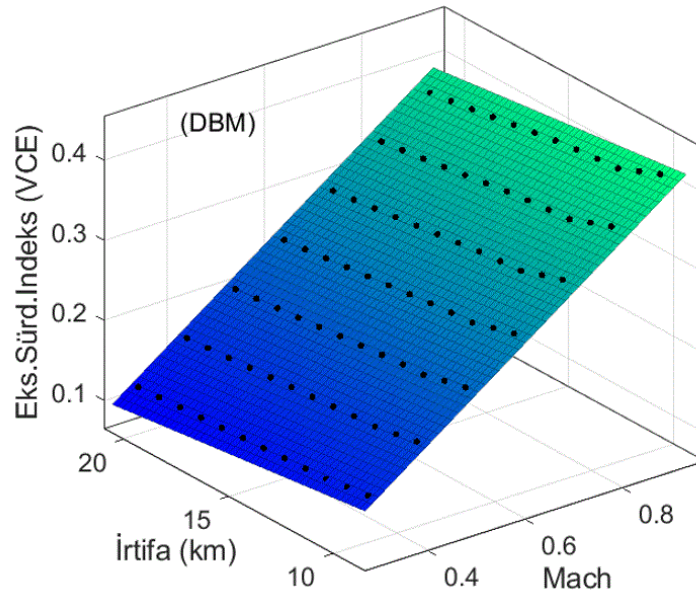
Şekil 8.7. İrtifa ve Mach'a bağlı Ekserji verimi modellemesi (SBM)

$$\eta_{ekserji} (Alt, Mach) = 0.06044 + 0.08293 * M - 0.0005065 * A \quad (8.10)$$

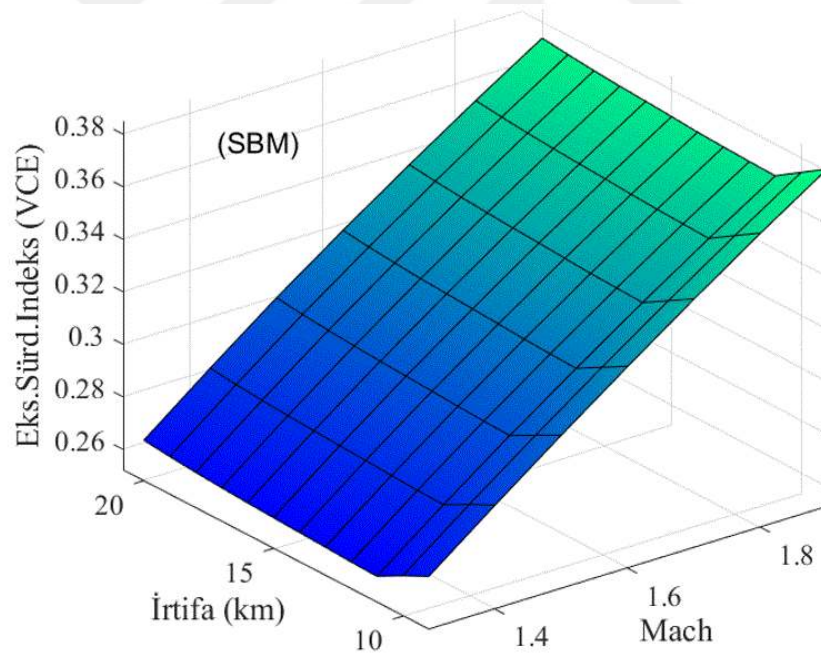
8.1.4. Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi modeli

Detaylı ekserjetik analiz yapılmasının bir sebebi de ilgili sistemin sürdürülebilirliğini ölçmektir. Ve bu ekserjetik sürdürülebilirlik indeks ile mümkün hale gelmektedir. Yani, herhangi bir motor için, ESI ne kadar büyük ise o motorun tercih edilmesi o kadar yüksektir. Lineer denklem vasıtasıyla bu parametre Denk. (8.11-8.12) ile hesaplanmaktadır. Bu parametreler, optimizasyon yaklaşımında amaç fonksiyonu olarak belirlenirse daha geniş irtifa ve Mach aralığında, maksimum sürdürülebilirlik noktası elde edilebilir. Şekil 8.8 incelendiğinde maksimum ESI, 9 km irtifa ve 0,9 M'da bulunmuştur. Denklem (8.11), 0,9982 tahmin başarısı ile, düşük güç mod için ESI hesaplanmasını sağlar. Örneğin, 11 km irtifa ve 0,9 M için denklem (8.11)'den, ESI 0,41 olarak hesaplanırken; denklem (8.12)'den SBM'de 1,9 M için ESI, 0,37 olarak bulunmuştur.

$$ESI (Alt, Mach) = 0.04876 + 0.4417 * M - 0.003281 * A \quad (8.11)$$



Şekil 8.8. İrtifa ve Mach'a bağlı ESI modellemesi (DBM)



Şekil 8.9. İrtifa ve Mach'a bağlı ESI modellemesi (SBM)

$$ESI_SBM (Alt,Mach) = 0.03825 + 0.1769*M - 7.455e-05*A \quad (8.12)$$

9. SONUÇ VE ÖNERİLER

Günümüzde, düşük by-pass'lı turbofan motorlar askeri uçaklar için en çok kullanılan itki teknolojisidir ve bu motorlar farklı konfigürasyonlar ile (VCE modeli gibi) kullanılmaya devam edeceği öngörülmektedir. Hava trafiğinin düzenli büyümesine rağmen, bu gibi yeni tasarımların, havacılığın çevre üzerindeki olumsuz etkilerini azaltacağı da düşünülmektedir.

Bu tez çalışması, değişken çevrimli turbofan ve ana komponentleri için, performans analizi ve optimizasyonu, güç analizi ve detaylı ekserjetik ve eksergo-ekonomik değerlendirme ve bazı (SFC, ESI gibi) parametrelerin modellenmesinden oluşmaktadır ve elde edilen sonuçlar F100 motorunun sonuçları ile karşılaştırılmıştır.

Bu çalışmadan elde edilen bulgular şu şekildedir:

VCE performans bulguları;

- i. By-pass oranının değişimi, her iki mod için VCE modelinin özgül itkisini ve özgül yakıt tüketimini önemli ölçüde etkilemektedir. By-pass oranının 0,3'ten 1,8'e yükselmesi nedeniyle, motorun SFC değeri önemli ölçüde azalırken, ST değerini de azalmıştır.
- ii. VCE modeli ile F100 motoru karşılaştırıldığında, geliştirilen model DBM'de % 16,9 oranında ve SBM'de % 19,6 oranında daha düşük SFC değerine sahip olduğu görülmüştür.
- iii. ST değeri ise, F100 motoru DBM'de, % 14,5 ile daha yüksek özgül itki değerine sahiptir, ancak SBM'de, VCE modeli, % 1,81 ile daha yüksek ST'ye sahip olduğu görülmüştür.
- iv. Motorların toplam verimleri, DBM'de, VCE modeli ve F100 için, sırasıyla % 23 ve % 14 olarak hesaplanmıştır. Bu verim değeri, SBM'de, VCE için % 9 ve F100 için % 6 olarak hesaplanmaktadır.
- v. VCE modelinin atık gücü, DBM'de, 4,9 MW olarak hesaplanırken, F100 motorunun atık gücü 6,8 MW olarak hesaplanmaktadır. SBM'de güç değerleri birbirine yaklaştığı gözlenmiştir. Motorların atık gücü F100 için 21,1 MW ve VCE modeli için 21,57 MW olarak hesaplanmıştır. Aslında, bu modda atık gücün en aza indirilmesinden ziyade, özgül itkinin maksimize edilmesi amaçlanmaktadır.

VCE ile ilgili elde edilen optimizasyon sonuçları ise şu şekildedir;

- a) Genetik algoritma ile, SFC'yi en aza indirmek için, tasarım değişkenleri olarak türbin giriş sıcaklığı ve by-pass oranı'nı (TIT&BPR) seçmek, HPC basınç oranı ve by-pass oranı (HPC PR&BPR) parametrelerinin seçimine kıyasla daha uygun olduğunu gözlenmiştir.
- b) (TIT&BPR) tasarım değişkenlerinin seçimi ile minimum SFC değeri DBM'de 17,41 g / kN.s ve SBM'de 40,45 g / kN.s olarak bulunmuştur. Bu hesaplanan değerler, SFC'nin başlangıç değerine göre DBM'de % 2,44 ve SBM'de % 3,13 ile SFC'de iyileşme olduğunu göstermektedir.
- c) (HPC PR&BPR) tasarım değişkenlerinin seçimi ile, DBM'de minimum SFC değeri, 17,65 g / kN.s olarak hesaplanmıştır. SBM'de ise 40,608 g / kN.s olarak belirlenmiştir. Optimizasyon öncesi, SFC değeri ile karşılaştırıldığında, bu optimizasyon DBM'de % 1,12 ve SBM'de % 2,8 ile SFC'de iyileşme gözlenmiştir.

Bu tez çalışmasında, uçuş performans analiz sonuçlarına ise;

- d) VCE modelinin belirlenen uçuş görevi için F-16'nın performans ihtiyaçlarını karşılayabildiği gösterilmiştir.
- e) F-16, VCE'nin 102 kN itki kuvveti oluşturduğu dalış'ta, 97 kN ile maksimum sürüklenme kuvvetine sahiptir.
- f) VCE'nin SFC değeri 17,45 g / kN. s'den (taksi sırasında) 55,10 g / kN.s'ye (dalış fazı) değiştiği gözlenmiştir.

Tezin, ekserji analizi sonuçlarına ise;

- g) VCE'nin her bir komponenti için ekserji giriş ve çıkışlarının uçuş koşulları ile yüksek ilişkisi vardır.
- h) Tüm uçuş aşamalarında, atık ekserji oranı, ekserjik yıkım oranı ve çevresel etki faktörünün minimum değere düştüğü bazı noktalarda (seyir uçuşu gibi) ekserji verimi ve ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi, maksimum değere yaklaşmaktadır.
- i) Uçak Ses altı seyir fazında iken sırasıyla % 31,39 ve 0,74 değeri ile nispeten yüksek ekserji verimine ve ekserjetik sürdürülebilirlik indeksine sahiptir. Bu fazda, çevresel etki faktörüne ve atık ekserji oranı sırasıyla % 1,34 ve % 42,1 değeri ile en düşük orana sahip olduğu görülmektedir.
- j) Uçuş koşullarının ses altı seyirden Ses üstü seyirlere değişmesi nedeniyle, ekserjik verimi % 31,39'dan % 11,35'e düşerken, ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi 0,7'den 0,2'ye azalmaktadır Atık ekserji oranı ise, % 42,1'den % 57,7'ye

yükselirken, ekserji yıkım faktörü % 41'den % 48'e yükselir, çevresel etki faktörü 1,34'ten 5,08'e yükseldiği gözlenmiştir.

- k) VCE sisteminin çevresel etki faktörünü azaltmak için, ekserji verimi artırılırken atık ekserji oranı azaltılmalıdır. Mevcut sonuçlar, yüksek ekserji verimini içeren ses-altı uçuşların ve inişin daha iyi sürdürülebilirlik sağladığı görüşüyle tutarlıdır. Bu çalışmada bulunan ekserjetik sonuçlar, askeri uçaklar için yüksek sürdürülebilirliğe sahip uçuş fazının belirlenmesinde de yararlı olabilir.
- l) Uçuş profili ve ekserjetik sürdürülebilirlik arasındaki ilişkinin anlaşılması enerji kazanımını sağlayacağı düşünülmektedir. Ek olarak, VCE'nin sürdürülebilirlik parametrelerinin analizi, askeri havacılık için çevresel etkilerin değerlendirilmesine yardımcı olmaktadır.

Tez çalışmasının son aşaması olan, VCE motoru ve komponentleri için eksergo-ekonomik parametre sonuçları şu şekildedir;

- i. Tüm uçuş koşullarında, tek tek komponent akışlarının yakıt ve ürün birim akış maliyetlerini (\$ / GJ) göz önünde bulundurulursa, CC ünitesi en düşük yakıt-ürün birim akış maliyetine sahip olduğu görülmektedir.
- ii. Özgül menzil maliyeti, ses üstü seyir fazı ile ses-altı seyir fazları kıyaslandığında, sırasıyla 6,9 \$/km ile 2,81 \$/km olarak hesaplanmıştır.
- iii. Diğer komponentlerle de kıyaslandığında, kalkış, tırmanma ve ses üstüfazları görece en düşük eksergo-ekonomik değere sahiptir. Yani bu fazlar sırasıyla, % 6,58, % 11,8 ve % 6,8 oranında eksergo-ekonomik faktöre sahiptir. Ses-altı seyir fazları ise, ortalama olarak % 40 eksergo-ekonomik faktöre sahiptir. Bu durum, her uçuş fazı için ekserji yıkım maliyetinin etkin olduğunu göstermektedir.
- iv. VCE'nin eksergo-ekonomik faktörü, komponentlerinkiyle benzer bir modele sahip olduğu anlaşılmaktadır. Rakamsal olarak ifade edildiğinde, VCE modeli, yüksek güç durumlarında (kalkış, tırmanma ve ses üstü seyir fazlarında), sırasıyla %12,05, %17,82 ve %11,3 oranlarında eksergo-ekonomik faktöre sahip iken; ses-altı seyir fazlarında yaklaşık % 45 oranlarına çıkmaktadır.

Yapılan analizler doğrultusunda, tezin devamı niteliğinde öneriler aşağıda sıralanmıştır:

Bu tezde Değişken Çevrimli Motor (VCE) sistemi için geliştirilen performans, optimizasyon, ekserji ve eksergoekonomik kodlar, diğer gaz türbinli motorlara adapte edilebilir. Bu sayede uçuş fazlarının ekserjetik ve eksergoekonomik indeksler üzerindeki

etkileri araştırabilir ve neticede ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi en yüksek uçuş fazı belirlenebilir.

Belirlenen bir itki sistemi modeli için düşünülen uçak modelinin performans isterlerini araştırmak için bu tezde geliştirilen detaylı performans analizi yapılabilir. Bu sayede her bir uçuş fazında gerekli itki ve sürüklenme hesaplanabilmektedir.

Ayrıca, ileri ekserji analizinin VCE ve komponentlerine uygulanması önerilebilir. Bu yaklaşımla ekserji yıkımı kategorize edilerek komponent verimlerinin daha ne kadar iyileştirebileceği tahmin edilebilir. Bu analizi, tezde geliştirilen kodla birleştirerek uçuş fazlarının çeşitli ekserji yıkım parametrelerine etkileri de incelenebilir.

VCE modeline ait yanma odası çıkış sıcaklıklarının NO_x emisyonlarına etkisinin çalışma modlarında, çeşitli uçuş fazlarında ve koşullarında incelenmesi ve ekserjetik parametreler ile karşılaştırılması yapılabilir.

Son olarak, VCE itki modelinin tasarım değişkenlerinin ekserjetik ve eksergoekonomik parametrelerine etkisinin incelenmesi çevresel etkinin en aza indirgenmesine yardımcı olabilir. Bu bağlamda ekserjetik ve eksergoekonomik indeksleri farklı optimizasyon teknikleriyle incelenebilir.

KAYNAKÇA

- [1] Mahmudul, H., Hagos, F., Mamat, R., Adam, A.A., Ishak, W., and Alenezi, R. (2017). Production, characterization and performance of biodiesel as an alternative fuel in diesel engines—A review. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 72: pp. 497-509.
- [2] Hajjari, M., Tabatabaei, M., Aghbashlo, M., and Ghanavati, H. (2017). A review on the prospects of sustainable biodiesel production: A global scenario with an emphasis on waste-oil biodiesel utilization. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 72: pp. 445-464.
- [3] Yilmaz, N. and Atmanli, A. (2017). Sustainable alternative fuels in aviation. *Energy*. 140: pp. 1378-1386.
- [4] Demirbas, A. (2009). *Green energy and technology: Biofuels*. Springer. Verlag, London.
- [5] http-1:
<https://www.bp.com/en/global/corporate/energy-economics/statistical-review-of-world-energy.html>.
(Erişim tarihi:21.04.2019)
- [6] Yilmaz, N. and Morton, B. (2011). Comparative characteristics of compression ignited engines operating on biodiesel produced from waste vegetable oil. *Biomass and Bioenergy*. 35, (5): pp. 2194-2199.
- [7] Atmanli, A. (2016). Comparative analyses of diesel–waste oil biodiesel and propanol, n-butanol or 1-pentanol blends in a diesel engine. *Fuel*. 176: pp. 209-215.
- [8] Yilmaz, N. (2012). Comparative analysis of biodiesel–ethanol–diesel and biodiesel–methanol–diesel blends in a diesel engine. *Energy*. 40, (1): pp. 210-213.

- [9] Salvi, B., Subramanian, K., and Panwar, N. (2013). Alternative fuels for transportation vehicles: a technical review. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 25: pp. 404-419.
- [10] Daggett, D.L., Hendricks, R.C., Walther, R., and Corporan, E. (2008). *Alternate fuels for use in commercial aircraft*. Boeing, Seattle.
- [11] Kallio, P., Pásztor, A., Akhtar, M.K., and Jones, P.R. (2014). Renewable jet fuel. *Current Opinion in Biotechnology*. 26: pp. 50-55.
- [12] McManners, P.J. (2016). Developing policy integrating sustainability: A case study into aviation. *Environmental Science & Policy*. 57: pp. 86-92.
- [13] Jenkins, R.W., Munro, M., Nash, S., and Chuck, C.J. (2013). Potential renewable oxygenated biofuels for the aviation and road transport sectors. *Fuel*. 103: pp. 593-599.
- [14] Gegg, P., Budd, L., and Ison, S. (2014). The market development of aviation biofuel: Drivers and constraints. *Journal of Air Transport Management*. 39: pp. 34-40.
- [15] Hileman, J.I., Wong, H.M., Ortiz, D., Brown, N., Maurice, L., and Rumizen, M. (2008). The feasibility and potential environmental benefits of alternative fuels for commercial aviation. *Proceedings of the 26th International Congress of the Aeronautical Sciences*. Alaska, USA.
- [16] http-2:
<https://www.icao.int/environmental-protection/Documents/ICAO%20Environmental%20Report%202016.pdf>.
(Erişim tarihi:09.02.2019)
- [17] Lee, D.S., Fahey, D.W., Forster, P. M., Newton, P. J., Wit, R.C.N., Lim, L.L., Owen, B., Sausen, R. (2009). Aviation and global climate change in the 21st century. *Atmospheric Environment*. 43, (22-23): pp. 3520-3537.
- [18] http-3:
<https://www.iata.org/en/policy/environment/climate-change>.

(Erişim tarihi:14.04.2019)

[19] http-4:

https://www.icao.int/environmental-protection/Documents/Resolution_A39_3.pdf.

(Erişim tarihi:27.05.2019)

[20] http-5:

https://www.icao.int/environmental-protection/Pages/A39_CORSIA_FAQ2.aspx.

(Erişim tarihi:21.06.2019)

[21] Staples, M.D., Malina, R., Suresh, P., Hileman, J.I., and Barrett, S.R. (2018). Aviation CO₂ emissions reductions from the use of alternative jet fuels. *Energy Policy*. 114: pp. 342-354.

[22] Dray, L., Evans, A., Reynolds, T., and Schäfer, A. (2010). Mitigation of aviation emissions of carbon dioxide: analysis for Europe. *Transportation Research Record*. 2177, (1): pp. 17-26.

[23] Sgouridis, S., Bonnefoy, P.A., and Hansman, R.J. (2011). Air transportation in a carbon constrained world: Long-term dynamics of policies and strategies for mitigating the carbon footprint of commercial aviation. *Transportation Research Part A: Policy and Practice*. 45, (10): pp. 1077-1091.

[24] http-6:

<http://www.worldenergyoutlook.org/weo2015/> .

(Erişim tarihi:28.08.2019)

[25] Wise, M., Muratori, M., and Kyle, P. (2017). Biojet fuels and emissions mitigation in aviation: An integrated assessment modeling analysis. *Transportation Research Part D: Transport and Environment*. 52: pp. 244-253.

- [26] Hayes, D., Lone, M., Whidborne, J.F., Camberos, J., and Coetzee, E. (2017). Adopting exergy analysis for use in aerospace. *Progress in Aerospace Sciences*. 93: pp. 73-94.
- [27] Giurgiutiu, V. (2009). Flight structures fundamental research trends and directions. *The Aeronautical Journal*. 113, (1144): pp. 331-337.
- [28] Ranasinghe, K., Guan, K., Gardi, A., and Sabatini, R. (2019). Review of advanced low-emission technologies for sustainable aviation. *Energy*. 188: pp. 115945.
- [29] Henderson, S.C., and Wickrama, U.K. (1999). Aircraft emissions: current inventories and future scenarios. *Aviation and Global Atmosphere; A Special Report of IPCC Working Groups I and III*: pp.291-331. Cambridge: Cambridge University Press.
- [30] http-7:
<https://www.acare4europe.org/sites/acare4europe.org/files/document/ACARE%20Annual%20report%202014-15vs0%207%2025Sept15.pdf>.
(Erişim tarihi:02.09.2019)
- [31] http-8:
<https://www.cleansky.eu/sites/default/files/inline-files/51.%20CS2DP%20December%202017.pdf>.
(Erişim tarihi:21.10.2019)
- [32] http-9:
<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20140012638.pdf>
(Erişim tarihi:25.09.2019)
- [33] Ballal, D.R. and Zelina, J. (2004). Progress in aeroengine technology (1939--2003). *Journal of Aircraft*. 41, (1): pp. 43-50.
- [34] http-10:
<https://www.ausairpower.net/Analysis-Typhoon.html>

(Erişim tarihi:15.07.2019)

[35] http-11:

<http://www.airvectors.net/avrafa.html>.

(Erişim tarihi:13.09.2019)

[36] http-12:

<https://www.mtu.de/en/engines/military-aircraft-engines/fighter-aircraft/f110/>.

(Erişim tarihi:04.01.2020)

[37] http-13:

<http://www.klimov.ru/en/production/aircraft/RD-33-family/>.

(Erişim tarihi:12.02.2020)

[38] http-14:

<https://www.mtu.de/en/engines/military-aircraft-engines/fighter-aircraft/ej200/>.

(Erişim tarihi:17.03.2020)

[39] http-15:

<https://www.pw.utc.com/products-and-services/products/military-engines/f135>.

(Erişim tarihi:10.02.2020)

[40] http-16:

<http://roe.ru/eng/catalog/aerospace-systems/engines/al-41f-1s/>.

(Erişim tarihi:21.04.2020)

[41] Zheng, J., Tang, H., Chen, M., and Yin, F.J. (2018). Equilibrium running principle analysis on an adaptive cycle engine. *Applied Thermal Engineering*. 132: pp. 393-409.

- [42] Chen, M., Zhang, J., and Tang, H. (2018). Interval analysis of the standard of adaptive cycle engine component performance deviation. *Aerospace Science and Technology*. 81: pp. 179-191.
- [43] Zheng, J., Chen, M., and Tang, H. (2017). Matching mechanism analysis on an adaptive cycle engine. *Chinese Journal of Aeronautics*. 30, (2): pp. 706-718.
- [44] Xin, M., ZHU, Z.-l., and Min, C. (2019). Performance Optimization of Adaptive Cycle Engine during Subsonic Climb. *Energy Procedia*. 158: pp. 1613-1619.
- [45] Wang, S., Wang, J., Jiang, B., and He, X. (2016). Research of Variable Cycle Engine Modeling Technologies. *Chinese Intelligent Systems Conference*. Springer. Singapore.
- [46] Chen, H., Zhang, H., Wang, Y., and Zhen, Q. (2019). Installation Characteristics of Variable Cycle Engine Based on Inlet Flow Matching. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*. doi: <https://doi.org/10.1515/tjj-2018-0031>.
- [47] Kurzke, J. (2007). *Design and off-design performance of gas turbines*. Gasturb 11 Manual.
- [48] http-17:
<http://www.aerospaceweb.org/aircraft/fighter/f16/>.
(Erişim tarihi:08.02.2020)
- [49] Mattingly, J.D. (1996). *Elements of gas turbine propulsion*. Vol. 1. McGraw-Hill. New York.
- [50] El-Sayed, A.F. (2008). *Aircraft propulsion and gas turbine engines*. CRC press. New York.
- [51] Homaifar, A., Lai, H., and McCormick, E. (1994). System optimization of turbofan engines using genetic algorithms. *Applied Mathematical Modelling*. 18, (2): pp. 72-83.

- [53] Holland, J. (1975). *Adaptation in natural and artificial systems; An Introductory Analysis with Application to Biology, Control and Artificial Intelligence*. MIT Press. Cambridge
- [53] Mattingly, J.D., Heiser, W.H., and Pratt, D.T. (2002). *Aircraft engine design*. AIAA. Inc., Reston, VA.
- [54] Dincer, I., Hussain, M., and Al-Zaharnah, I. (2004). Energy and exergy use in public and private sector of Saudi Arabia. *Energy Policy*. 32, (14): pp. 1615-1624.
- [55] Gaggioli, R.A. and Paulus Jr, D.M. (2002). Available energy—part II: Gibbs extended. *Journal of Energy Resources Technology*. 124, (2): pp. 110-115.
- [56] Gaggioli, R.A., Richardson, D.H., and Bowman, A.J. (2002). Available energy—part I: Gibbs revisited. *Journal of Energy Resources Technology*. 124, (2): pp. 105-109.
- [57] Ayres, R.U., Ayres, L.W., and Martinas, K. (1996). *Eco-thermodynamics: exergy and life cycle analysis*. INSEAD. Fontainebleau, France.
- [58] Sciubba, E. and Wall, G. (2007). A brief commented history of exergy from the beginnings to 2004. *International Journal of Thermodynamics*. 10, (1): pp. 1-26.
- [59] Bejan, A. (2002). Fundamentals of exergy analysis, entropy generation minimization, and the generation of flow architecture. *International Journal of Energy Research*. 26, (7).
- [60] Naterer, G.F. and Camberos, J.A. (2008). *Entropy based design and analysis of fluids engineering systems*. CRC press. USA.
- [61] Glansdorff, P., Jaumotte, A., and Baland, J. (1955). Sur la puissance disponible et la rendement de propulsion des moteurs a reaction par jets. *Bull. Acad. Roy. Belg. Cl. des Sc. 5me Serie*. 41, (12): pp. 1264-1280.
- [62] Bauer, B. (1970). Critical remarks regarding the definition of propulsive efficiency in the case of jet engines (Propulsive efficiency definition

- deficiencies for by-pass jet engines). *Zeitschrift Fuer Flugwissenschaften*. 18: pp. 158-171.
- [63] Clarke, J. and Horlock, J. (1975). Availability and propulsion. *Journal of Mechanical Engineering Science*. 17, (4): pp. 223-232.
 - [64] Lewis III, J.H. (1976). Propulsive efficiency from an energy utilization standpoint. *Journal of Aircraft*. 13, (4): pp. 299-302.
 - [65] Dincer, I. and Rosen, M. (2013). Exergy analysis of aircraft flight systems. Exergy-Energy, *Environment, and Sustainable Development*. 765: pp. 383-392.
 - [66] Marley, C. and Riggins, D. (2012). Exergy analysis of a turbojet engine modeled as a lumped parameter system. *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. Nashville, Tennessee.
 - [67] Ehyaei, M.A., Anjiridezfuli, A., and Rosen, M.A. (2013). Exergetic analysis of an aircraft turbojet engine with an afterburner. *Thermal Science*. 17, (4): pp. 1181-1194.
 - [68] Doty, J., Camberos, J., and Moorhouse, D. (2009). Designed experiments: Statistical approach to energy-and exergy-based optimization. *39th AIAA Fluid Dynamics Conference*. San Antonio, Texas.
 - [69] Roth, B. and Mavris, D. (2003). Method for propulsion technology impact evaluation via thermodynamic work potential. *Journal of Aircraft*. 40, (1): pp. 56-61.
 - [70] Riggins, D.W. (1997). Evaluation of performance loss methods for high-speed engines and engine components. *Journal of Propulsion and Power*. 13, (2): p. 296-304.
 - [71] Grönstedt, T., Irannezhad, M., Lei, X., Thulin, O., and Lundblad, A., (2014). First and second law analysis of future aircraft engines. *Journal Of Engineering for Gas Turbines and Power*. 136, (3).

- [72] Heiser, W.H. and Pratt, D.T. (1994). *Hypersonic airbreathing propulsion*. AIAA.Washington, DC.
- [73] Dong, Z., Li, D., Wang, Z., and Sun, M. (2018). A review on exergy analysis of aerospace power systems. *Acta Astronautica*. 152: pp. 486-495.
- [74] Rosen, M.A. and Etele, J. (2004). Aerospace systems and exergy analysis: applications and methodology development needs. *International Journal of Exergy*. 1, (4): pp. 411-425.
- [75] Pavelka, M., Klika, V., Vágner, P., and Maršík, F. (2015). Generalization of exergy analysis. *Applied Energy*. 137: pp. 158-172.
- [76] Moorhouse, D.J. and Camberos, J.A. (2011) *Exergy analysis and design optimization for aerospace vehicles and systems*. Virginia: AIAA.
- [77] Simpson, A.P. and Edwards, C.F. (2011). An exergy-based framework for evaluating environmental impact. *Energy*. 36, (3): pp. 1442-1459.
- [78] Gouy, G. (1889). Sur l'énergie utilisable. *Journal De Physique*. 8: pp. 501-508.
- [79] Stodola, A. (1927). *Steam and gas turbines: with a supplement on the prospects of the thermal prime mover*. Vol. II. McGraw-Hill. New York.
- [80] Stodola, A. (1945). *Steam and gas turbines'*(translated by LC Lowestein). Vol. I and II, Peter Smith. New York.
- [81] Van Gool, W. (1997). Energy policy: fairy tales and factualities, in *Innovation and technology—strategies and policies*. pp. 93-105. Springer. The Netherlands.
- [82] Cilgin, M.E. and Turan, O. (2018). Entropy generation calculation of a turbofan engine: a case of CFM56-7B. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*. 35, (3): pp. 217-227.
- [83] Bejan, A. (1996). Entropy generation minimization: The new thermodynamics of finite-size devices and finite-time processes. *Journal of Applied Physics*. 79, (3): pp. 1191-1218.

- [84] Ekmekci, I. and Dundar, A.C. (2016). *Different Efficiency Calculations of a Combined Cycle Power Plant, in Sustainable Aviation*. pp. 105-114 Springer. Switzerland.
- [85] Aydin, H., (2013). Exergetic sustainability analysis of LM6000 gas turbine power plant with steam cycle. *Energy*. 57: pp. 766-774.
- [86] Tsatsaronis, G., Lin, L., and Pisa, J. (1993). Exergy costing in exergoeconomics. *Journal of Energy Resources and Technology*. 115: pp.9-16.
- [87] Abusoglu, A. and Kanoglu, M. (2009). Exergoeconomic analysis and optimization of combined heat and power production: A review. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 13, (9): pp. 2295-2308.
- [88] Tsatsaronis, G. and Park, M.H. (2002). On avoidable and unavoidable exergy destructions and investment costs in thermal systems. *Energy conversion and management*. 43, (9-12): pp. 1259-1270.
- [89] Frangopoulos, C.A. (1987). Thermo-economic functional analysis and optimization. *Energy*. 12, (7): pp. 563-571.
- [90] Von Spakovsky, M.R. (1988). *A Practical Generalized Analysis Approach to the Optimal Thermoeconomic Design and Improvement of Real-World Thermal Systems*. Atlanta, USA: Georgia Institute of Technology.
- [91] El-Sayed, Y. and Evans, R. (1970). Thermoeconomics and the design of heat systems. *Journal Engineering for Power*. pp. 27-35.
- [92] Tsatsaronis, G. and Winhold, M. (1985). Exergoeconomic analysis and evaluation of energy-conversion plants—I. A new general methodology. *Energy*. 10, (1): pp. 69-80.
- [93] Valero, A., Lozano, M., and Muñoz, M. (1986). *A general theory of exergy saving. I. On the exergetic cost. Computer-aided engineering and energy systems: second law analysis and modelling*. (3): pp. 1-8. New York: ASME.

- [94] Lozano, M. and Valero, A. (1993). Theory of the exergetic cost. *Energy*. 18: pp. 939-939.
- [95] Erlach, B., Serra, L., and Valero, A. (1999). Structural theory as standard for thermoeconomics. *Energy Conversion and Management*. 40, (15-16): pp. 1627-1649.
- [96] Tsatsaronis, G. (1996). Exergoeconomics: Is it only a new name? *Chemical Engineering & Technology: Industrial Chemistry, Plant Equipment-Process Engineering-Biotechnology*. 19, (2): pp. 163-169.
- [97] Kwak, H.Y., Kim, D.J., and Jeon, J.S. (2003). Exergetic and thermoeconomic analyses of power plants. *Energy*. 28, (4): pp. 343-360.
- [98] Mazur, V. (2007). Fuzzy thermoeconomic optimization of energy-transforming systems. *Applied Energy*. 84, (7-8): pp. 749-762.
- [99] Valdés, M., Durán, M.D., and Rovira, A. (2003). Thermoeconomic optimization of combined cycle gas turbine power plants using genetic algorithms. *Applied Thermal Engineering*. 23, (17): pp. 2169-2182.
- [100] Haydargil, D. and Abusoglu, A. (2018). A comparative thermoeconomic cost accounting analysis and evaluation of biogas engine-powered cogeneration. *Energy*. 159: pp. 97-114.
- [101] El-Sayed, Y. and Gaggioli, R.M (1989). A critical review of second law costing methods—I: background and algebraic procedures. *ASME Transactions: Journal of Resources and Techonology*. 111: pp.1-7.
- [102] Kim, S.M., Oh, S.D., Kwon, Y.H., and Kwak, H.Y. (1998). Exergoeconomic analysis of thermal systems. *Energy*. 23(5): p. 393-406.
- [103] Moran, M.J. (1989). *Availability analysis: a guide to efficient energy use corrected edition*. ASME press. New York.
- [104] Bejan, A., Tsatsaronis, G., and Moran, M.J. (1995). *Thermal design and optimization*. John Wiley & Sons. New York.
- [105] Lazzaretto, A. and Tsatsaronis, G. On the calculation of efficiencies and costs in thermal systems. (1999). *Proceedings of the ASME advanced*

energy systems division. American Society of Mechanical Engineers. New York.

- [106] Turgut, E.T., Karakoc, T.H., and Hepbasli, A. (2009). Exergoeconomic analysis of an aircraft turbofan engine. *International Journal of Exergy*. 6, (3): pp. 277-294.
- [107] Chatterjee, S. and Hadi, A.S. (2015). *Regression analysis by example*. John Wiley & Sons. Hoboken, New Jersey.



EKLER

EK-1 (VCE Parametrik çevrim denklemleri)

```
%Variable cycle engine performance equations(mixed-flow lowby-pass
turbofan engine with afterburning)
Tarih=date;
Tarih
fprintf('\n')
fprintf('\n')
AB=input('Afterburner condition;if AB is on:1 else -1:');
fprintf('\n')
M_0=input(' FLIGHT Mach number:');
T_0=input(' Ambient temperature(Kelvin) (for 11000m:216.66 K):');
fprintf('\n')
h_PR=input('Lower_heat_value(kJ/kg):');
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')

VCEE=fopen('basicenginedatanextQ.txt','w+');
fprintf(VCEE,'%1.0f',Tarih);
fprintf(VCEE,'\n');
%fprintf(VCEE,'OZGUL_ITKI          OZGUL_YAKIT_SARFIYATI
ISIL_VERIM          ITKI_VERIM          TOPLAM_VERIM \n');
%fprintf(VCEE,'.....          .....
.....          ..... \n');
fprintf(VCEE,'Variable Cycle Engine\n');
fprintf(VCEE,'.....\n');

%AB=-1;          %After burner condition(if available>0 else<0)
%M_0=0;          % Mach number at 0 station
%T_0= 288.15;    % Ambient temperature (Kelvin)
P_0= 101325;     % Pressure at 0 station (Pa)
pi_c = 28;       % Compressor pressure ratio
gamma_c = 1.4 ;  % Combustion chamber girişi specific heat ratio
c_pc =1.0048 ;  % Combustion chamber girişi specific heat at constant
pressure(kj/kg.K)
if AB<0
gamma_t= 1.36 ;  % Combustion chamber ıkışı specific heat ratio
else
gamma_t= 1.3
end
c_pt=1.16 ;      % Combustion chamber ıkışı specific heat (kj/kg.K)
%h_PR = 42800 ;  % Lower heat value (kJ/kg)
gamma_AB=1.3;    % Afterburner ıkışı specific heat ratio
c_pAB= 1.2 ;     % Afterburner ıkışı specific heat (kj/kg.K)
pi_dmax = 0.98;  % Air girişi diffuser total pressure ratio
pi_b= 0.98;      % Combustion chamber total pressure ratio
pi_AB= 0.98;     % AB total pressure ratio
pi_Mmax=0.96;    % Mixing chamber total pressure ratio
M_6=0.45;        % Mach number at 6th station
pi_n=0.98;       % Exhaust total pressure ratio
pi_fn=0.98;      % Fan total pressure ratio
%e_c=0.89;       % Compressor Polytropik efficiency
```

```

%e_t=0.91;           % Turbine Polytropik efficiency
%e_fan=0.89;         % Fan Polytropik efficiency
if AB<0
    e_c=.92;%0.96;    % Compressor Polytropik efficiency
    e_t=.93;%0.97;    % Turbine Polytropik efficiency
    e_fan=.92;%0.96;  % Fan Polytropik efficiency
else
    e_c=.9;%0.89;     % Compressor Polytropik efficiency
    e_t=.91;%0.91;    % Turbine Polytropik efficiency
    e_fan=.9;%0.89;   % Fan Polytropik efficiency
end
eta_b=0.99;          % Combustion chamber efficiency
eta_AB=0.96;         % AB efficiency
eta_m=0.98;          % Aksesuar Shaft mechanic efficiency
P_9 = (P_0)/(0.9);
T_t4=1850 ;          % Turbine girişi temperature
T_t7=2000;           % AB çıkışı temperature
%alfa=1;             % By-pass ratio
if AB<0
    pi_fan=5          % Fan + CDFS total pressure ratio
else
    pi_fan=6%Fan + CDFS total pressure ratio
end

if AB<0
    alfa =1.8;
else
    alfa =0.3;
end

R_c= ((gamma_c-1)/(gamma_c)).*c_pc ; % R=gas constant
R_t= ((gamma_t-1)/(gamma_t)).*c_pt ;
R_AB= ((gamma_AB-1)/(gamma_AB)).*c_pAB ;
a_0=(1000.*gamma_c.*R_c.*T_0).^0.5 ;
V_0=M_0.*a_0;
tau_r=1+ ((gamma_c-1)/2).*M_0.^2 ; % Free Airstream total
temperature ratio
pi_r= tau_r.^((gamma_c)/(gamma_c-1)) ; % Free isantropic airstream
total pressure ratio
if M_0 <=1 %Air girişi diffuser total
    pi_d = pi_dmax;
else if M_0>1
    pi_d= pi_dmax.*(1-0.075.*(M_0-1).^1.35);
end
tau_lambda= (c_pt.*T_t4)/(c_pc.*T_0) ; % Combustion
chamber enthalpy ratio
tau_lambdaAB=(c_pAB.*T_t7)/(c_pc.*T_0) ; % AB enthalpy
ratio
tau_c=pi_c.^((gamma_c-1)/(gamma_c.*e_c)) ; % Compressor
total temperature ratio
eta_c=(pi_c.^((gamma_c-1)/(gamma_c))-1)/(tau_c-1) ; % Compressor
efficiency
f= ((tau_lambda-tau_r.*tau_c)/((h_PR.*eta_b)/(c_pc.*T_0))-
tau_lambda) ; % Combustion chamber fuel/air ratio
tau_fan=pi_fan.^((gamma_c-1)/(gamma_c.*e_fan)) ; % Fan
total temperature ratio
eta_fan=(pi_fan.^((gamma_c-1)/(gamma_c))-1)/(tau_fan-1) ; % Fan
efficiency

```

```

tau_t=1-((tau_r.*(tau_c-1+alfa.*(tau_fan-
1)))./(eta_m.*(1+f).*tau_lambda))
pi_t=tau_t.^((gamma_t)./(gamma_t-1).*e_t)); % Turbine total pressure
ratio

p_t16ubolup_t6=pi_fan./(pi_c.*pi_b.*pi_t);%1.08

M_16=((2./(gamma_c-1)).*((p_t16ubolup_t6.*(1+((gamma_t-
1)./2).*M_6.^2)).^(gamma_t./(gamma_t-1))).^(gamma_c-1)./(gamma_c))-
1).^0.5;

alfau=alfa./(1+f);
c_p6A=(c_pt+alfau*c_pc)./(1+alfau) ; % specific heat (kJ/kg)
R_6A=(R_t+alfau*R_c)./(1+alfau) ; % gas constant
gamma_6A=c_p6A./(c_p6A-R_6A) ; % specific heat ratio

T_t16boluT_t6= (T_0.*tau_r.*tau_fan)./(T_t4.*tau_t);

tau_M=(c_pt./c_p6A).*((1+alfau.*(T_t16boluT_t6.*(c_pc./c_pt)))./(1+alf
au)); %Mixing chamber total temperature ratio

phiM_6gamma_6=(M_6.*M_6.*(1+((gamma_t-
1)./2).*M_6.^2))./((1+gamma_t.*M_6.^2).^2);
phiM_16gamma_16=(M_16.*M_16.*(1+((gamma_c-
1)./2).*M_16.^2))./((1+gamma_c.*M_16.^2).^2);
phi=((1+alfau)./((1./phiM_6gamma_6).^0.5)+alfau.*((R_c.*gamma_t)./(
gamma_c.*R_t)).^0.5).*((T_t16boluT_t6./phiM_16gamma_16).^0.25)).^2).*
((gamma_t.*R_6A.*tau_M)./(gamma_6A.*R_t));
%M_6A=((2.*phi)./((1-2.*gamma_6A.*phi)+(1-
2.*(gamma_6A+1).*phi).^0.5)).^0.5;
M_6A=((2.*phi)./((1-2.*gamma_6A.*phi)+(1-
2.*(gamma_6A+.5).*phi).^0.5)).^0.5;

A_16boluA_6=(alfau.*M_6./M_16).*((gamma_t*R_c.*T_t16boluT_t6.*(1+((gam
ma_t-1)./2).*M_6.^2))./(gamma_c.*R_t.*(1+((gamma_c-
1)./2).*M_16.^2))).^0.5 ;

MFP6A=(M_6A.*(gamma_6A./R_6A).^0.5)./((1+((gamma_6A-
1)./2).*M_6A.^2).^((gamma_6A+1)./(2.*gamma_6A-2)));
MFP6=(M_6.*(gamma_t./R_t).^0.5)./((1+((gamma_t-
1)./2).*M_6.^2).^((gamma_t+1)./(2.*gamma_t-2)));

pi_Mideal=((1+alfau)./(1+A_16boluA_6)).*((tau_M).^0.5).*(MFP6./MFP6A);
pi_M=pi_Mmax.*pi_Mideal;

if AB>0
p_t9bolup_9=(P_0./P_9).*pi_r.*pi_d.*pi_c.*pi_b.*pi_t.*pi_M.*pi_AB.*pi_
n;
else
p_t9bolup_9=(P_0./P_9).*pi_r.*pi_d.*pi_c.*pi_b.*pi_t.*pi_M.*pi_n;
end
if AB<0
cp_9=c_p6A;
R_9=R_6A;
gamma_9=gamma_6A;
f_AB=0;

```

```

T_9div_T0=((T_t4.*tau_t.*tau_M)./T_0)./((p_t9bolup_9).^(gamma_9-1))./(gamma_9));

else
    cp_9=c_pAB;
    R_9=R_AB;
    gamma_9=gamma_AB;
    f_AB=(1+f./(1+alfa)).*((tau_lambdaAB-
tau_lambda.*tau_t.*tau_M.*(c_p6A./c_pt))./((h_PR.*eta_AB)./(c_pc.*T_0))-tau_lambdaAB));
T_9div_T0=(T_t7./T_0)./((p_t9bolup_9).^(gamma_9-1))./(gamma_9));
end

M_9=((2./(gamma_9-1)).*((p_t9bolup_9).^(gamma_9-1))./(gamma_9))-1).^0.5;

V_9div_a_0=M_9.*((gamma_9.*R_9.*T_9div_T0)./(gamma_c.*R_c)).^.5

f_0=(f./(1+alfa))+f_AB;

Fbolum_0=a_0.*((1+f_0).*(V_9div_a_0)-M_0)+((1+f_0).*(R_9.*T_9div_T0.*(1-P_0./P_9))./(R_c.*V_9div_a_0.*gamma_c))); %Özgül itki

S=((f_0)./Fbolum_0).*10.^6

eta_P=((2*Fbolum_0).*V_0)./(a_0.^2.*((1+f_0).*(V_9div_a_0).^2-M_0.^2));

eta_TH=(a_0.^2.*((1+f_0).*(V_9div_a_0).^2-M_0.^2))./(2.*(f_0.*h_PR.*1000));

eta_overall=eta_P.*eta_TH;

fprintf(VCEE, '%6.3f %6.3f %6.3f %6.3f\n', Fbolum_0,S,eta_TH,eta_P,eta_overall);
fprintf(VCEE, 'Mach number=');
fprintf(VCEE, '%1.5f',M_0);
fprintf(VCEE, '\n');
fprintf(VCEE, 'Fbolum_0 (N.s/kg)=');
fprintf(VCEE, '%1.5f',Fbolum_0);
fprintf(VCEE, '\n');
fprintf(VCEE, 'SFC (g/kN.s)=');
fprintf(VCEE, '%1.5f',S);
fprintf(VCEE, '\n');
fprintf(VCEE, 'T0 (K) =');
fprintf(VCEE, '%1.5f',T_0);
fprintf(VCEE, '\n');
fprintf(VCEE, 'alfa =');
fprintf(VCEE, '%1.5f',alfa);
fprintf(VCEE, '\n');
fprintf(VCEE, 'alfa \n');
fprintf(VCEE, '%1.5f',pi_fan(i));
fprintf(VCEE, '\n');
fprintf(VCEE, '\n');
fclose(VCEE);

```

EK-2 (Performans denklemlerinin genetik algoritma ile optimizasyon algoritması)
Tarih=date;

```

Tarih
fprintf('\n')
fprintf('\n')
AB=input('Afterburner condition:');
fprintf('\n')
fprintf('\n')
M_0=input(' FLIGHT Mach number:');
T_0=input(' Ambient temperature(Kelvin):');
fprintf('\n')
h_PR=input('Lower_heat_value(kJ/kg):');
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf(' Input Fan compressor ratio and By-pass ratio ranges:');
fprintf('\n')
fprintf('\n')
pi_fanI=input(' Initial value for Fan compressor ratio :');
fprintf('\n')
pi_fanF=input(' Final value for Fan compressor ratio:');
fprintf('\n')
alfaI=input(' Initial value for By-pass ratio:');
fprintf('\n')
alfaF=input(' Final value for By-pass ratio:');
fprintf('\n')
fprintf('\n')
pn=input('Input population number:');
fprintf('\n')
gn=input('Input generation number:');
fprintf('\n')
pc=input('Input cross-over ratio:');
fprintf('\n')
pm=input('Input mutation ratio:');
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf(' //Sensivitive value for Fan compressor ratio and By-pass
ratio//')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
kc1=input(' Sensivitive value for Fan compressor ratio :');
fprintf('\n')
kc2=input(' Sensivitive value for By-pass ratio :');
fprintf('\n')

aralik1=(pi_fanF-pi_fanI)/kc1;
bitsay1=length(de2bi(aralik1,'left-msb'));
aralik2=(alfaF-alfaI)/kc2;
bitsay2=length(de2bi(aralik2,'left-msb'));

bitsay=bitsay1+bitsay2;

enbusa1=bi2de(ones(1,bitsay1));
ykc1=(pi_fanF-pi_fanI)/enbusa1;

enbusa2=bi2de(ones(1,bitsay2));
ykc2=(alfaF-alfaI)/enbusa2;

```



```

%M_0=0; % Mach number at 0 station
%T_0= 288.15; % Ambient temperature (Kelvin)
P_0= 19325; % Pressure at 0 station (Pa)
pi_c = 33; % Compressor pressure ratio
gamma_c = 1.4 ; % Combustion chamber girişi specific heat ratio
c_pc =1.0048 ; % Combustion chamber girişi specific heat at constant
pressure(kj/kg.K)
if AB<0
gamma_t= 1.36 ; % Combustion chamber ıkışı specific heat ratio
else
gamma_t= 1.33
end
c_pt=1.16 ; % Combustion chamber ıkışı specific heat (kj/kg.K)
%h_PR = 42800 ; % Lower heat value (kj/kg)
gamma_AB=1.3; % Afterburner ıkışı specific heat ratio
c_pAB= 1.2 ; % Afterburner ıkışı specific heat (kj/kg.K)
pi_dmax = 0.98; % Air girişi diffuser total pressure ratio
pi_b= 0.98; % Combustion chamber total pressure ratio
pi_AB= 0.98; % Ardyanma Toplam Basın Oranı
pi_Mmax=0.96; % Srtnmeli Karışım Odası Toplam Basın Oranı
M_6=0.45; % Mach number at 6th station
pi_n=0.98; % Exhaust total pressure ratio
pi_fn=0.98; %Fan total pressure ratio
%e_c=0.89; % Compressor Polytropik efficiency
%e_t=0.91; % Turbine Polytropik efficiency
%e_fan=0.89; % Fan Polytropik efficiency
if AB<0
e_c=.92;%0.96; % Compressor Polytropik efficiency
e_t=.93;%0.97; % Turbine Polytropik efficiency
e_fan=.92;%0.96; % Fan Polytropik efficiency
else
e_c=.91;%0.89; % Compressor Polytropik efficiency
e_t=.92;%0.91; % Turbine Polytropik efficiency
e_fan=.91;%0.89; % Fan Polytropik efficiency
end
eta_b=0.99; % Combustion chamber efficiency
eta_AB=0.96; % AB efficiency
eta_m=0.98; % Aksesuar Shaft mechanic efficiency
P_9 = (P_0)/(0.9);
T_t4=1850 ; % Turbine girişi temperature
T_t7=2000; % AB ıkışı temperature
%alfa=1; % By-pass ratio
%pi_fan=6 % Fan pressure ratio

R_c= ((gamma_c-1)/(gamma_c)).*c_pc ; % R=gas constant
R_t= ((gamma_t-1)/(gamma_t)).*c_pt ;
R_AB= ((gamma_AB-1)/(gamma_AB)).*c_pAB ;
a_0=(1000.*gamma_c.*R_c.*T_0).^0.5 ;
V_0=M_0.*a_0;
tau_r=1+ ((gamma_c-1)/2).*M_0.^2 ; % Free Airstream total
temperature ratio
pi_r= tau_r.^((gamma_c)/(gamma_c-1)) ; % Free isantropic airstream
total pressure ratio
if M_0 <=1 %Air girişi diffuser total
pressure ratio
pi_d = pi_dmax;
elseif M_0>1
pi_d= pi_dmax.*(1-0.075.*(M_0-1).^1.35);
end

```

```

tau_lambda= (c_pt.*T_t4)./(c_pc.*T_0) ; % Combustion
chamber enthalpy ratio
tau_lambdaAB=(c_pAB.*T_t7)./(c_pc.*T_0) ; % AB enthalpy
ratio
tau_c=pi_c.^((gamma_c-1)./(gamma_c.*e_c)) ; % Compressor
total temperature ratio
eta_c=(pi_c.^((gamma_c-1)./(gamma_c))-1)./(tau_c-1) ; % Compressor
efficiency
f= ((tau_lambda-tau_r.*tau_c)./(((h_PR.*eta_b)./(c_pc.*T_0))-
tau_lambda)) ; % Combustion chamber fuel/air ratio
tau_fan=pi_fan.^((gamma_c-1)./(gamma_c.*e_fan)) ; % Fan
total temperature ratio
eta_fan=(pi_fan.^((gamma_c-1)./(gamma_c))-1)./(tau_fan-1) ; % Fan
efficiency

tau_t=1-((tau_r.*(tau_c-1+alfa.*(tau_fan-
1)))./(eta_m.*(1+f).*tau_lambda))
pi_t=tau_t.^((gamma_t)./(gamma_t-1).*e_t)); % Turbine total pressure
ratio

p_t16ubolup_t6=pi_fan./(pi_c.*pi_b.*pi_t);%1.08

M_16=((2./(gamma_c-1)).*(p_t16ubolup_t6.*(1+((gamma_t-
1)./2).*M_6.^2).^((gamma_t)./(gamma_t-1))).^((gamma_c-1)./(gamma_c))-
1)).^0.5;

alfau=alfa./(1+f);
c_p6A=(c_pt+alfau*c_pc)./(1+alfau) ; % specific heat (kJ/kg)
R_6A=(R_t+alfau*R_c)./(1+alfau) ; % gas constant
gamma_6A=c_p6A./(c_p6A-R_6A) ; % specific heat ratio

T_t16boluT_t6= (T_0.*tau_r.*tau_fan)./(T_t4.*tau_t);

tau_M=(c_pt./c_p6A).*((1+alfau.*(T_t16boluT_t6.*(c_pc./c_pt)))./(1+alf
au)); %Mixing chamber total temperature ratio

phiM_6gamma_6=(M_6.*M_6.*(1+((gamma_t-
1)./2).*M_6.^2))./((1+gamma_t.*M_6.^2).^2);
phiM_16gamma_16=(M_16.*M_16.*(1+((gamma_c-
1)./2).*M_16.^2))./((1+gamma_c.*M_16.^2).^2);
phi=((1+alfau)./(((1./phiM_6gamma_6).^0.5)+alfau.*((R_c.*gamma_t)./(
gamma_c.*R_t)).^0.5).*((T_t16boluT_t6./phiM_16gamma_16).^0.25))).^2).*
((gamma_t.*R_6A.*tau_M)./(gamma_6A.*R_t));
%M_6A=((2.*phi)./((1-2.*gamma_6A.*phi)+(1-
2.*(gamma_6A+1).*phi).^0.5)).^0.5;
M_6A=((2.*phi)./((1-2.*gamma_6A.*phi)+(1-2.*(gamma_6A
+.5).*phi)).^0.5)).^0.5;

A_16boluA_6=(alfau.*M_6./M_16).*((gamma_t.*R_c.*T_t16boluT_t6.*(1+((gam
ma_t-1)./2).*M_6.^2))./(gamma_c.*R_t.*(1+((gamma_c-
1)./2).*M_16.^2))).^0.5 ;

MFP6A=(M_6A.*(gamma_6A./R_6A).^0.5)./((1+((gamma_6A-
1)./2).*M_6A.^2).^((gamma_6A+1)./(2.*gamma_6A-2)));
MFP6=(M_6.*(gamma_t./R_t).^0.5)./((1+((gamma_t-
1)./2).*M_6.^2).^((gamma_t+1)./(2.*gamma_t-2)));

pi_Mideal=((1+alfau)./(1+A_16boluA_6)).*((tau_M).^0.5).*(MFP6./MFP6A);

```

```

pi_M=pi_Mmax.*pi_Mideal;

if AB>0
p_t9bolup_9=(P_0./P_9).*pi_r.*pi_d.*pi_c.*pi_b.*pi_t.*pi_M.*pi_AB.*pi_n;
else
p_t9bolup_9=(P_0./P_9).*pi_r.*pi_d.*pi_c.*pi_b.*pi_t.*pi_M.*pi_n;
end
if AB<0
    cp_9=c_p6A;
    R_9=R_6A;
    gamma_9=gamma_6A;
    f_AB=0;
    T_9div_T0=((T_t4.*tau_t.*tau_M)./T_0)./(p_t9bolup_9.^(gamma_9-1))./(gamma_9));
else
    cp_9=c_pAB;
    R_9=R_AB;
    gamma_9=gamma_AB;
    f_AB=(1+f./(1+alfa)).*((tau_lambdaAB-tau_lambda.*tau_t.*tau_M.*(c_p6A./c_pt))./((h_PR.*eta_AB)./(c_pc.*T_0))-tau_lambdaAB));
    T_9div_T0=(T_t7./T_0)./(p_t9bolup_9.^(gamma_9-1))./(gamma_9));
end

M_9=((2./(gamma_9-1)).*((p_t9bolup_9.^(gamma_9-1))./(gamma_9))-1).^0.5;

V_9div_a_0=M_9.*((gamma_9.*R_9.*T_9div_T0)./(gamma_c.*R_c)).^0.5

f_0=(f./(1+alfa))+f_AB;

Fbolum_0=a_0.*((1+f_0).*(V_9div_a_0)-M_0)+((1+f_0).*(R_9.*T_9div_T0.*(1-P_0./P_9))./(R_c.*V_9div_a_0.*gamma_c))) %Özgül itki

S=((f_0)./Fbolum_0).*10.^6

eta_P=((2.*Fbolum_0).*(V_0)./(a_0.^2.*((1+f_0).*(V_9div_a_0).^2-M_0.^2)));

eta_TH=(a_0.^2.*((1+f_0).*(V_9div_a_0).^2-M_0.^2))./(2.*(f_0.*h_PR.*1000));

eta_overall=eta_P.*eta_TH;

%meshc(PIC,TT4,S),colorbar,xlabel('\pic'),ylabel('\alpha'),zlabel('Özg
ül yak?t sarfiyat?[g/(kN*s)]')
%S=(3600/0.0350394).*F./((1+TT4).*FDIVM0)
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Fx=1./S;
SFx=sum(Fx);
AvFx=SFx/pn;
MaxFx=max(Fx)
for i=1:1:pn
    Pselect(i,1)=Fx(i,1)/SFx;

```


[illegible]

[illegible]

```

cc=randsrc(1,1,c);
%end
row=[row;rr];
col=[col;cc];
end
mut=[row col];
fprintf(VCENEW,'Numbers of bites that get mutation:');
fprintf(VCENEW,'\n');
for i=1:1:ms,
fprintf(VCENEW,' chromosome');
fprintf(VCENEW,'%1.0f',row(i));
fprintf(VCENEW,'-----bit');
fprintf(VCENEW,'%1.0f',col(i));
fprintf(VCENEW,'\n');
end

for i=1:1:length(mut),
if reprobin(mut(i,1),mut(i,2))==1,
reprobin(mut(i,1),mut(i,2))=0;
else
reprobin(mut(i,1),mut(i,2))=1;
end
end
end

fprintf(VCENEW,' X f(x)Act. reproduction');
fprintf(VCENEW,'\n');
fprintf(VCENEW,' No popülasyon de?r.Cnt crossover mutasyon sonras?');
fprintf(VCENEW,'\n');
fprintf(VCENEW,'-----');
fprintf(VCENEW,'\n');
for i=1:pn,
fprintf(VCENEW,'%6.0f',No(i,1));
fprintf(VCENEW,'%3.0f',binpop(i,:));
fprintf(VCENEW,'%9.2f',pi_fan(i,1));
fprintf(VCENEW,'%9.2f',alfa(i,1));
fprintf(VCENEW,'%10.2f',Fx(i,1));
fprintf(VCENEW,'%7.0f',Accnt(i,1));
fprintf(VCENEW,'%5.0s','|');
fprintf(VCENEW,'%3.0f',reprobin(i,:));
fprintf(VCENEW,'\n');
end
fprintf(VCENEW,'\n');
%%%%%%%%%%%%%%
binpop=reprobin;
decpop=bi2de(binpop,'left-msb');

for i=1:pn,
for j=1:bitsay1,
binpop1(i,j)=binpop(i,j);
end
end
decpop1=bi2de(binpop1,'left-msb');
for i=1:pn,
for j=1:bitsay2,
binpop2(i,j)=binpop(i,bitsay1+j);
end
end
end

```

[illegible]

```

Optimum_by-pass_ratio=alfa(ii,1);
Minimum_specfic_fuel_consumption=minimum;
fprintf('_____Opt
imum points_____')

```

EK-3 (Ekserji analizi ve sürdürülebilirlik parametrelerinin denklemleri)

```

%%%%%%%%%%%%%AMBIENT

```

```

Tarih=date;
Tarih

```

```

Altitude=linspace(9,20,12);
Mach=linspace(0.3,0.9,7);
[Mach,Altitude]=meshgrid(Mach,Altitude);

```

```

VCE_DBM=fopen('VCE_DBM.txt','w+');
fprintf(VCE_DBM,'%1.0f',Tarih);
fprintf(VCE_DBM,'\n');

```

```

TA=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','C6:I17');

```

```

PA=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','N6:T17');

```

```

V0_FLIGHT=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','X6:AD17');
V9=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','BI6:BO17');

```

```

THRUST=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','AW6:BC17');
%%%%%%%%%%%%%FAN

```

```

T02_fanin=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','C36:I47');

```

```

P02_fanin=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','C50:I61');

```

```

m13_FAN=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','C21:I32');

```

```

T13fanout=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','C64:I75');

```

```

P13fanout=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','C78:I89');

```

```

%%%%%%%%%%%%%CDFS

```

```

m21_CDFS=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','O21:U32');

```

```

T21_CDFSin=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','O36:U47');

```

```

P21_CDFSin=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','O50:U61');

```

```

T24_CDFSout=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','O64:U75');

```

```

P24_CDFSout=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','O78:U89');

```

```

%%%%%%%%%%%%%HPC

```

```

m25_HPC=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','Z21:AF32');

```

```

T25_HPCin=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','Z36:AF47');

```

```

P25_HPCin=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','Z50:AF61');

T3_HPCout=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','Z64:AF75');

P3_HPCout=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','Z78:AF89');
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%CC
mf=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','AL6:AR17');
HPR=42800;
T3_CCin=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','AL36:AR47');
P3_CCin=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','AL50:AR61');
m3_CCin=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','AL21:AR32');

T4_CCout=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','AL64:AR75');
P4_CCout=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','AL78:AR89');

m4_CCout=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','AL92:AR103');

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%HPT

m45_HPT=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','AX21:BD32');

T4_HPTin=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','AX36:BD47');

P4_HPTin=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','AX50:BD61');

T45_HPTout=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','AX64:BD75');

P45_HPTout=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','AX78:BD89');
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%LPT
m5_LPT=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','BI21:BO32');

T45_LPTin=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','BI36:BO47');

P45_LPTin=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','BI50:BO61');

T5_LPTout=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','BI64:BO75');

P5_LPTout=xlsread('Düz uçuş_database.xlsx','DBM','BI78:BO89');
R=0.287;
FC=1.0687;

for i=1:1:12
    for j=1:1:7

        %TA=229.65;
        %PA=30.742;
        %i=1
        %j=1

        %m0fanin=49.419;
        %T0fanin=259.11;
        %P0fanin=46.404;

        %m13fanout=49.419;
        %T13fanout=391.59;
        %P13fanout=162.416;

```

```

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%Fan work
Tortfwork(i,j)=T13fanout(i,j);
cpf(i,j)=1.04841-
(3.8371*Tortfwork(i,j))/10^4+((9.45378*Tortfwork(i,j)^2)/10^7)-
((5.49031*Tortfwork(i,j)^3)/10^10)+((7.92981*Tortfwork(i,j)^4)/10^14)
FAN_WORK(i,j)=(cpf(i,j).*(T13fanout(i,j)-
T02_fanin(i,j))).*m13_FAN(i,j)./1000;

FAN_WORK_eco(i,j)=FAN_WORK(i,j).*3.6;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%faninexer
gy
Tortfanexin(i,j)=T02_fanin(i,j);
cpfanexin(i,j)=1.04841-
(3.8371*Tortfanexin(i,j))/10^4+((9.45378*Tortfanexin(i,j)^2)/10^7)-
((5.49031*Tortfanexin(i,j)^3)/10^10)+((7.92981*Tortfanexin(i,j)^4)/10^
14)
faninexergy(i,j)=cpfanexin(i,j)*(T02_fanin(i,j)-TA(i,j)-
TA(i,j)*log(T02_fanin(i,j)/TA(i,j)))+R.*TA(i,j).*log(P02_fanin(i,j)/PA
(i,j));
FAN_EXERGY_IN(i,j)=(faninexergy(i,j).*m13_FAN(i,j))./1000;

FAN_EXERGY_IN_eco(i,j)=FAN_EXERGY_IN(i,j).*3.6;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%fanoutexergy
TortCDFSexout(i,j)=T13fanout(i,j);
cpCDFSexout(i,j)=1.04841-
(3.8371*TortCDFSexout(i,j))/10^4+((9.45378*TortCDFSexout(i,j)^2)/10^7)-
((5.49031*TortCDFSexout(i,j)^3)/10^10)+((7.92981*TortCDFSexout(i,j)^4)/
10^14)
fanoutexergy(i,j)=cpCDFSexout(i,j).*(T13fanout(i,j)-TA(i,j)-
TA(i,j)*log(T13fanout(i,j)/TA(i,j)))+R.*TA(i,j).*log(P13fanout(i,j)/PA
(i,j));
FAN_EXERGY_OUT(i,j)=(fanoutexergy(i,j).*m13_FAN(i,j))./1000;

FAN_EXERGY_OUT_eco(i,j)=FAN_EXERGY_OUT(i,j).*3.6;

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%5555
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%CDFSwork
TortCDFSwork(i,j)=T24_CDFSout(i,j);
cpCDFSwork(i,j)=1.04841-
(3.8371*TortCDFSwork(i,j))/10^4+((9.45378*TortCDFSwork(i,j)^2)/10^7)-
((5.49031*TortCDFSwork(i,j)^3)/10^10)+((7.92981*TortCDFSwork(i,j)^4)/1
0^14);
CDFS_WORK(i,j)=(cpCDFSwork(i,j).*(T24_CDFSout(i,j)-
T21_CDFSin(i,j))).*m21_CDFS(i,j)./1000;

CDFS_WORK_eco(i,j)=CDFS_WORK(i,j).*3.6;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%CDFSinex
TortCDFSexin(i,j)=T21_CDFSin(i,j);
cpCDFSexin(i,j)=1.04841-
(3.8371*TortCDFSexin(i,j))/10^4+((9.45378*TortCDFSexin(i,j)^2)/10^7)-
((5.49031*TortCDFSexin(i,j)^3)/10^10)+((7.92981*TortCDFSexin(i,j)^4)/1
0^14);
CDFSinexergy(i,j)=cpCDFSexin(i,j)*(T21_CDFSin(i,j)-TA(i,j)-
TA(i,j)*log(T21_CDFSin(i,j)/TA(i,j)))+R.*TA(i,j).*log(P21_CDFSin(i,j)/
PA(i,j));
CDFS_EXERGY_IN(i,j)=(CDFSinexergy(i,j).*m21_CDFS(i,j))./1000;

```

```

CDFS_EXERGY_IN_eco(i,j)=CDFS_EXERGY_IN(i,j).*3.6;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%CDFSoutex
TortCDFSexout(i,j)=T24_CDFSout(i,j);
cpCDFSexout(i,j)=1.04841-
(3.8371*TortCDFSexout(i,j))/10^4+((9.45378*TortCDFSexout(i,j)^2)/10^7)
-
((5.49031*TortCDFSexout(i,j)^3)/10^10)+((7.92981*TortCDFSexout(i,j)^4)
/10^14);
CDFSoutexergy(i,j)=cpCDFSexout(i,j).*(T24_CDFSout(i,j)-TA(i,j)-
TA(i,j)*log(T24_CDFSout(i,j)/TA(i,j)))+R.*TA(i,j).*log(P24_CDFSout(i,j)
)/PA(i,j));
CDFS_EXERGY_OUT(i,j)=(CDFSoutexergy(i,j).*m21_CDFS(i,j))./1000;

CDFS_EXERGY_OUT_eco(i,j)=CDFS_EXERGY_OUT(i,j).*3.6;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%hpcwork
Torthpcwork(i,j)=T3_HPCout(i,j);
cphpc(i,j)=1.04841-
(3.8371*Torthpcwork(i,j))/10^4+((9.45378*Torthpcwork(i,j)^2)/10^7)-
((5.49031*Torthpcwork(i,j)^3)/10^10)+((7.92981*Torthpcwork(i,j)^4)/10^
14);
HPC_WORK(i,j)=(cphpc(i,j).*(T3_HPCout(i,j)-
T25_HPCin(i,j))).*m25_HPC(i,j)/1000;

HPC_WORK_eco(i,j)=HPC_WORK(i,j).*3.6;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%hpinex
Torthpcexin(i,j)=T25_HPCin(i,j);
cphpexin(i,j)=1.04841-
(3.8371*Torthpcexin(i,j))/10^4+((9.45378*Torthpcexin(i,j)^2)/10^7)-
((5.49031*Torthpcexin(i,j)^3)/10^10)+((7.92981*Torthpcexin(i,j)^4)/10^
14);
hpinexergy(i,j)=cphpexin(i,j).*(T25_HPCin(i,j)-TA(i,j)-
TA(i,j)*log(T25_HPCin(i,j)/TA(i,j)))+R.*TA(i,j).*log(P25_HPCin(i,j)/PA
(i,j));
HPC_EXERGY_IN(i,j)=(hpinexergy(i,j).*m25_HPC(i,j))./1000;

HPC_EXERGY_IN_eco(i,j)=HPC_EXERGY_IN(i,j).*3.6;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%hpoutex
Torthpcexout(i,j)=T3_HPCout(i,j);
cphpcexout(i,j)=1.04841-
(3.8371*Torthpcexout(i,j))/10^4+((9.45378*Torthpcexout(i,j)^2)/10^7)-
((5.49031*Torthpcexout(i,j)^3)/10^10)+((7.92981*Torthpcexout(i,j)^4)/1
0^14);
hpoutexergy(i,j)=cphpcexout(i,j).*(T3_HPCout(i,j)-TA(i,j)-
TA(i,j)*log(T3_HPCout(i,j)/TA(i,j)))+R.*TA(i,j).*log(P3_HPCout(i,j)/PA
(i,j));
HPC_EXERGY_OUT(i,j)=(hpoutexergy(i,j).*m25_HPC(i,j))./1000;

HPC_EXERGY_OUT_eco(i,j)=HPC_EXERGY_OUT(i,j).*3.6;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%mfex
mfenerji(i,j)=(HPR.*mf(i,j))/1000;
H=23;S=0;O=0;
C=144;
katsay=1.0401+0.1728*(H/C)+0.0432*(O/C)+0.2169*(S/C)*(1-2.0628*(H/C));
MF_EX(i,j)=(HPR.*katsay.*mf(i,j))./1000;

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%ccinex
Tortccexin(i,j)=T3_CCin(i,j);

```

```

cpccexin(i,j)=1.04841-
(3.8371*Tortccexin(i,j))/10^4+((9.45378*Tortccexin(i,j)^2)/10^7)-
((5.49031*Tortccexin(i,j)^3)/10^10)+((7.92981*Tortccexin(i,j)^4)/10^14
);
CCexergy_in(i,j)=cpccexin(i,j)*(T3_CCin(i,j)-TA(i,j)-
TA(i,j)*log(T3_CCin(i,j)/TA(i,j)))+R.*TA(i,j).*log(P3_CCin(i,j)/PA(i,j
));
CC_EXERGY_IN(i,j)=(CCexergy_in(i,j).*m3_CCin(i,j))./1000;

CC_EXERGY_IN_eco(i,j)=CC_EXERGY_IN(i,j).*3.6;

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%ccexout
Tortccexout(i,j)=T4_CCout(i,j);
cpccexin(i,j)=0.991615+(6.99703*Tortccexout(i,j))/10^5+(2.7129*Tortcce
xout(i,j)^2)/10^7-(1.22442*Tortccexout(i,j)^3)/10^10;
CCexergy_out(i,j)=cpccexin(i,j)*(T4_CCout(i,j)-TA(i,j)-
TA(i,j)*log(T4_CCout(i,j)/TA(i,j)))+R.*TA(i,j).*log(P4_CCout(i,j)/PA(i
,j));
CC_EXERGY_OUT(i,j)=(CCexergy_out(i,j).*m4_CCout(i,j))./1000;

CC_EXERGY_OUT_eco(i,j)=CC_EXERGY_OUT(i,j).*3.6;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%HIGH_PRESSURE_TURBINE_work
Torthptwork(i,j)=T45_HPTout(i,j);
cpHPTex_work(i,j)=0.991615+(6.99703*Torthptwork(i,j))/10^5+(2.7129*Tor
thptwork(i,j)^2)/10^7-(1.22442*Torthptwork(i,j)^3)/10^10;

%cpHPTex_work2(i,j)=0.98928+(0.01343.*Torthptwork(i,j))./100+(0.0145.*
Torthptwork(i,j)^2)/100000-(0.06531.*Torthptwork(i,j)^3)/10^9

HPT_WORK(i,j)=(cpHPTex_work(i,j).*(T4_HPTin(i,j)-
T45_HPTout(i,j))).*m45_HPT(i,j)/1000;

HPT_WORK_eco(i,j)=HPT_WORK(i,j).*3.6;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%hptinex
Torthptexin(i,j)=T4_HPTin(i,j);
cphptexin(i,j)=0.991615+(6.99703*Torthptexin(i,j))/10^5+(2.7129*Torthp
texin(i,j)^2)/10^7-(1.22442*Torthptexin(i,j)^3)/10^10;

HPTexergy_in(i,j)=cphptexin(i,j)*(T4_HPTin(i,j)-TA(i,j)-
TA(i,j)*log(T4_HPTin(i,j)/TA(i,j)))+R.*TA(i,j).*log(P4_HPTin(i,j)/PA(i
,j));
HPT_EXERGY_IN(i,j)=(HPTexergy_in(i,j).*m45_HPT(i,j))./1000;

HPT_EXERGY_IN_eco(i,j)=HPT_EXERGY_IN(i,j).*3.6;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%hptexout
Torthptexout(i,j)=T45_HPTout(i,j);
cphptexout(i,j)=0.991615+(6.99703*Torthptexout(i,j))/10^5+(2.7129*Tort
hptexout(i,j)^2)/10^7-(1.22442*Torthptexout(i,j)^3)/10^10;
HPTexergy_out(i,j)=cphptexout(i,j)*(T45_HPTout(i,j)-TA(i,j)-
TA(i,j)*log(T45_HPTout(i,j)/TA(i,j)))+R.*TA(i,j).*log(P45_HPTout(i,j)/
PA(i,j));
HPT_EXERGY_OUT(i,j)=(HPTexergy_out(i,j).*m45_HPT(i,j))./1000;

HPT_EXERGY_OUT_eco(i,j)=HPT_EXERGY_OUT(i,j).*3.6;

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%LOW_PRESSURE_TURBINE_work

```

```

Tortlptwork(i,j)=T5_LPTout(i,j);
cplPTex_work(i,j)=0.991615+(6.99703*Torthptwork(i,j))/10^5+(2.7129*Tortlptwork(i,j)^2)/10^7-(1.22442*Tortlptwork(i,j)^3)/10^10;
LPT_WORK(i,j)=(cplPTex_work(i,j).*(T45_LPTin(i,j)-T5_LPTout(i,j))).*m5_LPT(i,j)/1000;

LPT_WORK_eco(i,j)=LPT_WORK(i,j).*3.6;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%lptinex
Tortlptexin(i,j)=T45_LPTin(i,j);
cplptexin(i,j)=0.991615+(6.99703*Tortlptexin(i,j))/10^5+(2.7129*Tortlptexin(i,j)^2)/10^7-(1.22442*Tortlptexin(i,j)^3)/10^10;
LPTexergy_in(i,j)=cplptexin(i,j).*(T45_LPTin(i,j)-TA(i,j))-TA(i,j)*log(T45_LPTin(i,j)/TA(i,j))+R.*TA(i,j).*log(P45_LPTin(i,j)/PA(i,j));
LPT_EXERGY_IN(i,j)=(LPTexergy_in(i,j).*m5_LPT(i,j))./1000;

LPT_EXERGY_IN_eco(i,j)=LPT_EXERGY_IN(i,j).*3.6;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%lptexout
Tortlptexout(i,j)=T5_LPTout(i,j);
cplptexout(i,j)=0.991615+(6.99703*Tortlptexout(i,j))/10^5+(2.7129*Tortlptexout(i,j)^2)/10^7-(1.22442*Tortlptexout(i,j)^3)/10^10;
LPTexergy_out(i,j)=cplptexout(i,j).*(T5_LPTout(i,j)-TA(i,j))-TA(i,j)*log(T5_LPTout(i,j)/TA(i,j))+R.*TA(i,j).*log(P5_LPTout(i,j)/PA(i,j));
LPT_EXERGY_OUT(i,j)=(LPTexergy_out(i,j).*m5_LPT(i,j))./1000;

LPT_EXERGY_OUT_eco(i,j)=LPT_EXERGY_OUT(i,j).*3.6;

%exergy destruction calculation

Ex_DEST_FAN(i,j)=FAN_WORK(i,j)-(FAN_EXERGY_OUT(i,j)-FAN_EXERGY_IN(i,j));

Ex_DEST_CDFS(i,j)=CDFS_WORK(i,j)-(CDFS_EXERGY_OUT(i,j)-CDFS_EXERGY_IN(i,j));

Ex_DEST_HPC(i,j)=HPC_WORK(i,j)-(HPC_EXERGY_OUT(i,j)-HPC_EXERGY_IN(i,j));

Ex_DEST_CC(i,j)=(CC_EXERGY_IN(i,j)+MF_EX(i,j))-CC_EXERGY_OUT(i,j);

Ex_DEST_HPT(i,j)=(HPT_EXERGY_IN(i,j)-HPT_EXERGY_OUT(i,j))-HPT_WORK(i,j);

Ex_DEST_LPT(i,j)=(LPT_EXERGY_IN(i,j)-LPT_EXERGY_OUT(i,j))-LPT_WORK(i,j);

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%FAN EXERGY

Ex_EFF_FAN(i,j)=(FAN_EXERGY_OUT(i,j)-FAN_EXERGY_IN(i,j))./FAN_WORK(i,j);

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%CDFS EXERGY EFF

Ex_EFF_CDFS(i,j)=(CDFS_EXERGY_OUT(i,j)-CDFS_EXERGY_IN(i,j))./CDFS_WORK(i,j);

```

```

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%HPC EXERGY EFF

Ex_EFF_HPC(i,j)=(HPC_EXERGY_OUT(i,j)-
HPC_EXERGY_IN(i,j))./HPC_WORK(i,j);

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%CC EXERGY EFF

Ex_EFF_CC(i,j)=CC_EXERGY_OUT(i,j)./(MF_EX(i,j)+ CC_EXERGY_IN(i,j));

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%HPT EXERGY EFF

Ex_EFF_HPT(i,j)=HPT_WORK(i,j)./(HPT_EXERGY_IN(i,j)-
HPT_EXERGY_OUT(i,j));

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%LPT EXERGY EFF

Ex_EFF_LPT(i,j)=LPT_WORK(i,j)./(LPT_EXERGY_IN(i,j)-
LPT_EXERGY_OUT(i,j));

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%THE WHOLE ENGINE SUSTAINABILITY
INPUTS

USEFUL_EX(i,j)=(THRUST(i,j).*V0_FLIGHT(i,j))./1000;

EX_TOT_IN(i,j)=(MF_EX(i,j));

EX_TOT_DEST(i,j)=
Ex_DEST_FAN(i,j)+Ex_DEST_CDFS(i,j)+Ex_DEST_HPC(i,j)+Ex_DEST_CC(i,j)+Ex
_DEST_HPT(i,j)+Ex_DEST_LPT(i,j);

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%WASTED_EXERGY
WASTED_EXERGY(i,j)=EX_TOT_IN(i,j)-USEFUL_EX(i,j)-EX_TOT_DEST(i,j);

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%THE
WHOLE ENGINE SUSTAINABILITY PARAMETERS
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%EXEFF
Ex_EFF_VCE(i,j)=(THRUST(i,j).*V0_FLIGHT(i,j))./(mf(i,j).*FC.*HPR);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%Exergy destruction factor
EX_DEST_FACTOR(i,j)=EX_TOT_DEST(i,j)./EX_TOT_IN(i,j);

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%WASTED_EXERGY_RATIO
WAST_EX_RATIO(i,j)=WASTED_EXERGY(i,j)./EX_TOT_IN(i,j);

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%Environmental
effect factor
ENVIRO_EFF_FACTOR(i,j)=WAST_EX_RATIO(i,j)./Ex_EFF_VCE(i,j);

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%Exergetic sustainability
index
EX_SUST_INDEX(i,j)=1./ENVIRO_EFF_FACTOR(i,j);

save('First_Section_DBM');

end

```

```

end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%Plotting Results
surfc(Mach,Altitude,Ex_EFF_VCE),xlabel ('Mach no'), ylabel
('Altitude'), zlabel ('Ex-EFF-VCE'),colorbar,shading interp;
surfc(Mach,Altitude,ENVIRO_EFF_FACTOR),xlabel ('Mach no'), ylabel
('Altitude'), zlabel ('ENVIRO-EFF-FACTOR'),colorbar,shading interp;
surfc(Mach,Altitude,EX_SUST_INDEX),xlabel ('Mach no'), ylabel
('Altitude'), zlabel ('Exerg-Sust-Index'),colorbar,shading interp;

surfc(Mach,Altitude,Ex_EFF_FAN),xlabel ('Mach no'), ylabel
('Altitude'), zlabel ('Ex-EFF-FAN'),colorbar,shading interp;
surfc(Mach,Altitude,Ex_EFF_CDFS),xlabel ('Mach no'), ylabel
('Altitude'), zlabel ('Ex-EFF-CDFS'),colorbar,shading interp;
surfc(Mach,Altitude,Ex_EFF_HPC),xlabel ('Mach no'), ylabel
('Altitude'), zlabel ('Ex-EFF-HPC'),colorbar,shading interp;
surfc(Mach,Altitude,Ex_EFF_CC),xlabel ('Mach no'), ylabel
('Altitude'), zlabel ('Ex-EFF-CC'),colorbar,shading interp;
surfc(Mach,Altitude,Ex_EFF_HPT),xlabel ('Mach no'), ylabel
('Altitude'), zlabel ('Ex-EFF-HPT'),colorbar,shading interp;
surfc(Mach,Altitude,Ex_EFF_LPT),xlabel ('Mach no'), ylabel
('Altitude'), zlabel ('Ex-EFF-LPT'),colorbar,shading interp;

fprintf(VCE_DBM, '
no          Mach no      Mach no      Mach no      Mach no      Mach
Mach no \n');
fprintf(VCE_DBM, '
(1.4)      (1.5)      (1.6)      (1.7)      (1.3)      (1.8)
(1.9)      \n');

for i=1:1:12;
    a=[9:1:20];
    fprintf(VCE_DBM, '%1.0f',a(i));
    fprintf(VCE_DBM, '.km (Altitude)');
    fprintf(VCE_DBM, ' EX_SUST_INDEX=');
    fprintf(VCE_DBM, '      %4.3f      %4.3f      %4.3f      %4.3f',EX_SUST_INDEX(i,:));
    fprintf(VCE_DBM, '\n');
    fprintf(VCE_DBM, '\n');
end

fclose(VCE_DBM);
clc

```

ÖZGEÇMİŞ

ORCID NO: <http://orcid.org/0000-0001-9064-9644>

Adı Soyadı : Hakan AYGÜN
Yabancı Dil : İngilizce
Doğum Yeri ve Yılı : Manisa/1991
E-posta : hakanaygun@eskisehir.edu.tr
: hakanaygunedu2645@gmail.com

Eğitim ve Mesleki Geçmişi

Lisans : 2015 Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri
Fakültesi
Doktora : 2020 Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim
Enstitüsü Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Yayınlar

Aygun H. and Turan O. (2019). Entropy, Energy and Exergy for Measuring PW4000 Turbofan Sustainability. *International Journal of Turbo Jet-Engines* <https://doi.org/10.1515/tjj-2018-0050>.

Metin E.Y. and Aygun H. (2019). Energy and power aspects of an experimental target drone engine at non-linear controller loads. *Energy*.185:981-993.

Aygun H. and Turan O. (2020). Exergetic Sustainability Off-Design Analysis of Variable-Cycle Aero-Engine in Various By-pass Modes. *Energy*.195:1-17.

Aygun H. and Turan O. (2020). Energy/Power Efficiency and Parametric Optimization of a Non-Afterburning Turbojet Engine. *International Journal of Sustainable Aviation*.6:1.

Aygun H. and Turan O. (2020). Exergo-Economic Cost Analysis for a Long-Range Transport Aircraft Propulsion System at Non-Linear Power Loads. (2020). *Energy*.204:1-17. 252

Aygun H., Cilgin M.E., Ekmekci I. and Turan O. (2020). Energy and Performance Optimization of an Adaptive Cycle Engine for Next Generation Combat Aircraft. *Energy*.209:1-18.

Aygun H. and Turan O. (2021). Environmental Impact of an Aircraft Engine with Exergo-Life Cycle Assessment on Dynamic Flight. *Journal of Cleaner Production*.279:123729.

Bildiriler

Aygun H., Cilgin M.E. and Turan O. (2019, Oct.) Exergo-Economic Cost Accounting for PW4000 Turbofan Engine and its Components. *International Symposium on Aircraft Technology, MRO Operations (ISATECH 2019), Amsterdam, NETHERLAND.*

Aygun H. and Turan O. (2019, May). Effects of Some Design Parameters on Variable Cycle Engine (VCE) Model at Different Flight Conditions. *International Symposium on Electric Aviation and Autonomous Systems (ISEAS-2019), Budapest, HUNGARY.*

Aygun H. and Turan O. (2019, May). Exergetic Sustainability Analysis of Adaptive-Cycle Aero-Engine in Various By-pass Modes. *International Symposium on Electric Aviation and Autonomous Systems (ISEAS-2019), Budapest, HUNGARY.*

Aygun H., Cilgin M.E., Ekmekci I. and Turan O. (2019, May). Energy and Performance Optimization of an Adaptive Cycle Engine. *International Symposium on Sustainable Aviation (ISSA-2019), Budapest, HUNGARY.*

Aygun H. and Turan O. (2017, Dec). Energetic Efficiency and Power Calculation of PW4000 Turbofan Engine. *2017 Asia Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ACMAE2017), Yokohoma, JAPAN.*