

**TURBOFAN MOTORLARININ  
ELİTİZMLİ GENETİK ALGORİTMA  
YÖNTEMİYLE OPTİMİZASYONU**

Önder TURAN  
Doktora Tezi

Sivil Havacılık Anabilim Dalı  
Eylül-2007

## JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Önder TURAN'ın "Turbofan Motorlarının Elitizmlı Genetik Algoritma Yöntemiyle Optimizasyonu" başlıklı **Sivil Havacılık** Anabilim Dalındaki, Doktora Tezi 14.09.2007 tarihinde, aşağıdaki jüri tarafından Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

Adı-Soyadı	İmza
Üye (Tez Danışmanı) : Prof. Dr. Hikmet KARAKOÇ	
Üye : Prof. Dr. Mustafa CAVCAR	
Üye : Prof. Dr. Arif HEPBAŞLI	
Üye : Yard. Doç Dr. Necati MAHİR	
Üye : Yard. Doç. Dr. Gökhan DURMUŞ	

Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun  
.....tarih ve .....sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Enstitü Müdürü

## ÖZET

**Doktora Tezi**

### **TURBOFAN MOTORLARININ ELİTİZMLİ GENETİK ALGORİTMA YÖNTEMİYLE OPTİMİZASYONU**

**Önder TURAN**

**Anadolu Üniversitesi  
Fen Bilimleri Enstitüsü  
Sivil Havacılık Anabilim Dalı**

**Danışman: Prof. Dr. Hikmet KARAKOÇ  
2007, 208 sayfa**

Bu tezde, yüksek bypasslı turbofan motorlarının farklı uçuş koşulları ve tasarım şartlarında özgül yakıt sarfiyatını minimize edecek uçak motor tasarım parametre değerleri elitizmlı genetik algoritma yöntemiyle analiz edilmiştir. Optimizasyon probleminin çözülmesi için özgül yakıt sarfiyatını minimize edecek iki adet yazılım MATLAB programlama dilinde geliştirilmiştir. Optimizasyon yaklaşımının ana hattını elitizm tabanlı genetik algoritma ve turbofan motorlarının parametrik çevrim analizleri oluşturmuştur. Giriş değişkenleri olarak fan sıkıştırma oranı ( $\pi_f$ ), bypass oranı ( $\alpha$ ) ve kompresör sıkıştırma oranı ( $\pi_c$ ) alınmıştır. Geliştirilen yazılımların,  $1.2 \leq \pi_f \leq 2$ ,  $10 \leq \pi_c \leq 35$ ,  $2 \leq \alpha \leq 10$  ve uçuş Mach sayısı  $\leq 0.8$  değerlerinde optimizasyon problemlerini başarıyla çözebildiği görülmüştür.

**Anahtar Kelimeler:** Elitizm, Genetik Algoritma, Optimizasyon, Uçak İtkisi,  
Yüksek Bypasslı Turbofan

## **ABSTRACT**

**PhD Dissertation**

### **OPTIMIZATION OF TURBOFAN ENGINES WITH ELITISM-BASED GENETIC ALGORITHM METHOD**

**Önder TURAN**

**Anadolu University  
Graduate School of Sciences  
Civil Aviation Program**

**Supervisor: Prof. Dr. Hikmet KARAKOÇ  
2007, 208 pages**

In this thesis, the values for the engine design parameters were analyzed and optimized for maintaining minimum specific fuel consumption of high bypass turbofan engines under different flight conditions and design criteria. For solving this optimization problem, two different software programs were developed in the MATLAB programming language, while the objective function was determined for minimizing the specific fuel consumption. The backbones of the optimization approach consisted of elitism-based genetic algorithm and parametric cycle analyses of turbofan engines. The input variables included the fan pressure ratio ( $\pi_f$ ), the bypass ratio ( $\alpha$ ) and the compressor pressure ratio ( $\pi_c$ ). It may be concluded that the software programs developed can successfully solve optimization problems at  $1.2 \leq \pi_f \leq 2$ ,  $10 \leq \pi_c \leq 35$  and  $2 \leq \alpha \leq 10$  with aircraft flight Mach number  $\leq 0.8$ .

**Keywords:** Elitism, Genetic Algorithm, Optimization, Aircraft Propulsion  
High Bypass Turbofan

## TEŞEKKÜR

Bu tez çalışmasında, bana gerekli desteği esirgemeyen, aynı zamanda yüksek lisans tez danışmanlığımı da yapan Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ'a teşekkür ederim.

Bu çalışmanın bugüne kadar olan bölümünde her tez izleme döneminde çalışmaya yön ve katkı veren Tez İzleme Komitesi Üyeleri Prof. Dr. Mustafa CAVCAR'a ve Yard. Doç. Dr. Necati MAHİR'e teşekkürü bir borç bilirim.

Prof. Dr. Arif HEPBAŞLI ve Doç. Dr. Adnan MİDİLLİ'ye, Önder ALTUNTAŞ'a, İlkay ORHAN'a, Enis T. TURGUT'a ve Yılmaz YÖRÜ'ye verdikleri destekten dolayı teşekkür ederim.

Çalışmada destek gördüğüm Yard. Doç. Dr. Muzaffer KAPANOĞLU'na, Yard. Doç. Dr. Yasemin IŞIK'a ve Sinem KAHVECİOĞLU'na teşekkür ederim.

İhtiyaç duyduğum dokümanları esirgemeyen Hakan AYDIN'a, Erdoğan BÖCÜ'ye, Ali DİNÇ'e, Mete UYSAL'a, Mustafa TOPAL'a ve Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu personeline teşekkürü bir borç bilirim.

Son olarak da yaşamım boyunca benden her türlü desteği hiç esirgemeyen aileme sonsuz teşekkürler.

Önder TURAN

Eylül, 2007

# İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
<b>ÖZET</b> .....	<b>i</b>
<b>ABSTRACT</b> .....	<b>ii</b>
<b>TEŞEKKÜR</b> .....	<b>iii</b>
<b>İÇİNDEKİLER</b> .....	<b>iv</b>
<b>ŞEKİLLER DİZİNİ</b> .....	<b>vii</b>
<b>ÇİZELGELER DİZİNİ</b> .....	<b>xiii</b>
<b>SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ</b> .....	<b>xv</b>
<b>1. GİRİŞ</b>	<b>1</b>
1.1. Tezin Önemi.....	1
1.2. Tez Çalışmasının Adımları.....	2
1.3. Sivil Yolcu Uçakları ve Güç Grupları.....	3
1.4. Uçak Motor Pazarı.....	6
<b>2. TURBOFAN MOTORLARININ PARAMETRİK ANALİZİ</b>	<b>10</b>
2.1. Yüksek Bypasslı Turbofan Motorunun Numaralandırılması.....	10
2.2. Parametrik Çevrim Analizleri.....	12
2.3. Yüksek Bypasslı Turbofan Motorlarının Parametrik Analiz Denklemleri.....	17
2.4. Yüksek Bypasslı Turbofan Motorlarının Parametrik Analizleri.....	23
<b>3. BİLEŞEN PERFORMANSI</b>	<b>29</b>
3.1. Hava Alığı ve Difüzör.....	29
3.2. Kompresör ve Türbin Verimleri.....	31
3.2.1. Kompresör izantropik verimi.....	31
3.2.2. Kompresör kademe verimi.....	33
3.2.3. Kompresör politropik verimi.....	35
3.2.4. Kompresör verimleri arasındaki ilişki.....	37
3.2.5. Türbin izantropik verimi.....	39

3.2.6. Türbin kademe verimi.....	40
3.2.7. Türbin politropik verimi.....	41
3.3. Yanma verimi ve basınç kaybı.....	42
3.4. Egzost basınç kaybı.....	43
<b>4. TURBOFAN MOTORLARININ PERFORMANS ANALİZLERİ</b>	<b>45</b>
4.1. Referans Değerler ve Motor Performans Analiz Kabulleri.....	45
4.2. Boyutsuz ve Düzeltilmiş Bileşen Performans Parametreleri.....	46
4.3. Kompresör ve Fan Performans Haritası.....	48
4.4. Yanma Odası Haritası.....	49
4.5. Türbin Haritası.....	50
4.6. Ayrık Akışlı ve Yakınsak Lüleli Turbofan Motorunun Performans Analiz Denklemleri.....	51
4.7. Ayrık Akışlı ve Yakınsak Lüleli Turbofan Motorunun Performans Analizi.....	56
<b>5. TURBOFAN MOTORLARININ İSTATİSTİKSEL OLARAK İNCELENMESİ</b>	<b>60</b>
5.1. Sivil Hava Taşımacılığında Turbofan Motorlarının Gelişimi.....	60
5.2. Turbofan Motorlarının Veritabanına Göre İncelenmesi.....	68
<b>6. GENETİK ALGORİTMA YÖNTEMİYLE OPTİMİZASYON</b>	<b>81</b>
6.1. Giriş.....	81
6.2. Genetik Algoritmaların Diğer En İyileme Tekniklerine Göre Farklılıkları.....	83
6.3. Genetik Algoritma Terminolojisi.....	86
6.4. Basit Genetik Algoritma.....	88
6.5. İki Taban Sayılı Genetik Algoritma.....	93
6.6. Genetik Algoritmanın Elle Yürütülmesi.....	96
6.7. Genetik Algoritmada Elitizm Tekniği.....	98

<b>7. TURBOFAN MOTORLARININ GENETİK ALGORİTMA YARDIMIYLA OPTİMİZASYONU</b>	<b>99</b>
7.1. TURBOGENf Programının Yapısı.....	99
7.2. TURBOGENf Programıyla Optimizasyon.....	102
7.3. TURBOGENc Programının Yapısı.....	117
7.4. TURBOGENc Programıyla Optimizasyon.....	119
7.5. İtki Değerinin ve Boyutsal Büyüklüklerin Tahmini.....	136
7.6. Optimizasyon İşlemleri Sonucunda Elde Edilen Bulgular ve Yorumlar.....	144
<b>8. SONUÇ VE ÖNERİLER</b>	<b>153</b>
<b>KAYNAKLAR.....</b>	<b>157</b>
<b>Ek-1 Yüksek Bypasslı ve Ayrık Akışlı Turbofan Motorunun Parametrik ve Performans Analizlerini Yapan Program.....</b>	<b>163</b>
<b>Ek-2 Turbofan Motorlarına Ait İstatistikî Veriler.....</b>	<b>167</b>
<b>Ek-3 Bazı Turbofan Motorlarında İtki-Motor Devri Değişimi.....</b>	<b>173</b>
<b>Ek-4 TURBOGEN Programlarının Program Kodları ve Akış Diyagramları.....</b>	<b>174</b>
<b>Ek-5 Birimler ve Dönüşüm Çizelgeleri.....</b>	<b>207</b>

## ŞEKİLLER DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
1.1. 2006-2025 yıllarında arasında dağıtımı yapılacak uçak sayısı.....	3
1.2. 2006-2025 yıllarında kullanılacak olan motorların sayısı.....	4
1.3. 2006-2025 yıllarında kullanılacak olan motorların değerleri.....	4
1.4. Bölgelere göre uçak dağılımı.....	5
1.5. Menzile göre uçak sayısı ve uçak değeri dağılımı (2006-2025).....	8
1.6. Koltuk kapasitesine göre kullanımdaki uçak modelleri.....	8
1.7. İş jetlerinin sınıflandırılması.....	9
1.8. İtke grubu sınıflandırması.....	9
2.1. Yüksek bypasslı ve ayırık akışlı turbofan motorunun istasyon numaraları...10	
2.2. Yüksek bypasslı ve ayırık akışlı turbofan motorunun soğutma sistemi.....11	
2.3. Farklı bypass oranlarında kompresör sıkıştırma oranıyla özgül itkinin değişimi.....	23
2.4. Kompresör sıkıştırma oranıyla yakıt/hava oranının değişimi.....	24
2.5. Kompresör sıkıştırma oranıyla özgül yakıt sarfiyatının değişimi.....	24
2.6. Uçuş Mach sayısı ile özgül itkinin değişimi.....	25
2.7. Uçuş Mach sayısı ile özgül yakıt sarfiyatının değişimi.....	25
2.8. Fan sıkıştırma oranıyla özgül itkinin değişimi.....	26
2.9. Fan sıkıştırma oranıyla özgül yakıt sarfiyatının değişimi.....	26
2.10. Bypass oranıyla özgül itkinin değişimi.....	27
2.11. Bypass oranıyla özgül yakıt sarfiyatının değişimi.....	27
3.1. Hava alığında konumların tanımlanması.....	29
3.2. Uçuş Mach sayısı ile havalığı basınç oranı ve havalığı veriminin değişimi.30	
3.3. Uçuş Mach sayısının $\eta_r$ üzerindeki etkisi.....	31
3.4. İdeal ve gerçek kompresör işlemi.....	32
3.5. Çok kademeli bir kompresörün yapısı.....	33
3.6. Çok kademeli kompresörde T-s diyagramı.....	33
3.7. $e_c=0.9$ için kompresör basınç oranıyla izantropik verimin değişimi.....	36
3.8. Kompresör kademe basınç oranının sıcaklık oranıyla değişimi.....	38
3.9. İdeal ve gerçek türbin T-s diyagramı.....	39
3.10. Çok kademeli aksenal akışlı türbin.....	40

3.11. Kompresör ve türbin verimlerinin basınç oranlarıyla değişimi.....	42
3.12. Yanma odası.....	43
4.1. Mach sayısıyla birim alana düşen düzeltilmiş debi arasındaki ilişki.....	47
4.2. Kompresör çalışma haritası.....	48
4.3. Yanma odası basınç oranı.....	49
4.4. Yanma verimi.....	49
4.5. Tipik bir türbin akış haritası.....	50
4.6. Türbin verim haritası.....	50
4.7. Türbin bütünleşik performans haritası.....	51
4.8. Farklı irtifalarda maksimum itki değerinin uçuş Mach sayısıyla değişimi....	56
4.9. Maksimum itkide özgül yakıt sarfiyatının uçuş Mach sayısıyla değişimi....	57
4.10. Maksimum itki seviyesinde uçuş Mach sayısıyla hava debisinin değişimi.....	57
4.11. Maksimum itkide uçuş Mach sayısıyla düzeltilmiş hava debisinin değişimi.....	58
4.12. Maksimum itkide uçuş Mach sayısıyla bypass oranının değişimi.....	58
4.13. Maksimum itkide uçuş Mach sayısıyla fan basınç oranının değişimi.....	59
4.14. Maksimum itkide uçuş Mach sayısıyla kompresör basınç oranının değişimi.....	59
5.1. Kalkış ağırlığı ile işletme boş ağırlığının değişimi.....	72
5.2. Kalkış ağırlığı ile paralı yükün değişimi.....	72
5.3. Kalkış ağırlığı ile maksimum itkinin değişimi.....	73
5.4. Kalkış ağırlığı ile motor ağırlığının değişimi.....	73
5.5. Kalkış itki değeriyle motor ağırlığının değişimi.....	74
5.6. Kalkış itki değeriyle hava debisinin değişimi.....	74
5.7. Kalkış itkisiyle seyahat itkisinin değişimi.....	75
5.8. Kalkış itkisiyle motor uzunluğunun değişimi.....	75
5.9. Kalkış itkisiyle fan çapının değişimi.....	76
5.10. Kalkış itkisiyle bypass oranının değişimi.....	76
5.11. Kalkış itkisiyle toplam sıkıştırma oranının değişimi.....	77
5.12. Kalkış itkisiyle kalkış özgül yakıt sarfiyatının değişimi.....	77
5.13. Kalkış itkisiyle seyahat özgül yakıt sarfiyatının değişimi.....	78

6.1. En iyileme aşamaları.....	85
6.2. Tek noktalı çaprazlama.....	92
6.3. Tek bir mutasyon.....	92
6.4. Sayısal ve biyolojik algoritma benzerlikleri.....	93
6.5. İki tabanlı genetik algoritma işleyiş şeması.....	94
6.6. Genetik algoritmanın genel yapısı.....	95
7.1. Çizelge 1'deki uçuş koşullarına göre fan sıkıştırma oranı- bypass oranı- özgül yakıt sarfiyatı grafiği.....	103
7.2. Fan sıkıştırma oranı-bypass oranı-itki verimi grafiği.....	104
7.3. Fan sıkıştırma oranı-bypass oranı-ısı verim grafiği .....	104
7.4. Fan sıkıştırma oranı-bypass oranı-toplam verim grafiği .....	105
7.5. Fan sıkıştırma oranı-bypass oranı-özgül itki grafiği.....	105
7.6. Fan sıkıştırma oranı-bypass oranı-türbin basınç oranı.....	106
7.7. Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması ( $P_n=50, G_n=50, C_r=0.6, M_r=0.003$ ).....	107
7.8. Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması ( $P_n=100, G_n=100, C_r=0.7, M_r=0.003$ ).....	107
7.9. Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması ( $P_n=150, G_n=150, C_r=0.7, M_r=0.003$ ).....	108
7.10. Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması ( $P_n=200, G_n=200, C_r=0.7, M_r=0.003$ ).....	108
7.11. Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması ( $P_n=300, G_n=300, C_r=0.7, M_r=0.003$ ).....	109
7.12. Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması ( $P_n=300, G_n=400, C_r=0.7, M_r=0.003$ ).....	109
7.13. Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması ( $P_n=300, G_n=500, C_r=0.6, M_r=0.003$ ).....	110
7.14. Uçuş Mach sayısı ile optimum fan sıkıştırma oranı ve minimum özgül yakıt sarfiyatının değişimi.....	110
7.15. Uçuş Mach sayısının özgül yakıt sarfiyatı üzerine etkisi a) $M_0=0.6$ b) $M_0=0.8$ .....	111
7.16. Uçuş Mach sayısı ile optimum noktadaki verim değerlerinin değişimi.....	112

7.17. Uçuş Mach sayısı ile optimum noktadaki özgül itki değerinin değişimi.....	112
7.18. Uçuş Mach sayısının özgül itki üzerine etkisi a) $M_0=0.6$ b) $M_0=0.8$ .....	113
7.19. Kompresör sıkıştırma oranıyla optimum fan sıkıştırma oranı ve minimum özgül yakıt sarfiyatının değişimi.....	114
7.20. Kompresör sıkıştırma oranıyla optimum noktadaki verimlerin değişimi.....	115
7.21. Türbin giriş sıcaklığı ile optimum fan sıkıştırma oranı ve minimum özgül yakıt sarfiyatının değişimi.....	115
7.22. Türbin giriş sıcaklığı ile optimum noktadaki verimlerin değişimi.....	116
7.23. Türbin giriş sıcaklığı ile optimum noktadaki özgül itkinin değişimi.....	116
7.24. Bypass oranı-kompresör sıkıştırma oranı-özgül yakıt sarfiyatı değişimi....	120
7.25. Bypass oranı- kompresör sıkıştırma oranı-itki verimi grafiği.....	121
7.26. Bypass oranı-kompresör sıkıştırma oranı-ısı verim grafiği.....	121
7.27. Bypass oranı-kompresör sıkıştırma oranı-toplam verim grafiği.....	122
7.28. Bypass oranı-kompresör sıkıştırma oranı-özgül itki grafiği.....	122
7.29. Bypass oranı-kompresör sıkıştırma oranı-türbin sıcaklık oranı grafiği.....	123
7.30. Bypass oranı-kompresör sıkıştırma oranı-türbin basınç oranı grafiği.....	123
7.31. Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması ( $P_n=50, G_n=50, C_r=0.6, M_r=0.003$ ).....	124
7.32. Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması ( $P_n=50, G_n=100, C_r=0.6, M_r=0.003$ ).....	125
7.33. Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması ( $P_n=100, G_n=200, C_r=0.6, M_r=0.003$ ).....	125
7.34. Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması ( $P_n=150, G_n=150, C_r=0.6, M_r=0.003$ ).....	126
7.35. Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması ( $P_n=150, G_n=200, C_r=0.6, M_r=0.003$ ).....	126
7.36. Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması ( $P_n=200, G_n=250, C_r=0.6, M_r=0.003$ ).....	127
7.37. Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması ( $P_n=300, G_n=300, C_r=0.6, M_r=0.003$ ).....	127

7.38. Jenerasyon sayısıyla minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması ( $P_n=300$ , $G_n=400$ , $C_r=0.6$ , $M_r=0.003$ ).....	128
7.39. Jenerasyon sayısıyla minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması ( $P_n=300$ , $G_n=500$ , $C_r=0.6$ , $M_r=0.003$ ).....	128
7.40. Jenerasyon sayısıyla minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması ( $P_n=100$ , $G_n=200$ , $C_r=0.7$ , $M_r=0.004$ ).....	129
7.41. Jenerasyon sayısıyla minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması ( $P_n=150$ , $G_n=200$ , $C_r=0.7$ , $M_r=0.004$ ).....	129
7.42. Jenerasyon sayısıyla minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması ( $P_n=200$ , $G_n=250$ , $C_r=0.7$ , $M_r=0.004$ ).....	130
7.43. $M_0=0.6$ için özgül yakıt sarfiyatının değişimi.....	130
7.44. $M_0=0.8$ için özgül yakıt sarfiyatının değişimi.....	131
7.45. Uçuş Mach sayısıyla minimum özgül yakıt sarfiyatı ve optimum kompresör sıkıştırma oranının değişimi.....	131
7.46. Uçuş Mach sayısıyla optimum noktadaki verim değerlerinin değişimi..	132
7.47. Uçuş Mach sayısının özgül itkiye etkisi a) $M_0=0.6$ b) $M_0=0.8$ .....	133
7.48. Uçuş Mach sayısıyla optimum noktadaki özgül itkinin değişimi.....	134
7.49. Fan sıkıştırma oranının optimum bypass oranı ve optimum kompresör sıkıştırma oranı üzerine etkisi.....	134
7.50. Fan sıkıştırma oranının optimum özgül yakıt sarfiyatı ve optimum özgül itkiye etkisi.....	135
7.51. Türbin giriş sıcaklığının optimum özgül itki ve minimum özgül yakıt yakıt sarfiyatına etkisi.....	136
7.52. Örnek A1 motorunun boyutları.....	136
7.53. A1 motorunda debinin artırılmasıyla boyutsal özelliklerinin değişimi.....	137
7.54. A2 motorunun debi artışıyla boyutsal özelliklerinin değişimi.....	138
7.55. $200 < T_{10} < 400$ kN için gerçek ve hesaplanan itki değerinin değişimi.....	139
7.56. $200 < T_{10} < 400$ kN için motor ağırlığının değişimi.....	139
7.57. $200 < T_{10} < 400$ kN itki değerlerinde motor uzunluğunun değişimi.....	140
7.58. $200 < T_{10} < 400$ kN itki değerlerinde fan çapının değişimi.....	140
7.59. $100 < T_{10} < 150$ kN için gerçek ve hesaplanan itkinin değişimi.....	141
7.60. $100 < T_{10} < 150$ kN için motor ağırlığının değişimi.....	141

7.61. $100 < T_{10} < 150$ kN için motor uzunluğunun değişimi.....	142
7.62. $100 < T_{10} < 150$ kN için fan çapının değişimi.....	142
7.63. Özgül yakıt sarfiyatının değişimi a) $\pi_c=29$ b) $\pi_c=28$ c) $\pi_c=27$ .....	146
7.64. Özgül yakıt sarfiyatının değişimi a) $\pi_c=26$ b) $\pi_c=25$ c) $\pi_c=24$ .....	147
7.65. Özgül yakıt sarfiyatının değişimi a) $\pi_c=23$ b) $\pi_c=22$ c) $\pi_c=21$ .....	148
7.66. Özgül yakıt sarfiyatının değişimi a) $\pi_c=20$ b) $\pi_c=18$ c) $\pi_c=16$ .....	149
7.67. Özgül yakıt sarfiyatının değişimi a) $\pi_c=14$ b) $\pi_c=12$ c) $\pi_c=10$ .....	150
7.68. $\alpha=7$ için özgül yakıt sarfiyatının değişimi a) $\pi_c=27$ b) $\pi_c=25$ c) $\pi_c=23$ .....	151
7.69. $\alpha=7$ için özgül yakıt sarfiyatının değişimi a) $\pi_c=19$ b) $\pi_c=17$ c) $\pi_c=15$ .....	152
E.1. Parametrik giriş menüsü.....	163
E.2. Parametrik hesaplama menüsü.....	163
E.3. Performans analiz menüsü.....	164
E.4. Performans hesaplama menüsü.....	164
E.5. Parametrik ve Performans akış diyagramı.....	165
E.6. N1 ve N2 hızlarıyla itki değerinin değişimi.....	173
E.7. TURBOGENf programının akış diyagramı.....	189
E.8. TURBOGENc programının akış diyagramı.....	206

## ÇİZELGELER DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
1.1. Dağıtımı yapılacak uçak adeti ve değeri.....	5
1.2. Uçak motor dağılımı (sayı ve değer bazında).....	7
1.3. Uçak motor dağılımı (sektör bazında).....	7
2.1. Termodinamik noktaların açıklamaları.....	11
2.2. Sıcaklık ve basınç ilişkileri.....	14
2.3. Toplam sıcaklık ve basınç oranları.....	14
2.4. Toplam basınç, toplam sıcaklık ve hava debisi bağıntıları.....	15
2.5. Parametrik analiz için girilen değerler.....	19
2.6. Parametrik analiz sonucunda elde edilen performans parametreleri.....	19
3.1. Farklı teknoloji seviyelerinde bileşen değer katsayıları.....	44
4.1. Ayrık akışlı turbofan motorunun performans analiz değişkenleri.....	52
4.2. Ayrık akışlı turbofan motorunun performans analiz girdi değerleri.....	52
4.3. Ayrık akışlı turbofan motorunun performans analiz çıktı değerleri.....	53
5.1. Uçak gaz türbinli motor tiplerinin, performans parametreleri açısından karşılaştırılması.....	61
5.2. Turbofan motoru için duyarlık analizi.....	62
5.3. Uçak karakteristikleri I.....	70
5.4. Uçak karakteristikleri II.....	71
6.1. Genetik algoritma terimlerinin anlamları.....	87
6.2. Genetik algoritmanın elle yürütülmesi.....	97
7.1. TURBOGENf programında motor tasarım ve uçuş parametreleri ve GA değerleri.....	103
7.2. TURBOGENc programında motor tasarım ve uçuş parametreleri ve GA değerleri .....	120
7.3. A1 motorunun tahmin edilen karakteristikleri.....	137
7.4. A2 motorunun tahmin edilen karakteristikleri.....	138
7.5. A3 motorunun tahmin edilen karakteristikleri.....	138
7.6. $\alpha=8$ için kompresör sıkıştırma oranı ile performans değerlerinin değerlerinin değişimi.....	144

7.7. Bypass oranı ve kompresör sıkıştırma oranıyla performans değerlerinin değişimi.....	144
E.1. Motor parametre seti #1.....	167
E.2. Motor parametre seti #2.....	169
E.3. Motor parametre seti #3.....	171
E.4. Temel tanımlar ve sabitler.....	207
E.5. Birim çevirme katsayıları.....	208

## SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

a	: Ses hızı (m/s)
A	: Alan (m <sup>2</sup> )
AB	: Ardyanma
C <sub>p</sub>	: Sabit basınçta özgül ısı (kJ/kg-K)
Cr	: Kopyalama oranı
C <sub>v</sub>	: Sabit hacimde özgül ısı (kJ/kg-K)
C <sub>TO</sub>	: Aksesuar şaftı güç katsayısı
DEW	: MEW+standart sökölüp takılabilen elemanların ağırlıkları (kg)
Dia	: Çap (m)
DOC	: Direk işletme maliyeti (Direct operating cost)
e	: Polotropik verim
Eİ	: En iyileme
f	: Yakıt-hava oranı
F	: İtke; kuvvet (kN)
F/ṁ <sub>0</sub>	: Özgül itke (N.s/kg)
GA	: Genetik algoritma
g <sub>c</sub>	: Newton sabiti
Gn	: Jenerasyon sayısı
h	: Özgül entalpi (kJ/kg)
has	: Hassasiyet
h <sub>PR</sub>	: Yakıtın alt ısı değeri (kJ/kg)
HPC	: Yüksek basınç kompresörü
HPT	: Yüksek basınç türbini
L	: Uzunluk (m)
LDL	: İniş mesafesi (m)
LPT	: Alçak basınç türbini
ṁ	: Kütleli debi (kg/s)
M	: Mach sayısı
MDTW	: Taksi hareketi için maksimum uçak ağırlığı (kg)

MEW	: Kullanılacak yakıt haricinde gövde ağırlığı, güç grubu yerleşim elemanları, sabit teçhizatlar v.b. ağırlıkları (kg)
MFP	: Akış parametresi
MLW	: İniş anındaki maksimum uçak ağırlığı (kg)
Mr	: Mutasyon oranı
MSC	: Maksimum yolcu sayısı
MSP	: Paralı yük ağırlığı (kg)
MTOW	: Maksimum kalkış ağırlığı (kg)
MZFW	: Kullanılabilir yakıt hariç uçağın toplam ağırlığı (kg)
N	: Kademe sayısı
OEW	: Paralı yük ve yakıt dışındaki ağırlıkların toplamı(kg)
P	: Basınç (Pa)
Pn	: Popülasyon sayısı
R	: Üniversal gaz sabiti ( $m^2/(s^2-K)$ ); menzil (m)
RPM	: Dakikadaki devir sayısı (rad/s)
s	: Kademe
S	: Kanat alanı ( $m^2$ )
SL	: Deniz seviyesi
SFC	: Özgül yakıt sarfıyatı (g/kN.s veya mg/N.s);
T	: Sıcaklık (K); Uçak itkisi (kN)
TOL	: Kalkış mesafesi (m)
TSFC	: İtki özgül yakıt sarfıyatı (g/kN.s veya mg/N.s)
UF	: İtki sisteminin kullanabileceği yakıtı miktarı (kg)
V	: Hız (m/s)
w	: Özgül iş (kJ/kg)
W	: Ağırlık (kg)
$\alpha$	: Bypass oranı
$\beta$	: Besleme hava oranı
$\varepsilon$	: Soğutma havası oranı
$\eta_i$	: İzantropik verim
$\eta_m$	: Mekanik verim
$\eta_{mH}$	: Yüksek basınç şaftı mekanik verimi

$\eta_{mL}$	: Alçak basınç şaftı mekanik verimi
$\eta_{mP}$	: Aksesuar şaftı mekanik verimi
$\gamma$	: Özgül ısılar oranı
$\delta$	: Boyutsuz basınç oranı
$\pi$	: Basınç oranı
$\theta$	: Boyutsuz sıcaklık oranı
$\tau$	: Sıcaklık oranı
$\tau_\lambda$	: Yanma odası için tanımlanan entalpi oranı

### Alt ve üst indisler

a	: a bileşeni
b	: Yanma odası; yanma
c	: Kompresör; düzeltilmiş
ci	: İdeal kompresör işi; i noktasında düzeltilmiş hava debisi
C	: Motorun gaz jeneratör bölümü
cH	: Yüksek basınç kompresörü
d	: Hava alığı
e	: Çıkış
DB	: Duct yanma odası
engine	: Motor
f	: Fan; yakıt; son değer
F	: Fan akımı
fn	: Fan nozul
i	: ilk değer; ideal durum
j	: j'inci kademe
m	: Soğutma karışım odası
max	: Maksimum
mH	: Yüksek basınç şaftı
mL	: Alçak basınç şaftı
mP	: Güç transfer şaftı
n	: Nozul

O	: Toplam
P	: İtki
payload	: Paralı yük
R	: Referans koşullar
Ref	: Deniz seviyesi referans koşulları
Rspec	: Hava alığı standardı
t	: Toplam veya durgunluk; türbin
TH	: Isıl
TO, to	: Takeoff
u	: Uçağa yerleşmemiş haldeki motor itkisi
r	: Serbest akım
*	: Optimum
↵	: Klavyedeki giriş (enter) simgesi

# 1. GİRİŞ

## 1.1. Tezin Önemi

Bu çalışmada, yüksek bypasslı ve ayrık akışlı turbofan motorlarının özgül yakıt sarfiyatını minimize eden tasarım değişkenleri ve bu değişkenlerin değer aralıkları araştırılmıştır. Amaç fonksiyonunu minimum yapan serbest değişkenler kompresör sıkıştırma oranı, bypass oranı ve fan basınç oranı, kısıtlayıcılar ise uçuş koşulları olarak belirlenmiştir.

Tez çalışmasında hedeflenen, ihtiyaç duyulan itki kuvveti (thrust) değer aralıklarında minimum özgül yakıt sarfiyatının elde edildiği motor tasarım değer noktalarının elde edilmesidir. Bu hesaplama hiç şüphesiz ki bir optimizasyon (en iyileme) problemidir. Bu çalışmada hem motor parametrik analizlerini hesaplanabildiği hem de en iyi performans noktalarının bulunabildiği birden fazla yazılıma ihtiyaç duyulmuştur. Optimizasyon yöntemi olarak sezgisel bir yöntem olan genetik algoritma tekniği seçilmiştir. MATLAB R2006b yardımıyla geliştirilen yazılımlarla, elitizimli genetik algoritma tekniği kullanılarak itki sisteminin optimum noktaları bulunmuştur.

Bu çalışmada, TURBOGENf ve TURBOGENc olmak üzere iki adet optimizasyon yazılımı oluşturulmuştur. TURBOGENf programında fan sıkıştırma oranı ve bypass oranı, TURBOGENc programında ise kompresör sıkıştırma oranı ve bypass oranı serbest değişken olarak ele alınmıştır. Çalışmada iki ayrı yazılımın yazılmasının amacı, hem serbest değişkenlerin değişimiyle motor performans parametreleri arasındaki ilişkinin üç boyutlu renk ölçekli grafik şeklinde sunulması, hem de amaç fonksiyon eğrilerinin değişiminin görsel olarak takip edilebilmesidir.

Bu çalışmada ayrıca ayrık akışlı ve yüksek bypasslı turbofan motorlarının motor ağırlığı, motor uzunluğu, fan çapı gibi fiziksel özelliklerinin yanında kalkış itkisi, seyahat itkisi, özgül yakıt sarfiyatı gibi performans özellikleri araştırılarak bu özellikler arasında ilişki kurulmuş ve optimum noktalara sahip bir motorun ağırlık, uzunluk, fan çapı gibi boyutsal karakteristiklerinin de hesaplanabileceği gösterilmiştir.

## 1.2. Tez Çalışmasının Adımları

Tez çalışmasında ilk olarak, ticari uçakların ve bu uçaklarda kullanılan itki sistemlerinin 2025 yılına kadar uzanan bir pazar araştırması yapılmıştır. Araştırma büyük yolcu uçaklarının yanında iş jetleri, bölgesel taşımacılıkta kullanılan uçaklar ve kargo uçaklarını da kapsamaktadır. Uçaklarda kullanılan güç grupları maksimum itki değerine göre sınıflandırılmıştır.

Çalışmanın ikinci bölümünde, ayırık akışlı ve yüksek bypasslı turbofan motorlarının parametrik analizlerine yer verilmiştir. Bu bölümde motorun performans parametrelerinin tanımı yapılarak, uçuş Mach sayısı, irtifa, fan ve kompresör sıkıştırma oranı, türbin giriş sıcaklığı gibi parametrelerin motor performansı üzerine etkileri araştırılarak performans eğrileri çizilmiştir.

Çalışmanın üçüncü bölümünde, motoru oluşturan sabit ve hareketli bileşenlerde kayıplar hesaba katılmış ve bileşen verimleri analiz edilmiştir.

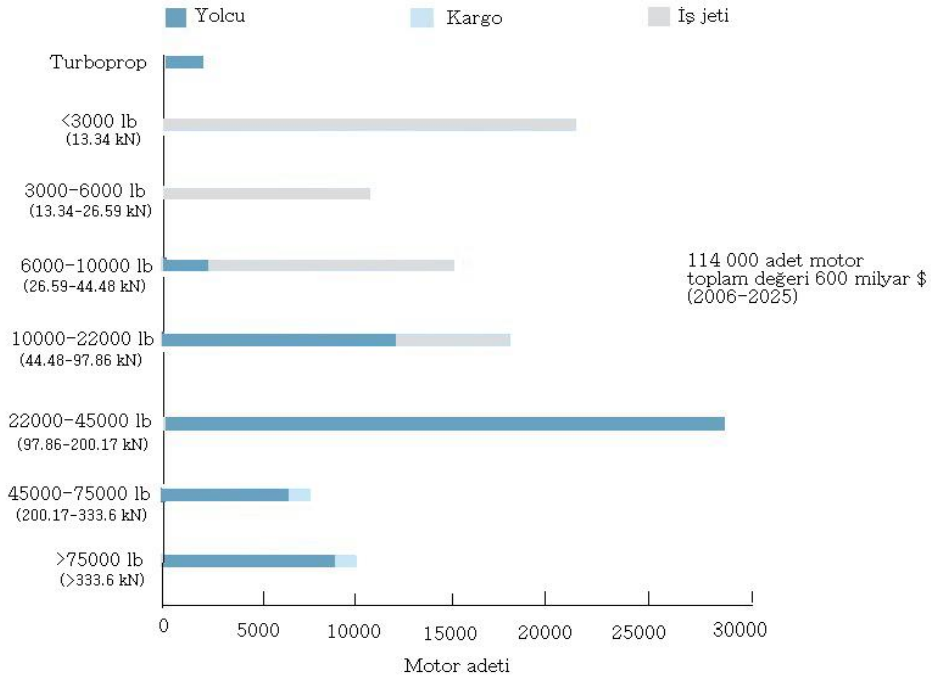
Çalışmanın dördüncü bölümünde ise ayırık akışlı ve yüksek bypasslı turbofan motorlarının performans analizine geçilerek, parametrik analizlerdeki noktalar referans olarak belirlenerek motorun farklı uçuş koşullarında itki, hava debisi, itki, ısı ve toplam verim gibi performans değerleri hesaplanmıştır. Bu bölümündeki analizler, optimizasyon hesabı için gerekli olan değişkenlerin değer aralıklarını oluşturmada altyapı oluşturmuştur.

Çalışmanın beşinci bölümünde bypass oranı 2'den büyük turbofan motorlarının istatistiksel bilgileri toplanarak, motor performans özellikleriyle fiziksel karakteristikleri arasında ilişki kurulmuştur.

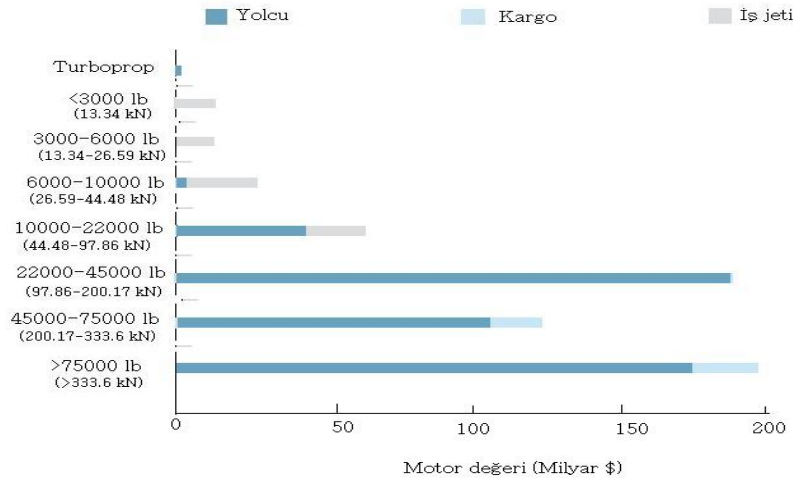
Çalışmanın altıncı bölümünde ise genetik algoritma yöntemine geçilerek bu yöntemin işleyişi ve avantajları anlatılmıştır.

Çalışmanın yedinci bölümünde, turbofan motorlarının özgül yakıt sarfiyatı minimizasyonu için genetik algoritma tekniği uygulanmıştır. Bu çalışmada oluşturulan yazılımlar yardımıyla farklı uçuş koşullarında üç boyutlu amaç fonksiyon eğrileri çizilerek optimum noktalar bulunmuş, elde edilen bulgu ve yorumlar ve ileriki çalışmalar için öneriler sonuç bölümünde sunulmuştur.





Şekil 1.2. 2006-2025 yıllarında kullanılacak olan motorların sayısı [1]



Şekil 1.3. 2006-2025 yıllarında kullanılacak olan motorların değerleri [1]

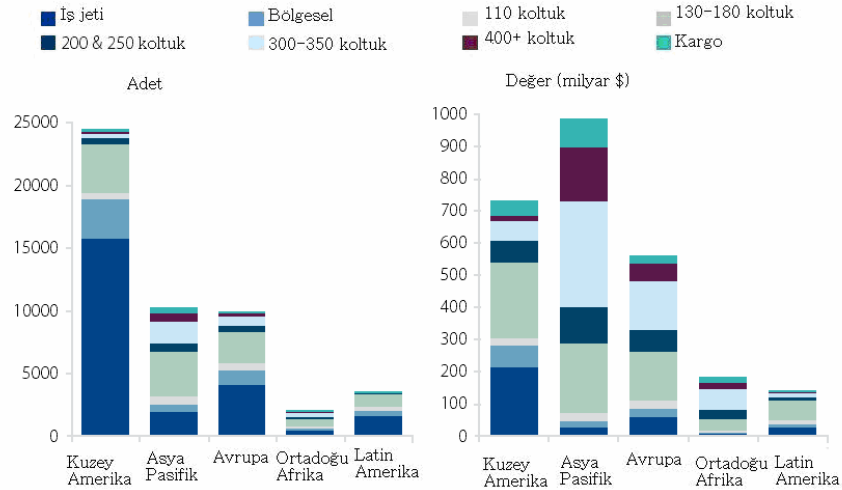
Önümüzdeki 25 yıllık süreçte motor itki değeri 22000-45000 lb (97.86-200.17 kN) olan motor grubunun adet olarak diğer liderliği ele aldığı Şekil 1.2’de görülürken, değer bazında pazarın liderliğini 75000 lb ve üstü (333.6 kN ve üstü) itki grubuna bıraktığını ve ikinci sıraya gerilediği Şekil 1.3’te görebilmekteyiz. Turboprop motorlar ise her iki kategoride pazarda en az paya sahiptir.

Önümüzdeki 20 yıllık süreçte sayı olarak iş jetleri ve tek koridorlu uçaklar önemli bir yer tutarken, değer bazında ise çift koridorlu ve uzun menzilli uçakların pazarın hakimi olacağı öngörülmektedir. 2025 yılına kadar olan süreçte dağıtımı yapılacak uçak sayısının toplam değeri 2.7 trilyon doları bulacaktır. Bunun %50'si çift koridorlu, %32'si ise tek koridorlu uçaklar oluşturmaktadır. Küçük bir sektör olmasına rağmen çift koridorlu kargo uçaklarının değeri ise bu zaman dilimi içerisinde 170 milyar doları bulacağı tahmin edilmektedir [1]. Bu durum Çizelge 1.1'de özetlenmiştir.

**Çizelge 1.1.** Dağıtımı yapılacak uçak adeti ve değeri [1]

	Uçak sayısı	Değer (milyar \$)
İş jeti	24027	344
Bölgesel jet	5745	120
Tek koridorlu uçak	14965	857
Çift koridorlu uçak	6287	1195
Kargo	790	171
<b>Toplam</b>	<b>51814</b>	<b>2687</b>

Şekil 1.4'te dağıtımı yapılacak uçak sayısının ve uçak toplam değerinin bölgelere göre dağılımı görülmektedir.



**Şekil 1.4.** Bölgelere göre uçak dağılımı [1]

Şekil 1.4'e göre sayıca lider konumdaki Kuzey Amerika'da 15000 adet iş jetidir. Avrupa'da bölgesel jetlerde 6000 adet uçak siparişi görülebilmektedir. Değer bazında ise Asya Pasifik bölgesi lider konumdadır.

Tahminler uçak bedeli bazında incelendiğinde 1 trilyon dolarlık değeriyle Asya/Pasifik pazarı önemli yer tutmaktadır. Bunun nedeni çift koridorlu uçakların bu bölgede kullanılacak olmasıdır. Kuzey Amerika ve Avrupa’da ise tek koridorlu küçük uçakların tercih edileceği tahmin edilmektedir. Asya pazarının neredeyse %70’i çift koridorlu uçaklardan oluşmaktadır. Asya pazarında büyük uçakların tercih edilmesinin altında yatan sebepler Asya kıtasındaki şehirlerarasındaki uzun mesafeler, kıtalararası seyahatlerdeki talep artışı ve büyük kentlerdeki zengin birey sayısındaki artışı gösterilebilir. Bu sebeple üretici firmalar, gelecekte de Asya pazarı için çift koridorlu uçak üretimi yapacaklardır [1].

### **1.3. Uçak Motor Pazarı**

Uçak motor pazarındaki dağılım doğal olarak uçak pazarının dinamiğini ve dağılımını da göstermektedir. Uçak motor pazarı, uçak kalkış itki değerine göre sınıflandırılır. Bu aynı zamanda uçak sınıflandırması için de bir referans değer olabilmektedir. Örneğin kalkış itkisi 6000 lb( 26.69 kN) olan uçaklar küçük iş jetleri, 6000-22000 lb (26.69-97.86 kN) arasında olanlar bölgesel jetler ve güçlü iş jetleri, 22000-45000 lb (97.86 kN-200.17 kN) aralığında olanlar tek koridorlu, 45000 lb (200.17 kN) değerinden daha yüksek olanlar ise çift koridorlu uçaklar olarak sınıflandırılabilir.

Uçağın gerekli kalkış itkisi ile maksimum kalkış itkisi arasında (MTOW) ufak farklılıklar olsa da son yıllarda uçak yapısal ağırlığındaki düşüş ve düşük yakıt sarfiyatına sahip motorların gelişimiyle ortaya çıkan daha az yakıt taşınması sayesinde MTOW değerinde azalma görülmektedir. Motor performansından ödün vermeden hatta performans artışıyla birlikte ısı veriminin bu şekilde iyileştirilmesi, özellikle Ortadoğu, Latin Amerika ve Hindistan gibi ülkelerde paralı yükten kısıtlama olmaksızın çalışma esnekliği ve kar artışını sağlayacağı açıkça görülmektedir [1].

İtki grupları maksimum itki değerine göre sınıflandırılarak sayı ve değer bazında motor dağılımı Çizelge 1.2’de gösterilmekte olup, Çizelge 1.3’te de sektöre bağlı olarak motor dağılımı adet ve değer olarak verilmektedir.

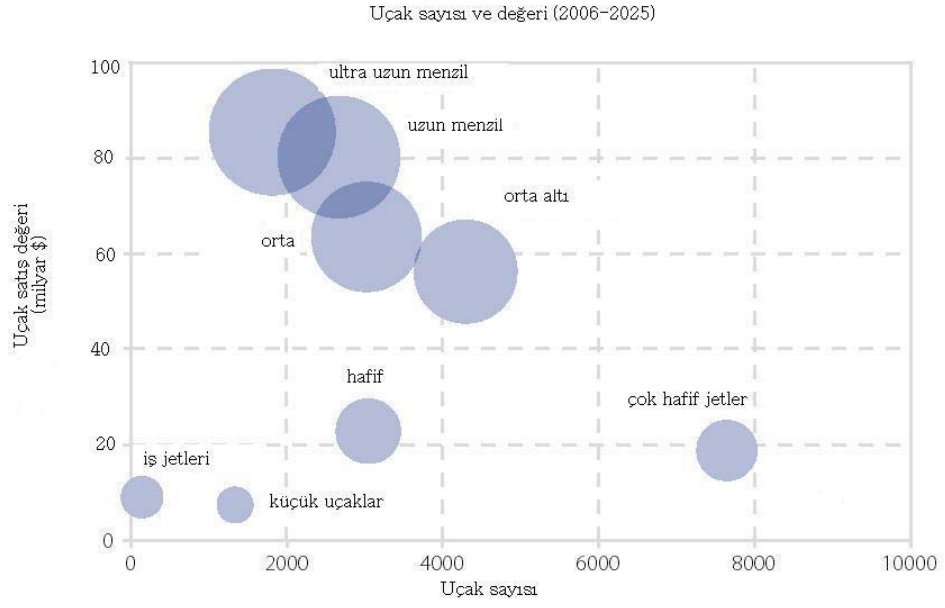
**Çizelge 1.2.** Uçak motor dağılımı (sayı ve değer bazında) [1]

<b>Kategori</b>	<b>Sayı</b>	<b>Değer (milyar \$)</b>
Turboprop	2001	2
<3000 lb (<13.34 kN)	21466	14
3000-6000 lb (13.34-26.69 kN)	10684	13
6000-10000lb (26.69-44.48 kN)	15284	27
10000-22000 lb (44.48 kN-97.87 kN)	18142	63
22000-45000 lb (97.87-200.17 kN)	29107	185
45000-75000 lb (200.17-333.6 kN)	7934	121
>75000 lb (> 333.6 kN)	10151	193
<b>Toplam</b>	<b>114718</b>	<b>618</b>









**Çizelge 1.3.** Uçak motor dağılımı (sektör bazında) [1]

<b>Sektör</b>	<b>Sayı</b>	<b>Değer (milyar \$)</b>
İş jetleri	51001	70
Bölgesel uçaklar	12639	33
Büyük yolcu taşımacılığı	48570	475
Kargo	2508	40
<b>Toplam</b>	<b>114718</b>	<b>618</b>

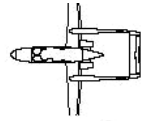







Adet olarak pazarın hakimi, büyük yolcu taşımacılığında kullanılan 22000-45000 lb (97.87-200.17 kN) itki grubu olurken, değer bazında ise liderliği 75000 lb ve üstü (333.6 kN ve üstü) itki grubunun aldığı Çizelge 1.2 ve Çizelge 1.3’de görülmektedir. Son yıllarda geliştirilen çift koridorlu uzun menzilli uçaklarla 9000 nm (16668 km) mesafeye kadar hiç durmadan seyahat etmek mümkün olmaktadır. Böylelikle Amerika’nın doğu kıyısından Kuzeydoğu Asya, Hindistan’dan Kuzey Amerika’ya veya Ortadoğu’dan dünyanın herhangi bir bölgesine seyahat etmek mümkündür. Ancak uzun menzilli uçuşlarda rota problemi nedeniyle endirek uçuşma zorunluluğu hava yolları için iniş ücretleri gibi ilave bir harcama sağlamaktadır. Ayrıca yolcular için zamandan kazanç önemli olduğundan direk uçuşların tercih edilmesi yeni rotaların bulunması ihtiyacını doğurmaktadır [1]. Uçak sayısının menzile göre uçak satış değeri Şekil 1.5’de verilmiştir. Şekil 1.6’da ise koltuk kapasitesine göre kullanımdaki uçak modelleri verilirken, Şekil 1.7’de ve Şekil 1.8’ ise sırasıyla iş jetlerinin ve itki grubunun sınıflandırılması görülmektedir.










Şekil 1.5. Menzile göre uçak sayısı ve uçak değeri dağılımı (2006-2025) [1]

		<u>Kullanımda olanlar</u>	<u>Sonraki nesil</u>
30-50 koltuk		ERJ-135 ERJ-140 ERJ-145 CRJ-200 DHC-8-200/300 ATR-42 An-140	RRJ-60
70-90 koltuk		Embraer 170/175 Embraer 190 CRJ-700 CRJ-900/705 ATR-72 DHC-8-400 An-148	MIH M-JET AVC ARJ-21 DHC-8-400X CRJ-900X RRJ-75/95
110 koltuk		A318 737-600 Embraer 195 Tu-334	BBD Cseries
130-180 koltuk		A319/320/321 737-700/800/900 Tu-204/214	A320X 737X
200-250 koltuk		A330-200 767 I196-300	787-3/8/9 A350-800
300-350 koltuk		A340 777 A330-300	787-10 A350-900
400+ koltuk		A380-800 747-400	A380-900 747-8
küçük kargo 15-30 ton paralı yük		737F	A320F

Şekil 1.6. Koltuk kapasitesine göre kullanımdaki uçak modelleri [1]

Uçak sınıfı	Kategori	MTOW	Modeller	
<b>mikrojet</b>	çok hafif jet	5000-10000 lb (22.25-44.48 kN)	Citation Mustang Eclipse 500 Adam 700 Phenom 100/300	
<b>küçük uçaklar</b>	hafif	10000-13000 lb (44.48-57.82 kN)	Citation CJ1+ Citation CJ2+ Raytheon Premier Sino Swearingen SJ30-2	
<b>hafif</b>	hafif	13000-20000 lb (57.82-88.96 kN)	Cessna CJ3 Citation Encore Hawker 400XP Learjet 40	
<b>orta hafif</b>	orta	20000-33000 lb (88.96-146.8 kN)	Gulfstream 100 Gulfstream 150 Citation XLS Citation Sovereign Hawker 850XP Learjet 45 Learjet 60	
<b>orta</b>	orta	33000-50000 lb (146.8-222.4 kN)	Embraer Legacy Embraer Legacy Shuttle Citation X Challenger 300 Falcon 50EX Falco 2000 Gulfstream 200 Hawker 4000	
<b>uzun menzil</b>	geniş	50000-80000 lb (222.4-355.85 kN)	Gulfstream 350/450 Bombardier Global 5000 Challenger 605 Challenger 850ELR Falcon 2000DX/EX Falcon 900EX/DX	
<b>çok uzun mesafe</b>	geniş	80000-100000 lb (355.85-444.82 kN)	Gulfstream 500/550 Global Express XRS Falcon 7X	
<b>iş jetleri</b>	geniş	+100000 lb (+444.82 kN)	A319CJ A318CJ Boeing BBJ1/BBJ2	

Şekil 1.7. İş jetlerinin sınıflandırılması [1]

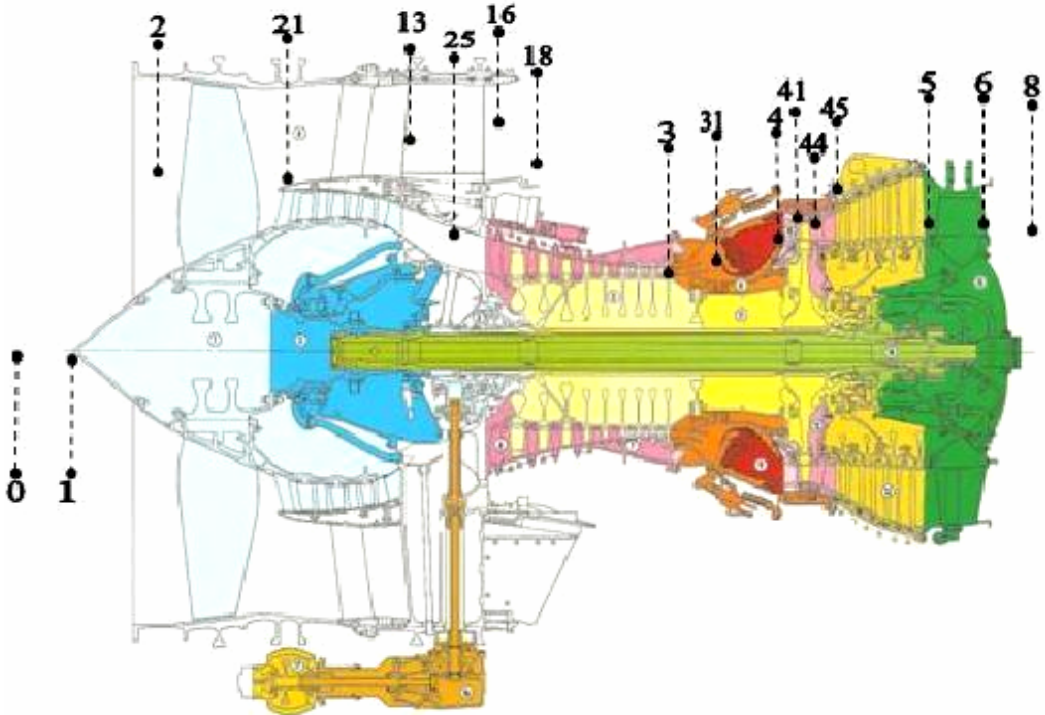
<p><b>+75000 lb (333.617 kN)</b></p> <p>Rolls-Royce Trent 800 Rolls-Royce Trent 900* Rolls-Royce Trent XWB GE90 PW4090 GP7000</p> 	<p><b>45000-75000lb (200.17-333.617 kN)</b></p> <p>Rolls-Royce Trent 500 Rolls-Royce Trent 700 Rolls-Royce Trent 1000* Rolls-Royce RB211-524 CF6-80C2/E1 PW4056/4168</p> 
<p><b>22000-45000 lb (97.86-200.17 kN)</b></p> <p>Rolls-Royce RB211-535 IAE V2500* CFM56 PW6000 PW2000 PS90</p> 	<p><b>10000-22000 lb (44.48-97.86 kN)</b></p> <p>Rolls-Royce BR710* Rolls-Royce BR715 Rolls-Royce Tay CF34-8 CF34-10</p> 
<p><b>6000-10000 lb (26.68-44.48 kN)</b></p> <p>Rolls-Royce AE3007* CF34-3 HTF7000 PW308 CFE738</p> 	<p><b>3000-6000 lb (13.34-26.68 kN)</b></p> <p>TFE731 PW305 PW500</p> 
<p><b>3000 lb altı (13.34 kN altı)</b></p> <p>Williams-Rolls FJ44* JT15D PW600</p> 	

Şekil 1.8. İtici grubu sınıflandırılması [1]

## 2. TURBOFAN MOTORLARININ PARAMETRİK ANALİZİ

### 2.1. Yüksek Bypasslı Turbofan Motorunun Numaralandırılması

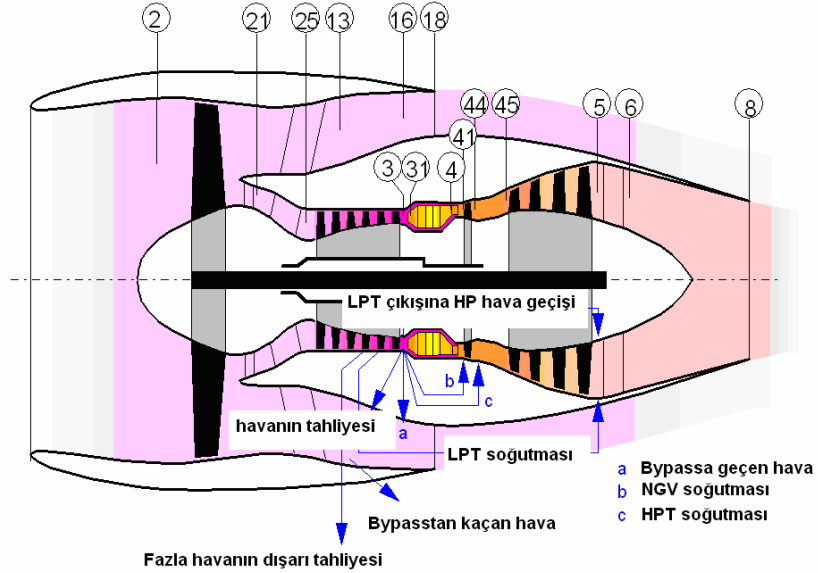
Günümüzde orta ve uzun menzilli çift koridorlu sivil yolcu taşımacılığında kullanılan uçakların itki grupları incelendiğinde yüksek bypasslı ve ayrık akışlı turbofan motorların tercih edildiği görülmektedir. Bu bölümde bu motorlara ait istasyon numaraları verilerek, bu itki grubu tipine ait tasarım noktası (on-design veya parametrik çevrim analizi) ve tasarım dışı (off-dizayn veya performans analiz) hesaplamalar, çizilen grafikler yardımıyla ortaya konulmaktadır. Bu sebeple Şekil 2.1’de görülen yüksek bypasslı ve ayrık akışlı motorun istasyon numaralarını açıklamakta fayda vardır çünkü hesaplamalar bu noktalar referans alınarak yapılmaktadır.



Şekil 2.1. Yüksek bypasslı ve ayrık akışlı turbofan motorunun istasyon numaraları

**Çizelge 2.1.** Termodinamik noktaların açıklamaları

İstasyon no	Açıklama
0	atmosfer
1	uçak motoru ara yüzü
2	fan giriş
21	fan birincil akım çıkışı
13	Fan ikincil akım çıkışı
25	HPC girişi
16	bypass çıkışı
18	bypass lülesi boğaz bölgesi
3	son kompresör kademesi çıkışı
31	yanma odası girişi
4	yanma odası çıkışı
41	ilk türbin stator çıkışı=rotor girişi
44	soğutma sonrası HPT çıkışı
45	LPT girişi
5	soğutma sonrası LPT çıkışı
6	yanmış gazların motordan çıkışı
8	egzost lülesi boğaz bölgesi



**Şekil 2.2.** Yüksek bypasslı ve ayrıklı turbofan motorunun soğutma sistemi [2]

## 2.2. Parametrik Çevrim Analizleri

Çevrim analizleri, aracı akışkanın termodinamik değişimlerini inceler. Çevrim analizleri, parametrik çevrim analizi (tasarım noktası veya on-dizayn) ve performans analizi (tasarım noktası dışı veya off-dizayn) olmak üzere iki kısma ayrılır. Parametrik analiz, farklı uçuş koşulları, farklı dizayn seçimleri (örneğin kompresör sıkıştırma oranı) ve tasarım kısıtları altında (örneğin yanma odası çıkış sıcaklığı) motor performansını belirlemektedir. Performans analizi ise belirlenen özgül değerlere sahip motorun farklı uçuş koşullarında ve güç seviyelerinde performansını hesaplamamızı sağlar. Her iki durumda da motorun bileşenleri, sahip oldukları özelliklerdeki değişimlerle ifade edilirler. Örneğin kompresör, toplam basınç oranı ve verimindeki değişimle karakterize edilir. Mutlak bir motor davranışı, onun geometrisiyle tespit edilir. Parametrik analizlerde motor geometrisi kullanılmaz. Motorun davranışı, özgül itki değeri ve özgül yakıt sarfiyatıyla grafiksel olarak ifade edilir. Grafikler üzerinde her bir nokta farklı bir motoru temsil eder ve bu noktadaki motorların geometrisi farklıdır. Uçak gaz türbinlerinin parametrik ve performans analiz denklemlerini çeşitli kaynaklarda bulmak mümkündür [3-10]. Parametrik analizlerin amacı, tasarımdaki kısıtlayıcılar (yanma odası çıkış sıcaklığı, kompresör çıkış basıncı vs.), ve çalışma şartları altında (Mach sayısı, çevre sıcaklığı vs.), tasarım parametrelerinin seçimiyle (kompresör sıkıştırma oranı, fan basınç oranı, bypass oranı vs.) motorun itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı arasında ilişkinin kurulmasını sağlar. Parametrik analizlerinin sonucunda hangi motor tipinin seçileceğini (örneğin turbofan) ve bileşen karakteristikleri (tasarım seçimlerinin sınırları) belirlenmiş olur [3]. Bu çalışmada analizlerin bir bölümü, Ek-1'de program menüleri gösterilen ve Turan [10] tarafından yüksek lisans tezi olarak yazılan program sayesinde yapılmıştır.

Toplam veya durgunluk sıcaklığı, akışkanın adyabatik olarak hareketsiz kaldığı noktadaki sıcaklığıdır. Termodinamiğin birinci kanunu mükemmel gazlar için uygulanacak olursa;

$$T_t = T + V^2 / (2g_c C_p) \quad (2.1)$$

elde edilir.

Mach sayısı,

$$M = V / a = V / \sqrt{\gamma g_c RT} \quad (2.2)$$

olarak yazıldığında toplam sıcaklığı veren (2.3) denklemi gibi elde edilir:

$$T_t = T \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \quad (2.3)$$

Toplam veya durgunluk basıncı  $P_t$ , akışkanın adyabatik ve tersinir olarak durma halindeki sahip olduğu basınç değerini ifade eder.

$$P_t / P = (T_t / T)^{\gamma / (\gamma-1)}$$

olduğundan aşağıdaki ifade yazılabilir:

$$P_t / P = P \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\gamma / (\gamma-1)} \quad (2.4)$$

Toplam basınç oranı  $\pi$ , toplam sıcaklık oranı  $\tau$  ile gösterilecek olursa;

$$\pi_a = \frac{\text{a bileşeni çıkışındaki toplam basınç}}{\text{a bileşeni girişindeki toplam basınç}} \quad (2.5)$$

$$\tau_a = \frac{\text{a bileşeni çıkışındaki toplam sıcaklık}}{\text{a bileşeni girişindeki toplam sıcaklık}} \quad (2.6)$$

Yukarıdaki genel gösterimden serbest akım noktaları ayrı gösterimle ifade edilir:

$$\tau_r = \frac{T_{t0}}{T_0} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \quad (2.7)$$

$$\pi_r = \frac{P_{t0}}{P_0} = \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)^{\gamma / (\gamma-1)} \quad (2.8)$$

Böylelikle serbest akım toplam sıcaklık ve basıncı;

$$T_{t0} = T_0 \tau_r$$

$$P_{t0} = P_0 \pi_r$$

olarak yazılabilir.

Yanma odası çıkış entalpisi  $\tau_\lambda$  ise aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$\tau_\lambda = \frac{h_{t \text{ yanma odası çıkış}}}{h_0} = \frac{(C_p T_t)_{\text{yanma odası çıkış}}}{(C_p T)_0} \quad (2.9)$$

Şekil 2.1'deki istasyon numaralandırması ARP 755A'ya göre verilmiş bir standarttır [11]. Şekil 2.1 ve Şekil 2.2'de yüksek bypasslı bir turbofan motorunun

enine kesiti görülmektedir. Analizlerde sıcaklık oranı  $\tau$  ve basınç oranı  $\pi$  sıkça kullanılacaktır. Çizelge 2.2’de sıcaklık basınç ilişkileri gösterilmektedir.

**Çizelge 2.2.** Sıcaklık ve basınç ilişkileri [3]

<b>Serbest akım</b>	
$\tau_r = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2$	$\pi_r = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\gamma/(\gamma-1)}$
<b>Birincil akım</b>	<b>Bypass akım</b>
$\tau_\lambda = \frac{C_{pt}T_{t4}}{C_{pc}T_0}$	$\tau_f = \frac{T_{t13}}{T_{t2}} \quad \pi_f = \frac{P_{t13}}{P_{t2}}$
$\tau_d = \frac{T_{t2}}{T_{t0}} \quad \pi_d = \frac{P_{t2}}{P_{t0}}$	$\tau_{DB} = \frac{T_{t16}}{T_{t13}} \quad \pi_{DB} = \frac{P_{t16}}{P_{t13}}$
$\tau_c = \frac{T_{t3}}{T_{t2}} \quad \pi_c = \frac{P_{t3}}{P_{t2}}$	$\tau_{fn} = \frac{T_{t18}}{T_{t16}} \quad \pi_{fn} = \frac{P_{t18}}{P_{t16}}$
$\tau_b = \frac{T_{t4}}{T_{t3}} \quad \pi_b = \frac{P_{t4}}{P_{t3}}$	
$\tau_t = \frac{T_{t5}}{T_{t4}} \quad \pi_t = \frac{P_{t5}}{P_{t4}}$	
$\tau_n = \frac{T_{t8}}{T_{t7}} \quad \pi_n = \frac{P_{t8}}{P_{t7}}$	

Toplam sıcaklık ve basınç oranları Çizelge 2.3’de gösterildiği gibi dört gruba ayrılabilir:

**Çizelge 2.3.** Toplam sıcaklık ve basınç oranları [3]

Uçuş koşulları	$P_0, T_0, M_0, C_p, \tau_r, \pi_r$
Tasarım limitleri	$(C_p T_t)_{yanma odası çıkış}$
Bileşen performansı	$\pi_d, \pi_b, \pi_n$
Tasarım seçimi	$\pi_c, \pi_f$

Motorla ilgili diğer basınç, sıcaklık ve hava debisiyle ilgili ifadeler Çizelge 2.4’te verilmektedir.

**Çizelge 2.4.** Toplam basınç, toplam sıcaklık ve hava debisi bağıntıları [3]

Soğutma odası #a	$\pi_{ma} = \frac{P_{t41}}{P_{t4}}, \tau_{ma} = \frac{T_{t41}}{T_{t4}}$
Yüksek basınç türbini (HPT)	$\pi_{tH} = \frac{P_{t44}}{P_{t41}}, \tau_{tH} = \frac{T_{t44}}{T_{t41}}$
Soğutma odası #b	$\pi_{mb} = \frac{P_{t45}}{P_{t44}}, \tau_{mb} = \frac{T_{t45}}{T_{t44}}$
Alçak basınç türbini (LPT)	$\pi_{tL} = \frac{P_{t5}}{P_{t45}}, \tau_{tL} = \frac{T_{t5}}{T_{t45}}$
Bypass oranı ( $\alpha$ )	$\alpha = \frac{\text{Bypass akımı}}{\text{Birincil akım}} = \frac{\dot{m}_F}{\dot{m}_C}$
Besleme hava oranı ( $\beta$ )	$\beta = \frac{\text{Besleme havası}}{\text{Birincil akım}} = \frac{\dot{m}_b}{\dot{m}_C}$
Soğutma havası oranları ( $\varepsilon_a, \varepsilon_b$ )	$\varepsilon_a = \frac{\dot{m}_{ca}}{\dot{m}_C}, \varepsilon_b = \frac{\dot{m}_{cb}}{\dot{m}_C}$
Yanma odası yakıt/hava oranı ( $f$ )	$f = \frac{\text{Yanma odası yakıt akışı}}{\text{Yanma odası giriş hava akışı}}$ $= \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{31}}$

Türbin soğutması için gerekli olan hava kompresörden elde edilir. Bu hava yüksek basınç türbini kılavuz kanatçıklarının soğutulmasını sağlar. Havanın kalan kısmı ise HPT'nin rotorunun soğutulmasını sağlamaktadır. Analizlerde soğutma odalarında basınç kaybı olmadığı kabulü yapılmıştır. Soğutma havası ile ilgili denklemler aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\dot{m}_3 = \dot{m}_C \quad (2.10)$$

$$\dot{m}_{31} = \dot{m}_C(1 - \beta - \varepsilon_a - \varepsilon_b) \quad (2.11)$$

$$\dot{m}_4 = \dot{m}_C(1 - \beta - \varepsilon_a - \varepsilon_b)(1 + f) \quad (2.12)$$

$$\dot{m}_{41} = \dot{m}_{44} = \dot{m}_C \{ (1 - \beta - \varepsilon_a - \varepsilon_b)(1 + f) + \varepsilon_a \} \quad (2.13)$$

$$\dot{m}_{45} = \dot{m}_5 = \dot{m}_C \{ (1 - \beta - \varepsilon_a - \varepsilon_b)(1 + f) + \varepsilon_a + \varepsilon_b \} \quad (2.14)$$

Yanma verimi, ısı enerjisi artışının maksimum ısı enerjisi artışına oranı olarak tanımlanır ve aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$\eta_b = \frac{\dot{m}_4 C_{pt} T_{t4} - \dot{m}_{31} C_{pc} T_{t31}}{\dot{m}_f h_{PR}} \quad (2.15)$$

Mekanik verim ise şaftlarda, dişlilerde meydana gelen güç kaybını ifade eder ve aşağıdaki formülle gösterilir:

$$\eta_m = \frac{\text{Mekanik güç çıkışı}}{\text{Mekanik güç girişi}} \quad (2.16)$$

$\eta_{mH}$ ,  $\eta_{mL}$  ve  $\eta_{mP}$  simgeleri sırasıyla yüksek basınç, alçak basınç ve güç transfer şaftlarının verimini göstermektedir.

Parametrik analizler yapılırken bazı kabuller yapılmaktadır. Akış sürekli olup, her bir bileşen giriş ve çıkışında akış tek boyutludur. Hava alığı, fan, kompresör, türbin ve egzost lülesinde akışkan gaz mükemmel gaz kabul edilip her bir bileşende farklı  $C_p$ ,  $C_v$  ve  $\gamma$  değerlerine sahiptir.  $C_p$ ,  $C_v$ ,  $R$  ve  $\gamma$  değerleri yanma odası ve soğutma odalarında farklı değerler almaktadır. Hava alığındaki durgunluk basınç oranı aşağıdaki formülle hesaplanır:

$$\pi_d = \pi_{d \max} \eta_{Rspec} \quad (2.17)$$

$\pi_{d \max}$  değeri yüzey sürtünmeleri hesaba katılarak elde edilen basınç oranı değeri olup,  $\eta_{Rspec}$  ise MIL-E-5008B standardına göre aşağıdaki şekilde hesaplanır:

$$\eta_{Rspec} = 1 \quad M_0 \leq 1, \quad (2.18a)$$

$$\eta_{Rspec} = 1 - 0.075(M_0 - 1)^{1.35} \quad M_0 > 1 \quad (2.18b)$$

Fan, alçak basınç türbini (LPT) tarafından döndürülürken, aksesuar grubu için gerekli güç gene aynı şafttan elde edilmektedir. Yüksek basınç kompresörü havayı fanı alır ve yüksek basınç türbini tarafından döndürülür. Yüksek basınç besleme havası ve soğutma için gerekli hava yüksek basınç kompresörünün 3 ve 31 nolu noktalarından temin edilmektedir.

Bypass hattındaki (bypass duct) akış izantropiktir. Soğutma havasının türbindeki etkisi  $e_{tH}$  değerindeki azalmayla hesaba katılmaktadır.

### 2.3. Yüksek Bypasslı Turbofan Motorlarının Parametrik Analiz Denklemleri

Ayrık akışlı bir turbofan motoru için itki ifadesi şöyledir:

$$F = \frac{I}{g_c} (\dot{m}_8 V_8 + \dot{m}_{18} V_{18} - \dot{m}_0 V_0) + A_8 (P_8 - P_0) + A_{18} (P_{18} - P_0) \quad (2.19)$$

(2.19) numaralı denklem tekrar düzenlenirse aşağıdaki (2.20) denklemi elde edilir:

$$\begin{aligned} \frac{F g_c}{\dot{m}_0 V_0} = \frac{1}{1 + \alpha} & \left\{ [1 + f_0 (1 + \alpha) - \beta] \frac{V_8}{V_0} - 1 + [f_0 (1 + \alpha) - \beta] \frac{R_t}{R_c} \frac{T_8 / T_0}{V_8 / V_0} \frac{(1 - P_0 / P_8)}{\gamma_c M_0^2} \right\} \\ & + \alpha \left[ \frac{V_{18}}{V_0} - 1 + \frac{T_{18} / T_0}{V_{18} / V_0} \frac{(1 - P_0 / P_{18})}{\gamma_c M_0^2} \right] \end{aligned} \quad (2.20)$$

(2.18) denkleminde  $f_0 = f(1 - \beta - \varepsilon_a - \varepsilon_b)$ 'dir. Hız ve sıcaklık oranlarının değerleri (2.21), (2.22) ve (2.23) denklemleriyle belirtilmektedir:

$$\left( \frac{V_8}{V_0} \right)^2 = \frac{\tau_\lambda \tau_{ma} \tau_{tH} \tau_{mb} \tau_{tL}}{\tau_r - 1} \left\{ 1 - \left( \frac{P_{t8}}{P_8} \right)^{-(\gamma_t - 1) / \gamma_t} \right\} \quad (2.21)$$

$$\frac{T_8}{T_0} = \frac{C_{pc}}{C_{pt}} \frac{\tau_\lambda \tau_{ma} \tau_{tH} \tau_{mb} \tau_{tL}}{(P_{t8} / P_8)^{(\gamma_t - 1) / \gamma_t}} \quad (2.22)$$

$$\frac{P_{t8}}{P_8} = \left( \frac{P_0}{P_8} \right) \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{cH} \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_n \quad (2.23)$$

Bypass akımı için;

$$\left( \frac{V_{18}}{V_0} \right)^2 = \frac{\tau_r \tau_f}{\tau_r - 1} \left\{ 1 - \left( \frac{P_{t18}}{P_{18}} \right)^{-(\gamma_c - 1) / \gamma_c} \right\} \quad (2.24)$$

$$\frac{T_{18}}{T_0} = \frac{\tau_r \tau_f}{(P_{t18} / P_{18})^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c}} \quad (2.25)$$

$$\frac{P_{t18}}{P_{18}} = \left( \frac{P_0}{P_{18}} \right) \pi_r \pi_d \pi_f \pi_n \quad (2.26)$$

denklemleri yazılabilir.

Yakınsak lülede, boğulmuş ve boğulmamış (choked ve unchoked) olmak üzere iki akış tipiyle karşılaşılır. Eğer akış boğulmamışsa egzost çıkış statik basıncı  $P_e$  ve çıkış Mach sayısı 1 değerine eşit veya 1'den küçüktür. Boğulmamış akış koşulu (2.27) denklemiyle verilmektedir.

$$\frac{P_{te}}{P_0} < \left( \frac{\gamma+1}{2} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (2.27)$$

Çıkış Mach sayısı ise,

$$M_e = \left\{ \frac{2}{\gamma-1} \left[ \left( \frac{P_{te}}{P_0} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (2.28)$$

olarak elde edilir.

(2.29) denklemindeki koşul gerçekleştiğinde ise boğulmuş akış durumu oluşmaktadır.

$$\frac{P_{te}}{P_0} \geq \left( \frac{\gamma+1}{2} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (2.29)$$

Boğulmuş akışta  $M_e = 1$  'dir. Ayrıca aşağıdaki (2.30) ve (2.31) bağıntıları boğulmuş akış koşulunda geçerlidir.

$$\frac{P_{te}}{P_0} = \left( \frac{\gamma+1}{2} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (2.30)$$

$$P_0 / P_e = \frac{P_{te} / P_e}{P_{te} P_0} \quad (2.31)$$

Böylelikle özgül yakıt sarfiyatı (SFC) aşağıdaki formülle ifade edilebilir:

$$SFC = \frac{f_0}{F / \dot{m}_0} = \frac{f(1-\beta-\varepsilon_a-\varepsilon_b)}{(1+\alpha)F / \dot{m}_0} \quad (2.32)$$

Parametrik analiz için girilen değerler Çizelge 2.5'te verilmiştir. Çizelge 2.6'da ise parametrik analizler sonucunda elde edilen performans değerleri verilmektedir.

**Çizelge 2.5.** Parametrik analiz için girilen değerler

Uçuş parametreleri	$M_0, T_0, P_0$
Uçak sistem parametreleri	$\beta, C_{TO}$
Mükemmel gaz sabitleri	$\gamma_c, \gamma_t, C_{pc}, C_{pt}$
Yakıtın ısı değeri	$h_{PR}$
Bileşen değer katsayıları	$\varepsilon_a, \varepsilon_b$ $\pi_b, \pi_{d \max}, \pi_n, \pi_{fn}$ $e_f, e_{cH}, e_{tH}, e_{tL}$ $\eta_{mH}, \eta_{mL}, \eta_{mP}, \eta_b$
Tasarım tercihleri	$\pi_f, \pi_c, \alpha, T_{t4}$

**Çizelge 2.6.** Parametrik analiz sonucunda edilen performans parametreleri

Ana performans değerleri	$F / \dot{m}_0, SFC, f_0, \eta_P, \eta_{TH}, V_8 / V_0, V_{18} / V_0$
Bileşen davranışı	$\eta_{tH}, \eta_{tL}$ $\tau_f, \tau_{cH}, \tau_{tH}, \tau_{tL}, \tau_\lambda$ $f$ $\eta_f, \eta_{cH}, \eta_{tH}, \eta_{tL}$ $M_8, M_{18}$ $P_{t8} / P_8, T_8 / T_0, P_0 / P_8$ $P_{t18} / P_{18}, T_{18} / T_0, P_0 / P_{18}$

Parametrik analizler için başlangıç denklemleri aşağıdaki denklemlerle yazılabilir:

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \quad (2.33)$$

$$\pi_r = \tau_r^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (2.34)$$

$$\pi_d = \pi_{d \max}, M_0 \leq 1 \text{ ise} \quad (2.35)$$

$$\pi_d = \pi_{d \max} \left\{ 1 - 0.075(M_0 - 1)^{1.35} \right\}, M_0 \geq 1 \text{ ise} \quad (2.36)$$

$$\tau_\lambda = \frac{C_{pt}T_{t4}}{C_{pc}T_0} \quad (2.37)$$

$$\pi_{cH} = \pi_c / \pi_f \quad (2.38)$$

$$R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} C_{pc} x 778.16 \quad (2.39)$$

$$R_t = \frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} C_{pt} x 778.16 \quad (2.40)$$

$$h_0 = C_{pc}T_0 x 778.16 \quad (2.41)$$

Fan ve yüksek basınç kompresörü için parametrik analiz denklemleri aşağıdaki denklemlerle yazılmaktadır:

$$\tau_f = \pi_f^{(\gamma_c - 1) / (\gamma_c e_f)} \quad (2.42)$$

$$\eta_f = \frac{\pi_f^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c} - 1}{\tau_f - 1} \quad (2.43)$$

$$\tau_{cH} = \pi_{cH}^{(\gamma_c - 1) / (\gamma_c e_{cH})} \quad (2.44)$$

$$\eta_{cH} = \frac{\pi_{cH}^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c} - 1}{\tau_{cH} - 1} \quad (2.45)$$

Yakıt hava oranı  $f$  ;

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_f \tau_{cH}}{h_{PR} \eta_b / (C_{pc} T_0) - \tau_\lambda} \quad (2.46)$$

denklemleri yazılmaktadır.

Yüksek ve alçak basınç türbini için aşağıdaki denklemler yazılabilir:

$$\tau_{ma} = \frac{(1 - \beta - \varepsilon_a - \varepsilon_b)(1 + f) + \varepsilon_a \tau_r \tau_f \tau_{cH} / \tau_\lambda}{(1 - \beta - \varepsilon_a - \varepsilon_b)(1 + f) + \varepsilon_a} \quad (2.47)$$

$$\tau_{tH} = 1 - \frac{\tau_r \tau_f (\tau_{cH} - 1)}{\eta_{mH} \tau_\lambda \{(1 - \beta - \varepsilon_a - \varepsilon_b)(1 + f) + \varepsilon_a \tau_r \tau_f \tau_{cH} / \tau_\lambda\}} \quad (2.48)$$

$$\pi_{tH} = \tau_{tH}^{\gamma_t / \{(\gamma_t - 1) e_{tH}\}} \quad (2.49)$$

$$\eta_{tH} = \frac{1 - \tau_{tH}}{1 - \pi_{tH}^{(\gamma_t - 1) / \gamma_t}} \quad (2.50)$$

$$\tau_{mb} = \frac{(1 - \beta - \varepsilon_a - \varepsilon_b)(1 + f) + \varepsilon_a + \varepsilon_b \left\{ \tau_r \tau_f \tau_{cH} [\tau_\lambda \tau_{ma} \tau_{tH}]^{-1} \right\}}{(1 - \beta - \varepsilon_a - \varepsilon_b)(1 + f) + \varepsilon_a + \varepsilon_b} \quad (2.51)$$

$$\tau_{tL} = 1 - \frac{(1 + \alpha) \{ \tau_r (\tau_f - 1) + C_{TO} / \eta_{mP} \}}{\eta_{mH} \tau_\lambda \tau_{tH} \left\{ (1 - \beta - \varepsilon_a - \varepsilon_b)(1 + f) + (\varepsilon_a + \varepsilon_b / \tau_{tH}) \tau_r \tau_f \tau_{cH} / \tau_\lambda \right\}} \quad (2.52)$$

$$\pi_{tL} = \tau_{tL}^{\gamma_t / \{ (\gamma_t - 1) e_{tL} \}} \quad (2.53)$$

$$\eta_{tL} = \frac{1 - \tau_{tL}}{1 - \pi_{tL}^{(\gamma_t - 1) / \gamma_t}} \quad (2.54)$$

Birincil akım egzost lülesi için aşağıdaki ilişkiler söz konusudur:

$$P_{t8} / P_0 = \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{cH} \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_n \quad (2.55)$$

Eğer  $\frac{P_{t8}}{P_0} > \left( \frac{\gamma_t + 1}{2} \right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}$  ise,  $M_8 = 1$ 'dir. Bunun sonucunda;

$$\frac{P_{t8}}{P_8} = \left( \frac{\gamma_t + 1}{2} \right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)} \quad (2.56)$$

$$P_0 / P_8 = \frac{P_{t8} / P_8}{P_{t8} P_0} \quad (2.57)$$

eşitlikleri elde edilmektedir.

Eğer  $\frac{P_{t8}}{P_0} > \left( \frac{\gamma_t + 1}{2} \right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}$  değilse;

$$\frac{P_0}{P_8} = 1, \frac{P_{t8}}{P_8} = \frac{P_{t8}}{P_0} \quad (2.58)$$

ve

$$M_8 = \left\{ \frac{2}{\gamma_t - 1} \left[ \left( \frac{P_{t8}}{P_0} \right)^{(\gamma_t - 1) / \gamma_t} - 1 \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (2.59)$$

denklemleri kullanılmaktadır.

Fan egzost lülesi için aşağıdaki bağıntılar yazılabilir:

$$P_{t18} / P_0 = \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{fn} \quad (2.60)$$

Eğer  $\frac{P_{t18}}{P_0} > \left(\frac{\gamma_c + 1}{2}\right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}$  ise,

$$M_{18} = 1 \text{ ve } \frac{P_{t18}}{P_{18}} = \left(\frac{\gamma_c + 1}{2}\right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)} \quad (2.61)$$

$$P_0 / P_{18} = \frac{P_{t18} / P_{18}}{P_{t18} P_0} \quad (2.62)$$

eşitlikleri elde edilmektedir.

Eğer  $\frac{P_{t18}}{P_0} > \left(\frac{\gamma_c + 1}{2}\right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}$  değilse,

$$\frac{P_0}{P_{18}} = 1, \frac{P_{t18}}{P_{18}} = \frac{P_{t18}}{P_0} \quad (2.63)$$

ve

$$M_{18} = \left\{ \frac{2}{\gamma_c - 1} \left[ \left( \frac{P_{t18}}{P_{18}} \right)^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c} - 1 \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (2.64)$$

eşitlikleri elde edilir.

Motor performans eşitlikleri de aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$f_0 = f(1 - \beta - \varepsilon_a - \varepsilon_b) / (1 + \alpha) \quad (2.65)$$

$$\frac{T_8}{T_0} = \frac{C_{pc} \tau_\lambda \tau_{ma} \tau_{tH} \tau_{mb} \tau_{tL}}{C_{pt} (P_{t8} / P_8)^{(\gamma_t - 1) / \gamma_t}} \quad (2.66)$$

$$\frac{T_{18}}{T_0} = \frac{\tau_r \tau_f}{(P_{t18} / P_{18})^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c}} \quad (2.67)$$

$$\frac{V_8}{V_0} = \frac{\tau_\lambda \tau_{ma} \tau_{tH} \tau_{mb} \tau_{tL}}{\tau_r - 1} \left\{ 1 - \left( \frac{P_{t8}}{P_8} \right)^{-(\gamma_t - 1) / \gamma_t} \right\}^{1/2} \quad (2.68)$$

$$\frac{V_{18}}{V_0} = \frac{\tau_r \tau_f}{\tau_r - 1} \left\{ 1 - \left( \frac{P_{t18}}{P_{18}} \right)^{-(\gamma_c - 1) / \gamma_c} \right\}^{1/2} \quad (2.69)$$

$$V_0 = M_0 \sqrt{\gamma_c R_c g_c T_0} \quad (2.70)$$

$$\frac{Fg_c}{\dot{m}_0 V_0} = \frac{1}{1+\alpha} \left\{ \left[ 1 + f_0(1+\alpha) - \beta \right] \frac{V_8}{V_0} - 1 + \left[ f_0(1+\alpha) - \beta \right] \frac{R_t}{R_c} \frac{T_8/T_0 (1-P_0/P_8)}{V_8/V_0 \gamma_c M_0^2} \right\} + \alpha \left[ \frac{V_{18}}{V_0} - 1 + \frac{T_{18}/T_0 (1-P_0/P_{18})}{V_{18}/V_0 \gamma_c M_0^2} \right] \quad (2.71)$$

$$SFC = \frac{fx3600}{F/\dot{m}_0} \quad (2.72)$$

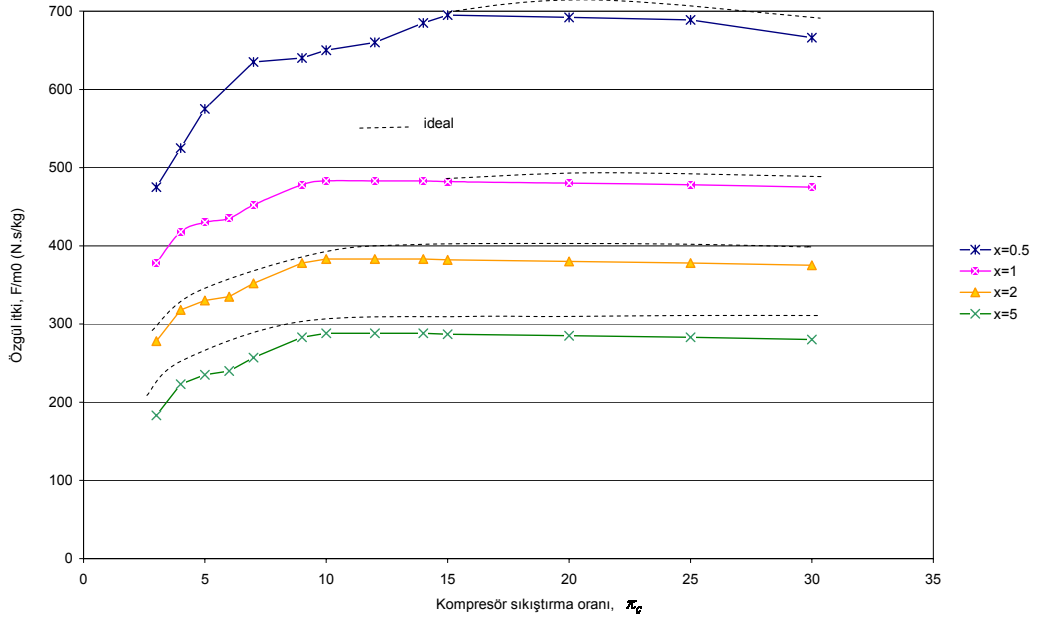
$$\eta_P = \frac{2(1+\alpha) \frac{Fg_c}{\dot{m}_0 V_0}}{\left\{ \left[ 1 + f_0(1+\alpha) - \beta \right] \left( \frac{V_8}{V_0} \right)^2 - 1 + \alpha \left[ \left( \frac{V_{18}}{V_0} \right)^2 - 1 \right] \right\}} \quad (2.73)$$

$$\eta_{TH} = \frac{\frac{V_0^2/2g_c}{1+\alpha} \left\{ \left[ 1 + f_0(1+\alpha) - \beta \right] \left( \frac{V_8}{V_0} \right)^2 - 1 + \alpha \left[ \left( \frac{V_{18}}{V_0} \right)^2 - 1 \right] \right\} + C_{TO} h_0}{f_0 h_{PR} x 778.16} \quad (2.74)$$

#### 2.4. Yüksek Bypasslı Turbofan Motorlarının Parametrik Analizleri

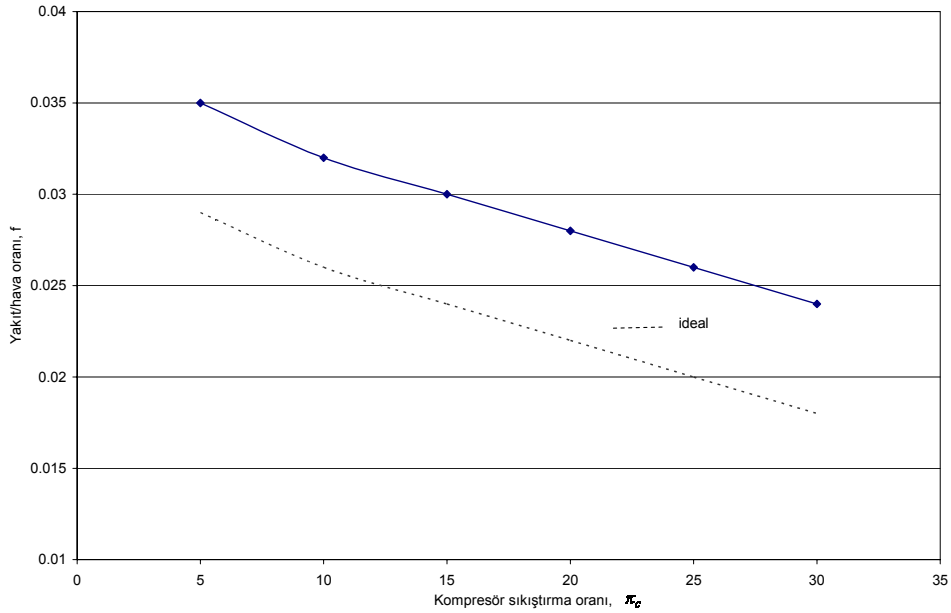
Yüksek bypasslı, ayırık akışlı ve ardyanmasız motorlarının performans analizi için Ek-1'de menüleri gösterilen ve Turan [10] tarafından yazılan parametrik ve performans analizleri hesaplayan program sayesinde yapılabilmektedir. Şekil 2.3'te farklı bypass oranlarında kompresör sıkıştırma oranıyla özgül itkinin ideal ve gerçek çalışma koşullarındaki değişimi görülmektedir.

Şekil 2.3'e göre kompresör sıkıştırma oranının belirli bir değerine kadar özgül itkinin arttığı, belirli bir değerden sonra sabit kaldığı görülmektedir. Kompresör sıkıştırma oranı sabit olmak üzere bypass oranının artması özgül itkiyi azaltmaktadır.



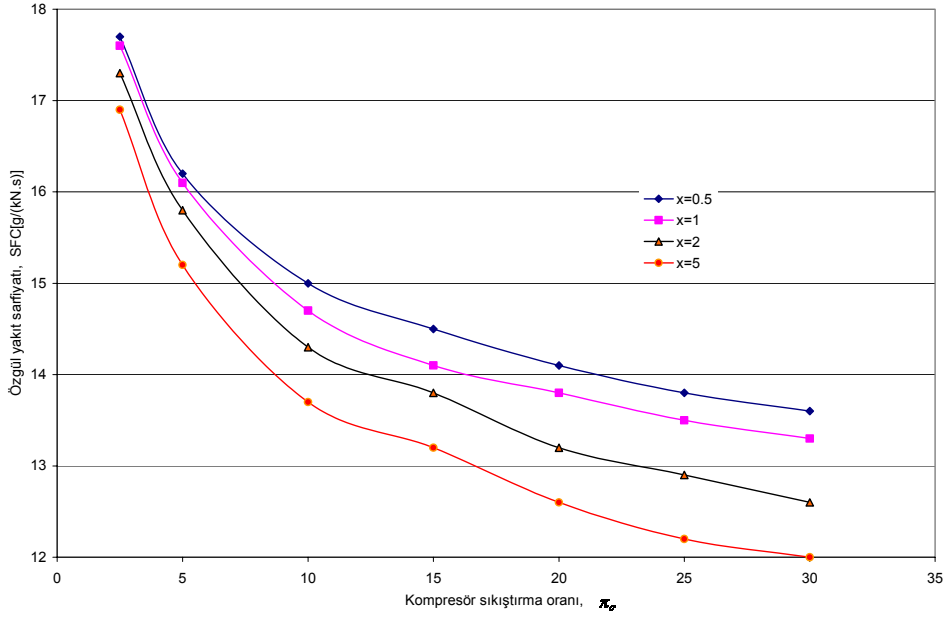
Şekil 2.3. Farklı bypass oranlarında kompresör sıkıştırma oranıyla özgül itkinin değişimi [10]

Şekil 2.4'te kompresör sıkıştırma oranıyla yakıt/hava oranının ideal ve gerçek durumlardaki değişimi görülmektedir. Şekil 2.4'te görüldüğü gibi kompresör sıkıştırma oranı arttığında yakıt/hava oranı azalmaktadır.



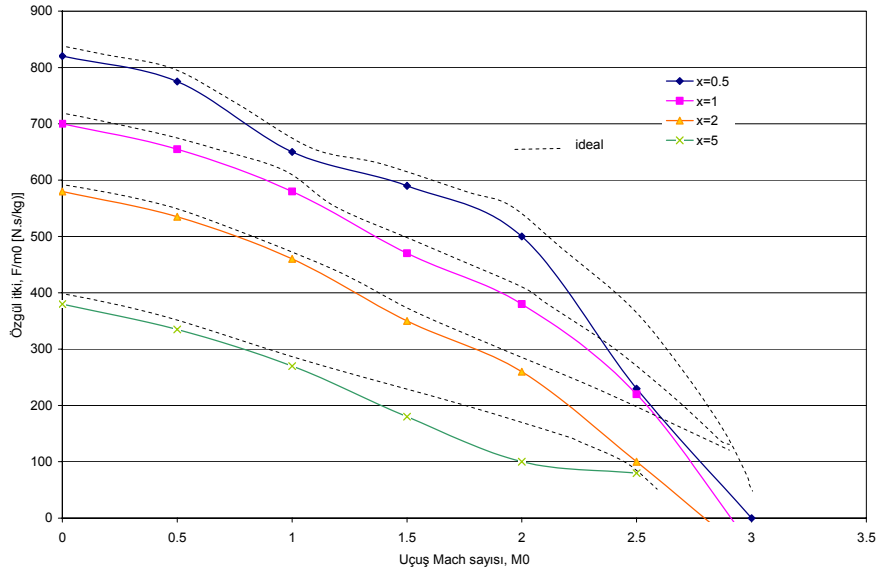
Şekil 2.4. Kompresör sıkıştırma oranıyla yakıt/hava oranının değişimi [10]

Şekil 2.5'te kompresör sıkıştırma oranıyla özgül yakıt sarfiyatının farklı bypass oranlarındaki değişimi görülmektedir.

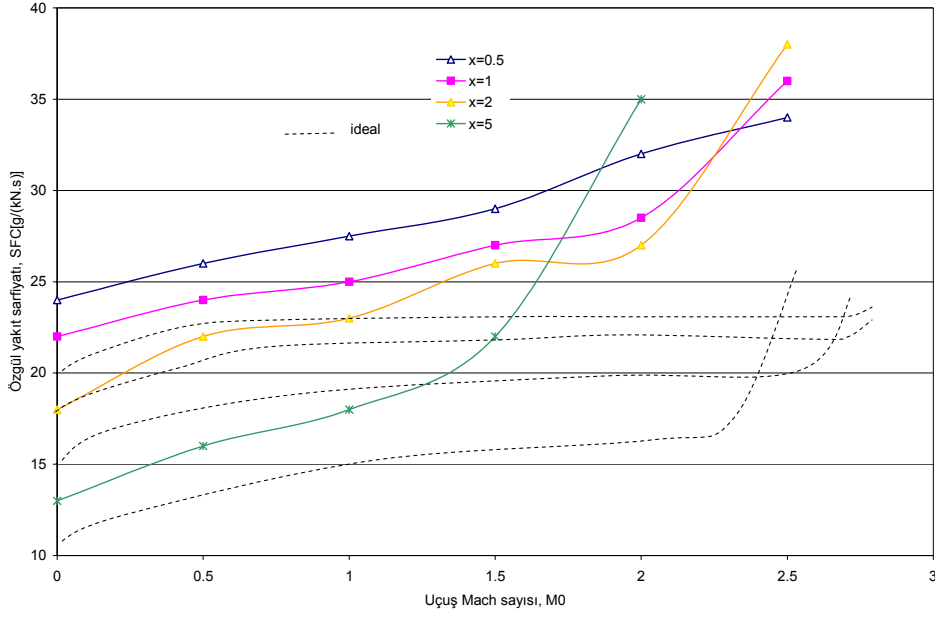


Şekil 2.5. Kompresör sıkıştırma oranıyla özgül yakıt sarfiyatının değişimi [10]

Özgül yakıt sarfiyatı, Şekil 2.5'de görüldüğü gibi kompresör sıkıştırma oranıyla azalmaktadır. Bypass oranı arttıkça özgül yakıt sarfiyatındaki bu azalış daha fazladır. Uçuş Mach sayısının özgül itki ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi Şekil 2.6 ve Şekil 2.7'de gösterilmektedir.

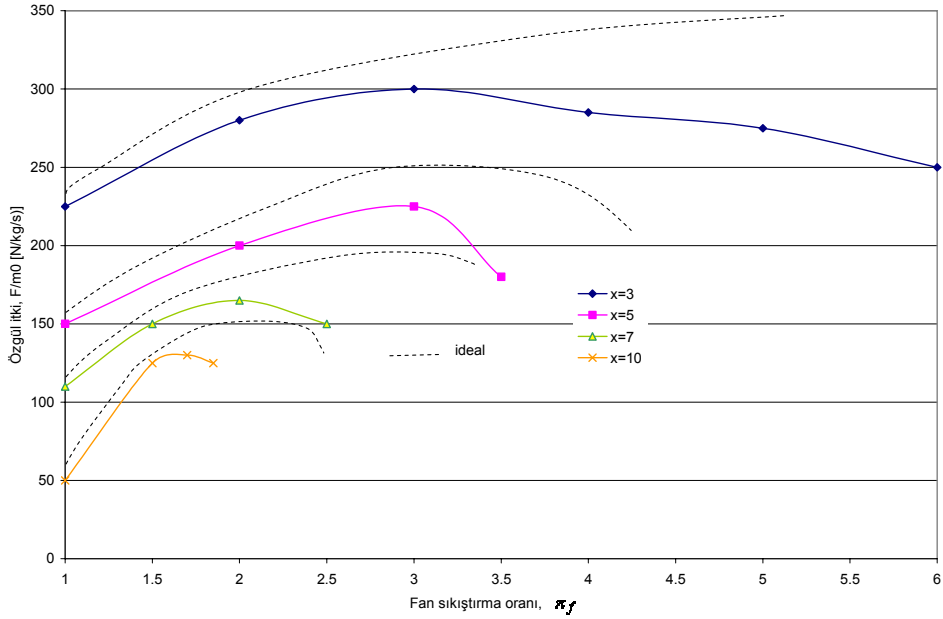


Şekil 2.6 Uçuş Mach sayısı ile özgül itkinin değişimi [10]

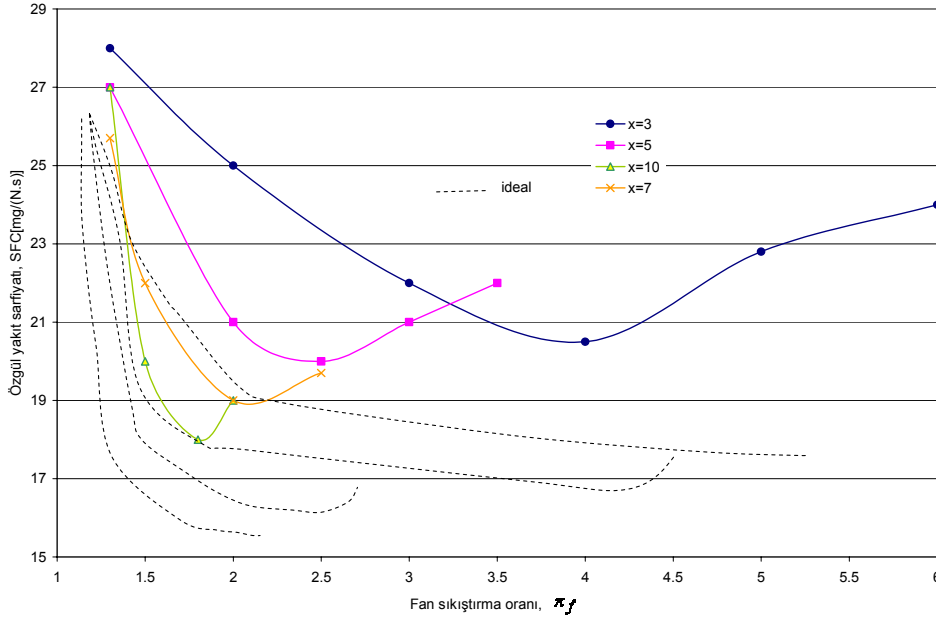


Şekil 2.7. Uçuş Mach sayısı ile özgül yakıt sarfiyatının değişimi [10]

Şekil 2.6'de görüldüğü gibi uçuş Mach sayısı ve bypass oranı özgül itki değerini azaltmaktadır. Şekil 2.7'de ise uçuş Mach sayısının artmasıyla özgül yakıt sarfiyatı artmakta olduğu, daha düşük bypass oranlarında daha yüksek özgül yakıt sarfiyatı elde edilmektedir. Şekil 2.8 ve Şekil 2.9'da ise, fan sıkıştırma oranının özgül itki ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi görülmektedir.

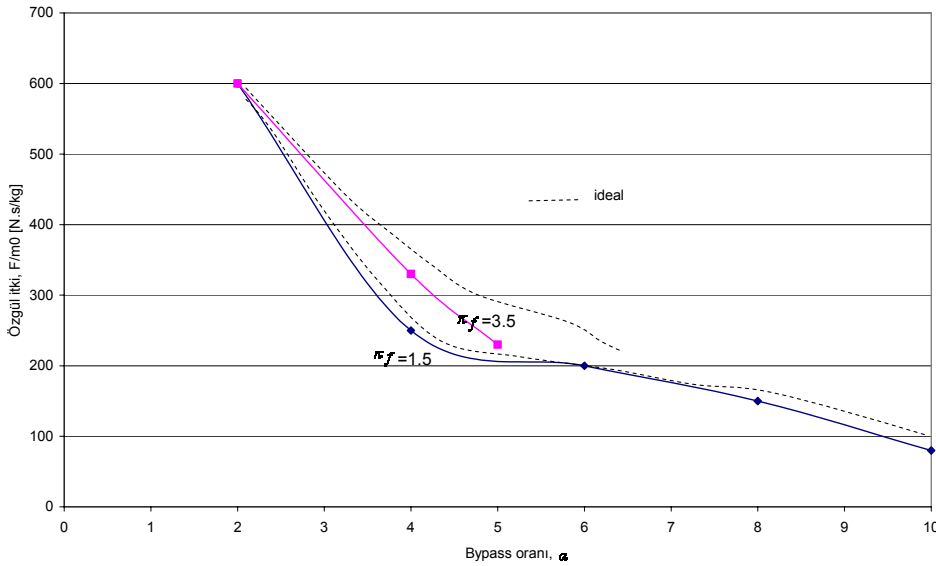


Şekil 2.8. Fan sıkıştırma oranıyla özgül itkinin değişimi [10]

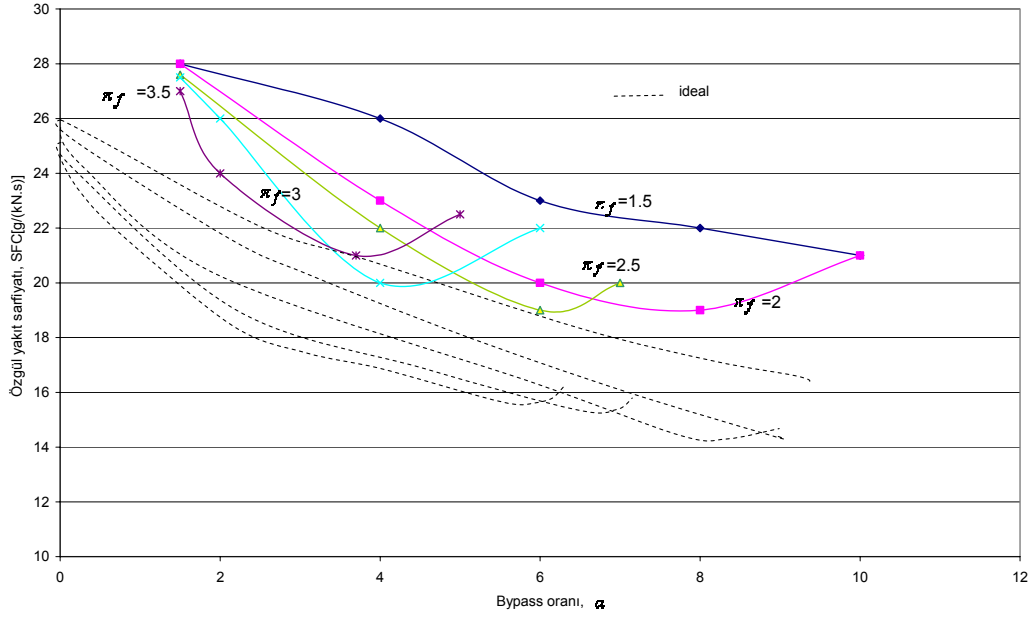


Şekil 2.9. Fan sıkıştırma oranıyla özgül yakıt sarfiyatının değişimi [10]

Şekil 2.8’de fan sıkıştırma oranının belirli bir değer artışına kadar özgül itki maksimum değerine ulaşırken, Şekil 2.9’da da özgül yakıt sarfiyatının minimum değerine ulaştığı görülmektedir. Her iki grafikte de bir eşik değer söz konusudur. Şekil 2.10 ve Şekil 2.11’de bypass oranının özgül itki ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkileri gösterilmektedir.



Şekil 2.10. Bypass oranıyla özgül itkinin değişimi [10]



**Şekil 2.11** Bypass oranıyla özgül yakıt sarfiyatının değişimi [10]

Şekil 2.10'da görüldüğü gibi bypass oranının artması özgül itki değerini azaltırken, bypass oranının belirli bir değerine kadar özgül yakıt sarfiyatının azaldığı daha sonra tekrar arttığı ve bir eşik değer oluşturduğu Şekil 2.11'de görülmektedir.

Parametrik analiz grafiklerinde, kompresör sıkıştırma oranının artmasıyla özgül yakıt sarfiyatının ve yakıt/hava oranının azaldığı görülmektedir. Kompresör sıkıştırma oranının küçük değerlerinde özgül itki değeri artarken, belirli bir kompresör sıkıştırma oranından sonra özgül itki sabit kalmaktadır. Yine bu grafiklerde bypass oranının artması, özgül itki ve özgül yakıt sarfiyatını azaltmakta olduğu gözlenmektedir. Uçuş Mach sayısının artması, özgül yakıt sarfiyatını artırırken özgül itki değerini de düşürmektedir. Fan sıkıştırma oranının belirli bir değere kadar artması, özgül itki değerini bir tepe noktasına ulaştırmakta ve bu eşik değerinden sonra özgül itkiyi azaltıcı etkisi olduğu görülmektedir. Aynı grafikte bypass oranının artması özgül itki değerini düşürdüğü görülmektedir. Fan sıkıştırma oranının belirli bir değere kadar artırılması, özgül yakıt sarfiyatını bir minimum değere ulaştırmakta olup bu eşik değerden sonra özgül yakıt sarfiyatını artırıcı yönde etki etmektedir.

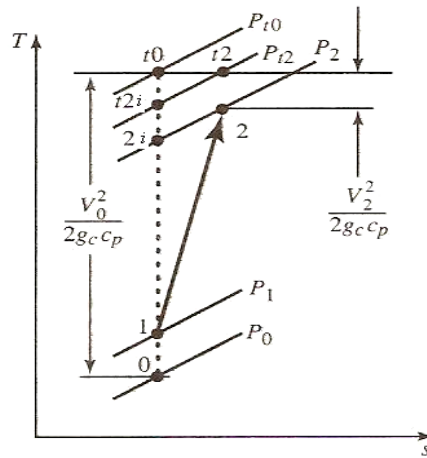
### 3. BİLEŞEN PERFORMANSI

Bu bölümde mükemmel gazın bileşen performans denklemleri her bir bileşende sabit özgül ısılar alınarak incelenmektedir. Bu kabuller, farklı motor tiplerinin basit çevrim analizlerini kolaylaştırmakta ve motor performans analizlerini kolaylaştırmaktadır. Bu bölümde ayrıca bileşenlerde meydana gelen kayıplar ve özgül ısıların değişimi hesaba katılarak analitik çözümler geliştirilmektedir.

Her bir motor bileşeni değer katsayısı ile karakterize edilmekte ve böylelikle bileşen performansı gerçek çevrim analizlerinde hesaba katılmaktadır. Toplam sıcaklık ve toplam basınç oranları bileşen değer katsayısının bulunmasında kullanılmıştır.

#### 3.1. Hava Alığı ve Difüzör

Hava alığında yüzey sürtünmelerinden ve şok dalgalarından dolayı bir basınç kaybı oluşmaktadır. Bu kayıp toplam basınçta  $\pi_d < 1$  olacak şekilde göz önünde tutulmaktadır. Hava alığında adyabatik akış kabulü yapmak mümkündür. Böylelikle  $\tau_d = 1$  olmaktadır. Şekil 3.1'de hava alığı ve kompresör için T-s diyagramı gösterilmektedir.



Şekil 3.1. Hava alığında konumların tanımlanması [3]

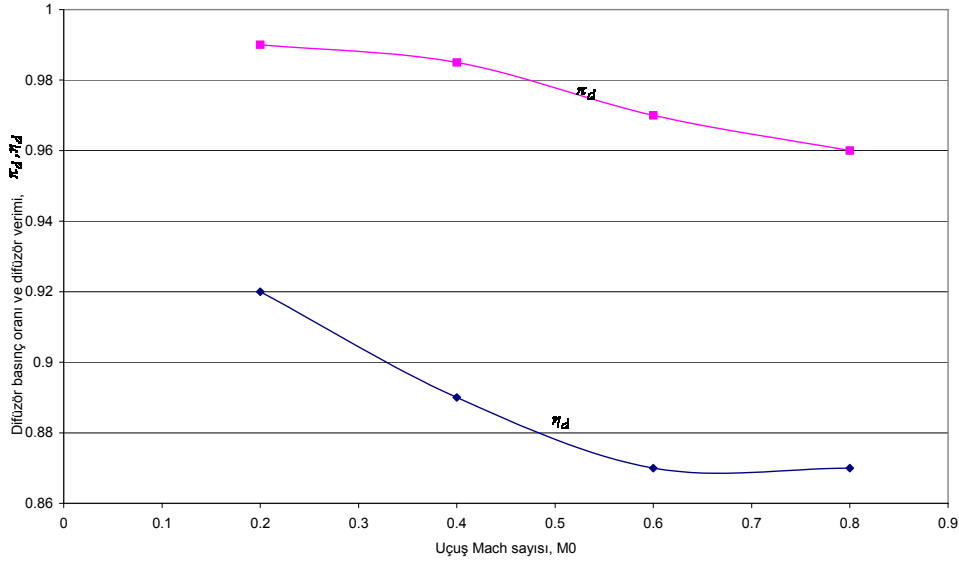
Difüzör (hava alığı) için izantropik verim  $\eta_d$  aşağıdaki şekilde ifade edilebilir:

$$\eta_d = \frac{h_{t2i} - h_0}{h_{t0} - h_0} \cong \frac{T_{t2i} - T_0}{T_{t0} - T_0} \quad (3.1)$$

Yukarıdaki verim ifadesi, sıcaklık ve basınç oranları türünden de aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\eta_d = \frac{\tau_{rd}^{(\gamma-1)/\gamma}}{\tau_r - 1} \quad (3.2)$$

Sayısal değerler konularak elde edilen Şekil 3.2 grafiğinde Uçuş Mach sayısı ile difüzör basınç oranı ve difüzör verimi görülmektedir.



**Şekil 3.2.** Uçuş Mach sayısı ile hava alığı basınç oranı ve hava alığı veriminin değişimi  
Şekil 3.2'de görüldüğü gibi uçuş Mach sayısının artmasıyla hava alığı basınç oranı ve hava alığı verimi azalmaktadır. Ancak hava alığı verimindeki düşüş daha fazladır.

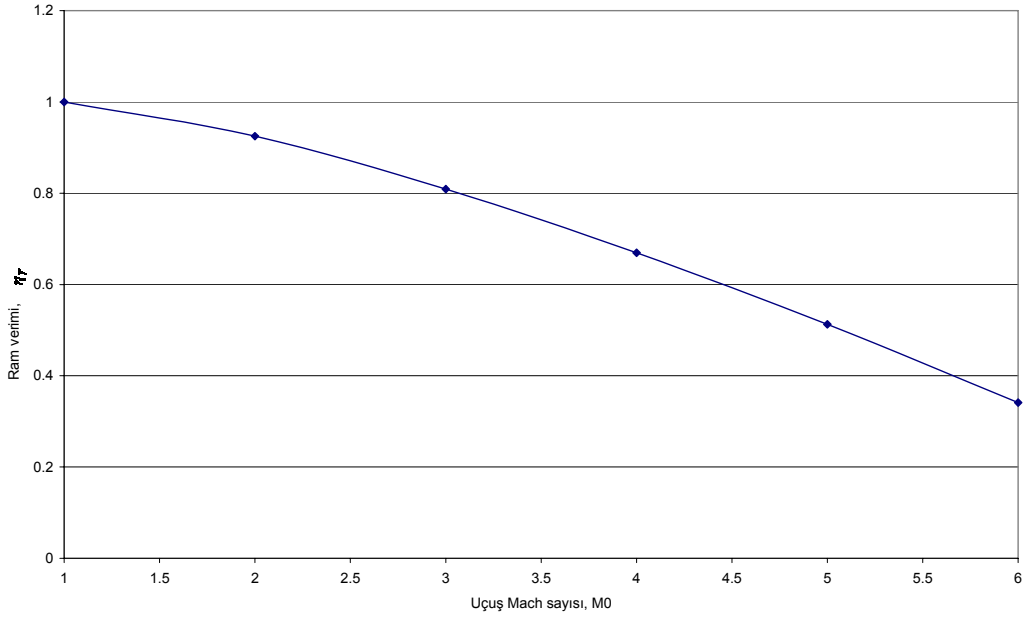
Süpersonik uçuşlarda şok dalgalarının ve yüzey sürtünmelerinin oluşmasıyla toplam basınç kaybı çok daha fazla olmaktadır. Hava alığı toplam basınç oranı ram(çarpan hava basınç oranı) ve difüzör basınç oranının bir fonksiyonudur.

$$\pi_d = \pi_{d \max} \eta_r \quad (3.3)$$

Sübsonik ve süpersonik akışlarda ram verimi şöyle verilmektedir [12]:

$$\eta_r = \left\{ \begin{array}{ll} 1 & M_0 \leq 1 \\ 1 - 0.075(M_0 - 1)^{1.35} & 1 < M_0 < 5 \\ \frac{800}{M_0^4 + 935} & 5 < M_0 \end{array} \right\} \quad (3.4)$$

Sayısal değerler yerine konularak yapılan hesaplamalarda Şekil 3.3'deki uçuş Mach sayısı ile ram verimi arasındaki grafik elde edilmiştir.



Şekil 3.3. Uçuş Mach sayısının  $\eta_r$  üzerindeki etkisi

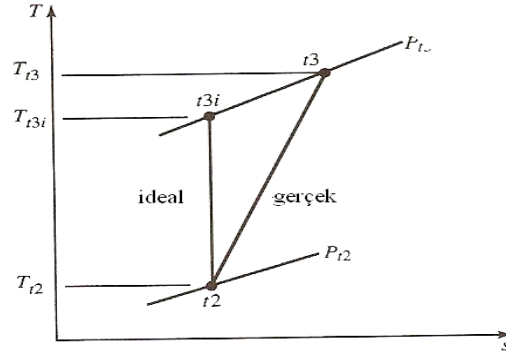
Şekil 3.3'te görüldüğü gibi uçuş Mach sayısının artması ram verimini azaltmaktadır.

## 3.2. Kompresör ve Türbin Verimleri

### 3.2.1. Kompresör izantropik verimi

Kompresördeki akışın adyabatik olduğu kabulü yapılabilir. Kompresör izantropik verimi  $\eta_c$  şu şekilde tanımlanır.

$$\eta_c = \frac{\text{Belirli bir } \pi_c \text{ değerindeki ideal kompresör işi}}{\text{Belirli bir } \pi_c \text{ değerindeki gerçek kompresör işi}} \quad (3.5)$$



Şekil 3.4. İdeal ve gerçek kompresör işlemi [3]

Şekil 3.4'te ideal ve gerçek kompresör işlemi görülmektedir. Birim akışkan başına verilen gerçek iş;

$$w_c = h_{t3} - h_{t2} [= C_p(T_{t3} - T_{t2})] \quad (3.6)$$

ideal iş ise,

$$w_{ci} = h_{t3i} - h_{t2} [= C_p(T_{t3i} - T_{t2})] \quad (3.7)$$

olarak yazılabilir. Burada  $h_{t3i}$  kompresör çıkışındaki ideal durgunluk entalpisidir. Kompresör izantropik verimi termodinamik özelliklere göre şu şekilde yazılabilir:

$$\eta_c = \frac{w_{ci}}{w_c} = \frac{h_{t3i} - h_{t2}}{h_{t3} - h_{t2}} \quad (3.8)$$

Mükemmel gaz için aşağıdaki ifade yazılabilir:

$$\eta_c = \frac{w_{ci}}{w_c} = \frac{C_p(T_{t3i} - T_{t2})}{T_{t3} - T_{t2}} = \frac{\tau_{ci} - 1}{\tau_c - 1} \quad (3.9)$$

İzantropik eşitlikten aşağıdaki (3.10) denklemi yazılabilir:

$$\tau_{ci} = \pi_{ci}^{(\gamma-1)/\gamma} = \pi_c^{(\gamma-1)/\gamma} \quad (3.10)$$

İzantropik verim ifadesi kompresör sıkıştırma oranı türünden yazılırsa,

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{\tau_c - 1} \quad (3.11)$$

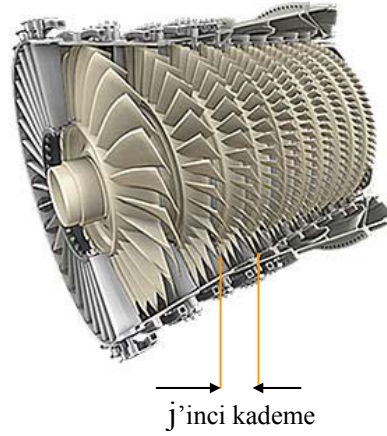
denklemler elde edilir.

### 3.2.2. Kompresör kademe verimi

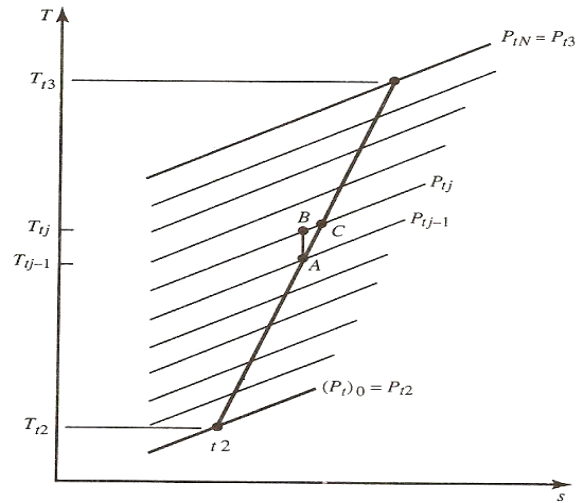
Çok kademeli kompresörlerde her kademenin (stator ve rotordan oluşan) bir izantropik verimi vardır. j'inci kademenin izantropik verimi  $\eta_{sj}$  ile gösterilecek olursa, bu kademedeki toplam basınç ve sıcaklık oranları da  $\tau_{sj}$  ve  $\pi_{sj}$  gösterilebilir. Denklem (3.11)'den j'inci kademe için verim ifadesi aşağıdaki şekilde yazılabilir:

$$\eta_{sj} = \frac{\pi_{sj}^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{\tau_{sj} - 1} \quad (3.12)$$

(3.11) denkleminde  $\tau_{sj} = T_{tj} / T_{tj-1}$  ve  $\pi_{sj} = P_{tj} / P_{tj-1}$ 'dir.



Şekil 3.5. Çok kademeli bir kompresörün yapısı



Şekil 3.6. Çok kademeli kompresörde T-s diyagramı [3]

Şekil 3.6'daki A-B uzunluğunun A-C uzunluğuna oranı kademe izantropik verimini vermektedir. Parantez dışındaki 0 kompresör girişini, parantez dışındaki N simgesi ise kompresör çıkışını göstermektedir. (3.11) denklemi kullanılarak toplam kompresör izantropik verimi şu şekilde ifade edilir:

$$\eta_c = \frac{(P_{t3}/P_{t2})^{(\gamma-1)/\gamma}}{T_{t3}/T_{t2} - 1} = \frac{[P_{tN}/(P_t)_0]^{(\gamma-1)/\gamma}}{T_{tN}/(T_t)_0 - 1} \quad (3.13)$$

(3.12) denklemi kullanılarak aşağıdaki ifadeler elde edilebilir:

$$\frac{T_{tj}}{T_{tj-1}} = 1 + \frac{1}{\eta_{sj}} \left[ \left( \frac{P_{tj}}{P_{tj-1}} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right] \quad (3.14)$$

$$\frac{T_{tN}}{(T_t)_0} = \prod_{j=1}^N \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_{sj}} \left[ \left( \frac{P_{tj}}{P_{tj-1}} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right] \right\} \quad (3.15)$$

( $\Pi$ , çarpımı ifade etmektedir)

$$\frac{P_{tN}}{(P_t)_0} = \prod_{j=1}^N \frac{P_{tj}}{P_{tj-1}}, \quad \frac{P_{tN}}{(P_t)_0} \equiv \pi_c \quad (3.16)$$

Böylelikle (3.15) eşitliği (3.16) denklemiyle de ifade edilebilir:

$$\eta_c = \frac{[P_{tN}/(P_t)_0]^{(\gamma-1)/\gamma}}{\prod_{j=1}^N \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_{sj}} \left[ \left( \frac{P_{tj}}{P_{tj-1}} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right] \right\}} \quad (3.17)$$

(3.17) denkleminde göre bir kompresörün izantropik verimi, kompresör sıkıştırma oranı, her bir kademenin basınç oranı ve her kademenin izantropik veriminin bir fonksiyonudur. (3.17) denklemi, N kademeli ve her kademesinin basınç oranı ve verimi eşit olan bir kompresörün izantropik verimi ve kademe verimi arasındaki ilişkiyi göstermektedir.

Her kademenin verimi ve basınç oranı eşit kabul edilirse;

$$\pi_c = \prod_{j=1}^N \left( \frac{P_{tj}}{P_{tj-1}} \right) = \pi_s^N \quad (3.18)$$

denklemi yazılır. Yukarıda  $\pi_s$  kademe basınç oranı,  $\eta_s$  ise kademe verimini göstermektedir. Ayrıca her kademe için aşağıdaki ifadeler yazılabilir:

$$\frac{T_{tj}}{T_{tj-1}} = 1 + \frac{1}{\eta_s} \left[ (\pi_s)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right] \quad (3.19)$$

$$\frac{T_{tN}}{(T_t)_0} = \tau_c = \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_s} \left[ (\pi_s)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right] \right\}^N \quad (3.20)$$

$$\tau_c = \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_s} \left[ (\pi_c)^{(\gamma-1)/N\gamma} - 1 \right] \right\}^N \quad (3.21)$$

$$\begin{aligned} \eta_c &= \frac{[\pi_c]^{(\gamma-1)/\gamma}}{\left\{ 1 + \frac{1}{\eta_s} \left[ (\pi_c)^{(\gamma-1)/N\gamma} - 1 \right] \right\}} \\ &= \frac{[\pi_s]^{(\gamma-1)/N\gamma}}{\left\{ 1 + \frac{1}{\eta_s} \left[ (\pi_s)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right] \right\}^N - 1} \end{aligned} \quad (3.22)$$

### 3.2.3. Kompresör politropik verimi

Kompresör politropik verimi, önceki bölümde açıklanan verim ifadeleriyle ilişkilidir ve aşağıdaki gibi tanımlanır:

$$e_c = \frac{\text{Kısmi fark basıncı değişimi için ideal iş}}{\text{Kısmi fark basıncı değişimi için gerçek iş}} \quad (3.23)$$

Böylece,

$$e_c = \frac{dw_i}{dw_a} = \frac{dh_{ti}}{dh_{ta}} = \frac{dT_{ti}}{dT_{ta}} \quad (3.24)$$

eşitliği yazılabilir.

İdeal bir kompresör için, izantropik bağıntı  $T_{ti} = P_{ti}^{(\gamma-1)/\gamma}$  *xsabit* şeklindedir.

$\frac{dT_{ti}}{T_t} = \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{dP_t}{P_t}$  olduğundan;

$$e_c = \frac{dT_{ti}}{dT_t} = \frac{dT_{ti}/T_t}{dT_t/T_t} = \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{dP_t/P_t}{dT_t/T_t} \quad (3.25)$$

ifadesi yazılabilir.

Politropik verimin sabit edildiği kabul edilirse;

$$\frac{dT_t}{T_t} = \frac{\gamma - 1}{\gamma e_c} \frac{dP_t}{P_t} \quad (3.26)$$

eşitliği yazılabilir.

t2 ve t3 durumları arasında integral uygulanırsa;

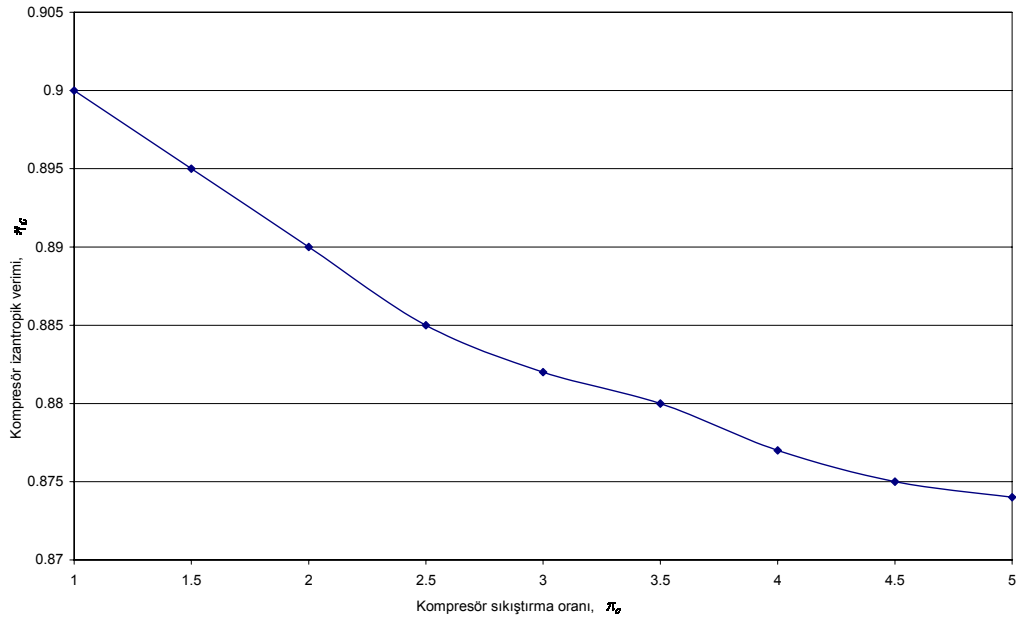
$$\ln \frac{T_{t3}}{T_{t2}} = \frac{\gamma - 1}{\gamma e_c} \ln \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \quad (3.27)$$

$$\tau_c = \pi_c^{(\gamma-1)/\gamma e_c} \quad (3.28)$$

eşitliği elde edilir. Hesaplamaların genelinde politropik verim sabit kabul edilerek (3.29) ifadesi yazılabilir:

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{\tau_c - 1} = \frac{\pi_c^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{\pi_c^{(\gamma-1)/\gamma e_c} - 1} \quad (3.29)$$

Sayısal değerler yerine konularak kompresör sıkıştırma oranıyla kompresör izantropik veriminin değişimi Şekil 3.7'deki gibi ifade edilebilir.



Şekil 3.7.  $e_c=0.9$  için kompresör basınç oranıyla izantropik verimin değişimi

Kompresörde değer katsayısı olarak politropik verim kullanılacaktır. Çevrim analizlerinde, (3.28) ve (3.29) eşitlikleri kompresör sıkıştırma oranının ve izantropik verimin elde edilmesinde kullanılmaktadır.

### 3.2.4. Kompresör verimleri arasındaki ilişki

Bu bölümde kademe sayısının çok fazla olduğu ve kademe başın olan sıkıştırma oranının çok küçük olduğu varsayımıyla  $\eta_s$  değeri  $e_c$  değerine yakınsadığı kabul edilerek eşitlikler elde edilmektedir.

$$1 - x^{1/N} = \frac{y}{N} \text{ ise } x = \left(1 - \frac{y}{N}\right)^N$$

ve

$$x = \left(1 - \frac{y}{N}\right)^N = 1 + N\left(\frac{-y}{N}\right) + \frac{N(N-1)}{1.2}\left(\frac{-y}{N}\right)^2 + \dots \text{ 'dir.}$$

Eğer N is çok büyükse;

$$x = 1 - y + \frac{y^2}{2!} - \frac{y^3}{3!} + \dots = e^{(-y)}$$

$$y = -\ln x$$

$$\left[1 + \frac{1}{\eta_s} \left(\pi_c^{(y-1)/\gamma N} - 1\right)\right]^N \equiv \left[1 - \frac{1}{\eta_s} \left(1 - \pi_c^{(y-1)/\gamma N}\right)\right]^N$$

$$\frac{y}{N} = 1 - \pi_c^{(y-1)/\gamma N} = 1 - x^{1/N}, x = \pi_c^{(y-1)/\gamma}$$

N çok büyük olduğundan;

$$1 - \pi_c^{(y-1)/\gamma N} \rightarrow \frac{y}{N} = -\frac{1}{N} \ln x = -\frac{1}{N} \ln \pi_c^{(y-1)/\gamma}$$

$$\left[1 - \frac{1}{\eta_s} \left(1 - \pi_c^{(y-1)/\gamma N}\right)\right]^N \rightarrow \left(1 + \frac{1}{\eta_s} \frac{1}{N} \ln \pi_c^{(y-1)/\gamma}\right)^N$$

$$= \left(\frac{1}{N} \ln \pi_c^{(y-1)/\gamma \eta_s}\right)^N$$

ifadeleri yazılabilir. Çok sayıda kademe olduğunda  $(1 - z/N)^N$  değeri  $e^{-z}$  değerine yakınsar.  $z = -\ln \pi_c^{(y-1)/\gamma}$ ,  $e^{-z} = \pi_c^{(y-1)/\gamma N}$  olduğundan yüksek N değeri için çok kademeli kompresörde (3.30) denklemi elde edilir.

$$\left[ 1 - \frac{1}{\eta_s} \left( 1 - \pi_c^{(\gamma-1)/\gamma N} \right) \right]^N \rightarrow \pi_c^{(\gamma-1)/\gamma \eta_s}$$

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{\pi_c^{(\gamma-1)/\gamma \eta_s} - 1} \quad (3.30)$$

Çok kademeli kompresörlerde yani N sayısının çok yüksek olması durumunda  $\eta_s$   $e_c$  değerine yakınsadığından, (3.29) denkleminde  $e_c$  yerine  $\eta_s$  parametresi yazılmıştır.

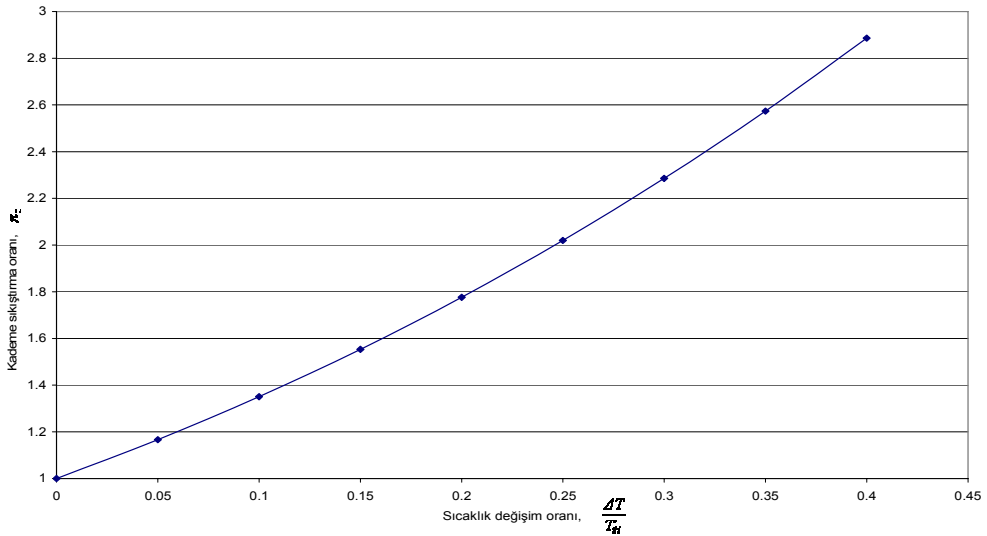
Çok kademeli kompresörde her bir kademe, akışın durgunluk sıcaklığı eşit miktarda artırmaktadır. Kademedeki durgunluk sıcaklık artışı  $\tau_s$  ile gösterilecek olursa, durgunluk sıcaklık değişimi  $\Delta T_t$  aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\tau_s = 1 + \frac{\Delta T_t}{T_{ti}} \quad (3.31)$$

Kademe basınç oranı ve sıcaklık oranıyla politropik verim arasındaki ilişki tekrar yazılacak olursa;

$$\pi_s = (\tau_s)^{\eta_c / (\gamma-1)} = \left( 1 + \frac{\Delta T_t}{T_{ti}} \right)^{\eta_c / (\gamma-1)} \quad (3.32)$$

eşitliği elde edilir. Parantez içindeki sıcaklık değişim oranı arttıkça kademe basınç oranının artmakta olduğu Şekil 3.8’de görülmektedir.



**Şekil 3.8.** Kompresör kademe basınç oranının sıcaklık oranıyla değişimi

Şekil 3.8'de  $\gamma = 1.4$  ve  $e_c = 0.9$  alınmıştır. Bu grafiğe göre 300 K giriş sıcaklığı için 30 K'lık bir sıcaklık değişimi için kompresör kademe basınç oranı 1.35 civarında elde edilmektedir.

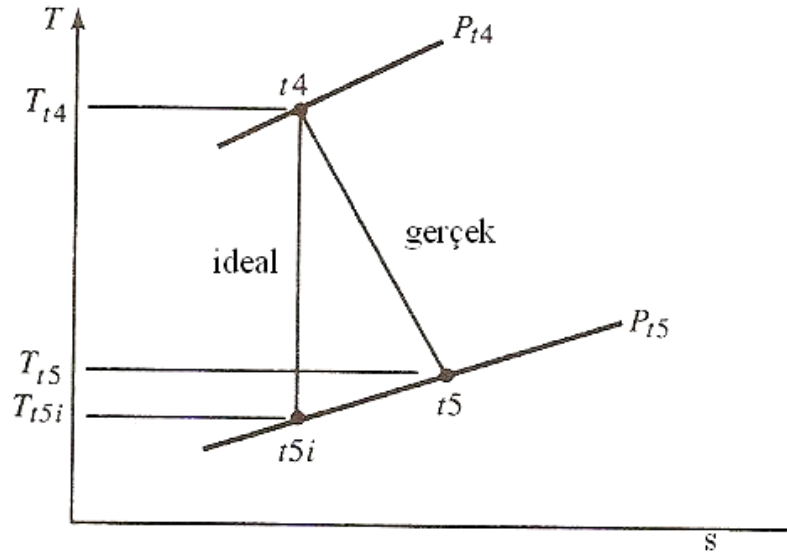
### 3.2.5. Türbin izantropik verimi

Modern türbinler, kompresörden gelen soğutma havasının sabit kanatçıklar ve rotora ulaştırılmasıyla birincil hava ile karışarak soğutma işlemine tabi tutulurlar. Buradaki akış adyabatik kabul edilebilir ancak karışma işleminden dolayı bir kayıp mevcuttur.

Türbin için izantropik verim ifadesi aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\eta_t = \frac{\text{Belirli bir } \pi_t \text{ değerinde gerçek türbin işi}}{\text{Belirli bir } \pi_t \text{ değerinde ideal türbin işi}} \quad (3.33)$$

Şekil 3.9'da türbindeki gerçek ve ideal çalışma şartlarındaki türbinin T-s diyagramı görülmektedir.



Şekil 3.9. İdeal ve gerçek türbin T-s diyagramı [3]

Şekil 3.10'da ise çok kademeli aksenal akışlı bir türbinin şekli gösterilmektedir.



**Şekil 3.10.** Çok kademeli aksel akışlı türbin

Şekil 3.9’da gösterilen ideal ve gerçek genişleme işlemlerinin T-s diyagramına göre birim akışkan başına gerçek türbin işi;

$$h_{t4} - h_{t5} [= C_p(T_{t4} - T_{t5})] \quad (3.34)$$

ideal iş ise;

$$h_{t4} - h_{t5i} [= C_p(T_{t4} - T_{t5i})] \quad (3.35)$$

olarak yazılmaktadır. Burada  $T_{t5i}$  ideal türbin çıkış durgunluk sıcaklığını göstermektedir. Termodinamik özelliklere göre türbin izantropik verimi şu şekilde yazılabilir:

$$\eta_t = \frac{h_{t4} - h_{t5}}{h_{t4} - h_{t5i}} = \frac{T_{t4} - T_{t5}}{T_{t4} - T_{t5i}} \quad (3.36)$$

$$\eta_c = \frac{1 - \tau_t}{1 - \pi_t^{(\gamma-1)/\gamma}} \quad (3.37)$$

### 3.2.6. Türbin kademe verimi

Kompresör kademe veriminde olduğu gibi türbin kademe verimi de türbin izantropik verimi ve türbin kademe basınç oranı türünden yazılabilir.

$$\eta_t = \frac{1 - \prod_{j=1}^N \left[ 1 - \left( \frac{1}{\eta_{sj}} \right) \left( \pi_{sj}^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right) \right]}{1 - \pi_t^{(\gamma-1)/\gamma}} \quad (3.38)$$

Tüm kademelerdeki basınç oranı ve izantropik verim eşit kabul edilirse aşağıdaki denklem yazılabilir:

$$\eta_t = \frac{1 - \left[ 1 - (1/\eta_s) \left( 1 - \pi_s^{(\gamma-1)/\gamma} \right)^N \right]}{1 - \pi_t^{(\gamma-1)/\gamma}} \quad (3.39)$$

### 3.2.7. Türbin politropik verimi

Türbin politropik verimi  $e_t$ , türbin izantropik verimi tanımındaki ifadeye benzer bir ifadeyle tanımlanabilir:

$$e_t = \frac{\text{Belirli bir fark basınç değişimindeki gerçek türbin işi}}{\text{Belirli bir fark basınç değişimindeki ideal türbin işi}} \quad (3.40)$$

$$e_t = \frac{dw}{dw_i} = \frac{dh_t}{dh_{ti}} = \frac{dT_t}{dT_{ti}} \quad (3.41)$$

İzantropik bağıntılardan yararlanılarak;

$$\frac{dT_{ti}}{dT_t} = \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{dP_t}{P_t}, \quad e_t = \frac{dT_{ti}}{dT_t} = \frac{dT_t/T_t}{dT_t/P_t} = \frac{dT_t/T_t}{\frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{dP_t}{P_t}} \quad (3.42)$$

ifadeleri yazılabilir.

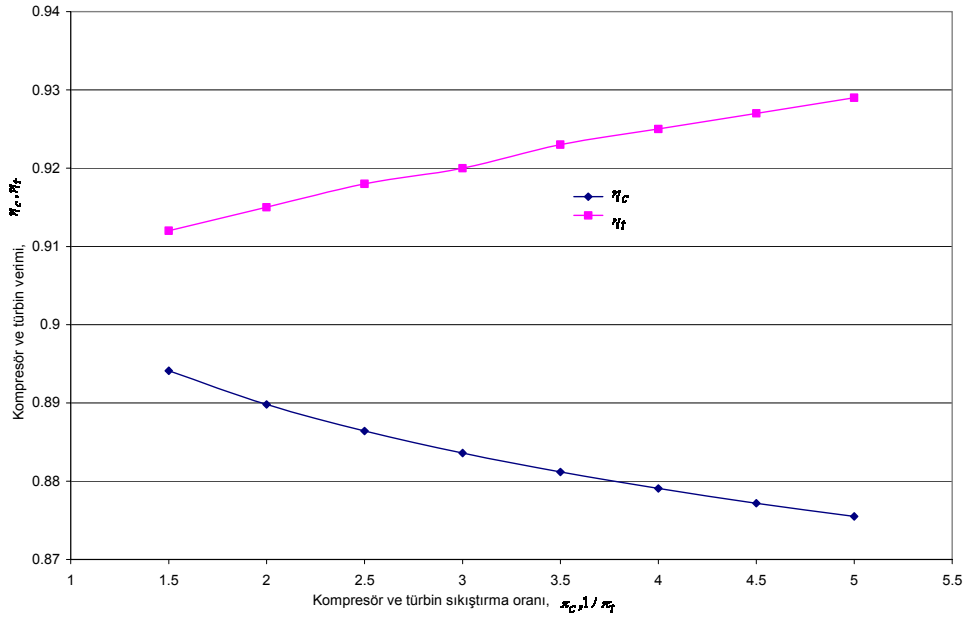
Politropik verimin sabit olduğu kabul edilirse;

$$\pi_t = \tau_t^{\gamma/[(\gamma-1)e_t]} \quad (3.43)$$

$$\eta_t = \frac{1 - \tau_t}{1 - \tau_t^{1/e_t}} \quad (3.44)$$

$$\eta_t = \frac{1 - \pi_t^{(\gamma-1)/\gamma e_t}}{1 - \pi_t^{(\gamma-1)/\gamma}} \quad (3.45)$$

denklemleri elde edilir. Sayısal değerler yerine konularak kompresör ve türbin basınç oranlarıyla, kompresör ve türbin verimleri arasındaki ilişki Şekil 3.11'deki gösterilebilir. Şekil 3.11'e göre kompresör basınç oranı arttığında kompresör izantropik verimi azalırken, türbin basınç oranı arttığında türbin veriminin arttığı görülmektedir.



Şekil 3.11. Kompresör ve türbin verimlerinin basınç oranlarıyla değişimi

### 3.3. Yanma Verimi ve Basınç Kaybı

Yanma odasında yakıtın tam olarak yakılamaması ve durgunluk basınç kayıplarından dolayı bir verim ifadesi tanımlamaya gerek duyulmaktadır. Yanma verimi  $\eta_b$  şu şekilde tanımlanır:

$$\eta_b = \frac{(\dot{m} + \dot{m}_f)h_{t4} - \dot{m}h_{t3}}{\dot{m}_f h_{PR}} = \frac{(\dot{m} + \dot{m}_f)C_{p4}T_{t4} - \dot{m}C_{p3}T_{t3}}{\dot{m}_f h_{PR}} \quad (3.46)$$

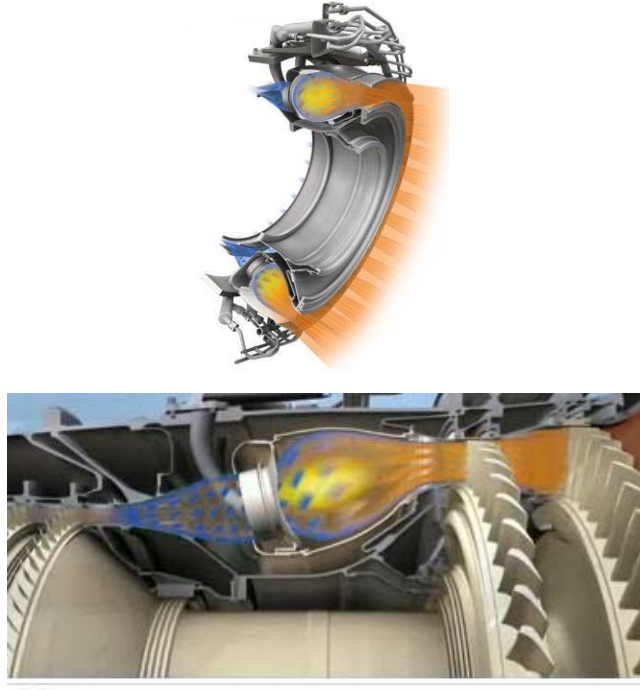
$C_{p3}$ ,  $C_{pc}$  değerine,  $C_{p4}$  ise  $C_{pt}$  değerine yakınsadığında yanma verimi (3.47) eşitliğinde elde edilmiş olur.

$$\eta_b = \frac{(\dot{m} + \dot{m}_f)C_{pt}T_{t4} - \dot{m}C_{pc}T_{t3}}{\dot{m}_f h_{PR}} \quad (3.47)$$

Yanma odasındaki sürtünmelerden ve sonlu sayıda Mach sayısı oluşan durgunluk basınç kayıpları yanma odasında kayıp olarak karşımıza çıkmaktadır. Performans analizlerinde bu kayıplar hesaba katılmaktadır. Aşağıdaki denklem bu basınç kaybını açıklamaktadır.

$$\pi_b = \frac{P_{t4}}{P_{t3}} < 1 \quad (3.48)$$

Yanma odasında yanma verimi ve yanma odası durgunluk basınç kaybı değeri katsayısı olarak göz önünde bulundurulmaktadır. Şekil 3.12’de yanma odası şekli gösterilmektedir.



Şekil 3.12. Yanma odası

### 3.4. Egzost Basınç Kaybı

Türbin çıkışı ve egzost girişinde durgunluk basınç kaybı mevcuttur. Bu kayıp aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$P_8 \neq P_0 \text{ ve } \pi_n = \frac{P_{t8}}{P_{t7}} < 1$$

Egzostta adyabatik akış söz konusu olduğundan  $\tau_n = 1$  kabul edilebilir. Egzostta  $\pi_n$  değeri katsayısı olarak alınmaktadır.

Çizelge 3.1’de farklı teknoloji seviyelerine göre bileşen katsayılarının değerleri görülmektedir.

**Çizelge 3.1.** Farklı teknoloji seviyelerinde bileşen değer katsayıları [3]

Bileşen	Değer katsayısı	Tipi	Teknoloji seviyesi			
			1	2	3	4
Hava alığı	$\pi_{d max}$	A	0.90	0.95	0.98	0.995
		B	0.88	0.93	0.93	0.98
		C	0.85	0.90	0.94	0.96
Kompresör	$e_c$		0.80	0.84	0.88	0.90
Fan	$e_f$		0.78	0.82	0.86	0.89
Yanma odası	$\pi_b$		0.90	0.92	0.94	0.95
	$\eta_b$		0.85	0.91	0.98	0.99
Türbin	$e_t$	Soğutmalı	0.80	0.85	0.89	0.90
		Soğutmasız		0.83	0.87	0.89
Lüle	$\pi_n$	D	0.95	0.97	0.98	0.995
		E	0.93	0.96	0.97	0.98
		F	0.90	0.93	0.95	0.97
Maksimum $T_{14}$		(K)	1110	1670	2000	2220

A=nacelleli motora sahip sübsonik uçak

D=sabit alanlı yakınsak lüle

B=motor gövdede ve sübsonik uçak

E=değişken alanlı yakınsak lüle

C=motor gövdede ve süpersonik uçak

F=değişken alanlı yakınsak-ıraksak lüle

#### 4. TURBOFAN MOTORLARININ PERFORMANS ANALİZLERİ

Motor performans analizleri (off-dizayn analiz), parametrik analizlerle yakından ilişkilidir. Parametrik analizlerde kompresör sıkıştırma oranı, yanma odası çıkış sıcaklığı ve uçuş koşulları gibi parametreler bağımsız olarak seçilebilmekteydi. Bu durumda bu parametrelere bağlı olan başka parametreler örneğin türbin sıcaklık oranı gibi parametreler performans analizlerinde karşılaşılmaktadır. Parametrik analizlerde tasarım koşullarına göre motorun özgül performansı denilen özgül itki ve özgül yakıt sarfiyatı gibi değerleri hesaplanmaktaydı. Parametrik hesaplamalardaki bu tasarım girdi değerleri tasarım noktası veya referans değerler olarak isimlendirilmektedir.

İtki sistemi uçak üzerine yerleştirildiğinde, motor performansı uçuş koşullarına ve gaz kolu pozisyonuna göre değişmekte ve motor kontrol sistemi tarafından belirli bir limit değerinde tutulmaktadır. Böylece itki ve yakıt sarfiyatı değişmektedir. Bu bölümde, yüksek bypasslı, ardyanmasız, ayırık akışlı ve yakınsak lüleli bir motorun tasarım koşulları dışında performansının değişimi incelenmektedir. Motor performans hesaplamaları, parametrik analizlerini de yapan Ek-1'deki program [10] vasıtasıyla yapılabilmektedir.

Motor performans analizi için çalışma şartları içerisinde her bileşenin bileşen davranışlarının bilinmesi gerekmektedir.

##### 4.1. Referans Değerler ve Motor Performans Analiz Kabulleri

Gaz türbinli bir motorun performansının tahmin edilebilmesi için bazı fonksiyonel bağıntılara ihtiyaç vardır. Bu bağıntılar tek boyutlu ve sürekli akışta mükemmel gazın, kütle, enerji, momentum ve entropi denklemlerinden oluşmaktadır.

$$f(\tau, \pi) = \text{sabit}$$

Referans koşulları R ile gösterilecek olursa

$$f(\tau, \pi) = f(\tau_R, \pi_R) = \text{sabit}$$

olmaktadır.

Deniz seviyesi statik (SLS) koşulu, motorun normal referans (dizayn noktası) noktasıdır. Turbofan motorlarının performans hesaplamasında aşağıdaki kabuller yapılmaktadır:

- Yüksek basınç türbini giriş lülesinde, düşük basınç türbini giriş lülesinde ve birincil akım lülesinde akış boğulmuş kabul edilir (choked flow). Ayrıca bypass akım bölgesindeki akış da aynı özelliğe sahiptir.
- Yanma odasında, birincil akım çıkış lülesinde ve bypass akım çıkış lülesinde toplam basınç oranı değeri, referans değerleriyle aynıdır.
- Bileşen verimleri, referans noktasındaki değerlerle aynıdır.
- Akışkan gaz mükemmel bir gazdır.

#### 4.2. Boyutsuz ve Düzeltilmiş Bileşen Performans Parametreleri

Basınç ve sıcaklık değerleri, deniz seviyesi statik standart koşullardaki basınç ve sıcaklık değerlerine bölünmesiyle boyutsuz parametreler elde edilmektedir. Boyutsuz basınç ve sıcaklık parametreleri  $\delta$  ve  $\theta$  ile gösterilecek olursa,

$$\delta_i \equiv \frac{P_{ti}}{P_{ref}} \quad (4.1a)$$

$$\theta_i \equiv \frac{T_{ti}}{T_{ref}} \quad (4.1b)$$

$P_{ref} = 101325 Pa$  ,  $T_{ref} = 288.2K$  değerlerine sahiptir. Bu referans değerler deniz seviyesi statik koşullardaki basınç ve sıcaklık değerleridir.

Boyutsuz motor bileşen analizlerinde Reynold sayısı, kanatçık uç hızı/ses hızı oranı, kompresör sıkıştırma oranı ve adyabatik verim ve motor ara yüzündeki Mach sayısı gibi boyutsuz parametreler önemli boyutsuz büyüklüklerdir.

$i$  noktasındaki düzeltilmiş kütle debisi şu şekilde tanımlanır:

$$\dot{m}_{ci} = \frac{\dot{m}_i \sqrt{\theta_i}}{\delta_i} \quad (4.2)$$

Akış parametresi (MFP);

$$MFP \equiv \frac{\dot{m} \sqrt{T_t}}{P_t A} \quad (4.3a)$$

veya

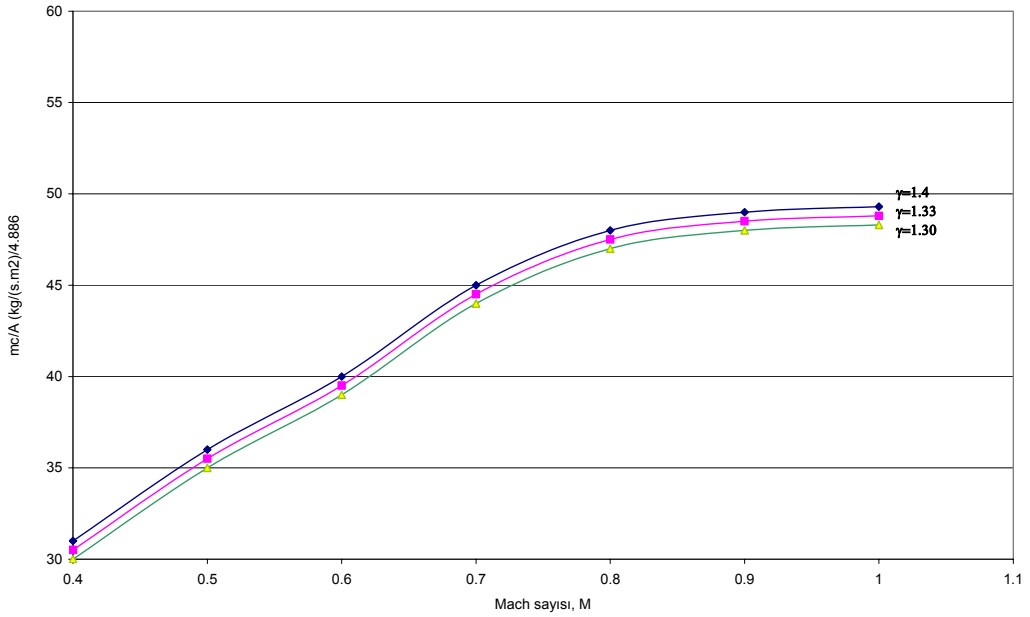
$$MFP(M) = \frac{M \sqrt{\gamma g_c / R}}{\left\{ 1 + [(\gamma - 1) / 2] M^2 \right\}^{(\gamma + 1) / [2(\gamma - 1)]}} \quad (4.3b)$$

olarak ifade edilirse aşağıdaki (4.4) ve (4.5) denklemleri elde edilir:

$$\dot{m}_i = \frac{P_{ti}}{\sqrt{T_{ti}}} \times A_i \times MFP(M_i) \quad (4.4)$$

$$\frac{\dot{m}_{ci}}{A_i} = \frac{\dot{m}_i \sqrt{T_{ti}}}{P_{ti}} \frac{P_{ref}}{\sqrt{T_{ref}}} = \frac{P_{ref}}{\sqrt{T_{ref}}} MFP(M_i) \quad (4.5)$$

(4.5) denklemi, birim alana düşen düzeltilmiş hava debisinin Mach sayısı cinsinden ifadesini göstermektedir.



Şekil 4.1. Mach sayısı ile birim alana düşen düzeltilmiş debi arasındaki ilişki

Şekil 4.1’de farklı özgül ısılar oranı değerlerinde Mach sayısı ile birim alana düşen düzeltilmiş hava debisi arasındaki ilişki görülmektedir. Bu şekilde Mach sayısının artmasıyla birim alana düşen hava debisinin arttığı görülmektedir.

Düzeltilmiş motor hızı(şaft devri), kanatçık Mach sayısı ile ilişkilidir ve şu şekilde tanımlanır:

$$N_{ci} \equiv \frac{N}{\sqrt{\theta_i}} \quad (4.6)$$

(4.1) denkleminde (4.5) denklemini de dahil olmak üzere verilen eşitlikler, turbomakinelere belirli bir standardın oluşturulması açısından sıkça kullanılmaktadır. Bu parametrelerin dışında gaz türbinli motorların performans tanımlaması için düzeltilmiş itki ( $F_c$ ), düzeltilmiş itki özgül yakıt sarfiyatı ( $TSFC_c$ ) ve düzeltilmiş yakıt debisi ( $\dot{m}_{fc}$ ) aşağıdaki denklemlerle ifade edilebilmektedir:

$$F_c \equiv \frac{F}{\delta_0} \quad (4.7)$$

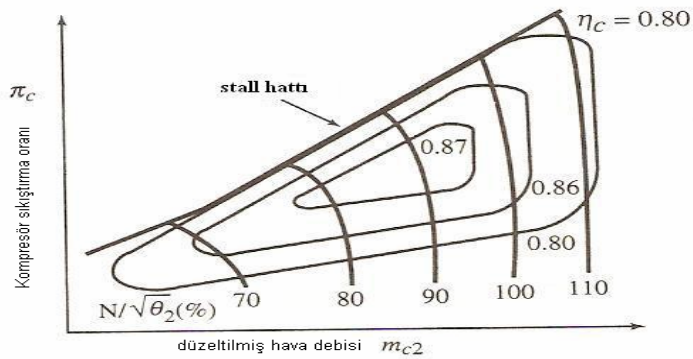
$$TSFC_c \equiv \frac{TSFC}{\sqrt{\theta_0}} \quad (4.8)$$

$$\dot{m}_{fc} \equiv \frac{\dot{m}_f}{\delta_2 \sqrt{\theta_2}} \quad (4.9)$$

$$TSFC_c \equiv \pi_d \frac{\dot{m}_{fc}}{F_c} \quad (4.10)$$

### 4.3. Kompresör ve Fan Performans Haritası

Kompresör veya fanın performansı, durgunluk basınç oranı, düzeltilmiş kütle debisi, düzeltilmiş motor hızı ve bileşen verimiyle tanımlanır. Şekil 4.2’de kompresör çalışma haritası görülmektedir.

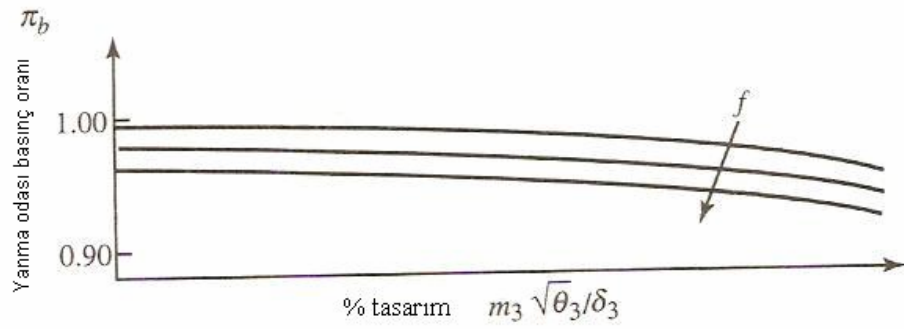


Şekil 4.2. Kompresör çalışma haritası [3]

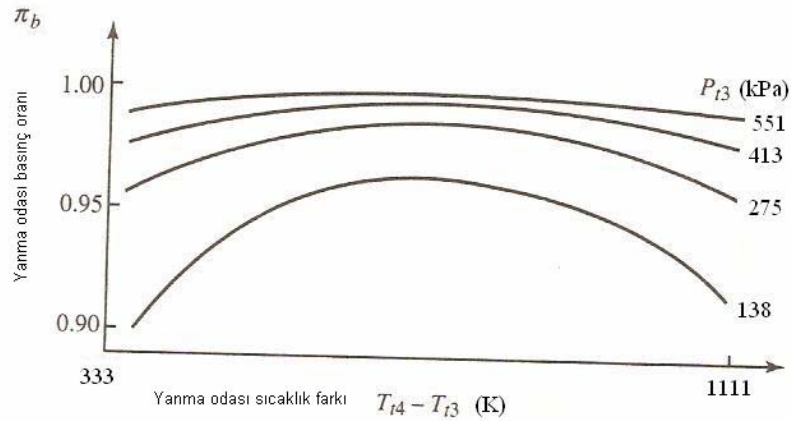
Şekil 4.2’de görülen kompresör haritasında kompresör veya fan için kısıtlayıcı nokta, stall hattı denilen çalışma hattıdır. Sürekli akış durumunda bu hattın yukarısında çalışmak olanaksızdır ve gaz türbinli motorlar için tehlikeli bir bölgedir.

#### 4.4. Yanma Odası Haritası

Yanma odası performansını etkileyen parametreler yanma odası basınç oranı ve yanma verimidir. Yanma odası basınç oranı, düzeltilmiş kütle debisiyle farklı yakıt/hava oranı değerlerinde Şekil 4.3’deki gibi değişmektedir. Yanma odası basınç oranı ise farklı giriş basınç değerlerinde yanma odası sıcaklık artışıyla Şekil 4.4’deki gibi gösterilmektedir.



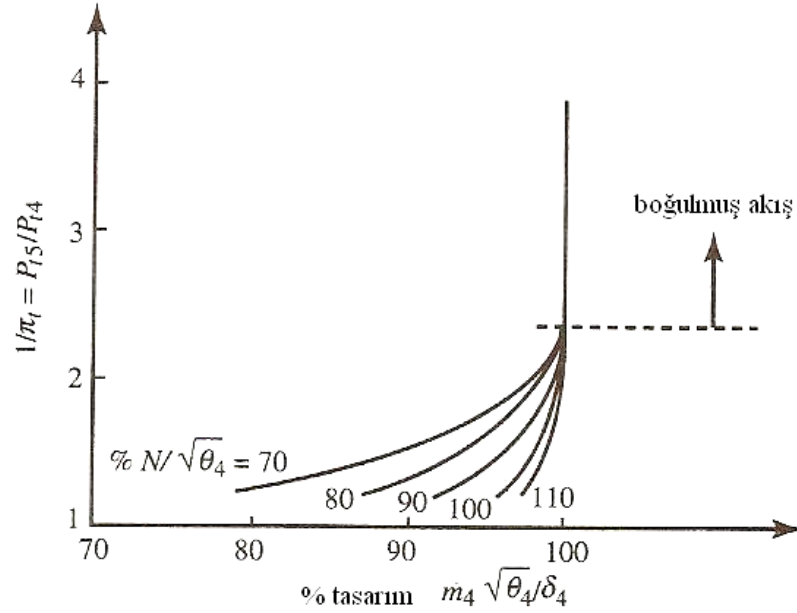
Şekil 4.3. Yanma odası basınç oranı [3]



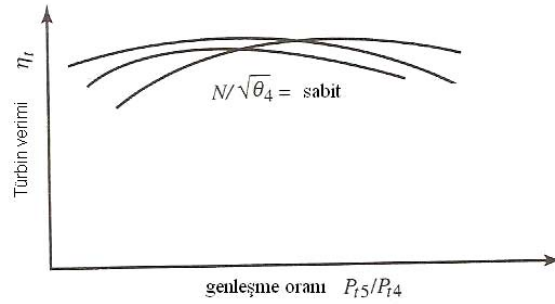
Şekil 4.4. Yanma verimi [3]

#### 4.5. Türbin Haritası

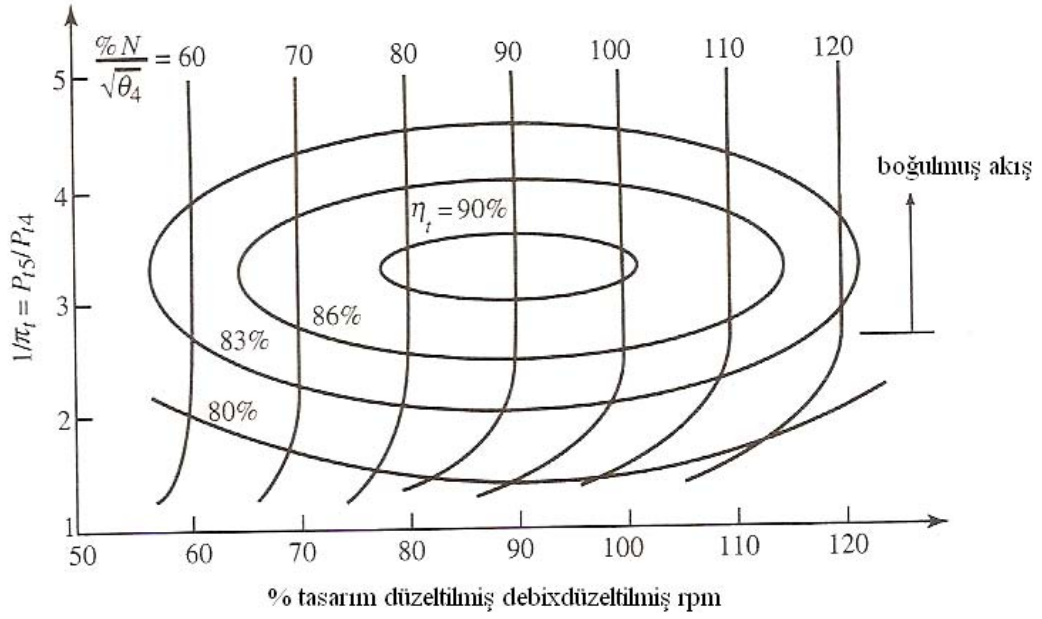
Türbine ulaşan hava öncelikle, sabit kanatçıklara çarpar, akışın yönü değişir ve akış ivmelendirilir. Böylelikle teğetsel momentum artırılır. Buradan geçen hava rotor kanatçıklarına çarpar ve kanatçıklar akışkanın enerjisini transfer ederler. Türbinden yüksek değerde güç/ağırlık değeri elde etmek için türbin rotor ilk kademesine giren akış süpersonik olmalıdır. Bu sebepten minimum alan için gerekli kütle debisi (4.5) denklemine göre sabit alanlı türbin için sabit olacaktır. Bu durum Şekil 4.5’de gösterilmektedir.



Şekil 4.5. Tipik bir türbin akış haritası [3]



Şekil 4.6. Türbin verim haritası [3]



Şekil 4.7. Türbin bütünleşik performans haritası [3]

Türbin performansı, durgunluk basınç oranı, düzeltilmiş kütle debisi, düzeltilmiş türbin hızı ve bileşen verimiyle ifade edilir. Performans haritaları bu parametrelerden ikisinin bir arada tek bir haritada gösterildiği gibi, parametrelerin hepsinin tek bir haritada performansın gösterimi mümkün olmaktadır. Şekil 4.5’den Şekil 4.7’ye kadar olan şekiller türbin performansını göstermektedir. Gaz türbininin çalışma şartlarında türbin veriminin değişimi ihmal edilecek düzeydedir. Genellikle hesaplamalarda türbin verimi sabit alınmaktadır.

#### 4.6. Ayrık Akışlı ve Yakınsak Lüleli Turbofan Motorunun Performans Analiz Denklemleri

Ticari sübsonik taşımacılıkta kullanılan uçakların motorları genellikle iki shaftlı, yakınsak lüleli ve ayrık akışlı turbofan motor tipine sahiptirler. Egzost lülesinde boğaz bölgesi sabit alanlıdır. Egzost bölgesinde durgunluk basıncı/atmosfer statik basıncı oranı eğer  $[(\gamma + 1)/2]^{\gamma/(\gamma-1)}$  değerine eşit veya büyükse akış boğulmuştur (choked). Egzostta boğulmamış (unchoked) akış söz

konusuysa lüle çıkış basıncı atmosfer basıncına eşit ve çıkış Mach sayısı sübsoniktir. Çizelge 4.1’de performans analiz değişkenleri verilmektedir.

**Çizelge 4.1.** Ayrık akışlı turbofan motorunun performans analiz değişkenleri [3]

Bileşen	Değişkenler		
	Bağımsız	Sabit ya da bilinen	Bağımlı
Motor	$M_0, T_0, P_0$		$\dot{m}_0, \alpha$
Difüzör		$\pi_d = f(M_0)$	
Fan			$\pi_f, \tau_f$
HPC			$\pi_{cH}, \tau_{cH}$
Yanma odası	$T_{t4}$	$\pi_b, \eta_b$	$f$
HPT		$\pi_{tH}, \tau_{tH}$	
LPT			$\pi_{tL}, \tau_{tL}$
Ana egzost lülesi		$\pi_n$	$M_8$
Fan egzost lülesi		$\pi_{fn}$	$M_{18}$
<b>Toplam</b>	<b>4</b>		<b>11</b>

Çizelge 4.2 ve Çizelge 4.3’te performans analiz için girdi ve çıktı değerleri verilmektedir.

**Çizelge 4.2.** Ayrık akışlı turbofan motorunun performans analiz girdi değerleri [3]

Uçuş parametreleri	$M_0, T_0, P_0$
Güç düzeyi	$T_{t4}$
Tasarım sabitleri	$\pi_{d max}, \pi_b, \pi_{tH}, \pi_{fn}, \tau_{tH}, \eta_f, \eta_{cH}, \eta_b, \eta_{mH}, \eta_{mL}$ $\gamma_c, \gamma_t, C_{pc}, C_{pt}, h_{PR}$
Referans koşullar	$M_{0R}, T_{0R}, P_{0R}, \tau_{rR}, \pi_{rR}, T_{t4R}$
Bileşen davranışı	$\pi_{dR}, \pi_{fR}, \pi_{cHR}, \pi_{tLR}, \tau_{fR}, \tau_{cHR}, \tau_{tLR}, \alpha_R, M_{8R}, M_{18R}$

**Çizelge 4.3.** Ayırık akışlı turbofan motorunun performans analiz çıktı değerleri [3]

Toplam performans	$F, \dot{m}_0, SFC, \eta_P, \eta_{TH}, \eta_O$
Bileşen davranışı	$\pi_f, \pi_{cH}, \pi_{tL}, \tau_f, \tau_{cH}, \tau_{tL}, \alpha, f, M_8, M_{18}, N_{fan}, N_{HPspool}$
Egzost basıncı	$P_0 / P_8, P_0 / P_{18}$

Ayırık akışlı turbofan motorunun performans analizlerinde kullanılan denklemler aşağıdaki gibidir:

$$R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} C_{pc} \quad (4.11)$$

$$R_t = \frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} C_{pt} \quad (4.12)$$

$$a_0 = \sqrt{\gamma_c R_c g_c T_0} \quad (4.13)$$

$$V_0 = a_0 M_0 \quad (4.14)$$

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \quad (4.15)$$

$$\pi_r = \tau_r^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (4.16)$$

$$\eta_r = 1 \quad M_0 \leq 1 \quad (4.17a)$$

$$\eta_r = 1 - 0.075(M_0 - 1)^{1.35} \quad M_0 > 1 \quad (4.17b)$$

$$\pi_d = \pi_{d \max} \eta_r \quad (4.18)$$

Başlangıç değerleri aşağıdaki  $\tau_{tL} = \tau_{tLR}, \tau_f = \tau_{fR}$  olarak alınır.

$$\tau_{cH} = 1 + \frac{\tau_\lambda / \tau_r}{(\tau_\lambda / \tau_r)_R} \frac{\tau_{fR}}{\tau_f} (\tau_{cHR} - 1) \quad (4.19)$$

$$\pi_{cH} = [1 + (\tau_{cH} - 1)\eta_{cH}]^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)} \quad (4.20)$$

$$\pi_f = [1 + (\tau_f - 1)\eta_f]^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)} \quad (4.21)$$

Egzosttaki hesaplamalar ise aşağıdaki denklemlerde verilmiştir:

$$P_{t18} / P_0 = \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{fn} \quad (4.22)$$

Eğer  $\frac{P_{t18}}{P_0} < \left(\frac{\gamma_c + 1}{2}\right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}$  ise;

$$\frac{P_{t18}}{P_{18}} = \frac{P_{t18}}{P_0} \quad (4.23a)$$

denklemleri elde edilir. Eğer  $\frac{P_{t18}}{P_0} < \left(\frac{\gamma_c + 1}{2}\right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}$  değilse;

$$\frac{P_{t18}}{P_{18}} = \left(\frac{\gamma_c + 1}{2}\right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)} \quad (4.24b)$$

$$M_{18} = \left\{ \frac{2}{\gamma_c - 1} \left[ \left( \frac{P_{t18}}{P_{18}} \right)^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c} - 1 \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (4.25)$$

$$P_{18} / P_0 = \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{cH} \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_n \quad (4.26)$$

denklemleri yazılabilir.

Eğer  $\frac{P_{t8}}{P_0} < \left(\frac{\gamma_t + 1}{2}\right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}$  ise;

$$\frac{P_{t8}}{P_8} = \frac{P_{t8}}{P_0} \quad (4.27a)$$

eşitliği yazılabilir. Eğer  $\frac{P_{t8}}{P_0} < \left(\frac{\gamma_t + 1}{2}\right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}$  değilse;

$$\frac{P_{t8}}{P_8} = \left(\frac{\gamma_t + 1}{2}\right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)} \quad (4.27b)$$

$$M_8 = \left\{ \frac{2}{\gamma_t - 1} \left[ \left( \frac{P_{t8}}{P_8} \right)^{(\gamma_t - 1) / \gamma_t} - 1 \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (4.28)$$

denklemleri yazılır. Diğer performans hesaplama denklemleri aşağıdaki gibidir:

$$\alpha = \alpha_R \frac{\pi_{cHR}}{\pi_{cH}} \sqrt{\frac{\tau_\lambda / \tau_r}{(\tau_\lambda / \tau_r)_R}} \frac{MFP(M_{18})}{MFP(M_{18R})} \quad (4.29)$$

$$\tau_f = 1 + \frac{1 - \tau_{tL}}{(1 - \tau_{tL})_R} \frac{\tau_\lambda / \tau_r}{(\tau_\lambda / \tau_r)_R} \frac{1 + \alpha_R}{1 + \alpha} (\tau_{fR} - 1) \quad (4.30)$$

$$\tau_{tL} = 1 - \eta_{tL} \left( 1 - \pi_{tL}^{(\gamma_t - 1) / \gamma_t} \right) \quad (4.31)$$

$$\pi_{tL} = \pi_{tLR} \sqrt{\frac{\tau_{tL}}{\tau_{tLR}} \frac{MFP(M_{18})}{MFP(M_{18R})}} \quad (4.32)$$

Eğer  $\tau_{tL}$  önceki değerinden 0.0001 limiti içerisinde değilse, tekrar iterasyon yapılır.

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_{0R} \frac{I + \alpha}{I + \alpha_R} \frac{P_0 \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{cH}}{(P_0 \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{cH})_R} \sqrt{\frac{T_{t4R}}{T_{t4}}} \quad (4.33)$$

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_f \tau_{cH}}{h_{PR} \eta_b / (C_{pc} T_0) - \tau_\lambda} \quad (4.34)$$

$$\frac{T_8}{T_0} = \frac{C_{pc}}{C_{pt}} \frac{\tau_\lambda \tau_{tH} \tau_{tL}}{(P_{t8} / P_8)^{(\gamma_t - 1) / \gamma_t}} \quad (4.35)$$

$$\frac{V_8}{a_0} = M_8 \sqrt{\frac{\gamma_t R_t T_8}{\gamma_c R_c T_0}} \quad (4.36)$$

$$\frac{T_{18}}{T_0} = \frac{\tau_r \tau_f}{(P_{t18} / P_{18})^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c}} \quad (4.37)$$

$$\frac{V_{18}}{a_0} = M_{18} \sqrt{\frac{T_{18}}{T_0}} \quad (4.38)$$

$$\begin{aligned} \frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{I}{I + \alpha} \frac{a_0}{g_c} & \left\{ [I + f] \frac{V_8}{a_0} - M_0 + [(I + f)] \frac{R_t}{R_c} \frac{T_8 / T_0}{V_8 / V_0} \frac{(I - P_0 / P_8)}{\gamma_c} \right\} \\ & + \frac{\alpha}{I + \alpha} \frac{a_0}{g_c} \left[ \frac{V_{18}}{V_0} - M_0 + \frac{T_{18} / T_0}{V_{18} / a_0} \frac{(I - P_0 / P_{18})}{\gamma_c} \right] \end{aligned} \quad (4.39)$$

$$SFC = \frac{f}{F / \dot{m}_0} = \frac{f}{(I + \alpha) F / \dot{m}_0} \quad (4.40)$$

$$F = \dot{m}_0 \left( \frac{F}{\dot{m}_0} \right) \quad (4.41)$$

$$\left( \frac{N}{N_R} \right)_{fan} = \sqrt{\frac{T_0 \tau_r \pi_f^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c} - 1}{(T_0 \tau_r)_R \pi_{fR}^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c} - 1}} \quad (4.42)$$

$$\left(\frac{N}{N_R}\right)_{HP_{spool}} = \sqrt{\frac{T_0 \tau_r \pi_{cH}^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}{(T_0 \tau_r)_R \pi_{cHR}^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}} \quad (4.43)$$

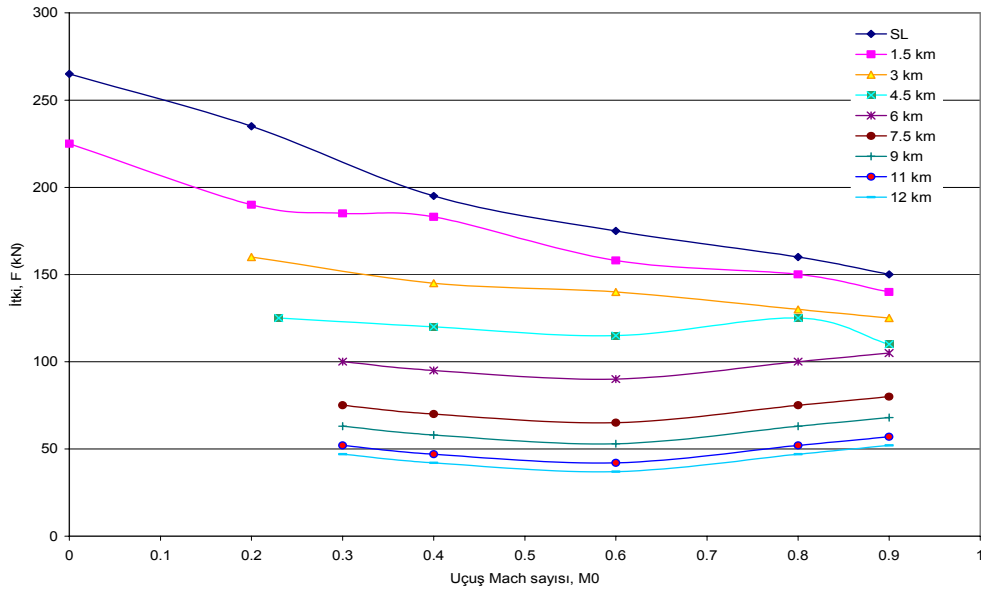
$$\eta_{TH} = \frac{a_0^2 \left\{ \left[ I + f \left( \frac{V_0}{a_0} \right)^2 + \alpha \left[ \left( \frac{V_{I8}}{a_0} \right)^2 - (I - \alpha) \dot{m}_0^2 \right] \right] \right\}}{2 g_c h_{PR}} \quad (4.44)$$

$$\eta_P = \frac{2 g_c V_0 (I + \alpha) \frac{F}{\dot{m}_0}}{a_0^2 \left\{ \left[ I + f \left( \frac{V_8}{a_0} \right)^2 + \alpha \left[ \left( \frac{V_{I8}}{a_0} \right)^2 - (I - \alpha) M_0^2 \right] \right] \right\}} \quad (4.45)$$

$$\eta_O = \eta_P \eta_{TH} \quad (4.46)$$

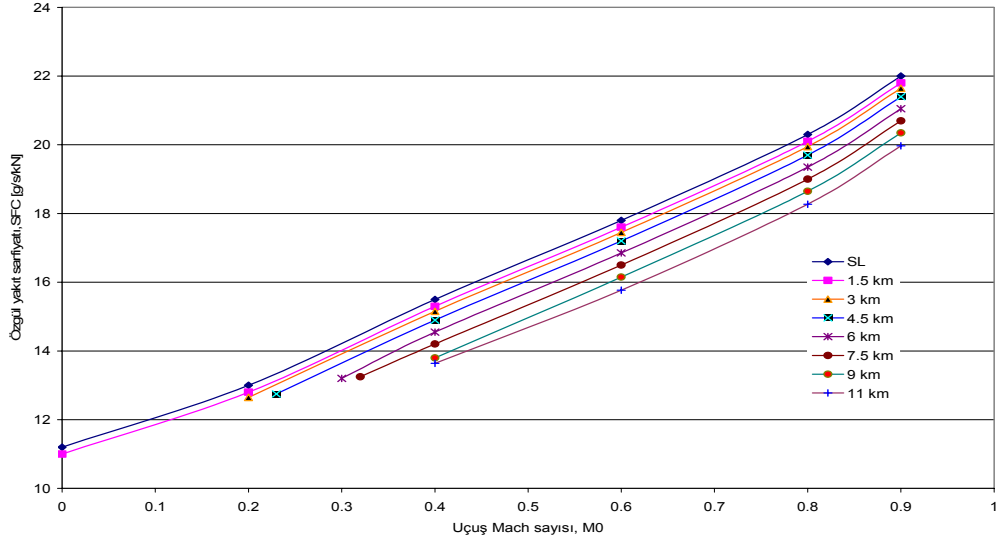
#### 4.7. Ayırık Akışlı ve Yakınsak Lüleli Turbofan Motorunun Performans Analizi

Bu bölümde ayırık akışlı ve yakınsak lüleli turbofan motorlarına ait performans analiz eğrileri Ek-1'de verilen Turan [10] tarafından geliştirilen program tarafından elde edilebilmektedir. Şekil 4.8'de maksimum itki değerinin uçuş Mach sayısı ile farklı irtifalardaki değişimi gösterilmektedir.



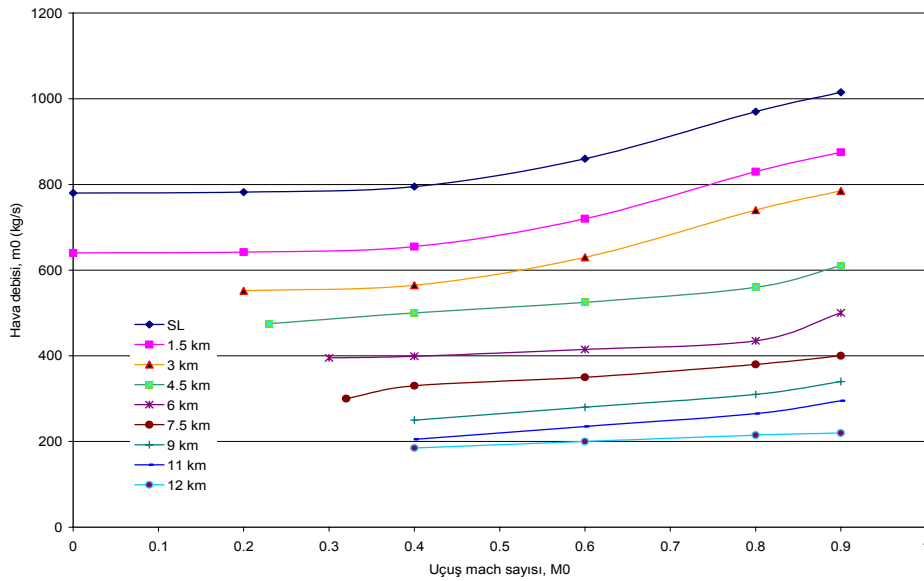
Şekil 4.8. Farklı irtifalarda maksimum itki değerinin uçuş Mach sayısı ile değişimi [10]

Şekil 4.8’de görüldüğü gibi uçuş Mach sayısının artması, maksimum itki değerini azaltmaktadır. İrtifa arttıkça maksimum itki değerinin azaldığı görülmektedir. Şekil 4.9’da ise maksimum itki seviyesinde özgül yakıt sarfiyatıyla uçuş Mach sayısının değişimi görülmektedir.



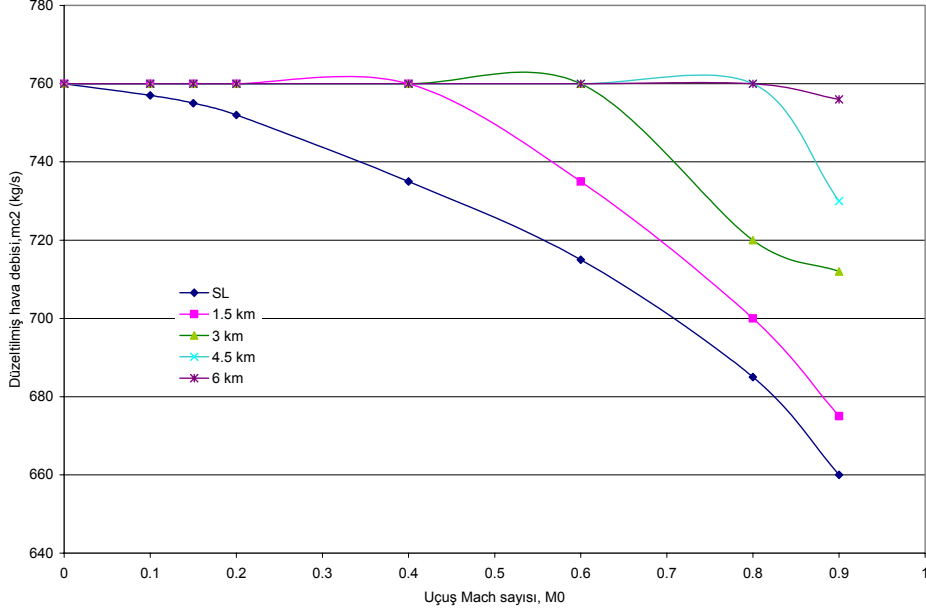
Şekil 4.9. Maksimum itkide özgül yakıt sarfiyatının uçuş Mach sayısı ile değişimi [10]

Şekil 4.9’a göre uçuş Mach sayısının artması, özgül yakıt sarfiyatının artmasına sebep olmaktadır. Aynı Mach sayısında irtifa arttıkça özgül yakıt sarfiyatının azaldığı görülmektedir. Şekil 4.10’da uçuş Mach sayısı ile hava debisinin değişimi görülmekte ve Mach sayısı ile hava debisinin arttığı gözlenmektedir.



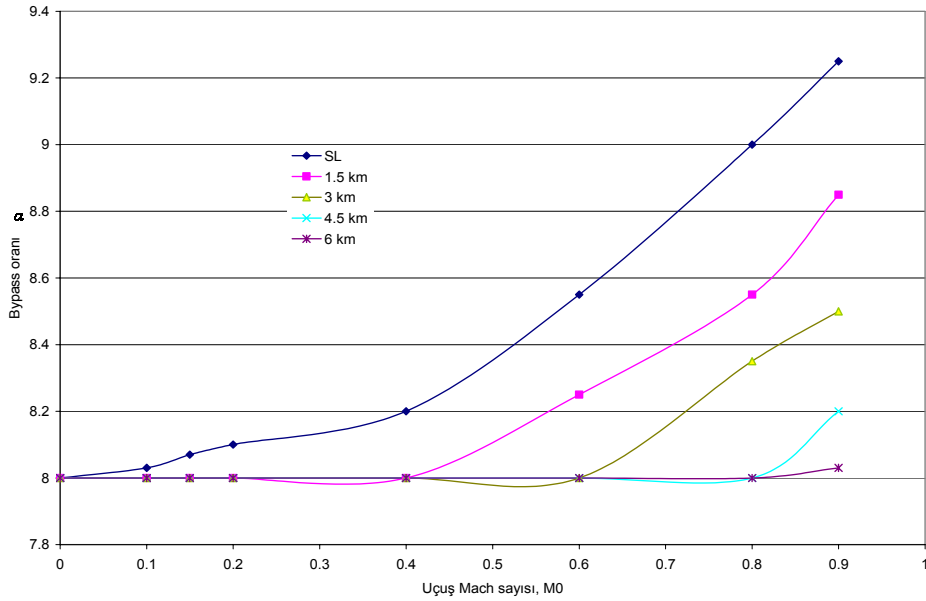
Şekil 4.10. Maksimum itki seviyesinde uçuş Mach sayısı ile hava debisinin değişimi [10]

Şekil 4.11’de uçuş Mach sayısının düzeltilmiş hava debisi üzerindeki etkisi görülmektedir. Düzeltilmiş hava debisinin belirli bir uçuş Mach sayısına kadar azaldığı ve irtifa arttıkça sabit kaldığı sonucuna varılabilir.



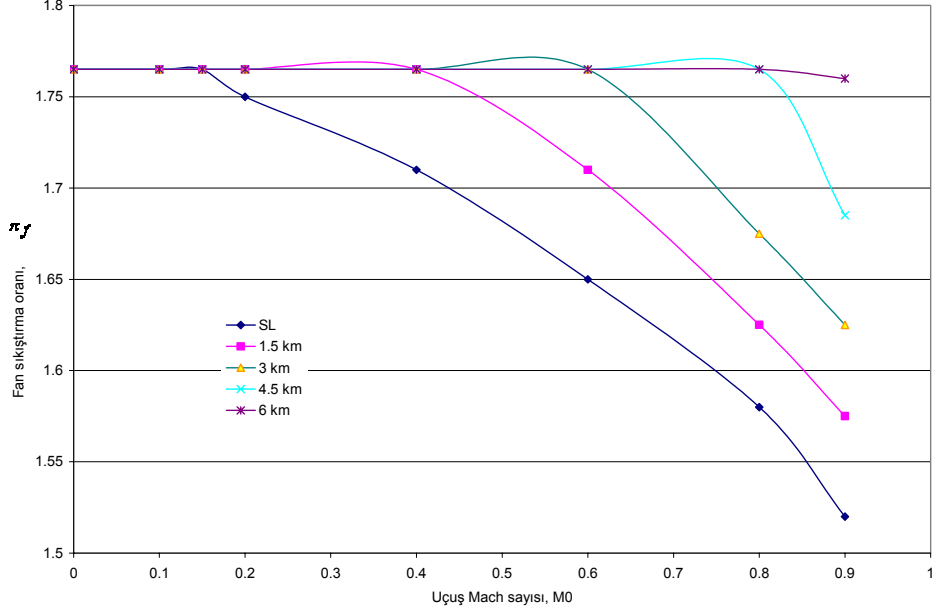
Şekil 4.11. Maksimum itkide uçuş Mach sayısı ile düzeltilmiş hava debisinin değişimi [10]

Şekil 4.12’de ise uçuş Mach sayısı ile bypass oranının değişimi görülmekte ve uçuş Mach sayısı arttıkça düşük irtifalarda bypass oranının arttığı ve irtifa arttıkça sabit kaldığı görülmektedir.



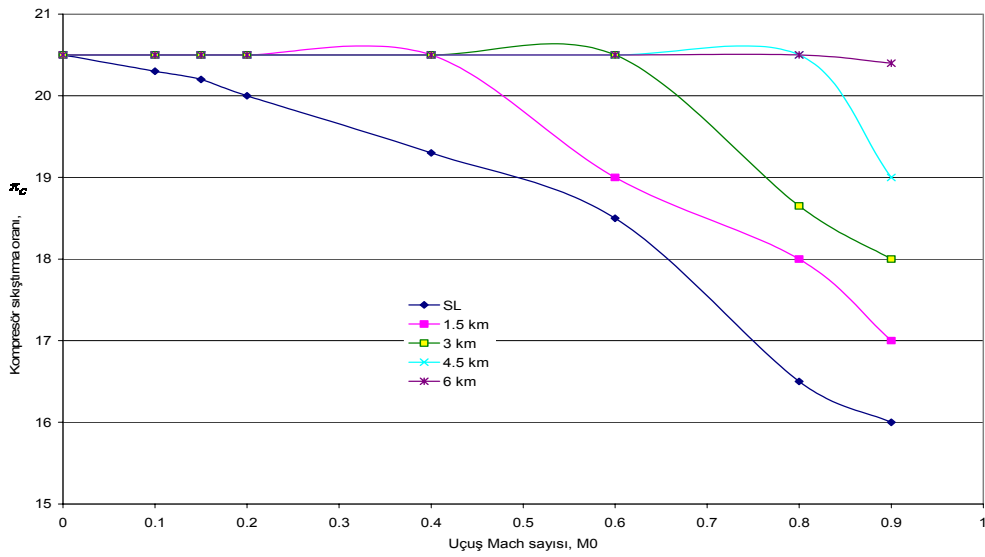
Şekil 4.12. Maksimum itkide uçuş Mach sayısı ile bypass oranının değişimi [10]

Şekil 4.13’de ise bypass oranının uçuş Mach sayısı ile fan basınç oranının değişimi görülmektedir. Düşük irtifalarda uçuş Mach sayısı ile fan sıkıştırma oranının azaldığı görülmektedir.



Şekil 4.13. Maksimum itkide uçuş Mach sayısı ile fan basınç oranının değişimi [10]

Şekil 4.14’de ise kompresör sıkıştırma oranının uçuş Mach sayısı ile değişimi görülmektedir. Düşük irtifalarda uçuş Mach sayısı ile kompresör sıkıştırma oranının azaldığı görülmektedir. İrtifa arttıkça azalmanın etkisi yavaşlamaktadır. Örneğin 6 km irtifada bu değerler uçuş Mach sayısından bağımsız olmaktadır.



Şekil 4.14. Maksimum itkide uçuş Mach sayısı ile kompresör basınç oranının değişimi [10]

## 5. TURBOFAN MOTORLARININ İSTATİSTİKSEL OLARAK İNCELENMESİ

### 5.1. Sivil Hava Taşımacılığında Turbofan Motorlarının Gelişimi

Uçak itki sistemlerinin yapısını genellikle uçak gaz türbinleri oluşturmaktadır. Bu sistemler zamanla gelişerek modern hale gelmiş, aksenal akışlı turbojet, turboprop ve turbofan gibi değişik formlarda uçak itkisi olarak günümüzde kullanılmaktadır. Farklı motor yapısının oluşmasının sebebi, değişik amaçlar için geliştirilen uçaklardan istenilen özelliklerin de farklı olmasıdır. Uçak gaz türbinlerinin yapısındaki bu değişim, sistemi daha da karmaşık hale getirmiştir. Böyle karışık bir sistemin tasarımı, gereksinimlerin ortaya konmasından sonra kısıtlayıcıların belirlenerek en iyi çözümün bulunmasını gerektirir. Uçak ve motorlarının sistematik metotla çözülüp en iyi çözüm bulunmalıdır. Bunun ötesinde kompleks sistemlerin tasarımı, farklı disiplinlerin katılımı ve etkileşimini gerektirmektedir. Çünkü sistemin her bir parçası diğerini etkilemektedir. Farklı disiplinlerin birbirleriyle olan ilişkilerinin bir araya getirilmesiyle en iyi çözüm (optimum çözüm) bulunabilmektedir.

Ticari uçakların beklenen karı, diğer pek çok parametrenin yanında yeni ya da modifiye edilmiş bir itki sisteminin tasarımı, geliştirilmesi ve imalatıyla doğrudan ilişkilidir. Örneğin uzun menzilli uçakların yakıt ağırlığı, paralı ağırlığın dört katı kadar olabildiği göz önünde tutulursa, bu tip bir uçağın özgül yakıt sarfiyatı da düşük olmalıdır. Bunun dışında motorun kendi ağırlığı, bazı durumlarda paralı ağırlığın % 40'ından fazladır. Dolayısıyla yakıt ve motor ağırlığı paralı ağırlığın neredeyse 4.5 katı kadar olabilmektedir [13].

Uçağın her bir uçuş fazı için görev analizini tamamlayabilmesi için gerekli olan güç gurubu karakteristikleri belirlenerek güç grubu/gövde eşleşmesi yapılır. Uçak görev analiziyle beraber motor ana performans parametreleri hesaplandıktan sonra motor bileşenlerinin karakteristiği belirlenir (hava alığı, fan, kompresör, yanma odası, türbin ve egzost). Motor parametrik hesaplaması sırasında duyarlık

analizinin yapılması faydalıdır. Duyarlık analizi, bağımsız parametrelerin yüzde olarak değişmesiyle çıktığı değerlerinin değişimini ifade eder. Çizelge 5.1’de gaz türbinli motor tiplerinin karşılaştırılması verilmektedir.

**Çizelge 5.1.** Uçak gaz türbinli motor tiplerinin performans değerleri [5]

Motor tipi	$\pi_c$	$\pi_f$	$\alpha$	$T_{t6}$ (K)	$T_{t4}$ (K)	SFC g/(kN.s)	F/m <sub>0</sub> (N.s/kg)
Turbojet	10-20	--	--	--	1110	28.3-31.2	530-568
					1670	36.8-39.7	912-940
Turbojet / AB	10-20	--	--	1110	1110	56.7-62.3	920-990
				1670	1670	48.2-51	1127-1166
Turbofan /düşük bypass	20-30	2-4	0.2-1	--	1110	24.08-28.3	225-460
				1670	1670	27.2-42.5	520-823
Turbofan/düşük bypass / AB	8-30	2-4	0.2-1	1110	1110	59.5-76.5	735-960
	10-30			1670	1670	48.2-56.7	1000-1137
Turbofan/yüksek bypass	30-40	1.4-1.6	5-7.5	--	1110	22.7-27.5	54-118
		1.4-4	5-10	1670	1670	19-29.2	127-265

Örneğin özgül yakıt sarfiyatının (*SFC*), bypass oranıyla ( $\alpha$ ) değişimi,

$$\frac{(SFC_2 - SFC_1)/S_1}{(\alpha_2 - \alpha_1)/\alpha_1} = \frac{\delta SFC / SFC}{\delta \alpha / \alpha} \quad \delta \alpha \ll \alpha \quad (5.1)$$

Çizelge 5.2’de turbofan motoruna ait duyarlık analizi gösterilmiştir. Özgül itki ( $F/\dot{m}_0$ ) kuvvetiyle özgül yakıt sarfiyatının (*SFC*) parametrik hesaplamalardaki seçilen parametrelere göre değişimi gösterilmektedir. Her bir tasarım parametresinin +0.05 oranındaki değişimi için özgül yakıt sarfiyatı ve özgül itki kuvvetinin oransal olarak değişimlerinin artması (+), azalması (-) olarak gösterilmektedir.

Örnek olarak  $\frac{\delta SFC / SFC}{\delta \alpha / \alpha} = -0.0700$  arduyanmasız hesaplanmıştır.  
= + 0.0280 arduyanmalı

**Çizelge 5.2.** Turbofan motoru için duyarlık analizi [5]

Oransal değişim	Ardyanmasız		Ardyanmalı	
Değişken	$F/\dot{m}_0$	$SFC$	$F/\dot{m}_0$	$SFC$
$T_{14}$	+1.3103	+0.2694	+0.2268	-0.2333
$T_{16}$	-	-	+0.7856	+0.4161
$\pi_c$	-0.0756	-0.0928	+0.0343	-0.0303
$\pi_f$	+0.0400	-0.0411	+0.0326	-0.0348
$\alpha$	-0.1590	-0.0700	-0.0253	+0.0280
$M_{18}$	-0.0023	+0.0030	-0.0021	+0.0022
$P_0/P_8$ (+)	-0.0035	+0.0030	-0.0021	+0.0034
(-)	+0.0038	-0.0030	-0.0034	-0.0034
$M_0$	-0.4505	+0.1111	-0.1376	+0.0482
<i>İrtifa</i>	+0.1544	-0.0457	+0.0901	-0.0606

Roth [14], modern itki sistemi tasarımında teknik riskleri teorik olarak inceleyen çalışmasında, F-5E uçağının GE J85-GE-21 motorunu model olarak aldığı çalışmasında kullanmıştır. İtki sistemi dahili kayıp modelini büyük ve küçük pertürbasyon metoduyla oluşturmuş ve termodinamik ve aerodinamik kayıplarla ilgili hesaplamaları çalışmasında kullanmıştır. Kompresör veriminde düşme, basınç kaybı, kayıplı yanma, lülelerdeki kayıpları ve aksesuar iletilen güç aktarımdan doğan kayıpları içeren hesaplamaları çalışmasında açıklamıştır [14].

Dvivedi [15], sürekli ve süreksiz akış koşullarında gaz türbin matematik modeli geliştirmiştir. Bareis ve ark. [16], yaygın olarak kullanılan sabit ve uçak gaz türbinlerinin parametrik ve performans hesaplamasında farklı basınç ve sıcaklıklarda uygun akışkan bilgi modeli geliştirmişlerdir.

Kozlaykov [17], yüksek süpersonik hızlı, ramjet, roket ve turbojetten oluşan birleşik jet motoru üzerinde sistem analizi yapmıştır. Ön tasarım safhasında bypass oranı en az 2 olan turbofan motorlara ait veritabanı Svoboda [18] tarafından yapılmıştır. Bu çalışmada fan çapı, düz uçuş itkisi, hava debisi,

bypass oranı, toplam basınç oranı, kalkış özgül yakıt sarfiyatı gibi değerler kalkış itkisine göre ilişkilendirilmiş, geniş bir veritabanı oluşturulmuştur.

Curnock ve ark. [19], fan radyal profil performans haritasını kullanarak yüksek bypasslı turbofan motoru için performans modeli geliştirmiştir. Böylece motor bileşenin temsil eden performans haritasıyla o turbofan motoruna ait performans tahmini yapılmıştır. Gronsted [20], kompleks jet motor sistemlerinin tasarımında, sürekli ve süreksiz akış durumları için simulasyon metodu geliştirmiştir. Yeni algoritmalar kurmuş, değişken çevrimli motorlar için performans optimizasyonu gerçekleştirmiş, genetik algoritma, Nelder-Mead downhill simpleks metodu ve SQP (sequential quadratic programming) gibi teknikleri kullanmıştır.

Sanghi [21], sivil jet uçaklarında multidisiplinli kavramsal tasarım optimizasyonu için sürekli akışlı itki sistemi tasarım modeli üzerinde çalışmış, kavramsal tasarım safhası için matematik model geliştirmiş, böylelikle uçak itki sisteminin sürekli akış halindeki performansını tahmin etmiştir. Sanghi ve ark. [22], karışık akışlı turbofan motorunun sivil uçaklarda kullanımının özgül itki ve özgül yakıt sarfiyatında % 2-3'lük avantaj sağlanabileceğini yaptıkları nümerik çalışmalarda gözlemlemişlerdir. Bunun için ana ve bypass akımlarının en uygun şekilde karışmaları için gerekli olan şartları optimizasyon problemiyle çözmüşlerdir. Chiras ve ark. [23], uçak gaz türbin dinamiği modellemeleri çalışmışlar, lineer olmayan gaz türbin davranışı için model geliştirmişlerdir. Horlock [24], standart hava koşullarıyla hesaplanan optimum gaz türbin performansını gerçek gaz etkileriyle ve basınç kayıplarını da hesaba katarak analiz etmiş ve basınç kayıplarının verim üzerinde önemli bir düşüşe neden olduğunu ilgili eserinde analiz etmiştir.

Lord ve ark. [25], akış kontrolünün modern gaz türbinlerin parametrik performansı üzerine etkisini incelemiş, akış kontrol değişimlerinin kompresör, türbin, yanma odası, hava alığı ve egzosttaki davranışlarını irdelemiştir. Hoheisel [26], sivil yolcu uçaklarında motor/uçak birlikteliğinde doğan sürüklemeyi azaltarak yakıt sarfiyatını düşürmeyi hedefleyen nümerik çalışmasında, bypass

oranının artmasıyla artan sürüklenme kuvvetini en aza indirgeyecek gövde/kanat/pylon/motor birlikteliğın nümerik olarak analiz etmiştir.

Guha [27], gaz türbin performans analizi gerçekleştirirken optimum türbin giriş sıcaklığı eldesinde gerçek gaz etkilerini kullanmış, türbin giriş sıcaklığı ve bileşen verimlerinin fonksiyonu olarak optimum basınç oranı için eşitlikler türetmiştir.

Dornberger ve ark. [28], turbomakine tasarımının gelecekteki multidisiplinli (MDO-multidisciplinary optimization) trendi, sadece kompresör ve türbin aerodinamik ve termodinamik performanslarının değil aynı zamanda geometrik koşulları, mekanik bütünlük ve imalat maliyetleri açısından da değerlendirilmesi gerektiğini öne sürmüştür. Aynı çalışmada Pareto-optimizasyon tekniğini çok-amaçlı optimizasyon için kullanmıştır. MDO genellikle çok amaçlı problemler için kullanılır. Çok amaçlı problem ise farklı mühendislik disiplinlerinin gerektirdiği amaçların optimizasyonu demektir. Sonuçta tüm bu amaç fonksiyonları birleşerek tek bir optimizasyon problemi haline dönüşür [28].

Kowaiski ve ark. [29], uçak gaz türbin performans tahminine yönelik bilgisayar kodları geliştirmiş, özellikle hava alığı/egzost/aftbody performans karakteristiklerini içeren bir veritabanı oluşturmuşlardır. Breikin ve ark. [30], uçak gaz türbinlerinde gerçek zamanlı dinamik modeli üzerinde yaptıkları çalışmada, gerçek test sonuçlarını oluşturdukları kontrol algoritma modeli üzerinde uygulamışlardır. Yine buna benzer bir çalışma düşük güçlü gaz türbinli motorlar için ilgili eserde [31] görülebilir. Chipperfield ve ark. [32], uçak gaz türbinlerinin kontrol sistemlerini çok amaçlı yaklaşımla inceleyerek, hiyerarşik evrimsel genetik algoritma yöntemini kontrol modeli üzerinde kullanmışlar ve böylelikle rölanti, düz uçuş ve tam güç seviyelerinde optimum potansiyel çözüm elde etmişler ve sonuçta da gelişmiş gaz türbinleri için kontrol stratejisi oluşturmuşlardır.

NASA'nın uçak itki sistemiyle ilgili yaptığı çalışmaların odak noktası ise gerek sivil gerekse askeri alanda itki sistemlerinin verim, kabiliyet ve çevresel uyumun artırılması üzerinedir. Bu amacın gerçekleşmesi hesaplama yöntemlerindeki ve malzeme alanındaki ilerlemeler, itki sisteminin bileşen

bazında yüksek verim-düşük ağırlık, yanma odası için yüksek yanma verimi-düşük gürültü ve zararlı emisyon miktarı ve düşük egzoz ağırlığı gibi avantajları da beraberinde getirmiştir. Ses altı uçuşlar için, yüksek basınç oranında yüksek bypasslı, iyileştirilmiş yakıt verimi ve düşük gürültü seviyesine sahip motor tasarımı hedeflenmiştir. Süpersonik uçuşlar için de hedeflenen yine emisyon ve gürültünün azaltılmasıdır [33]. Dolayısıyla uçak itki sisteminin çevresel etkileri (emisyon ve gürültü), tasarımdaki kısıtlayıcılar olarak karşımıza çıkmaktadır. Jet motorlarıyla ilgili gürültü azaltması ve emisyonun iyileştirilmesiyle ilgili önemli çalışmalar ilgili eserlerde [34-37] görülebilir.

Varadarajan ve ark. [38], kompleks mühendislik sistemlerinde kullanılan gürbüz (robust) tasarım prensibine dayalı RCEM yöntemini (Robust Concept Exploration Method- Gürbüz Kavram Araştırma Yöntemi), çok amaçlı kompleks sistem tasarımı olarak Pratt&Whitney itki sistemleri için uygulamış ve çeşitli yaklaşım teknikleri üzerinde çalışmış ve var olan yaklaşım tekniklerine yeni model yaklaşımı stratejisi geliştirmiştir. Daha önceki uygulamalarda kullanılan RSM yönteminin (Response Surface Methodology-Yanıt Yüzey Yöntemi), özellikle lineer olmayan davranışlar için yeterli doğrulukta olmadığı, RSM yönteminin tam olarak doğru sonucu vermediği, dolayısıyla bunu tamamlayan ANN (Artificial Neural Networks-Yapay Sinir Ağları) yaklaşım tekniklerinin RSM ile birlikte kullanılabilmesi bu çalışmada görülebilir.

Uçak tasarım işlemi, multidisiplinli yani itki, aerodinamik yapı ve kontrol gibi disiplinlerin etkileşimiyle gerçekleşir. Ticari anlamda yatırımların geri dönüşü ve karın maksimize edilmesi, araştırma-geliştirme faaliyetlerinde hedeflenen çalışmaların yakıt ekonomisi üzerinde yoğunlaşmasını sağlamıştır. Bypass oranının düşmesi özgül yakıt sarfiyatını azaltır ve bundan dolayı gelecek nesil sivil yolcu/kargo taşımacılığında yüksek bypasslı motorların kullanılması doğal bir sonuç olarak karşımıza çıkar. Fakat bypass oranının artması, fan çapını artırıp uçak üzerinde yerleşim problemlerine neden olabilmektedir. Yüksek bypass oranı, toplam jet gürültü seviyesini azaltırken aynı zamanda da fan gürültüsünü de artırmaktadır. İtki sisteminin ana görevi, uçağın belirlenmiş tüm görevlerinde gerekli itkiyi sağlamasıdır. Özgül Yakıt Sarfiyatı, itki sistemi tasarımında önemli

bir faktördür. Dolayısıyla kavramsal tasarım evresinde itki sisteminin optimizasyonu gereklidir. İtki sistemi optimizasyonunda öncelikli amaç, gerekli performansı minimum yakıt tüketimiyle gerçekleştirmektir [39].

Tagade [39], çalışmasında multidisiplinli optimizasyon, RSM (Response Surface Methodology), DACE (Design and Analysis of Computer Experiments) motor emisyon modları, motor gövde birlikteliği, motor gürültü modeli ve gelecek nesil yüksek bypasslı motorlar üzerine analizler yapmıştır. RSM metoduyla düşük mertebeli polinom fonksiyonunu elde edilmiştir. En küçük kareler metodu, fonksiyon yaklaşımı olarak kullanılabilir. Yanıt yüzeylerinin kalitesi, ANOVA (Analysis of Variance) ile analiz edilebilir. Bunun gibi deney planlama teknikleri, Montgomery'nin [40] eserinde bulunabilir. Tagade [39], TOGW değerini (Take-off Gross Weight-Toplam kalkış ağırlığı), minimize edilecek amaç fonksiyonu olarak almış, kısıtlayıcı olarak itki yüklemesi, motor parametrik hava debisi, koşu mesafesi (take-off run), 2. segment tırmanış gradyanı ve iniş mesafesi olarak belirlemiştir. DACE ve RSM ile optimum noktada elde ettiği tasarım değişkenlerine (motor tasarım hava debisi, bypass oranı, fan basınç oranı, toplam basınç oranı, türbin giriş sıcaklığı ve kanat yükü) bağlı olarak amaç fonksiyonlarını gerçek değerlerle karşılaştırmıştır. Tasarım değişken sayısı arttıkça DACE'nin RSM'den daha iyi analiz sonuçları verdiğini gözlemlemiştir.

Ticari uçakların çevresel açıdan etkileri ve ekonomik anlamda gelişiminde itki sistemi büyük rol oynamaktadır. Son üç nesil gaz türbinli motorlar, yüksek türbin giriş sıcaklığı, kompresör basınç ve bypass oranıyla, gelişmiş fan ve nacelle performansı, düşük gürültü ve emisyon, son olarak da iyi bir güvenilirlik seviyesinde tüm dünya ticari uçak pazarında etkin bir şekilde kullanılmaktadır. 2005-2015 yılları arasında NASA (National Aeronautics and Space Administration), gelişmiş motor-gövde konfigürasyonunda yeni bir itki teknolojisini kullanıma sokmayı planlamaktadır. Bunu yaparken, malzemelerin iyileştirilmesi ve yeni malzemelerin bulunması, yanma teknolojisindeki gelişmeler ve gelişmiş CFD hesaplamalarının motor tasarım prosedüründe kullanımı çalışmalara ivme kazandırmıştır.

Geniş bir alana sahip olan itki sistemi modeli, büyük bir kullanım alanına sahip ticari uçaklar bazında incelendiğinde ilgilenilen motor modeli de aslında kolaylıkla bulunabilir. HSCT (High Speed Civil Transport) için gelişmiş yüksek bypasslı turbofan motorlarının kullanımı önem kazanmıştır. Böyle bir motorun kullanılması, turbojetlere göre % 40 motor yakıt tüketim tasarrufu sağlamıştır. Pratt&Whitney, Rolls Royce ve General Electric gibi yüksek bypass sınıfında üretim yapan firmalar jumbo jetler için 40 000 lb (178 kN), yüksek kapasiteli uçaklar için 50 000-60 000 lb (222-267 kN) itkiye sahip turbofan motorlar geliştirmişlerdir. Motor güvenilirliğinin artmasıyla deniz aşırı uçuşlar için (uzun menzilli) 1990'lı yılların ortalarına gelindiğinde itki 75 000-85 000 lb (334-378 kN) olarak gelişim göstermiştir. Büyüme trendi 90 000-100 000 lb (400-445 kN) değerine doğru gitmektedir. İtki sistemlerinde araştırma ve geliştirme faaliyetlerinden elde edilecek kazanımlar,

*Motor performansı açısından,*

- ◆ Düşük yakıt sarfiyatı
- ◆ Düşük emisyon
- ◆ Düşük gürültü seviyesi
- ◆ Yüksek itki gücü
- ◆ Yüksek güvenilirlik
- ◆ Bakım gerekliliğinin azaltılması
- ◆ Uzun ömürlü bileşen ve malzemeler
- ◆ Bakımda kolaylık sağlayacak tasarımın yapılması

*Motor tasarımı ve gelişimi açısından,*

- ◆ Çevrim gelişim süresinin kısaltılması
- ◆ İtki hesaplama kabiliyetinin geliştirilmesi
- ◆ İtki test kabiliyetinin iyileştirilmesi
- ◆ Teknolojik geçerlilik

Günümüz modern büyük sivil yolcu uçak motorlarının T/W (itki/ağırlık) oranı 4.5, basınç oranı 36-38, kompresör çıkış sıcaklığı 677°C, türbin giriş sıcaklığı 1232°C, malzeme olarak nikel süper alaşımları, yüksek mukavemetli

titanyum ve karbon kompozitler gibi dördüncü nesil malzemeler olmakta, bileşen verimleri % 90-92, kompresör politropik verimi % 87'den fazla ve fan çapı 2.5-3.5 metre civarındadır. 1990'lı yılların ortasında basınç oranı 50:1, türbin giriş sıcaklığı ise malzemedeki gelişmelerle 40-65°C artış gösterebilmektedir. NASA LERC (Lewis Research Center) 1989'da başlattığı çalışmada yüksek ısı ve itki verimine sahip motorlar üzerinde ön çalışmaya başlamıştır. Yeni malzeme teknikleri ve teknolojilerle basınç oranı 75-100:1, türbin sıcaklığı 1170-1300 K'e ulaşan özelliklere sahip teknolojiyi 2000 yılı için, 2015 yılı için de fiber takviyeli malzemelere sahip teknolojinin ön çalışması yapılmıştır. 2005 yılının teknolojisinin kullanılması, yakıtta % 15-20 arasında tasarruf, DOC (Direct Operating Cost-Direk İşletme Maliyeti) değerinde de % 8-10'luk bir tasarruf sağlamaktadır. 2015 yılının teknolojisinin kullanılması ise % 30 yakıt tasarrufu ve DOC değerinde % 12-15'lik bir azalma sağlamaktadır [41].

## **5.2. Turbofan Motorlarında Performans ve Boyut Arasındaki Korelasyonlar**

Bu bölümde, ait orta ve uzun menzilli sivil yolcu uçaklarında kullanılan turbofan motorlarının ağırlık, uzunluk, çap gibi fiziksel özelliklerinin yanında maksimum kalkış itkisi, özgül yakıt sarfiyatı, düz uçuş itkisi, kompresör sıkıştırma oranı gibi performans özellikleri araştırılarak, motorların performans özellikleriyle fiziksel özellikleri arasında ilişki fonksiyonel ilişki kurulmuştur. Ayrıca bu motorların kullanıldığı uçakların özellikleri de verilmektedir. Buna geçmeden önce uçağın ağırlığını oluşturan bileşenlerin anlamlarını açıklamakta yarar vardır. Boeing firması [42], ağırlık tanımlarını aşağıdaki gibi yapmıştır:

MDTW (MTW- Maksimum ağırlık, Maksimum taksit ağırlığı): Taksit ve motor çalıştırma esnasındaki uçak ağırlığını göstermektedir.

MTOW ( Maksimum kalkış ağırlığı ): Uçağın kalkış anındaki toplam ağırlığını ifade eder.

MLW (Maksimum iniş ağırlığı): İniş anındaki maksimum ağırlığı tanımlar.

MZFW (Yakısız haldeki maksimum ağırlık): Kullanılabilir yakıt hariç uçağın toplam ağırlığını ifade eder.

OEW (İşletme boş ağırlığı): Yapısal ağırlık, güç gurubu ağırlığı, kullanılmayan yakıt, personeli teçhizat gibi ağırlıkların toplamı olup, paralı yük ve kullanılabilir yakıt dışındaki tüm ağırlıkların toplamı olarak tanımlanan ağırlıktır.

MSP (Maksimum yapısal paralı yük): MZFW ile boş ağırlık arasındaki fark olarak tanımlanmıştır. Paralı yük ağırlığıdır.

Payload: Paralı yük (yolcu veya kargo olabilir)

UF (Kullanılabilir yakıt): İtki sisteminin kullanabileceği yakıtı miktarını gösterir.

Yukarıdaki ifadelerle göre ağırlık denklemlerini oluşturulursa;

$$W_{TOGW} = W_{OEW} + W_F + W_{Payload} \quad (5.2)$$

$$W_{ZFW} = W_{TOGW} - W_F \quad (5.3)$$

$$W_F = W_{TOGW} - W_{ZFW} \quad (5.4)$$

$$W_{payload} = W_{ZFW} - W_{OEW} \quad (5.5)$$

Torenbeek'e göre [43] ise ağırlıklar şu şekilde tanımlanmıştır.

MEW (Yapımcı boş ağırlığı): Kullanılacak yakıt haricinde gövde ağırlığı, güç gurubu yerleşim elemanları, sabit teçhizatlar v.s. ağırlıkları.

DEW : MEW+standart sökülüp takılabilen elemanların ağırlıkları. Alternatif olarak EWD (kuru boş ağırlık) ağırlığı olarak da ifade edilebilmektedir.

OEW (İşletme boş ağırlığı): Paralı yük ve yakıt hariç uçağın ağırlığı

ZFW (Sıfır yakıt ağırlığı): QEW+paralı yük (Bu ağırlık maksimum ZFW ağırlığından fazla olamaz) Bu ağırlığın diğer adı tank

Kalkış ağırlığı: Uçağın kalkışa başladığı andaki ağırlığı. Bu değer, MTOW değerini aşamaz.

Rampa ağırlığı: Kalkış ağırlığı+motor çalıştırma ve taksi ağırlıkları.

İniş ağırlığı: Uçağın inişte sahip olduğu ağırlık. Bu değer maksimum iniş ağırlığından (MLW) büyük olamaz.

Toplam ağırlık: Uçağın uçuş sırasında sahip olduğu ağırlık, uçuş boyunca yakıt ve yağ tüketiminden dolayı sürekli olarak azalır. Diğer ismi All-up weight (AUW).

**Çizelge 5.3.** Uçak karakteristikleri I [44-50]

	$T_{i0}$ (kN)	$W_{TO}$ (kg)	$W_{payload}$ (kg)	$W_{OEW}$ (kg)
A319-131	209.07	70000	17000	40000
A320-212	209.07	77000	21500	39000
A321-111	266.89	83461	21700	47800
A330-243	605.85	239950	43000	125000
A340-313 (4 motor)	604.96	276500	43500	131000
A340-500 (4 motor)	943.98	380000	30800	170400
A380-800 (4 motor)	1245.50	560000	66400	276800
B737-600	201.95	66000	16000	36378
B737-700	233.98	70800	16920	37648
B737-800	242.87	79010	21319	41413
B737-900	242.87	85130	20738	42901
B747-400ER (4 motor)	1104.94	412775	71394	184567
B747-400 (4 motor)	1104.94	396890	67300	179015
B767-200ER	552.47	179170	31800	82327
B767-300ER	529.34	186880	37500	90011
B777-200	685.03	287000	56900	134800
B777-200LR	979.50	297824	56900	145149
B777-300	833.60	299300	64900	159570
B777-300ER	1025.76	351534	69853	167829
B787	622.75	215910		108862

$T_{i0}$ : Kalkış itkisi

$W_{TO}$ : Maksimum kalkış ağırlığı

$W_{payload}$  (kg): Maksimum paralı yük

$W_{OEW}$  (kg): Maksimum işletme boş ağırlığı

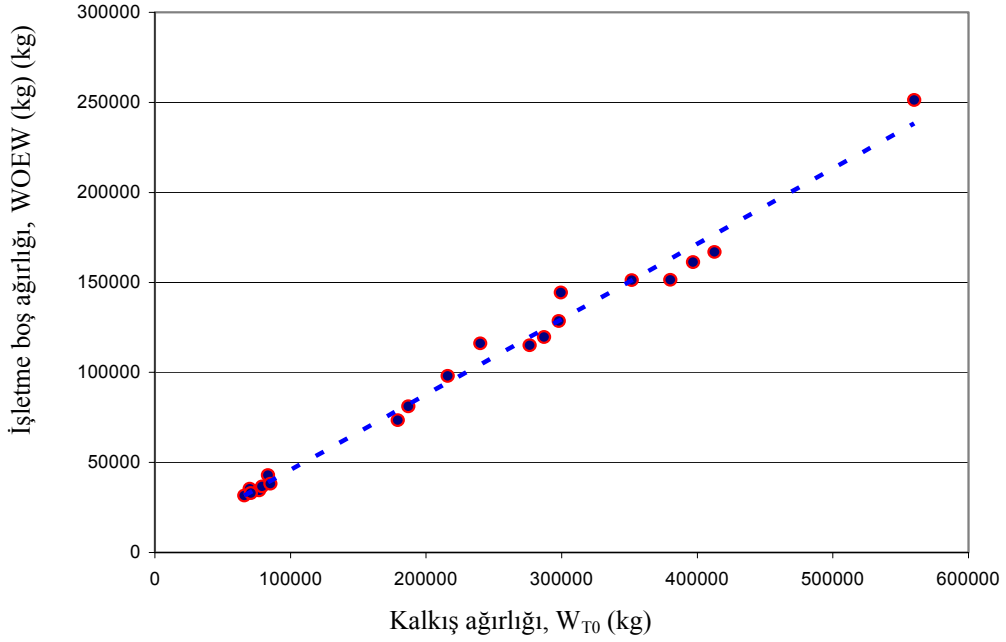
**Çizelge 5.4.** Uçak karakteristikleri II [44-50]

	S (m <sup>2</sup> )	W <sub>engine</sub> (kg)	Yolcu sayısı	R <sub>max</sub> (km)	LDL (m)	TOL (m)
A319-131	123	4536	134	5837	1470	1820
A320-212	123	4536	164	6797	1440	2190
A321-111	123	4762	199	4260	1540	2280
A330-243	362	8880	300	13057	1660	2713
A340-313 (4 motor)	362	15856	335	13700	1830	2765
A340-500 (4 motor)	362	18868	360	16700		
A380-800 (4 motor)	845	25400	555	15000	2103	2990
B737-600	125	4730	132	5648	1268	1877
B737-700	125	4730	149	6038	1850	2500
B737-800	125	4730	189	5665		
B737-900	125	4730	215	5925		
B747-400ER (4 motor)	525	17672	524	14205		
B747-400 (4 motor)	511	17672	524	13450	2270	3200
B767-200ER	283	8881	224	12223	1740	2925
B767-300ER	283	8881	269	11306	1740	2925
B777-200	428	15110	400	9649	1700	2400
B777-200LR	428	16564	400	14316		
B777-300	428	15110	450	11029	1830	3750
B777-300ER	428	16565	370	14594		
B787	428	10816	250	15700		

S: Kanat alanı, W<sub>engine</sub>: Motor veya güç grubu ağırlığı (toplam), R<sub>max</sub>: Maksimum menzil,  
LDL: İniş mesafesi, TOL: Kalkış mesafesi

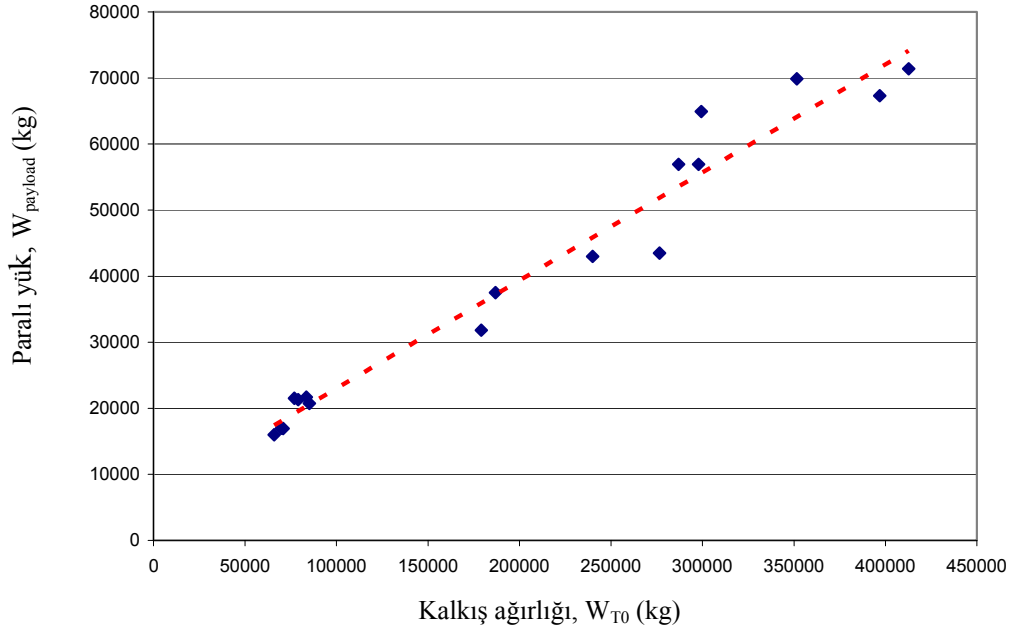
Ek-2'deki veritabanında [18, 51, 52] bypass oranı 2'den büyük motorları hem fiziksel hem de performans özellikleri istatistiksel olarak verilmektedir.

Şekil 5.1’de sivil yolcu uçaklarının kalkış ağırlığı ile işletme boş ağırlığı arasında doğrusal bir değişim olduğu görülmektedir.



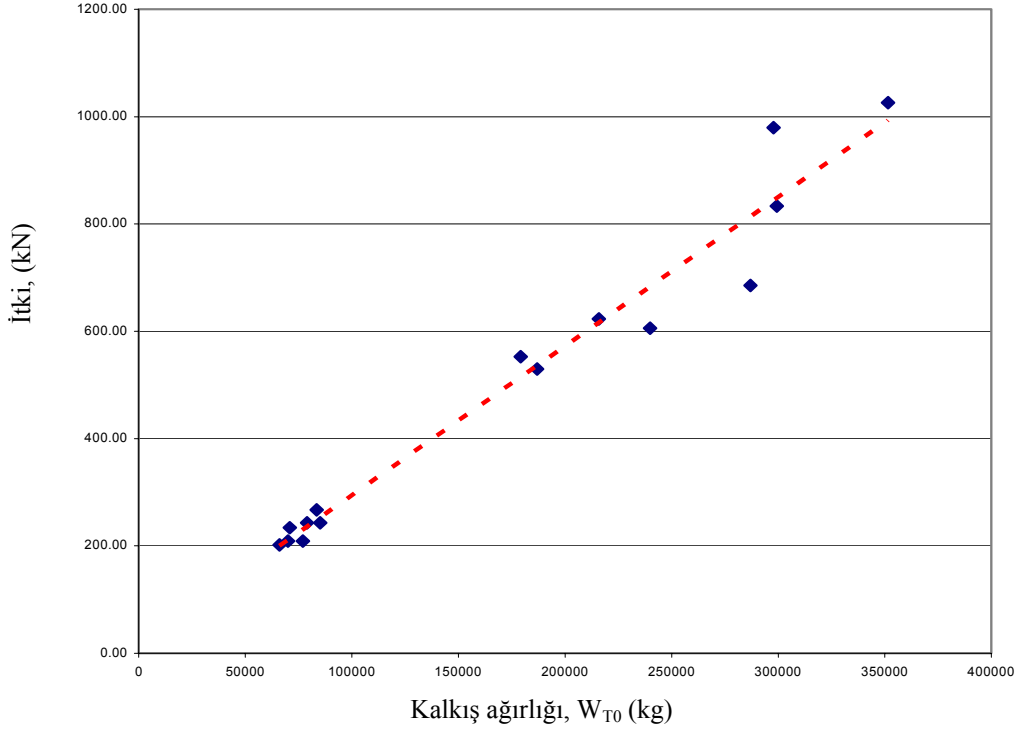
Şekil 5.1. Kalkış ağırlığı ile işletme boş ağırlığının değişimi

Şekil 5.2’de uçağın kalkış ağırlığı ile paralı yükün değişimi görülmektedir. Uçağın kalkış ağırlığı ile paralı yük arasında doğrusal ilişki kurulabilir.

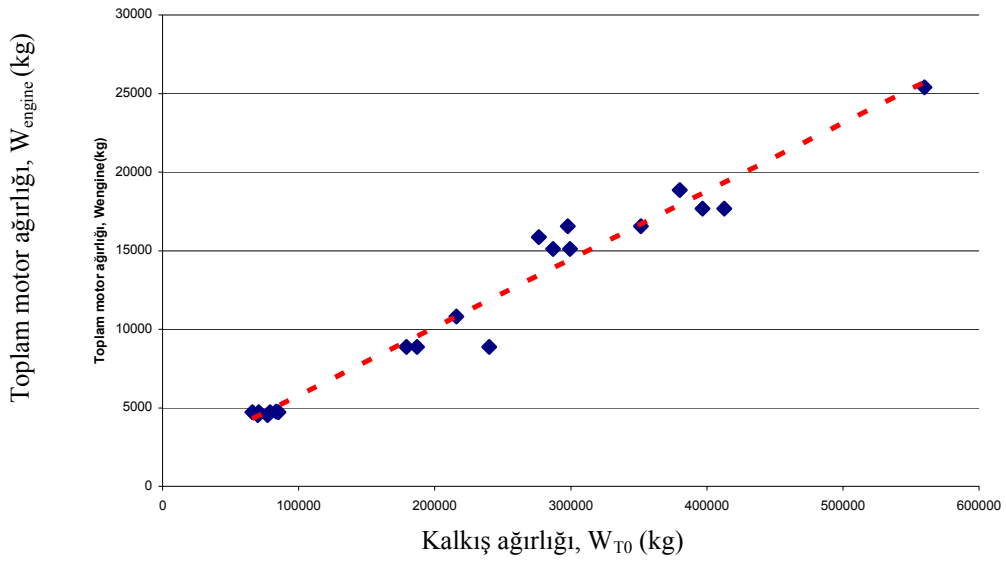


Şekil 5.2. Kalkış ağırlığı ile paralı yükün değişimi

Şekil 5.3 ve Şekil 5.4'te kalkış ağırlığı ile uçak motorlarının sahip olduğu maksimum itki değeri ve toplam motor ağırlıkları arasındaki ilişkiler verilmektedir. Her iki grafikte de bir doğrusala yakın bir ilişki görülebilmektedir.

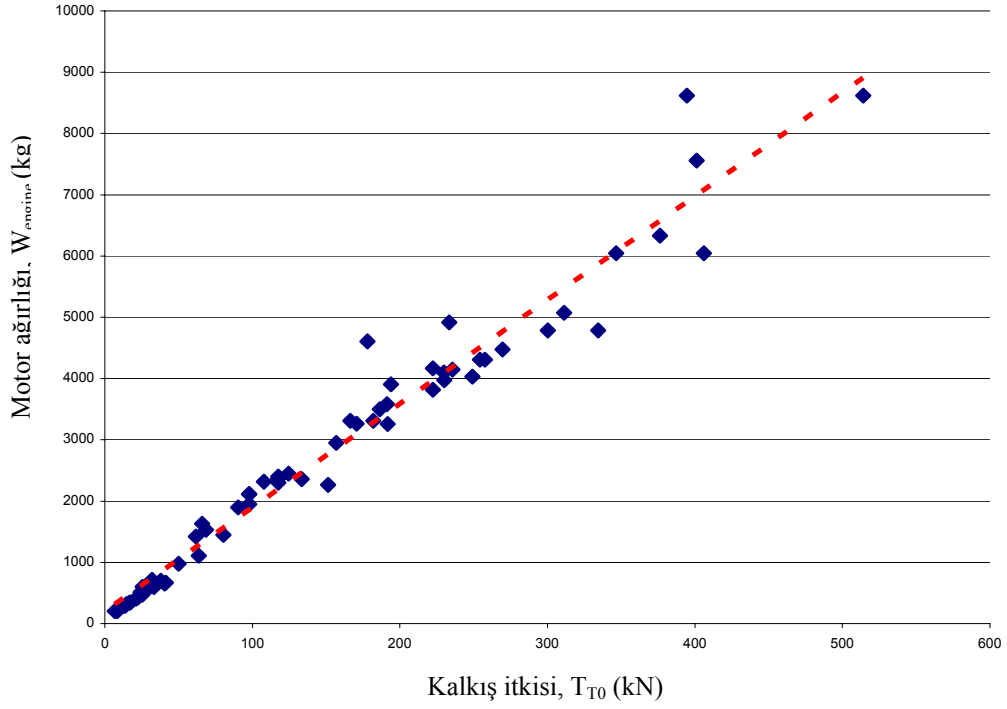


Şekil 5.3. Kalkış ağırlığı ile maksimum itkinin değişimi

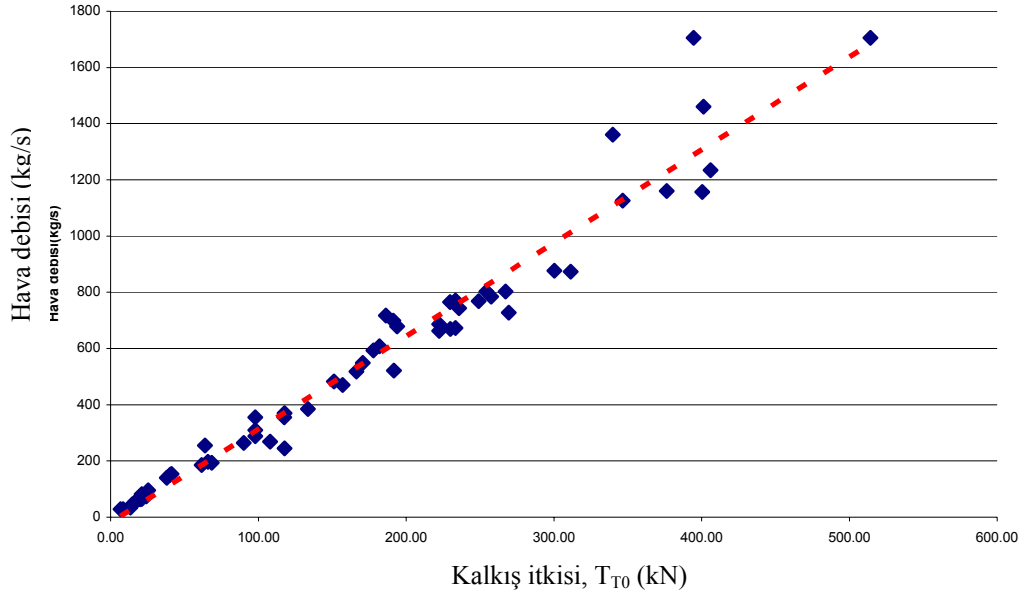


Şekil 5.4. Kalkış ağırlığı ile toplam motor ağırlığının değişimi

Şekil 5.5'te kalkış itkisiyle motor ağırlığı, Şekil 5.6'da ise kalkış itkisiyle hava debisinin değişimi verilmektedir. Her iki durumda da kuvvetli bir doğrusal ilişkiden söz edilebilir.

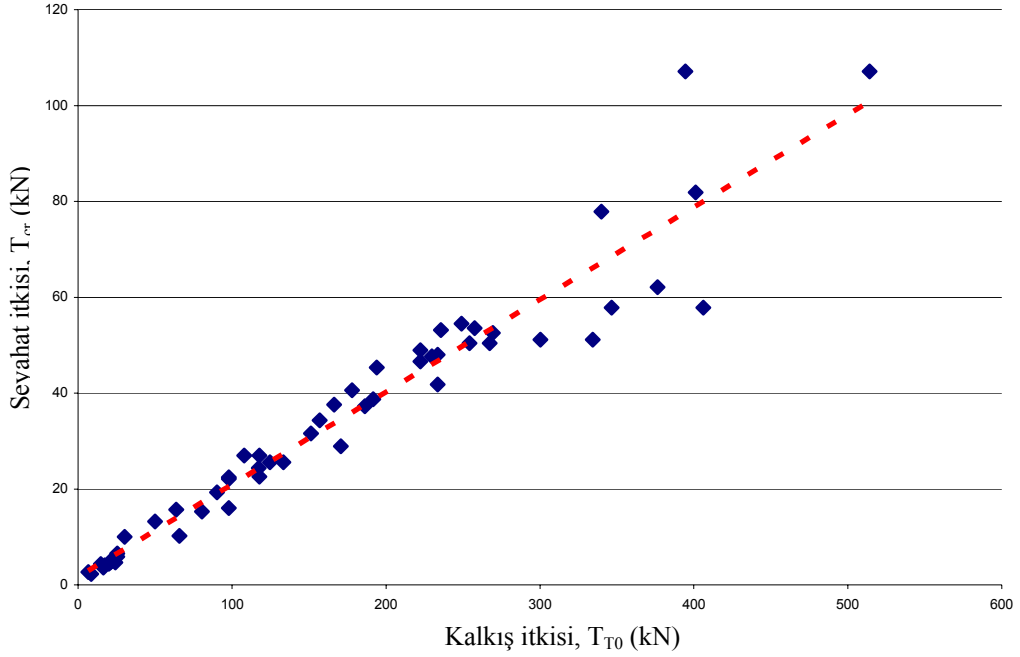


Şekil 5.5. Kalkış itki değeriyle motor ağırlığının değişimi

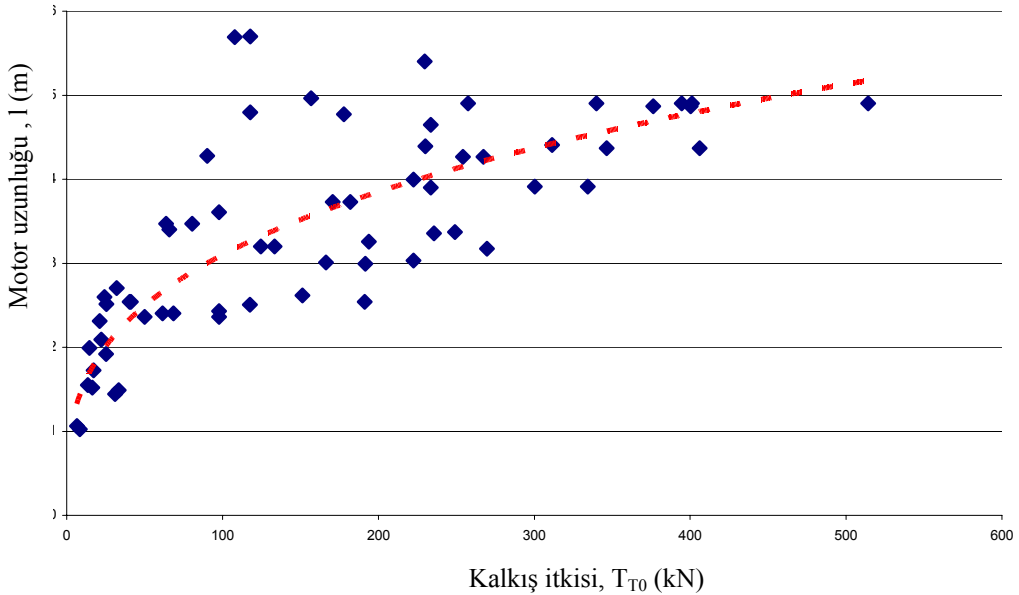


Şekil 5.6. Kalkış itki değeriyle hava debisinin değişimi

Şekil 5.7’de motorun kalkış itkisiyle seyahat irtifasındaki seyahat itkisi arasındaki değişim görülmektedir. Her iki değişken arasında kuvvetli bir doğrusal bağlantı kurulabildiği görülmektedir. Şekil 5.8’de ise motorun kalkış itkisiyle motor uzunluğu arasında üstel bir değişim olduğu görülmektedir.

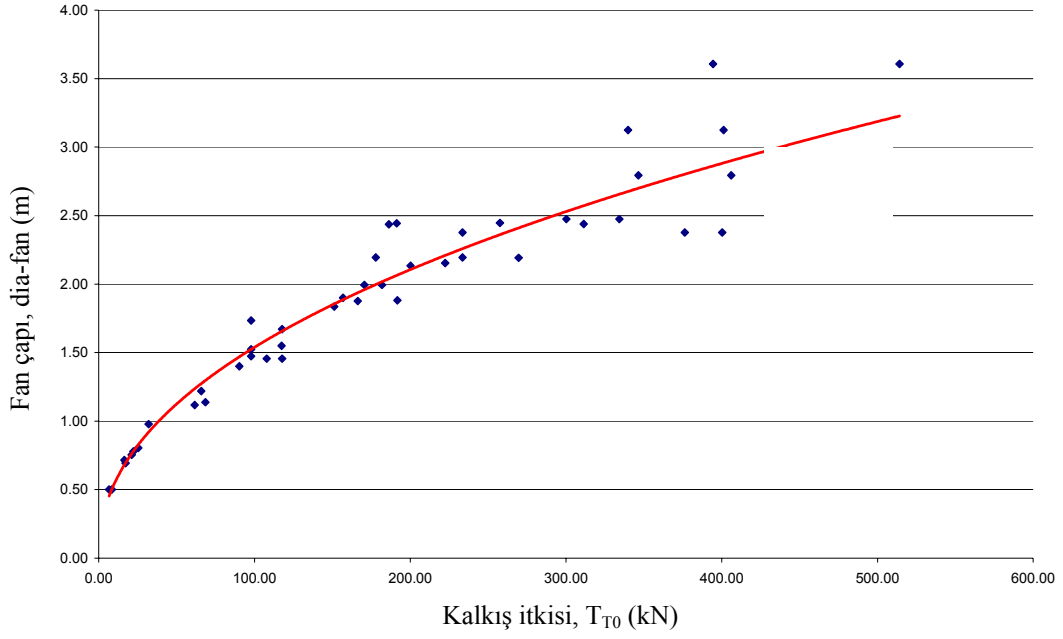


Şekil 5.7. Kalkış itkisiyle seyahat itkisinin değişimi



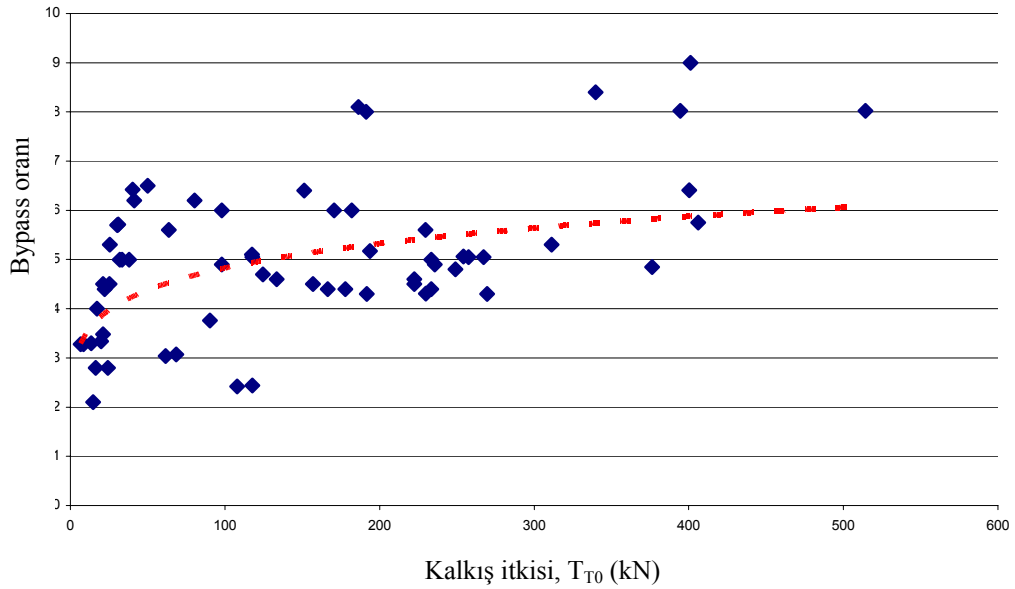
Şekil 5.8. Kalkış itkisiyle motor uzunluğunun değişimi

Şekil 5.9’da motorun kalkış itkisiyle fan çapı arasında üstel bir ilişki olduğu görülmektedir.



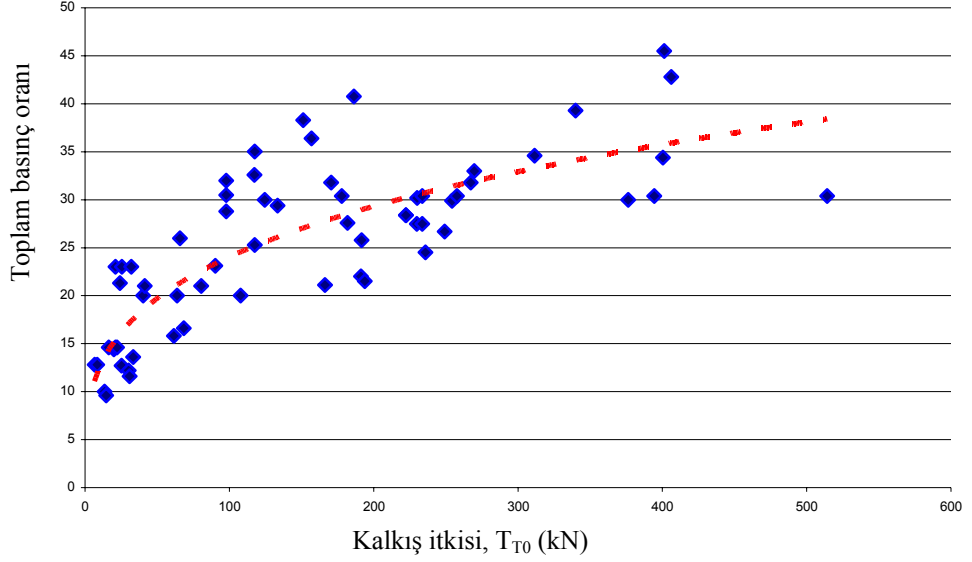
Şekil 5.9. Kalkış itkisiyle fan çapının değişimi

Şekil 5.10’da ise motorun kalkış itkisiyle bypass oranının değişimi görülmektedir.



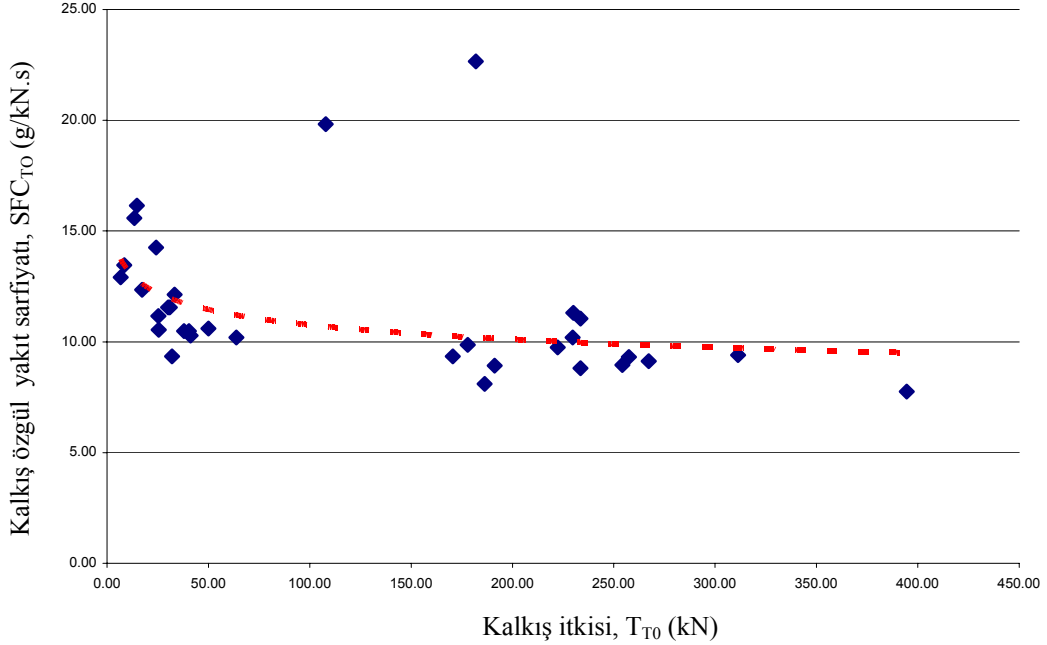
Şekil 5.10. Kalkış itkisiyle bypass oranının değişimi

Şekil 5.10’da görüldüğü gibi motorun maksimum kalkış itkisiyle bypass oranı arasında modellemesi zor bir ilişki mevcuttur. Şekil 5.11’de motor kalkış itkisiyle toplam basınç oranı arasında parabolik bir değişim olduğu görülebilmektedir.



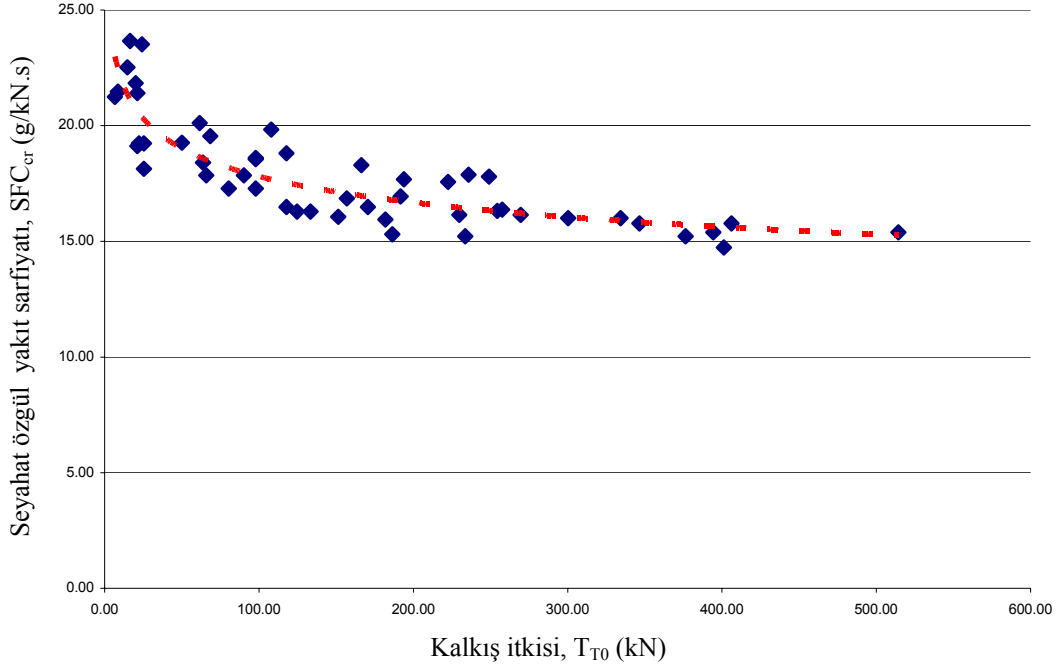
Şekil 5.11. Kalkış itkisiyle toplam basınç oranının değişimi

Şekil 5.12’de görüldüğü gibi motor kalkış itkisiyle kalkıştaki özgül yakıt sarfiyatı arasında ters orantılı üstel bir ilişki olduğu görülebilmektedir.



Şekil 5.12. Kalkış itkisiyle kalkış özgül yakıt sarfiyatının değişimi

Şekil 5.13’de motorun kalkış itkisiyle seyahat özgül yakıt sarfiyatı arasındaki ilişki görülmektedir. Kalkış itki değeri artarken seyahat özgül yakıt sarfiyatının üstel olarak azaldığı görülmektedir.



Şekil 5.13. Kalkış itkisiyle seyahat özgül yakıt sarfiyatının değişimi

Bir güç gurubunun maksimum itki değeri ile boyutsal özellikleri arasında bir ilişki vardır. Bununla ilgili çalışma Svoboda [18] tarafından yapılmıştır. Bazı parametreler lineer değişirken bazılarındaki değişim de üstel olabilmektedir. Bu denklemler karakteristik olarak aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$W_{engine} = a_1 + b_1 T_{t0}$$

$$m_0(\text{hava debisi}) = b_2 T_{t0}$$

$$l(\text{uzunluk}) = a_3 + b_3 (T_{t0})^{c^3}$$

$$dia - fan(\text{fan çapı}) = a_4 + b_4 (T_{t0})^{c^4}$$

$$P_{tot} = a_5 + b_5 (T_{t0})^{c^5}$$

$$\alpha(\text{bypass}) = a_6 + b_6 (T_{t0})^{c^6}$$

$$SFC_{cr} = a_7 - b_7 (T_{t0})^{c^7}$$

Bir uçağın kalkış itkisi veya sahip olacağı maksimum itki değeri hesaplandığında buna bağlı olarak itki sisteminin hem boyutsal hem de performans özellikleri bulunabilmektedir.

Bir yolcu uçağının belirli kısıtlayıcılar (kalkış ve iniş mesafeleri, menzil, paralı yük) altında uçağın belirli bir görevi yerine getirmesi için maksimum kalkış ağırlığını minimumda yapabilecek itki sistemini (optimum itki sistemi) oluşturmak ana hedeftir. Uçağın ağırlık bileşenleri tekrar yazılırsa;

$$W_{TOGW} = W_{OEW} + W_F + W_{Payload} \quad (5.6)$$

$W_{OEW}$  (işletme boş ağırlığı) ağırlığından itki sistemi ağırlığı çıkarılacak olursa ve bu şekilde tanımlanırsa Denklem (5.6) aşağıdaki (5.7) eşitliğine dönüşür:

$$W_{TOGW} = W_{OEW} + W_F + W_{Payload} + NW_{engine} \quad (5.7)$$

Burada N motor sayısı olmak üzere,  $W_{OEW}$  ve  $W_{payload}$  (paralı yük) sabit kabul edilecek olursa yukarıdaki denklemden itki sistemine bağlı iki parametre gözümüze çarpar. Bunlardan biri  $W_F$ , diğeri de  $N \times W_{engine}$  (Toplam motor ağırlığı) değerleridir. Önceki analizlerde motor ağırlığının maksimum itki değeriyle kuvvetli bir doğrusal ilişki içerisinde olduğu görülmüştü. O halde motor ağırlığı itki değerinin bir fonksiyonudur.

$W_F$  değeri ise, a sabit irtifa sabit seyahat hızında maksimum (en iyi) menzili veren aşağıdaki denklemde görülen parametrelere bağlı olarak değişmektedir:

$$\zeta = \frac{\Delta W_F}{W}$$

olmak üzere (W: düz uçuşa başlandığı andaki uçak ağırlığı),

$$R_{br;h,V} \cong \frac{2E_m V_{br}}{SFC} \arctan\left(\frac{0.433\zeta}{1-0.25\zeta}\right) [53] \quad (5.8)$$

denklemini elde edilir. (5.8) denkleminde;

$E_m$ : Maksimum aerodinamik verim

$V_{br}$ : En iyi menzil hızı

$R_{br,h,V}$ : Sabit irtifa sabit uçuş hızındaki menzil

(br: Breguet, h : irtifa, V: hız)

Paralı yük ve işletme ağırlığı itki sisteminden bağımsız olduğuna göre ağırlık fonksiyonu şu şekilde dönüştürülebilir:

$$W_{PS} = W_F + NW_{engine} \quad (5.9)$$

$$f(W_{engine}) = f(T_{t0})$$

$$f(W_F) = f(SFC)$$

Yüksek bypasslı turbofan motorlarında özgül yakıt sarfiyatının maksimum itki değeriyle azaldığı Şekil 5.12 ve 5.13'te görülmektedir. Ancak itki değerinin artması itki sisteminin ağırlığının da artması demektir.

## 6. GENETİK ALGORİTMA YÖNTEMİYLE OPTİMİZASYON

### 6.1. Giriş

Son yirmi yıl içinde, değişik mühendislik konularının bilgisayar aracılığıyla modellenmesi, benzetilmesi (simülasyon), en iyilemesi (optimizasyon) ve gelecek davranışlarının tahmini için doğal olayların işleyiş ve davranış biçimlerinden esinlenerek ilgi çekici yöntemler geliştirilmiştir. Bunların arasında canlıların genetik davranış biçimleri, genetik algoritmaların (GA) ortaya çıkmasında çok önemli rol oynamıştır. Genel olarak en iyileme (en büyükleme ve en küçükleme) sorunlarının çözümü için uygun olan genetik algoritma kullanımı, diğer yöntemlerle karşılaştırıldığında çok daha iyi çözümlere en kısa zamanda sayısal örgünlük ve rasgele düzen içinde gidebilmektedir. Burada sayısal örgünlük ve rasgele düzen ifadeleri, genetik algoritma dahil olmak üzere son zamanlarda geliştirilen modern yöntemlerin en önemli özelliklerine işaret eder.

Analitik veya sayısal olmayan yöntemlerle her sorunun çözümünü bulmak veya çözüme yaklaşmak mümkün değildir. Çünkü böyle çözümler için sorunun matematiksel ifadesinin belirlenmesi gereklidir. Halbuki her sorun matematiksel fonksiyonlarla ifade edilemeyebilir. İşte bu durumlarda sayısal algoritmaların geliştirilmesi yönüne gidilmiştir [54].

Günlük olayların ve araştırmaların en önemli sorularından birisi yapılan çalışmaların en iyileme (Eİ) ile sonuçlandırılabilir olup olmayacağıdır. Bunun nedeni elde bulunan imkanların kısıtlı olması dolayısı ile hizmetin Eİ biçiminde verilmesi ile önemli kazançların sağlanmasıdır. Bu, endüstride önemli olduğu kadar doğal kaynakların en iyi üretimde kullanılması konularında da aynıdır [54].

Karmaşık bir sistemin en iyilemesinde karşılaşılan iki problem vardır. Birincisi, en iyileme algoritması sistem için uygun olmalıdır. İkincisi ise en iyileme algoritmasının çeşitli parametreleri verimliliği artırmak için ayarlanabilmelidir. Buna göre, karmaşık bir sistemin geniş bir aralıkta en iyilemesinin yapılabilmesi için kullanılan en uygun yöntemlerden birisi genetik algoritmadır.

İnsanoğlu tarihin derinliklerinden bu yana doğa ile iç içe yaşamaktadır. Bu birliktelik içerisinde doğa, insana birçok konuda ilham kaynağı olmuştur. Örneğin uçağın yapılması, radarın icadı vb. gibi teknolojik gelişme insanoğlunun doğayı ve doğadaki canlıları incelemesi sonucu gerçekteşmiştir. Genetik algoritmalar bu yöntemlerden biri olmakla birlikte en yenilerindedir. Holland, canlılardaki genetik işlemleri sanal ortamda gerçekleştirmeye çalışarak bu işlemlerin etkinliğini açıklamıştır [55].

Bu algoritmanın evrim teorisinden esinlenerek geliştirildiği bilindiğine göre her şeyden önce böyle bir evrimi yapabilecek bireylere ihtiyaç vardır. Bu bireyler doğurabilmeli ve sonra da ölmelidir. Bunlar doğum sonrasında kendilerinde olan bazı davranışları kalıntı olarak yeni doğanlara bırakırlar. Bu bireylerin kabiliyeti diyebileceğimiz ve dinçlik (uygunluk) olarak belirtilen yeteneklerinin ölçülmesi gerekir. Ancak dinçlik değerleri sayesinde yeni doğanlar arasında ayrıcalık anlaşılır. Bunlar arasında kuvvetli olanlar hayatlarını sürdürerek bir sonraki topluma girer ve zayıf olanların bazıları da kendi cinsinden olan başka bireyle birleşerek daha kuvvetli bireyler meydana getirebilir. Genetik toplumda bireyin birleşmesi ile tek değil iki tane birey meydana gelir. Genetik algoritma yaklaşımında genlerdeki hanelerden bir tanesinin rakamının değişmesiyle yepyeni başka bir birey ortaya çıkar. Buradan genetik algoritma çözümlemesindeki doğurganlığın insan hayatındakinden farklı olduğu anlaşılır.

Her doğan birey kendisini meydana getirenlerden kaynaklanan karışık bir kalıtıma sahiptir. Genetik algoritmalarda en iyi kalıtlara sahip olabilecek birleşmelerin sağlanmasına çalışılır. Bu bireylerden bazıları uzun süre yaşadktan sonra başkaları ile birleşerek yeni özelliklere sahip olur (daha da güçlenir) ve bir sonraki toplumlara (nesillere) ulaşabilir. Böylece toplumun yenilenmesi ile daha güçlü bireyler ortaya çıkarak, toplum daha sağlıklı hale gelir. Bu, sayısal ortamda Eİ noktasına daha da yaklaşmak demektir. Bu evrim sırasında başka bireylerden hiç kalıntı almadan hayatına devam edebilen bireyler ya çok azdır veya hiç kalmamıştır.

Genetik algoritma yöntemi, evrim teorisi esaslarına göre çalışarak verilen bir sorun için en iyi çözüm veya çözümleri arayarak bulmaya yarar. Bu arayışı, karar değişkeni uzayındaki birçok başlangıç noktasından başlayarak, paralel

işlemler dizisi ile en iyi yöne doğru topluca gelişerek yapar. Karar uzayındaki bu noktalarda dinçlik derecelerinden başka bilgilere gerek yoktur. Toplumdaki noktaların paralel çalışarak Eİ'ye doğru gelişmesi rasgelelik ilkeleri ile sağlanmaktadır.

Genetik algoritmaların esası doğal seçme ve genetik kurallara dayanmaktadır. Bu kurallar ortama en fazla uyum sağlayan canlıların hayata devam etmesi ve uyum sağlayamayanların da elenmesi olarak algılanmalıdır. Genetik algoritmalar bu iki kuralı bir arada kullanarak en iyiyi aramayı hedef alan bir Eİ yöntemidir.

## **6.2. Genetik Algoritmaların Diğer En İyileme Tekniklerine Göre Farklılıkları**

Genetik algoritmalar basit hesaplamalar gerektirir ama basitliğinden dolayı da etkinliği azalmaz. Diğer pek çok Eİ yöntemlerindeki süreklilik ve türev alınabilme şartlarını gerektirmez. Uygulamalarında ağır matematik bilgileri kullanmaz. Genetik algoritmalar rastgele arama yöntemlerinden farklı olarak, ihtimal ilkelerini karar değişkeni uzayında genetik işlemler yapmada araç olarak kullanır. Genetik algoritmalar ile diğer geleneksel yöntemler arasındaki farklar şunlardır:

Genetik algoritma, çözümlenmesinde karar değişkenlerini genetik sayı sistemine göre kodlayarak (ikili sayı sistemine dönüştürerek) kullanır. Bu sayı sisteminde karar değişkenlerinin genleri topluca karar uzayında bir noktayı temsil eder.

Genetik algoritmada bir nokta yerine aynı anda noktalar topluluğundan hareket edilir. Bu topluluğun genetik algoritma evrimi ile gelişmesi sonucunda Eİ çözüme ulaşılır. Bu evrim sırasında sistem yerel en iyiye takılmaz [56].

Genetik algoritma evrimi sırasında, karar değişkenlerinin belirttiği noktalardaki hedef fonksiyonu değerleri kullanılır. Türev ve integral işlemlerine gerek olmadığından başlangıç ve sınır şartları ile bazı klasik kabullerin yapılmasına gerek kalmaz.

Genetik algoritma evrim işlemleri belirlilik değil belirsizlik (rasgelelik, ihtimal) kurallarına dayanır. Seçim işlemleri ihtimal ilkeleri ışığı altında yapılır.

Eİ için sayılan klasik yöntemlerin dışında daha basit, fazla matematik gerektirmeyen ve objektif olan genetik algoritma yaklaşımları kullanılabilir. Genetik algoritmadaki rastgele yaklaşımlar sonuç çözümün yerel en iyi çözümlere takılıp kalmamasını sağlar. Adeli ve Hung [56] çalışmasına göre genetik algoritmadaki kodlama, başlangıç şartları, dinçlik ölçüsü, evrim performansı ölçümü ve çalışma parametreleri olmak üzere beş tane adım vardır [56]. Genetik algoritmalar doğal olayların gelişmesindeki genetik mekanik ilkerelere göre çalışırlar. Başlangıçta çözüm adaylarının belirli kurallar dizisi altında rastgele genetik olarak gelişmesi ile en iyi çözüme doğru ilerleyerek sonuca varılabilir [57]. Genetik algoritmalar klasik yöntemden aşağıdaki noktalarda ayrılırlar [58]:

- Genetik algoritmalar, gelişmesi sırasında karar uzayında o zamana kadar mevcut olan bilgilerden yararlanarak en iyi çözüme ulaşmaya çalışır.
- Genetik algoritmalar yapısında saklı paralel hesaplama yöntemine sahiptir. Bu sayede pek çok noktadan hareketle çözüm uzayındaki en iyi noktaya doğru adım adım gelişerek yaklaşılırlar.
- Genetik algoritmalar rastgele algoritmalarlardır. Sonuçlarına ulaşmak için ihtimal ilkelerinden yararlanılır. Buna göre çalışmalar sırasında bir rastgele sayı üreticisine gerek vardır.
- Genetik algoritmalar birçok çözüm adayı üzerinden aynı zamanlı olarak işleyişlerini sürdürürler. Bu süreç esnasında komşu ve önceki noktalardan topladığı bilgiler ve rastgele işlemler sayesinde daha da iyi çözümlere doğru ilerleyen bir mekanizmaya sahiptir.

Eİ (En İyileme) en küçükleme veya en büyükleme şeklinde karşımıza çıkar. Ancak bunların da ötesinde istenilen bir ortalama veya belirli bir hedefe varmak için yapılabilecek Eİ'ler de düşünülebilir. Genel olarak Eİ yöntemlerinde belirgin bilgiler kullanılır. Biraz belirsizlik içeren verilerin kesin (deterministik) oldukları kabulü sonucunda Eİ yöntemleri ile sonuca gidilebilir. Bu nedenle de belirsizlik içeren Eİ yöntemleri eskiden ihtimal, istatistik ve stokastik süreçlerle yapılırken bugün daha modern olarak genetik algoritmalar ile yapılmaktadır.

Eİ'deki iyi kelimesi görecelidir ve uğraşılan sorunun çözümünün bir değil birden fazla seçenekler içerdiğini ima eder. Duruma göre her bir çözümün değeri

birbirinden farklıdır. Yapılan kabullere, kabul edilen tolerans sınırlarına ve kullanılan yöntemlere göre değişir. Bir bakıma en iyi çözüm sorunun çözülmesinde uğraşanın kişisel görüşüne bile bağlı olabilir. Eİ, bir uğraşmayı olabildiğinden daha iyi yapabilme çabalarının tümüdür. İstenilen hedef belirlendikten sonra var olan bilgi ve verilerden yararlanarak elde edilebilecek ilave bilgilerin de göz önünde tutulması ile en mükemmel olabilecek ilave bir yönde hedefe yaklaşan çözümlerin araştırılması Eİ'dir. Bir sorun için bir tek çözüm yerine çok sayıda çözümler söz konusu olabilir. Bu durumda en iyi çözümün elde edilebilmesi için bunların her birinin aynı ölçekte kurallar dizisine tabi olması sonucunda Eİ ile tek bir çözüme gidilebilir. Eİ üç kısımdan meydana gelen ardışık zincir halkalarıdır.



**Şekil 6.1.** En iyileme aşamaları

Yukarıdaki şekilde ilk halkada imkanlar ve son halkadaki hedefler belirlendikten sonra orta halka olarak bu ikisinin arasında bir ayarlama yapmak gerekir. Bunun için sözel bilgilerle gerekli düşüncenin işleme konulması ve özellikle de günümüzde bilgisayarlardan yararlanılması için mutlaka simgelenmesi yani matematik kurallarının yazılması gereklidir. İşte bu kuralların yazılarak bilgisayara aktarılması ve Eİ çözümü yolunda yapılacak işlemlerin tümüne birden Eİ süreci denir. Sürekli matematik fonksiyonlarla olayın ifade edilememesi durumunda matematik işlemlerin kullanılması mümkün olmadığından, sayısal olarak iş gören yöntemlerin geliştirilmesine son 50 yılda fazlaca rastlanılmaktadır. İşte bunlardan en güncel olanı Genetik Algoritma (GA) adı verilen Eİ yöntemidir. Eİ, bir sorunun birbirine eşit olmayan fakat oldukça yakın bulunan birden fazla çözümünün var olması demektir. Eİ çözümlenmesinin elde edilebilmesi aşağıdaki noktalara yakından bağlıdır:

- En iyi çözüm eldeki soruna göre görecelidir.
- En iyi çözüm seçilen yöntemlere göre de görecelidir.

- En iyi çözüm kabul edilen yaklaşık toleransına göre de görecelidir.
- En iyi çözüm sorunu çözmeye çalışan kişinin becerisi, bilgisi ve yaklaşımına göre de görecelidir.

Eİ işlemi sırasında sıkça karşılaşılan sorunlardan bir tanesi de bulunan çözümün yerel mi yoksa mutlak (global) mı olduğudur. Pratikte mutlak en iyi çözümün bulunması istenmektedir. Çünkü GA çözümlemesine belirli bir izi örgün biçimde izleyerek değil, bir alanı rastgele tarayarak ulaşır. Klasik Eİ yöntemlerinin bir başka çıkmazı da yaklaşımların sonlu küçük aralıklarda doğrusal olarak hesaplamasıdır. Eğrisel Eİ sorunlarında sonuca ulaşabilmek için bazı hatalar da yapılmaktadır. Dolayısıyla bu yöntemler zaman alıcıdır.

Pratik çalışmalarda Eİ çözümün bulunması kesin bir şekilde başılamayabilir. Birçok durumda en iyi çözüme yakın olan çözümlerle yetinmek zorunda kalabiliriz. Bunun nedenleri arasında zaman ve işlem hacminin çok olması, sorunun karar değişkenlerinin fazla ve karmaşık ilişkiler halinde bulunması gelebilir. Tüm çözümlerinde biri karar değişkeni veya çözüm uzayı alanını tarif eden değişkenler, diğeri de bu değişkenlerin bir fonksiyonu olan hedef değişkeni bulunur. Bunlara ilave olarak karar değişkenlerini fizik ve matematik bakımdan sınırlayıcı şartlar da bulunabilir. Eİ karar değişkenlerinin bir takımından başlayarak, önce Eİ noktasına yaklaştıracak biçimde ardışık karar değişkenleri yenilenmesi ile hedef değeri yeniden belirlenerek yola devam edilir. Bu şekilde güzergahı önceden belli olmayan bir yol boyunca karar uzayında seyahat edilir. Eİ seyahatinin de bir şekilde sona ermesi gerekir. Mutlak son gerçekten bir noktaya %100 varmakla olur; ama bu teorik olarak mümkün değildir. Bu nedenle Eİ seyahatinin durması için bir ölçütün konması gerekir. Bu ölçüt ya adım sayılarının sınırlanması, ya uzman görüşüyle biçimde karar vermek ya da objektif olarak ardışık ilerlemelerdeki hedef değerleri arasındaki farkın önceden belirlenen bir miktar veya yüzdeden daha küçük olmasının istenmesidir.

### **6.3. Genetik Algoritma Terminolojisi**

Genetik algoritmalar hem doğal genetikler hem de bilgisayar alanında kullanıldıklarından, bu alanda çalışan araştırmacıların kullanacağı temel terimlere

ihtiyaç vardır. Bilgisayar ortamında tanımlanan alfabeler, dizi pozisyonları, diziler ve benzer terimlerin karşılıkları Çizelge 6.1’de gösterilmektedir. Biyolojik sistemdeki kromozomlar, sanal ortamdaki dizilere karşılık gelmektedir. Doğal sistemlerde bir ya da birden fazla kromozom birleşerek bir organizmanın yapısını ve toplam genotip yapısını oluşturmaktadır. Yapay genetik sistemlerde ise dizilerin toplamı genotip olarak adlandırılmaktadır. Doğal sistemlerde, toplam genetik paketin içinde bulunduğu şartlara göre birbirini etkilemesiyle şekillenen organizma fenotip olarak tanımlanır. Yapay genetik sistemlerde ise yapılar, belirli bir parametre setini, olası bir çözümü ya da çözüm uzayında bir noktayı düzenlemek için şifreli durumu çözer.

**Çizelge 6.1.** Genetik algoritma terimlerinin anlamları

<b>Genetik Algoritma</b>	<b>Açıklama</b>
Kromozom	Çözüm (kodlama)
Genler	Çözümün bir kısmı
Lokus	Genin pozisyonu
Aleller	Genin değeri
Fenotip	Çözümün deşifre edilmesi
Genotip	Çözümün şifrelenmesi

Doğal terminolojide kromozomlar, belli sayıda değer alabilen genlerin birleşiminden oluşmaktadır. Yapay genetik araştırmalarda diziler, farklı değerler alan özellikler ya da karakterlerden meydana gelmektedir. Özellikler, dizi üzerinde farklı pozisyonlara yerleştirilebilir.

Farklı bir karakter ve onun pozisyonu arasındaki farkı ayırt etmek gerekirse, bir dizi içerisinde bir bitin pozisyonu, nüfusun her yerinde ve her zaman o bitin nasıl çözüldüğü ile bulunabilir. Örneğin ikili sayı sistemine göre 10000 dizisi, işaretli tamsayı olarak ondalık sistemde 16 olarak çözülebilir. Burada 1, onlu sayı sisteminde 16’nın yerine geçmektedir [59].

Basit bir genetik algoritma (Simple Genetic Algorithm), problem en iyilemesi için son derece uygun ve güçlü bir yöntemdir. Genetik algoritma tekniğinin içerisinde SGA (Simple Genetic Algoritim), Mikro Genetik Algoritma ( $\mu$ GA), Kararlı Durum Genetik Algoritma (KDMA), Hiyerarşik Genetik

Algoritma (HGA) ve Dağıntık Genetik Algoritma (mGA) gibi farklı modeller ve paralel çalışan genetik algoritma modelleri tanımlanmıştır.

Genetik algoritma, en uygun çözümü bulmak için birden çok noktadan aramaya başladığı için bu arama noktalarının başlangıç değerlerinin oluşturulması önem taşır. İlk popülasyon genellikle rastlantısal oluşturulur. Yapılan bazı çalışmalarda ilk popülasyon oluşturulurken daha önceden elde edilen bir bilgiye veya sezgiye (heuristic) bağlı olarak üretildiği görülmektedir [60]. Varılması istenen Eİ noktasının yaklaşık konumu hakkında ipuçları bulunuyorsa dizi değerlerinin böyle bir çözüm noktası etrafında rasgele ama daha dar bir karar uzayından seçilmesi uygundur.

#### **6.4. Basit Genetik Algoritma**

Basit bir genetik algoritma, problem optimizasyonu için son derece uygun ve güçlü bir metottur. Bir başlangıç nüfusundan başarılı nüfusları üreten basit genetik algoritmanın performans ve verimliliğini etkileyen faktörlerden birisi nüfusun boyutudur. Algoritmanın başında belirlenen nüfus sayısının az olması genetik algoritmaları genellikle başarısız kılar. Çünkü nüfus sayısının az olması problemin çözümü için araştırma uzayından verimsiz örnek sayısı sağlar. Nüfus sayısının çok olması araştırma uzayında daha çok örnek bilgi içeren araştırmalar yapabilir ve alt optimal çözümlere hatalı yaklaşımlar önlenir. Diğer yandan büyük nüfus sayılarında her jenerasyona daha çok değerlendirme yapıldığında olası sonuca yaklaşım daha yavaş olmaktadır. Birçok problemin çözümünde iyi sonuçlar veren basit bir genetik algoritma üç işlemin birleşiminden oluşmaktadır; Kopyalama (reproduction), Çaprazlama (Crossover), Mutasyon (Mutation)

Kopyalama, her bir dizinin amaç fonksiyon değerine (f) göre, gelecek jenerasyona kopyalanmasını sağlayan bir işlemdir. f fonksiyonu maksimize edilmek istenen uygunluk, yararlılık ya da iyiliğin bir ölçüsü olarak düşünülebilir. Uygunluk değerlerine göre dizilerin kopyalanması, yüksek değere sahip olan dizilerin gelecek jenerasyona bir ya da daha fazla ürün olarak katkıda bulunma olasılığının da yüksek olmasıdır. Bu işlem doğal seçimin yapay bir versiyonudur.

Darwin'e göre de, varlıklar arasında en iyilerin yaşama şansı her zaman daha yüksektir [61].

Genetik algoritmaların parametreleri; çaprazlama oranı, mutasyon oranı, popülasyon büyüklüğü, seçim, kodlama (encoding), çaprazlama ve mutasyon tipi gibi genel parametrelerdir. Çaprazlama oranı yüksek olmalıdır. Buna karşılık mutasyon oranı çok düşük olmalıdır. Şaşırtıcı olan çok büyük popülasyon büyüklüğü genellikle genetik algoritma değerini arttırmaz (çözüm bulma hızı anlamında). İyi popülasyon büyüklüğü yaklaşık olarak 20-30 olmalıdır, bununla birlikte bazen 50-100 daha iyi sonuç verebilir. Seçim için genellikle rulet tekerleği kullanılır, bunun yanı sıra rank seçimi, kararlı durum (steady state) ve elitizm gibi seçim yöntemleri de kullanılmaktadır.

Genetik algoritma yöntemi, yıllar boyu süregelen genetik mühendisliği ve biyoloji alanında yapılan gelişmeler sonucu ortaya atılmış bir tekniktir ve her sisteme uygulanamayabilir.

Standart bir genetik algoritma yöntemi aşağıdaki gibi verilebilir:

- a) Başlangıç popülasyonunu rastlantısal olarak türet.
- b) Popülasyon içindeki tüm kromozomların amaç fonksiyonu değerlerini hesapla.
- c) Tekrar üreme, çaprazlama ve mutasyon operatörlerini uygula.
- d) Oluşturulan her yeni kromozomun amaç fonksiyonu değerlerini bul.
- e) Amaç fonksiyonu değerleri kötü olan kromozomları popülasyondan çıkar.
- f) c-e arasındaki adımları tekrar et.

En basit genetik algoritma mekanizması Goldberg tarafından sunulmuştur.

Özet olarak genetik algoritmada aşağıdaki adımlar vardır:

- Sorunun çözümü olabilecek çözümlerin genetik sayılarla temsili,
- Başlangıç çözüm toplumunun değiştirilerek yeni bir toplum ortaya çıkarılması,
- Sorunun hedefini belirleyen bir fonksiyon ile bundan elde edilebilecek bir değerlendirme,
- Çözümlerin yapısını geliştirecek bir genetik işlemler dizisi (çaprazlama, rakam değiştirme (mutasyon), vb.

- Genetik algoritmada kullanılan değişken değerlerinin hesaplanması.

Büyük ölçekteki birçok Eİ sorunu, yaklaşık olarak kısa zamanda genetik algoritma ile çözülebilir. Genetik algoritmalar, doğal genetik kalıtım davranışlarını teorik ve yapay olarak bilgisayarlarda gerçekleştiren stokastik bir tekniktir. Genetik algoritmalar, yönlendirilmiş ve stokastik arama özelliklerini kendilerinde toplamış olmaları açısından da klasik Eİ yöntemlerinden farklıdır. Bu algoritmalar bir noktadan başlayarak karar uzayında en iyi çözümlü buluncaya kadar bir iz takip etmezler. Bunun yerine karar uzayına birçok noktadan rastgele girerek ve karar noktalarının kendi aralarında evrim teorisi kuralına uyarak gelişmeleri ile ardışık daha dinç yani çözüme yaklaşan yeni toplum meydana getirirken en iyi çözüme ulaşırlar. Her toplum bir öncekinin evrim teorisine göre şekil değiştirmiş halidir. Herhangi bir toplumdaki karar noktası ne kadar çözüme yaklaşırsa, onun o kadar fazla dinçliği ve buna bağlı olarak yaşama ihtimali büyük olur [62]. Böylece o karar noktası (kromozom), daha sonraki toplumlarda da hayatını devam ettirebilir. Bir iterasyon anında çözüm olabilecek adayları içeren bir topluma sahiptir. Her kromozomun dinçlik değeri hesaplanır. Dinçlik değerleri kromozomların bundan sonraki toplum eriminde hayatını sürdürüp sürdüremeyeceğinin bir ölçüsüdür.

Genetik algoritmaların çalışmasını aşağıdaki adımlarla özetleyebiliriz:

1. Adım : Olası çözümlerin kodlandığı bir çözüm grubu oluşturulur. Çözüm grubuna biyolojideki benzerliği nedeniyle popülasyon, çözümlerin kodlar da kromozom olarak adlandırılır. Bu adıma popülasyonda bulunan birey sayısını belirleyerek başlanır. Bu sayı için bir standart yoktur. Genel olarak önerilen 100-300 aralığında bir büyüklüktür. Büyüklük seçiminde yapılan işlemlerin karmaşıklığı ve aramanın derinliği önemlidir. Popülasyon bu işlemde sonra rasgele oluşturulur.
2. Adım: Her kromozomun ne kadar iyi olduğu bulunur. Kromozomların ne kadar iyi olduğunu bulan fonksiyona uygunluk fonksiyonu denir. Bu fonksiyon işletilerek kromozomların uygunluklarının bulunması ise hesaplama (evaluation) adı verilir. Bu fonksiyon genetik algoritmanın beynini oluşturmaktadır. Genetik algoritmada probleme özel çalışan tek kısım bu fonksiyondur. Çoğu zaman

genetik algoritmanın başarısı bu fonksiyonun verimli ve hassas olmasına bağlı olmaktadır.

3. Adım: Bu kromozomlar eşlenerek yeniden kopyalama ve değiştirme operatörleri uygulanır. Bu sayede yeni bir popülasyon oluşturulur. Kromozomların eşlenmesi kromozomların uygunluk değerlerine göre yapılır. Bu seçimi yapmak için rulet tekerleği seçimi, turnuva seçimi gibi seçme yöntemleri vardır.

4. Adım: Yeni kromozomlara yer açmak için eski kromozomlar ortadan kaldırılır. Eski kromozomlar çıkartılarak sabit büyüklükte bir popülasyon sağlanır.

5. Adım: Tüm kromozomların uygunlukları tekrar hesaplanır. Tüm kromozomlar yeniden hesaplanarak yeni popülasyonun başarısı bulunur.

6. Adım: GA defalarca çalıştırılarak çok sayıda popülasyon oluşturulup hesaplanır. Eğer zaman dolmamışsa 3. adıma gidilir.

7. Adım: O ana kadar bulunan en iyi kromozom sonuçtur. Çünkü popülasyonların hesaplanmasında en iyi bireyler saklanmıştır.

Kullanılan genetik operatörler, var olan popülasyon üzerine uygulanan işlemlerdir. Bu işlemlerin amacı daha iyi özelliğe sahip yeni nesiller üretmek ve arama algoritmasının alanını genişletmektir. Farklı uygulamalarda farklı operatörler kullanılmakla birlikte genetik algorithmada 3 standart operatör kullanılır. Bu operatörler;

a) Yeniden Üretim (Reproduction)

b) Çaprazlama (Crossover)

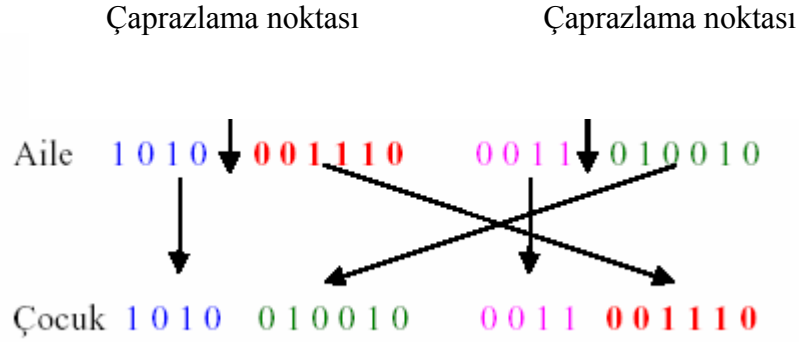
c) Mutasyon (Mutation)

operatörleridir. Aşağıda bu operatörlerin açıklamaları yapılmaktadır.

a)Yeniden Üretim (Reproduction): Yeniden üretim, nesil üretimi ve kararlı durum üretimim olarak iki kısımda incelenebilir. Nesil üretiminde var olan neslin yerine yeniden nesil oluşturulur. Kararlı durum üretiminde ise sadece nesildeki birkaç birey yeni bireylerle yer değiştirir. Yeniden üretim sonucunda elde edilen ara nesil, çaprazlama ve mutasyon genetik operatörleri kullanılarak yeni nesil elde etmede kullanılır.

b) Çaprazlama (Crossover): Çaprazlama operatörü genetik algorithmalardaki en önemli operatördür. İki çözümün yapıları kullanılarak yeni bir çözüm

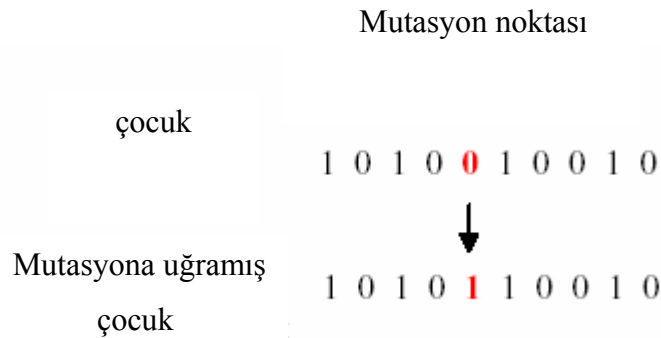
oluşturulması esasına dayanır. Çaprazlama işlemi genel olarak ikili dizilerin parçalarının değiş tokuşu şeklinde gerçekleştirilir. Farklı uygulamalarda farklı kodlama yöntemleri kullanıldığı için farklı çaprazlama yöntemleri kullanılır, tek noktalı çaprazlama, iki noktalı çaprazlama ve üniform çaprazlama gibi.



**Şekil 6.2.** Tek noktalı çaprazlama

Amaç, Aile (parent) kromozom genlerinin yerini değiştirerek çocuk (child) kromozomlar üretmek ve böylece var olan uygunluk değeri daha yüksek olan kromozomlar elde etmektedir.

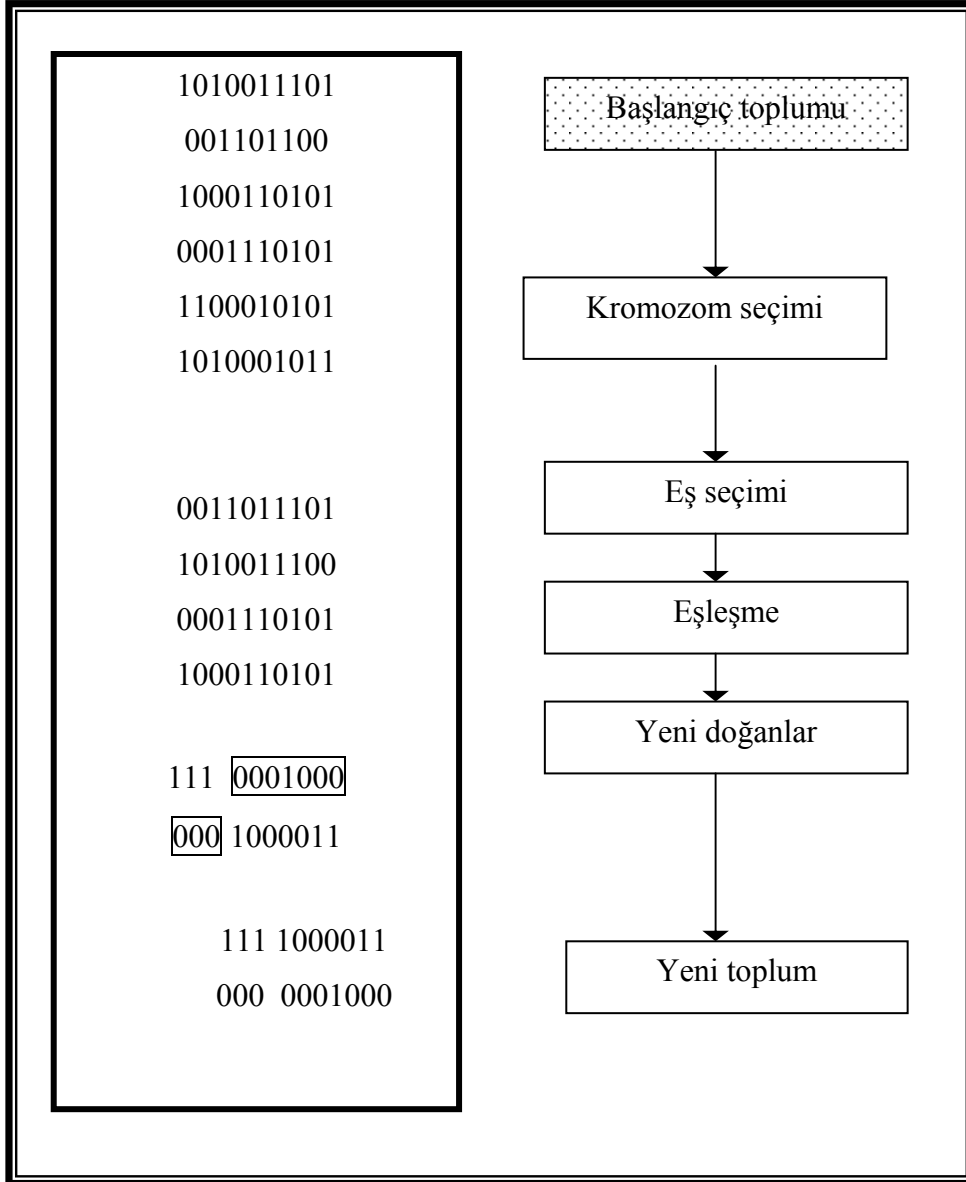
c) Mutasyon: Genetik algoritmalarındaki operasyonda karar verici olarak ikinci derecede rol oynayan bir operatördür. Amaç, var olan bir kromozomun genlerinin bir ya da bir kaçının yerlerini değiştirerek yeni kromozom oluşturmaktır. Yeniden ve sürekli yeni nesil üretimi sonucunda belirli bir süre sonra nesildeki kromozomlar birbirini tekrarlama konumuna gelebilir ve bunun sonucunda farklı kromozom üretimi durabilir veya çok azalabilir. İşte bu sebeple nesildeki kromozomların çeşitliliğini arttırmak için kromozomlardan bazıları mutasyona uğratılır.



**Şekil 6.3.** Tek bir mutasyon

## 6.5. İki Taban Sayılı Genetik Algoritma

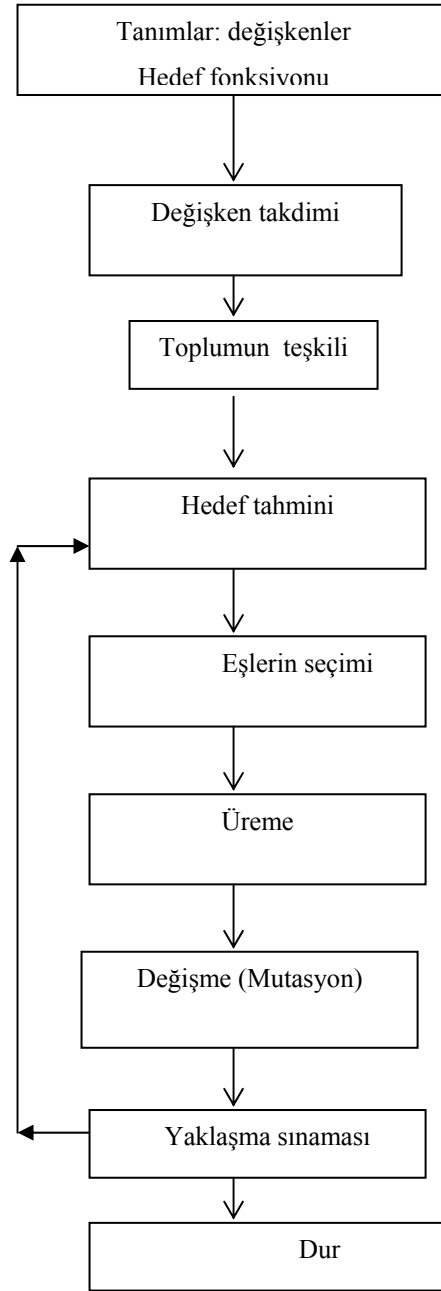
Şekil 6.4'te biyolojik ve iki tabanlı sayı evrimleri arasındaki benzerlikler özetlenmiştir.



Şekil 6.4. Sayısal ve biyolojik algoritma benzerlikleri

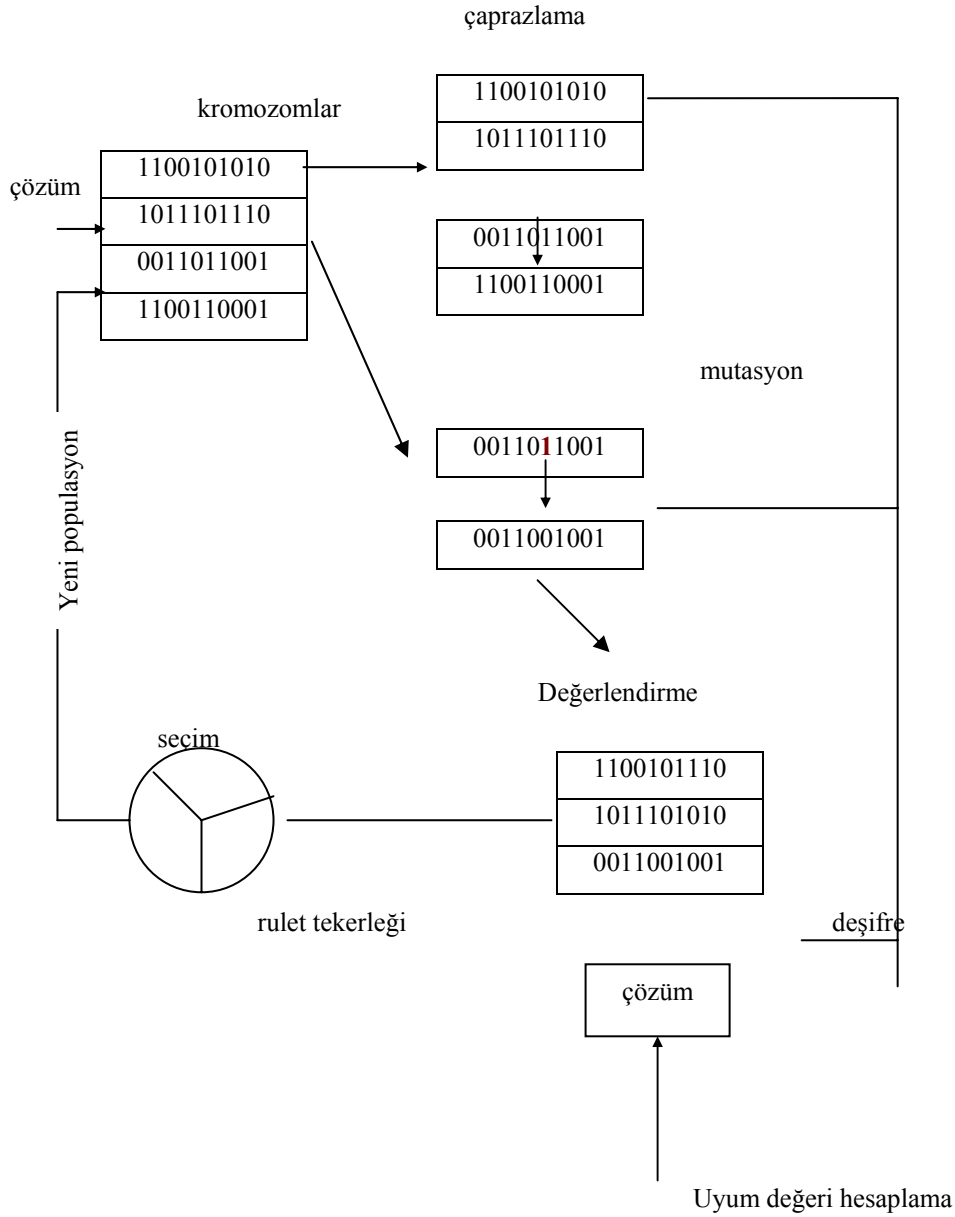
Her ikisi de rastgele üyeleri olan başlangıç toplamları ile başlar. Eğer toplumdan iyi bireylerin toplumda kalması ve geri kalanların elenmesi istenirse, ilişkili oldukları varsayılan iki tabanlı sayılarla sayılar topluluğundaki hayatlarına devam ederler. İşte bu topluluktan iki tanesi rastgele seçilerek ve kendi aralarında

değişime uğrayarak iki tane yeni bireyin meydana gelmesini sağlar. Yeni türlerin her biri anne ve babanın özelliklerinden bir kısmını kalıtım yolu ile alır. Yeni dünyaya gelen ve daha sağlıklı olan birey kötü iki bireyi dışlar. Toplumun aynı büyüklükte (aynı sayıda kromozomlar) kalması için aynı sayıda yeni bireylerin meydana geldiği varsayılır. Bu yenilenme işleminin ard arda yinelenmesiyle çok daha iyi bireyler topluluğu meydana gelebilir. Şekil 6.5’de de bilgisayarda genetik algoritma Eİ’si yapabilmek için geçerli adımlar akış halinde gösterilmiştir.



Şekil 6.5. İki tabanlı genetik algoritma işleyiş şeması

Şekil 6.6.'da genetik algoritmanın genel yapısı verilmektedir.



Şekil 6.6. Genetik algoritmanın genel yapısı [62]

Bir başlangıç nüfusundan başarılı nüfusları üreten basit genetik algoritmanın performans ve verimliliğini etkileyen faktörlerden birisi nüfusun boyutudur. Algoritmanın başında belirlenen nüfus sayısının az olması genetik algoritmaları genellikle başarısız kılar çünkü nüfus sayısının az olması problemin çözümü için araştırma uzayından verimsiz örnek sayısı sağlar.

Nüfus sayısının çok olması araştırma uzayında daha çok örnek bilgi içeren araştırmalar yapabilir ve alt optimal çözümlere hatalı yaklaşımlar önlenir. Diğer yandan büyük nüfus sayılarında her jenerasyona daha çok değerlendirme

yapıldığında olası sonuca yaklaşım daha yavaş olmaktadır. Birçok problemin çözümünde iyi sonuçlar veren basit bir genetik algoritma üç işlemin birleşiminden oluşmaktadır. Kopyalama (reproduction), Çaprazlama (Crossover), Mutasyon (Mutation).

Genetik algoritmalarda oluşan başarılı bireyler incelenirse, bu bireyler arasındaki benzerlikler bulunabilir. Bu benzerliklerden yola çıkarak şemalar oluşturulabilir. İkili dizi kodlaması için aşağıdaki yöntem önerilebilir: 0,1 ve \* ("\*" o konumda 0 veya 1 olmasının önemsiz olduğunu gösterir). Örnek olarak ikinci ve dördüncü bitleri 1, altıncı biti 0 olan çözümlerin başarılı olduğu bir toplumda şu şema oluşturulabilir :

$$1 * 1 * 0$$

Bu şemaya uygun aşağıdaki ikili diziler yazılabilir:

010100, 010110, 011100, 011110, 110100, 110110, 111100, 111110

Görüldüğü gibi şemaların katılması ikili dizilerle gösterilen arama aralığını büyütmektedir. Arama aralığının büyümesi, sonucun bulunmasını zorlaştırması beklenir ancak durum böyle değildir.

## 6.6. Genetik Algoritmanın Elle Yürütülmesi

Basit bir algoritmanın bir optimizasyon problemine adım adım uygulanmasını görmek için  $f(x) = x^2$ ,  $x \in [1,31]$  fonksiyonun maksimizasyonu ele alınsın. Genetik algoritmaların uygulanmasında öncelikle, problemdeki değişkenleri sonlu uzunlukta dizilerle göstermek için kullanılacak koda karar vermek gerekir. Bu problem için x değişkeni 5 bit uzunluğunda işaretli tam sayı olarak binary kodlanabilir. Böylece x değişkeninin alt ve üst sınır değerleri 00000 (0) ve 11111 (31) olarak gösterilebilir. Başlangıç nüfusu n=4 için Çizelge 6.2'deki nüfus seçilirse, algoritmanın bir sonraki safhası başlangıç nüfusundan yeni jenerasyon seçilmesidir. Uygunluk fonksiyonuna göre aldıkları değerlere bağlı olarak, gelecek jenerasyona geçmesi beklenen dizileri belirlemek için ağırlıklı rulet çarkının dört kez çevrildiği kabul edilir. Çizelge 6.2'de gösterildiği gibi 1 ve 4 nolu diziler bir sonraki jenerasyonda bir kez görünmesine rağmen 2 nolu dizi iki

kez tekrarlanarak görünmektedir. 3 nolu kromozomun etkisi ise uygunluk değerinden dolayı sıfırdır.

Genetik algoritma içinde kopyalamadan sonra yürütülecek ikinci işlem çaprazlamadır. Çaprazlama oranı  $p_c=1.0$  seçildiğinde tam diziler çaprazlama işlemine uğrar. Seçilen 1 ve 2 nolu diziler için çaprazlama yeri 4 seçildiğinde 01101 ve 11000 dizilerinden farklı olarak 01100 ve 11001 dizileri elde edilir. Benzer şekilde 3 ve 4 nolu diziler için çaprazlama işleminden iki farklı dizi daha meydana gelir.

Son işlem bit bit yürütülen mutasyon işlemidir. Örnek problem için mutasyon oranı 0.001 olarak verildiğinde, tüm nüfus için toplam bit sayısı 20 olduğundan mutasyona uğrayacak bit sayısı  $20 \cdot 0.001$  den 0.02 bit olarak bulunur. Sonuç olarak nüfus içindeki hiçbir bitin değeri 0'dan 1'e ya da 1'den 0'a değişmeden kalır. Genetik algoritmanın tüm işlemlerinin ardından yeni bir jenerasyon nüfusunun dizileri belirlenmiş olur ve yeni jenerasyon test edilmeye başlanır.

**Çizelge 6.2.** Genetik algoritmanın elle yürütülmesi

<i>Dizi No</i>	<i>Başlangıç nüfusu</i>	<i>x değeri</i>	<i>f(x) x<sup>2</sup></i>	<i>Seçilme olasılığı</i>	<i>Beklenen sayı</i>	<i>Gerçek sayı</i>
1	0 1 1 0 1	13	169	0.14	0.58	1
2	1 1 0 0 0	24	576	0.49	1.97	2
3	0 1 0 0 0	8	64	0.06	0.22	0
4	1 0 0 1 1	19	361	0.31	1.23	1
Toplam			1170	1.00	4.00	4.0
Ortalama			293	0.25	1.00	1.0
Maksimum			576	0.49	1.97	2.0
Çaprazlanacak diziler	Çaprazlanacak dizi no	Çaprazlama Noktası	Yeni nüfus	x değeri	f(x) x <sup>2</sup>	
0 1 1 0   1	2	4	0 1 1 0 0	12	144	
1 1 0 0   0	1	4	1 1 0 0 1	25	625	
1 1   0 0 0	4	2	1 1 0 1 1	27	729	
1 0   0 1 1	3	2	1 0 0 0 0	16	256	
<b>Toplam</b>					1754	
<b>Ortalama</b>					439	
<b>maksimum</b>					729	

Yaratılan yeni diziler, onlu sayı sistemine göre  $x$  değerlerine dönüştürülerek uygunluk fonksiyonuyla değerlendirilir. Bir jenerasyon boyunca yürütülen tüm işlemlerin gösterildiği Çizelge 6.2'ye bakıldığında dizilerin performansının bir jenerasyon sonra bile oldukça iyi derecede arttığı, uygunluk fonksiyonlarının toplam, ortalama ve maksimum değerlerindeki artıştan da gözlenebilmektedir.

### **6.7. Genetik Algoritmada Elitizm Tekniği**

Genetik algoritmada elitizmin uygulanması, her jenerasyonda o jenerasyonun en bireyini sonraki jenerasyona taşıyarak, böylelikle en iyi bireyin kısa sürede bulunması sağlanır. Örneğin 10 jenerasyonlu bir genetik işlem uygulandığını düşünelim. 1. jenerasyonun en güçlü bireyi, 2. jenerasyonun popülasyonunda bir birey olarak yerini alır. Burada yapılan genetik işlemlerle en iyi birey hesaplanır ve 3. jenerasyonun en iyi bireyi, 4. jenerasyonun ilk bireyi olarak popülasyona dahil olur ve son jenerasyona kadar bu işlem aynı adımlarla devam eder.

## 7. TURBOFAN MOTORUNUN GENETİK ALGORİTMA YARDIMIYLA OPTİMİZASYONU

Bu bölümde, aynı zamanda bu tez çalışmasının amacı olan turbofan motorlarının özgül yakıt sarfiyatını minimum yapan tasarım değişkenlerinin değer aralıkları genetik algoritma yöntemiyle araştırılmış ve bu amacı gerçekleştirecek TURBOGENf ve TURBOGENc olmak üzere iki ayrı program geliştirilmiştir. TURBOGENf programında farklı uçuş koşullarında fan sıkıştırma oranı ve bypass oranı, TURBOGENc programında ise bypass oranı ve kompresör sıkıştırma oranı serbest değişken olarak ele alınmaktadır. Bu iki programın akış diyagramı ve program kodları Ek-3'de verilmiştir. TURBOGENf programı turbofan genetik fan, TURBOGENc ise turbofan genetik kompresör kelimelerinin kısaltmalarından oluşmaktadır. Her iki program da MATLAB programlama dilinde yazılmıştır. Kullanıcı, her iki programda da tasarım noktası parametrelerini kendisi girebilmekte ve her uçuş noktasında minimum özgül yakıt sarfiyatı değerini bu programlar yardımıyla elde edebilmektedir. Programlarda ayrıca her uçuş noktasında serbest değişkenlere göre motor performans parametrelerinin üç boyutlu parametrik grafiklerin çizilebilmesidir. MATLAB programlama ile ilgili kodlardan [63-75] kaynaklarından yararlanılmıştır.

### 7.1. TURBOGENf Programının Yapısı

TURBOGENf programının yapısı 3 gruptan oluşmaktadır. İlk grup uçuş koşulları ve motor tasarım parametre değerleri, ikincisi fan sıkıştırma oranı ve bypass oranının başlangıç, bitiş ve hassasiyet değerleri, son grup ise genetik algoritma giriş değerleridir. Yazılımın önemli özelliklerinden biri kullanıcının girdiği değerlere göre amaç fonksiyonunun yapısı oluşturulmaktadır. Yani amaç fonksiyonunun yapısı tek bir denklem olarak değil, katsayıları kullanıcı tarafından belirlenen bir eşitlik gibi düşünülebilir.

Programın adımları sırasıyla şöyledir:

1. Adım: Uçuş koşulları ve tasarım parametre değerleri yazılıma girilir.

Uçuş koşulları : Uçuş Mach sayısı,  $M_0$  ↵

: Atmosfer sıcaklığı,  $T_0$  ↵

Motor tasarım parametreleri : Yakıtın ısı değeri,  $h_{PR}$  ↵

: Kompresör sıkıştırma oranı,  $\pi_c$  ↵

: Türbin giriş sıcaklığı,  $T_{41}$  ↵

2. Adım: Serbest değişkenler yazılıma girilir:

: Fan sıkıştırma oranı başlangıç değeri,  $\pi_{fi}$  ↵

: Fan sıkıştırma oranı bitiş değeri,  $\pi_{ff}$  ↵

: Bypass oranı başlangıç değeri,  $\alpha_i$  ↵

: Bypass oranı bitiş değeri,  $\alpha_f$  ↵

3. Adım: Genetik algoritma değişkenleri yazılıma girilir:

: Popülasyon sayısı,  $Pn$  ↵

: Jenerasyon sayısı,  $Gn$  ↵

: Çaprazlama oranı,  $Cr$  ↵

: Mutasyon oranı,  $Mr$  ↵

4. Adım: Serbest değişkenlerin hassasiyetleri girilir:

: Fan sıkıştırma oranı için hassasiyet:  $has_{\pi_f}$  ↵

: Bypass oranı için hassasiyet,  $has_{\alpha}$  ↵

Program 3. adımdan sonra işlemleri yapmaya başlar. Giriş değerleri bittikten sonra programın akışı aşağıdaki gibidir:

$\pi_f$  için hafızada ayrılacak bitsayısının bulunması [ $bitsay(\pi_f)$ ]:

$$\left( \frac{\pi_{ff} - \pi_{fi}}{has_{\pi_f}} \right) \rightarrow \text{ikilik tabanda göster} \rightarrow \text{basamak sayısı} = bitsay(\pi_f)$$

$\alpha$  için hafızada ayrılacak bitsayısının bulunması [ $bitsay(\alpha)$ ]:

$$\left( \frac{\alpha_f - \alpha_{fi}}{has_{\alpha}} \right) \rightarrow \text{ikilik tabanda göster} \rightarrow \text{basamak sayısı} = bitsay(\alpha)$$

Hafızada ayrılacak toplam bit sayısının bulunması [*bitsay*]:

$$bitsay = bitsay(\pi_f) + bitsay(\alpha)$$

Kopyalanacak birey sayısının belirlenmesi (*crs*):

$$crs = P_n * Cr$$

Mutasyona uğrayacak bit sayısının hesaplanması (*ms*):

$$ms = P_n * P_m * bitsay$$

Başlangıç popülasyonunun rassal olarak oluşturulması:

$$\pi_f = \begin{bmatrix} \pi_{f1} \\ \pi_{f2} \\ \cdot \\ \cdot \\ \pi_{Pn} \end{bmatrix} \quad \pi_{fi} \leq \pi_f \leq \pi_{ff}, \quad \alpha = \begin{bmatrix} \alpha_1 \\ \alpha_2 \\ \cdot \\ \cdot \\ \alpha_{Pn} \end{bmatrix} \quad \alpha_i \leq \alpha \leq \alpha_f$$

Başlangıç popülasyonunun ikilik sayı sistemine dönüştürülmesi:

$$(\pi_f)_2 = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \cdot \\ \cdot \\ 0 & 1 & 1 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\alpha)_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ \cdot \\ \cdot \\ 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Başlangıç popülasyonunun parametrik denklemlere uygulanması:

Popülasyon sayısı kadar rasgele seçilen  $\pi_f$  ve  $\alpha$  serbest değerleri, Denklem (2.19)'dan Denklem (2.74) 'e kadar olan eşitliklerde yerine konulur. Özgül yakıt sarfiyatı (*SFC*) değeri her bir serbest değişken çifti için hesaplanır. Popülasyon sayısı kadar bu işlem devam eder ve  $SFC_i$  vektörü (uygunluk değerleri) oluşturulur.

$$SFC_i = \begin{bmatrix} f(\pi_{f1}, \alpha_1) \\ f(\pi_{f2}, \alpha_2) \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ f(\pi_{Pn}, \alpha_{Pn}) \end{bmatrix}$$

$(\pi)_2$  ve  $(\alpha)_2$  vektörlerine çaprazlama ve mutasyon işlemi uygulanarak kopyalama işlemi gerçekleştirilir. *Uygunluk* fonksiyonu yüksek olan bireylerin yerini vektörün güçlü bireyleri alır. İlk jenerasyon (döngü) için yazılımın işleyişi bu şekildedir. Yazılımda bu jenerasyonun en güçlü bireyi sonraki jenerasyonun ilk bireyi olarak atanır ve elitizm tekniği uygulanır. Jenerasyon sayısı kadar bu işlem devam eder ve optimum (\*) noktadaki serbest fan sıkıştırma oranı ve bypass oranı değerlerinin bulunmasından sonra performans eğrilerinin çizilmesiyle program sonlandırılır.

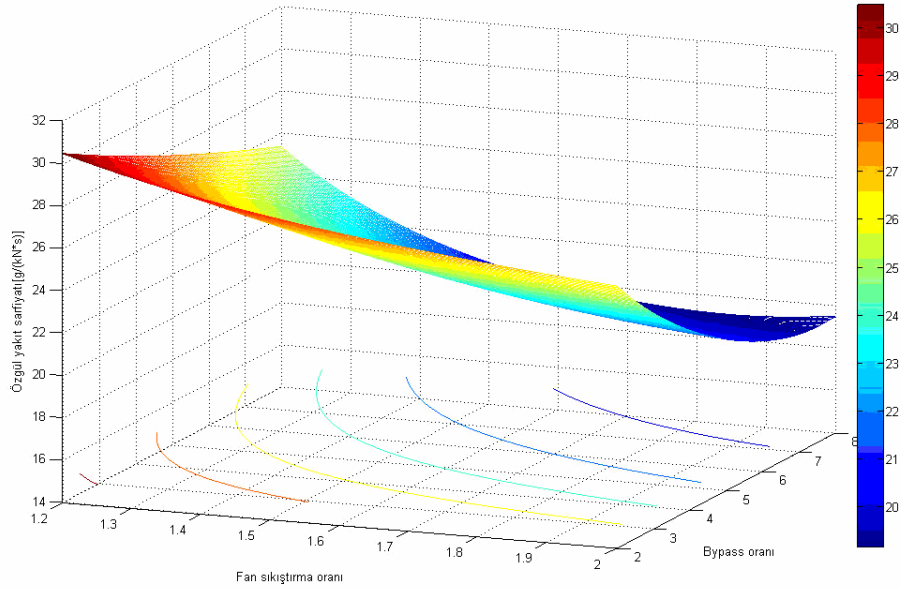
## 7.2. TURBOGENf Programı ile Optimizasyon

TURBOGENf programı, kullanıcının girdiği uçuş koşullarına göre elitizimli genetik algoritma tekniğiyle minimum özgül yakıt sarfiyatı değerinin elde edildiği fan sıkıştırma oranı, bypass oranı ve kompresör sıkıştırma oranı değerlerini bulmakta ve bulunan bu noktalar \* simgesiyle gösterilmektedir. Programda serbest değişkenlere bağlı olarak özgül itki, özgül yakıt sarfiyatı, itki ve ısı verimler, toplam verim gibi performans eğrileri üç boyutlu grafikler şeklinde gösterilebilmektedir. Programın genetik işlemleriyle ilgili arka planda yapılan hesaplamalar, bilgisayarın ana sürücüsünde Excel dosyası açılarak burada da tutulmakta ve gerektiğinde programın genetik algoritma hesaplamaları buradan da takip edilebilmektedir.

Çizelge 7.1'de örnek bir giriş parametreleri ve kısıtlayıcı verileri gösterilmekte olup, bu verilere göre Şekil 7.1'den Şekil 7.6'ya kadar performans eğrileri çizilebilmektedir. Şekil 7.1'de fan sıkıştırma oranı-bypass oranı-özgül yakıt sarfiyatı grafiği renk ölçekli üç boyutlu grafik şeklinde gösterilmektedir.

**Çizelge 7.1.** TURBOGENf programında motor tasarım ve uçuş parametreleri ve GA değerleri

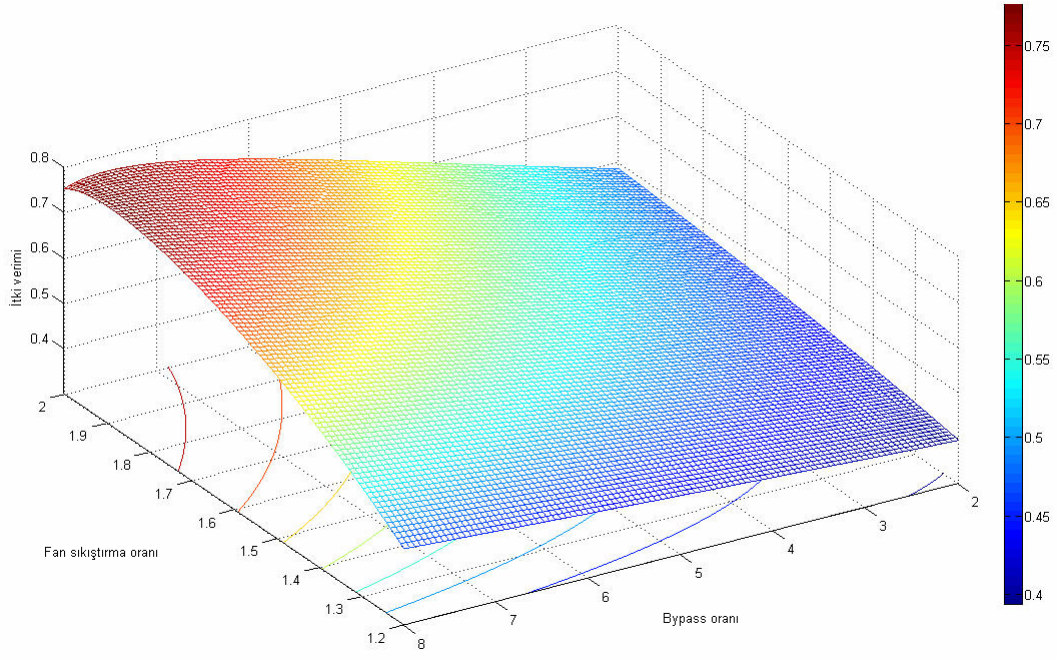
<i>Motor tasarım ve uçuş parametreleri</i>								
$M_0$	$T_0$ (K)	$h_{PR}$ (kJ/kg)	$\pi_c$	$T_{41}$ (K)	$C_{pc}$ kJ/(kg.K)	$C_{pt}$ kJ/(kg.K)	$\gamma_c$	$\gamma_t$
0.8	220	43100	15	1500	1.00488	1.147	1.4	1.33
$\frac{P_{t4}}{P_{t3}}$	$\frac{P_{t18}}{P_{t13}}$	$e_c$	$e_f$	$e_t$	$\eta_b$	$\eta_m$	$\frac{P_0}{P_8}$	$\frac{P_0}{P_{18}}$
0.99	0.99	0.90	0.89	0.89	0.99	0.99	0.9	0.9
<i>GA parametreleri</i>								
$P_n$	$G_n$	$Cr$	$Mr$	$\pi_{fi} - \pi_{ff}$	$has_{\pi_f}$	$\alpha_i$	$\alpha_f$	$has_{\alpha}$
50	50	0.5	0.003	1.2-2	0.1	2	8	0.1



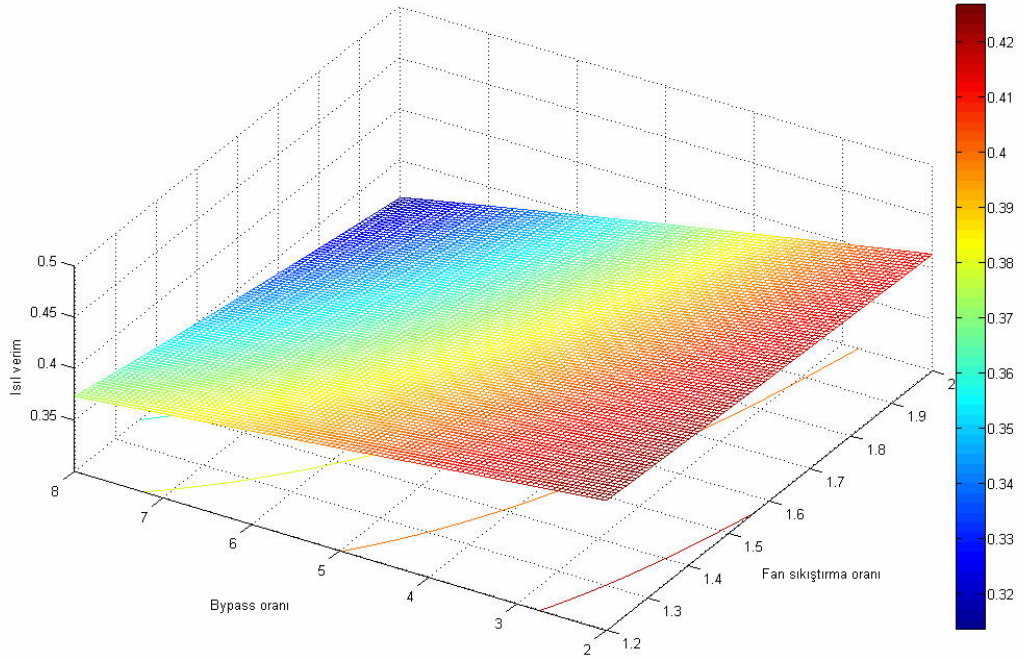
**Şekil 7.1.** Çizelge 1'deki uçuş koşullarına göre fan sıkıştırma oranı -bypass oranı- özgül yakıt sarfıyatı değişimi

Şekil 7.1'de görülen grafik, bu çalışmada amaç fonksiyonu olarak ele alınarak, bu grafik üzerindeki minimum noktanın bulunması hedeflenmiştir.

Şekil 7.2 ve Şekil 7.3'te fan sıkıştırma oranı ve bypass oranının sırasıyla itki verimi ve ısıl verim üzerindeki etkisi görülmektedir. Fan sıkıştırma oranının yüksek değerlerinde her iki verim değerinin de yüksek olduğu görülmektedir.

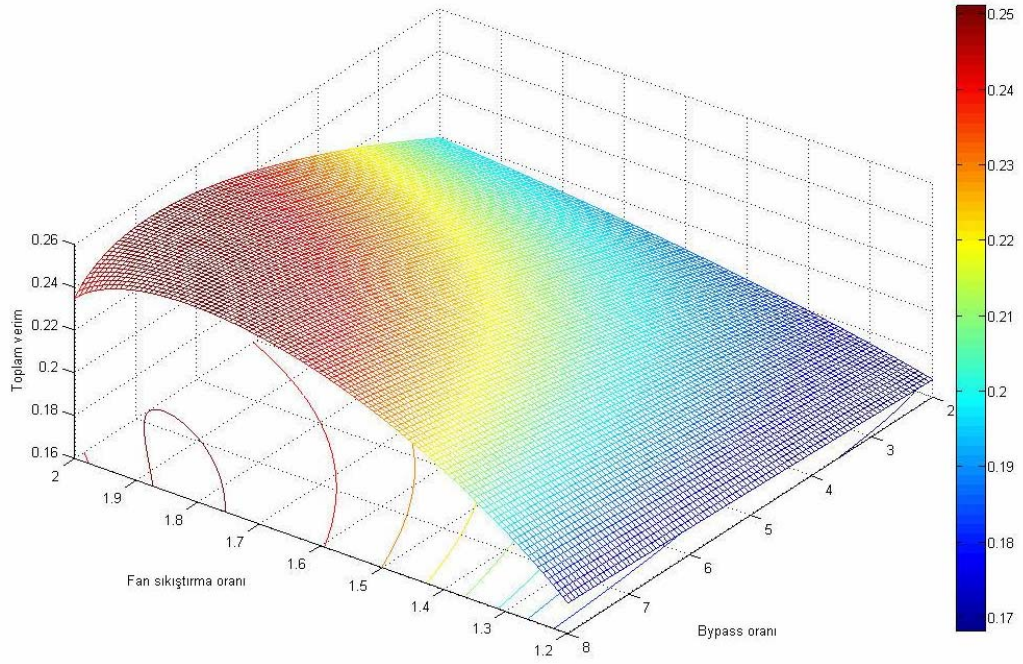


Şekil 7.2. Fan sıkıştırma oranı - bypass oranı- itki verimi grafiği



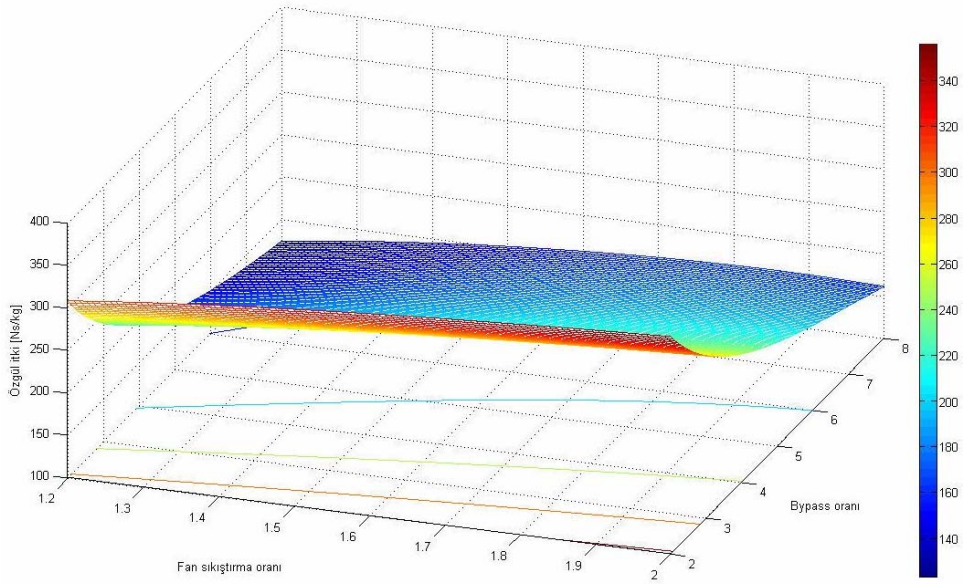
Şekil 7.3. Fan sıkıştırma oranı-bypass oranı-ısı verim grafiği

Şekil 7.4'te fan sıkıştırma oranı-bypass oranı-toplam verim grafiği görülmektedir. Fan sıkıştırma oranının belirli bir değerine kadar toplam verimin arttığı, bir tepe noktası oluşuktan sonra toplam verimin azaldığı görülmektedir.



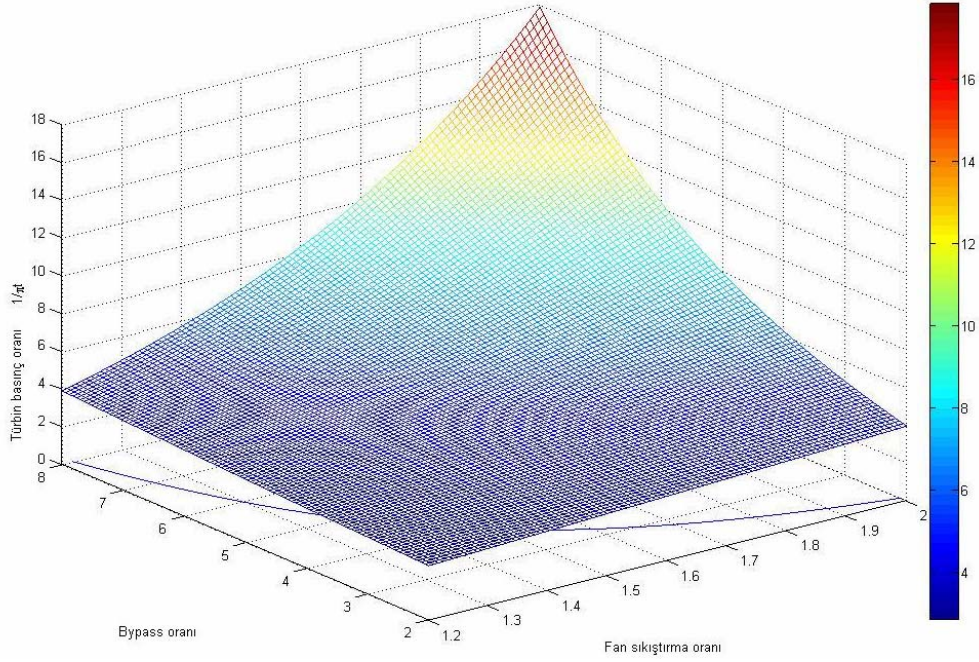
**Şekil 7.4.** Fan sıkıştırma oranı -bypass oranı- toplam verim grafiği

Şekil 7.5’de ise fan sıkıştırma oranı ve bypass oranının özgül itki üzerindeki etkisi gösterilmektedir. Bypass oranının düşük değerlerinde yüksek itki elde edildiği bu grafikten görülebilmektedir.



**Şekil 7.5.** Fan sıkıştırma oranı-bypass oranı-özgül itki grafiği

Şekil 7.6’da ise fan sıkıştırma oranı-bypass oranı-türbin basınç oranı eğrisi görülmektedir. Her iki değişkenin artmasıyla türbin basınç oranı da artmaktadır.



**Şekil 7.6.** Fan sıkıştırma oranı-bypass oranı-türbin basınç oranı grafiği

Çizelge 7.1'deki tasarım (on-dizayn) koşullarına göre TURBOGENf yardımıyla bulunan optimum noktalar aşağıdaki gibidir:

$$SFC^* : 19.18027 \text{ g}/(kN.s)$$

$$(F/m_0)^* : 163.0407 \text{ N.s}/kg$$

$$\pi_f^* : 1.84$$

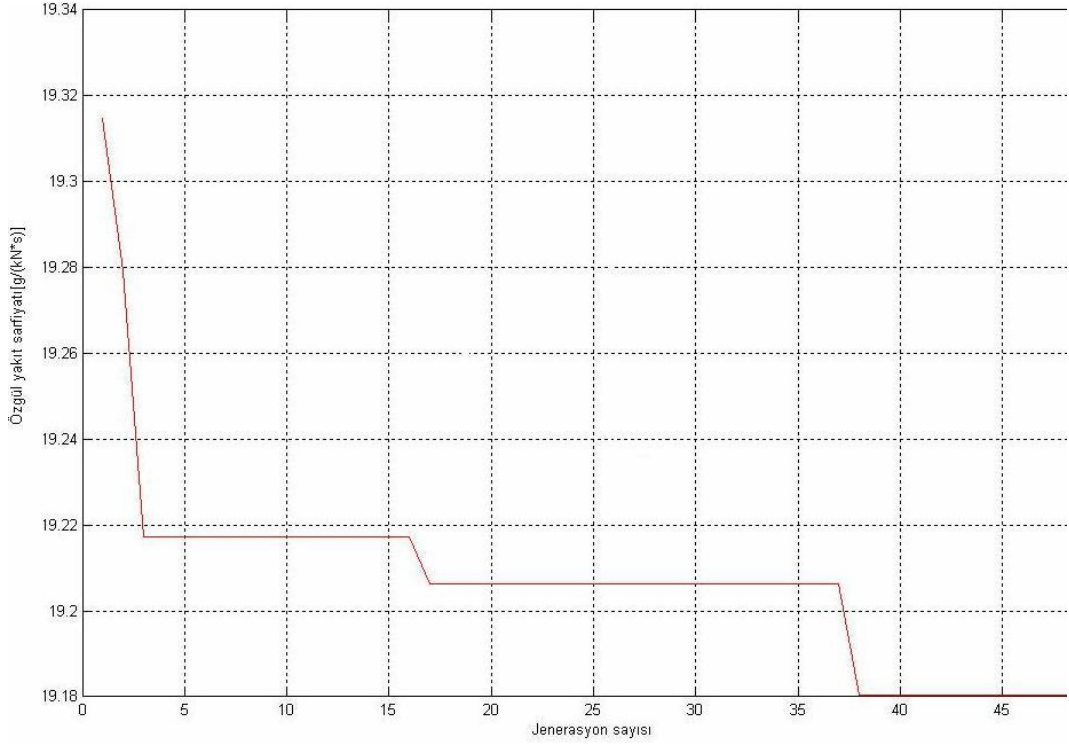
$$\alpha^* : 8$$

$$\eta_P^* : 0.77273$$

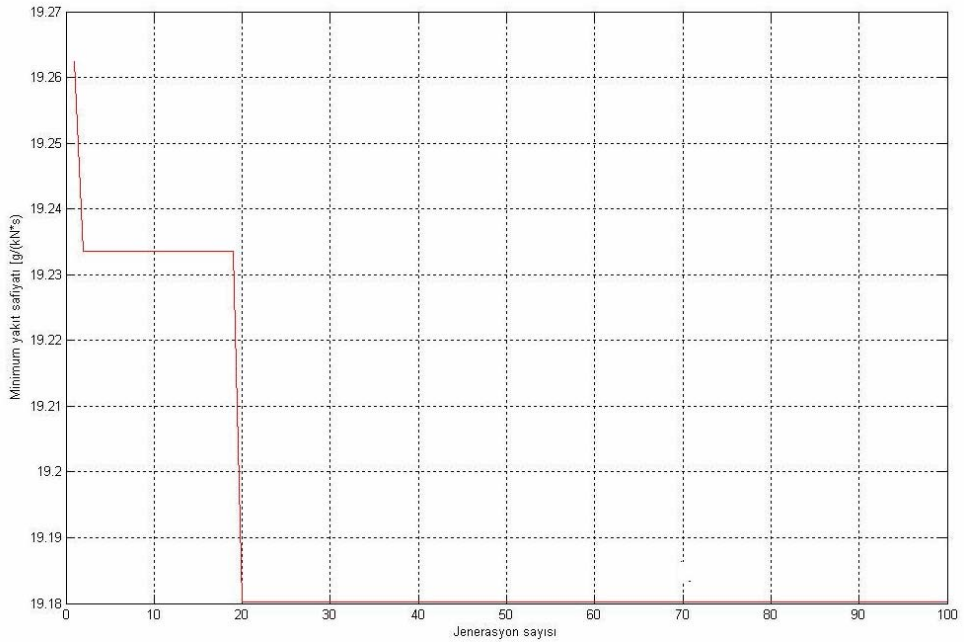
$$\eta_{TH}^* : 0.32459$$

$$\eta_O^* : 0.25082$$

Jenerasyon sayısı, popülasyon sayısı, kromozom sayısı ve mutasyon oranı gibi genetik algoritma değişkenleri işlemlerin hızını etkilemektedir. Bu genetik algoritma değişkenlerinin farklı değerleri verilerek yapılan deneylerden elde edilen grafikler Şekil 7.7'den Şekil 7.13'e kadar gösterilmektedir.

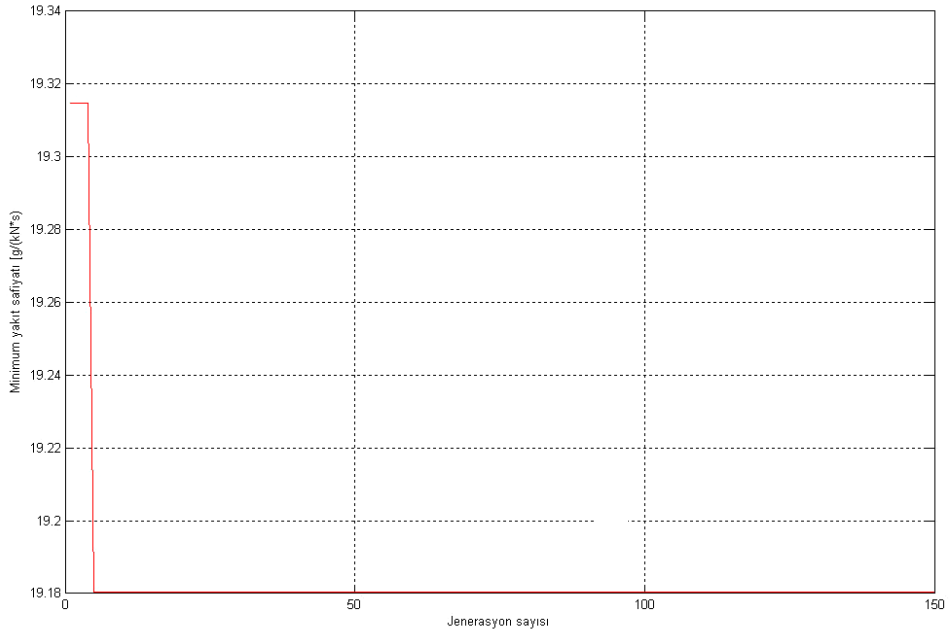


**Şekil 7.7.** Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması  
( $P_n=50$ ,  $G_n=50$ ,  $C_r=0.6$ ,  $M_r=0.003$ )

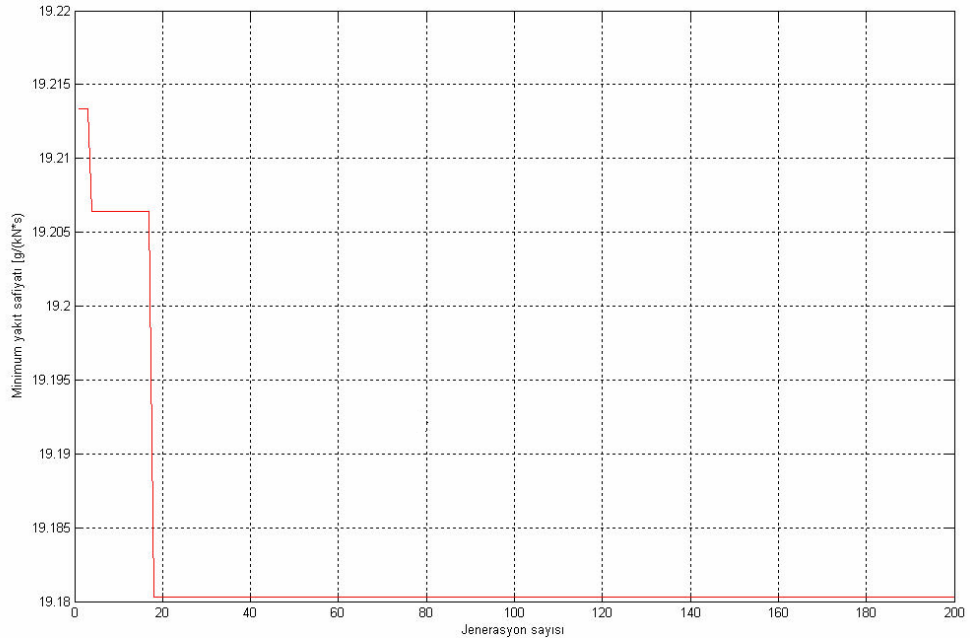


**Şekil 7.8.** Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması  
( $P_n=100$ ,  $G_n=100$ ,  $C_r=0.7$ ,  $M_r=0.003$ )

Son jenerasyona kadar çizilen düz çizginin başlangıç noktası minimum özgül yakıt sarfiyatının elde edildiği jenerasyon sayısını göstermektedir.

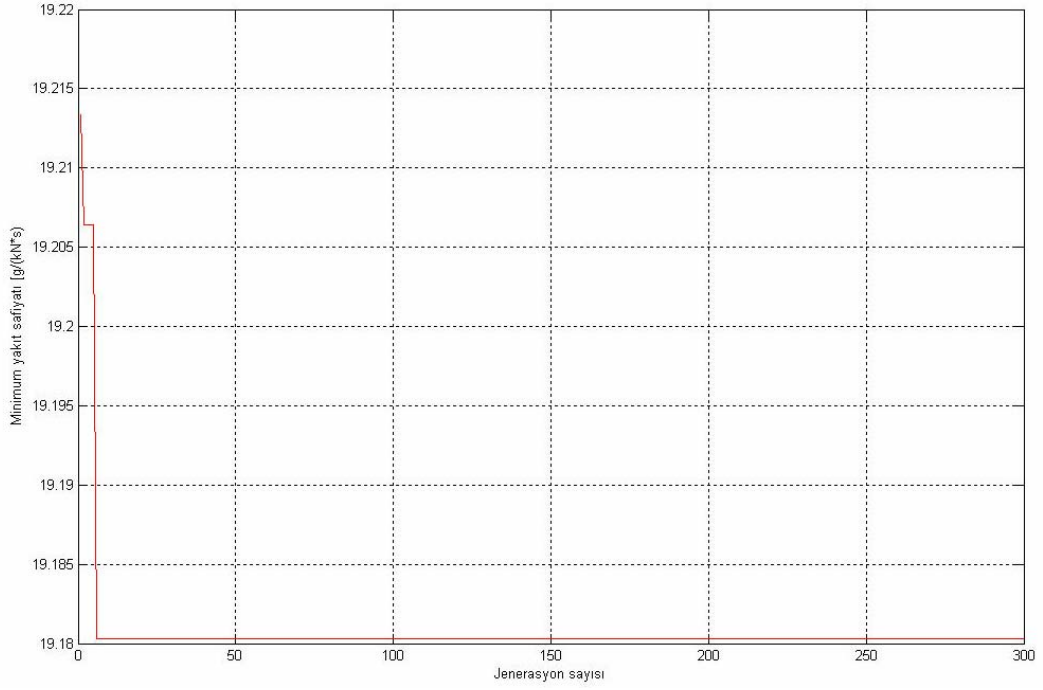


**Şekil 7.9.** Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması  
( $P_n=150$ ,  $G_n=150$ ,  $Cr=0.7$ ,  $Mr=0.003$ )

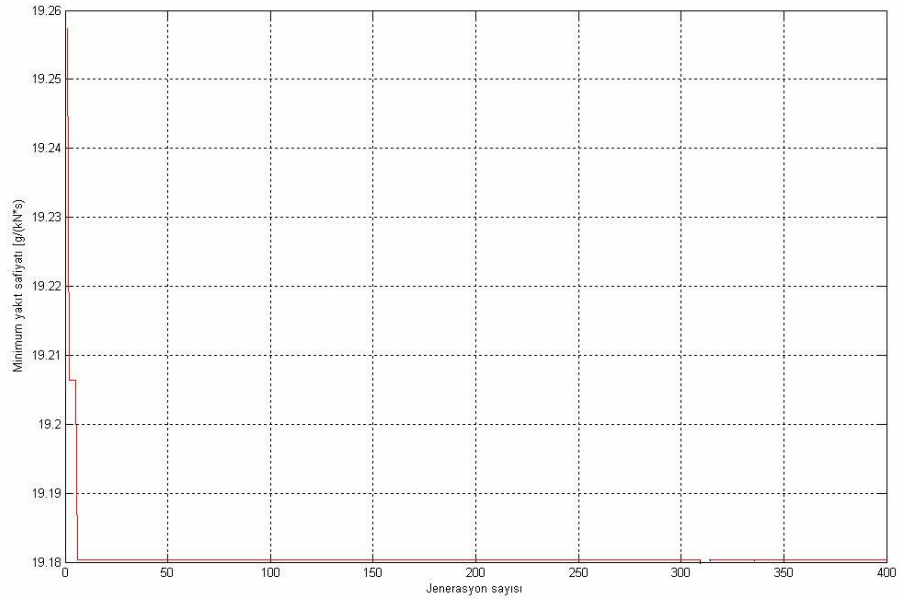


**Şekil 7.10.** Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması  
( $P_n=200$ ,  $G_n=200$ ,  $Cr=0.7$ ,  $Mr=0.003$ )

Şekil 7.9’da 7. jenerasyonda, Şekil 7.10’da ise 18. jenerasyonda minimum özgül yakıt sarfiyatı bulunabildiği görülmektedir.

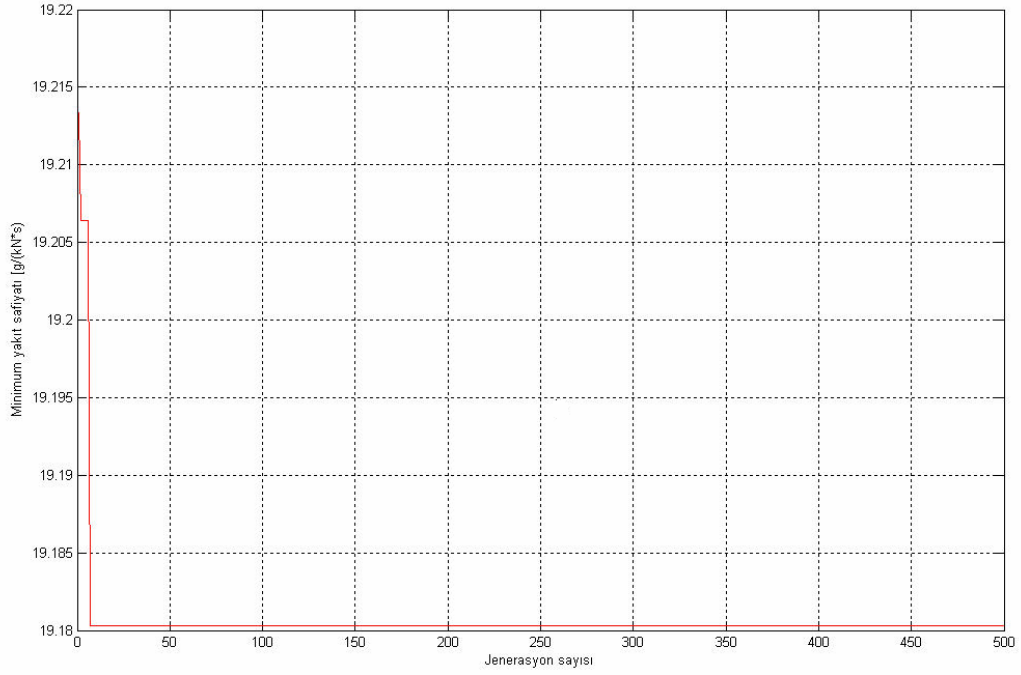


**Şekil 7.11.** Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması  
( $P_n=300$ ,  $G_n=300$ ,  $C_r=0.7$ ,  $M_r=0.003$ )



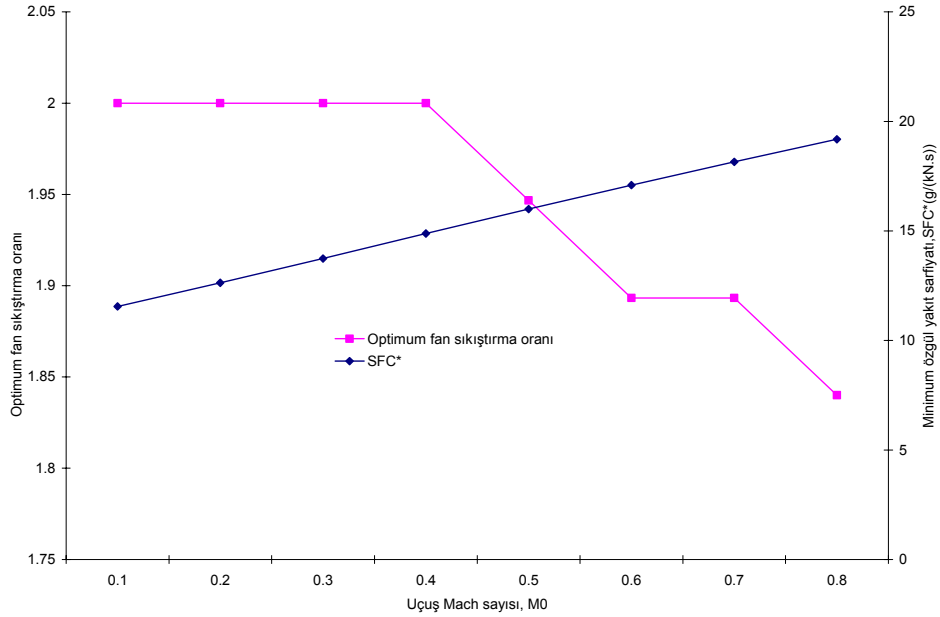
**Şekil 7.12.** Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması  
( $P_n=300$ ,  $G_n=400$ ,  $C_r=0.7$ ,  $M_r=0.003$ )

Şekil 7.11 ve Şekil 7.12’de belirtilen genetik algoritma değişken değerlerine göre minimum özgül yakıt sarfiyatının ilk 10 jenerasyonda elde edildiği görülmüştür.



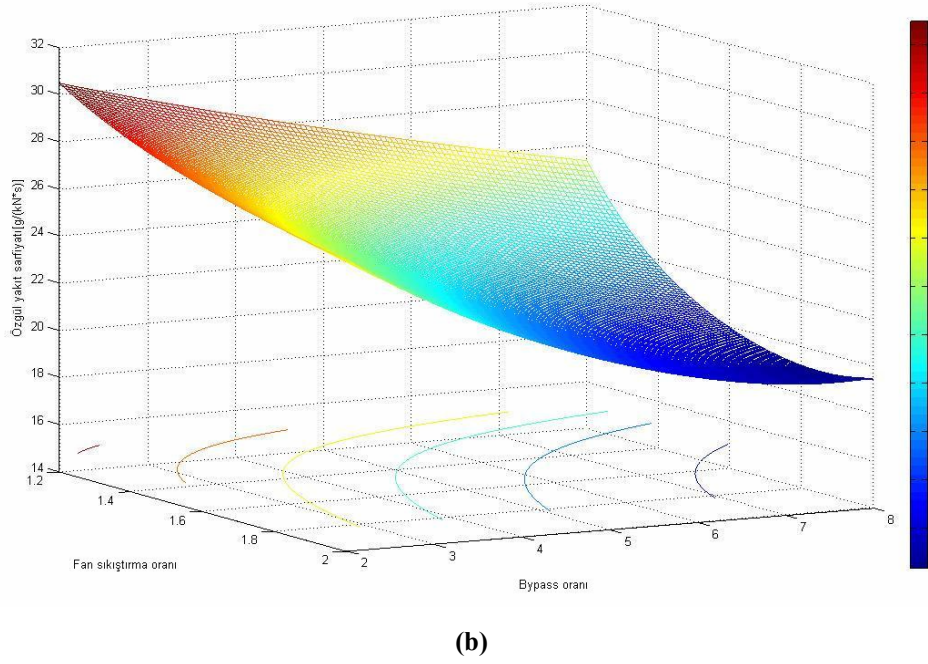
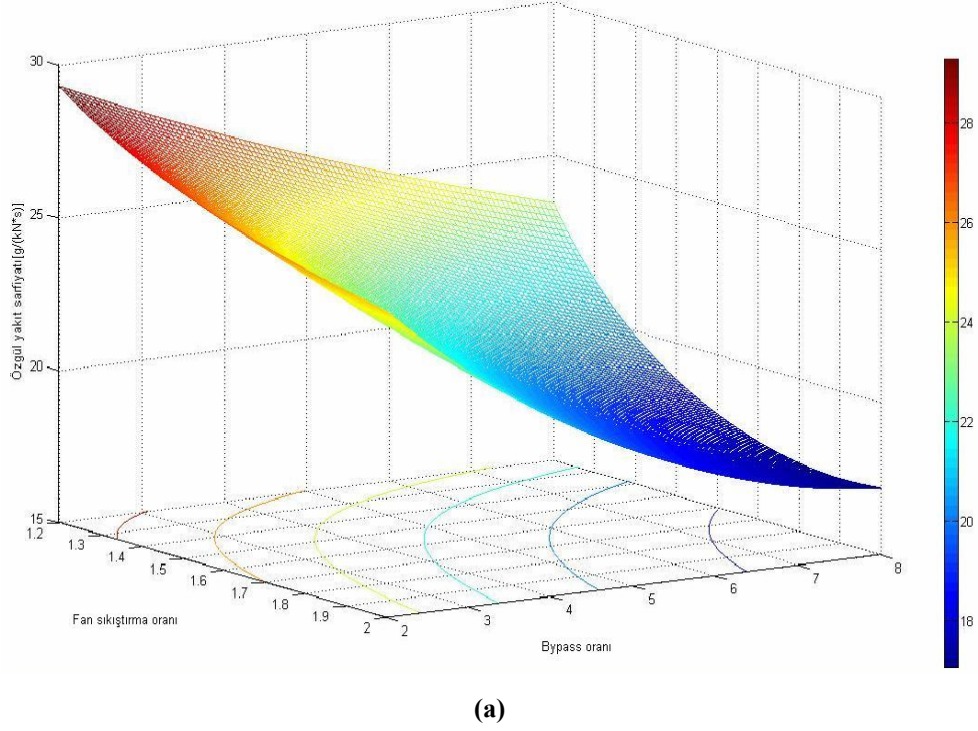
**Şekil 7.13.** Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması  
( $P_n=300$ ,  $G_n=500$ ,  $C_r=0.6$ ,  $M_r=0.003$ )

Şekil 7.14'te uçuş Mach sayısının optimum fan sıkıştırma oranı ve minimum özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi görülmektedir. Buna göre uçuş Mach sayısının artmasıyla özgül yakıt sarfiyatının minimum değeri artmakta ve optimum fan sıkıştırma oranı azalmaktadır.



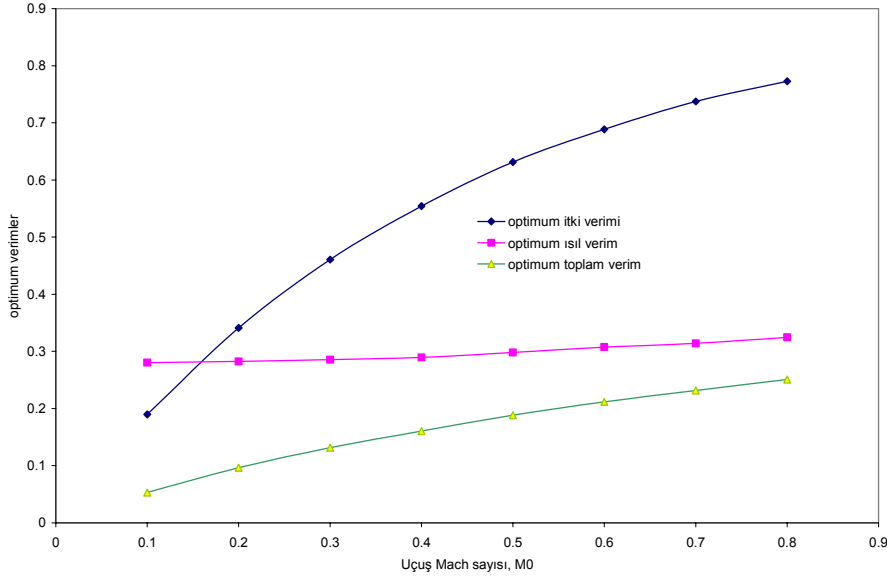
**Şekil 7.14.** Uçuş Mach sayısı ile optimum fan sıkıştırma oranı ve minimum özgül yakıt sarfiyatının değişimi

Şekil 7.15'te uçuş Mach sayısının 0.6 ve 0.8 değerlerinde özgül yakıt sarfiyatına etkisi görülmektedir.



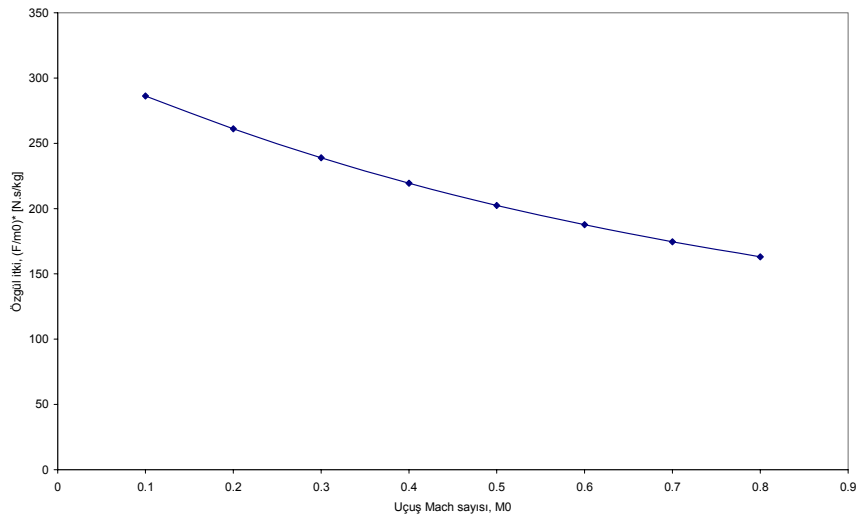
Şekil 7.15. Uçuş Mach sayısının özgül yakıt sarfiyatı üzerine etkisi a)  $M_0=0.6$  b)  $M_0=0.8$

Şekil 7.15'te görüldüğü gibi uçuş Mach sayısının artması özgül yakıt sarfiyatını da artırmaktadır. Bu eğride göze çarpan bir başka özellik, eğrinin şekli ve minimum noktası uçuş Mach sayısı ile değişmektedir. Şekil 7.16'da uçuş Mach sayısının optimum itki, ısı ve toplam verimlerine etkisi gösterilmektedir. Şekil 7.16'da uçuş Mach sayısı ile optimum noktadaki verimlerin arttığı görülmektedir.



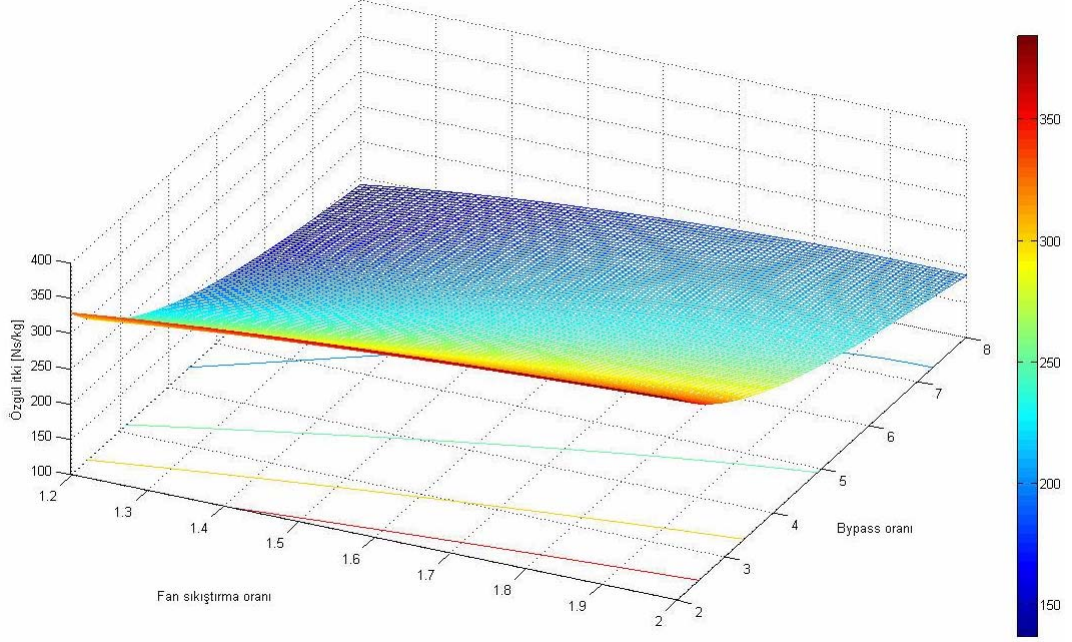
Şekil 7.16. Uçuş Mach sayısı ile optimum noktadaki verim değerlerinin değişimi

Şekil 7.17'de ise uçuş Mach sayısı ile özgül itkinin değişimi görülmektedir. Bu şekle göre uçuş Mach sayısı ile özgül itki ters orantılı olarak değişmektedir.

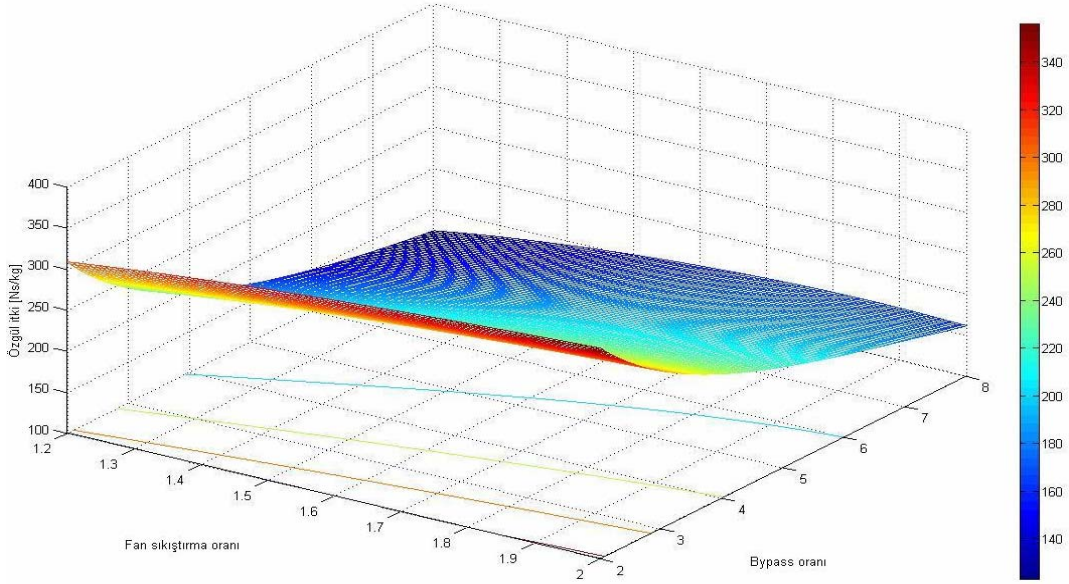


Şekil 7.17. Uçuş Mach sayısı ile optimum noktadaki özgül itkinin değişimi

Şekil 7.18’de uçuş Mach sayısının 0.6 ve 0.8 değerlerinde özgül itkiyle değişimi görülmektedir.



(a)



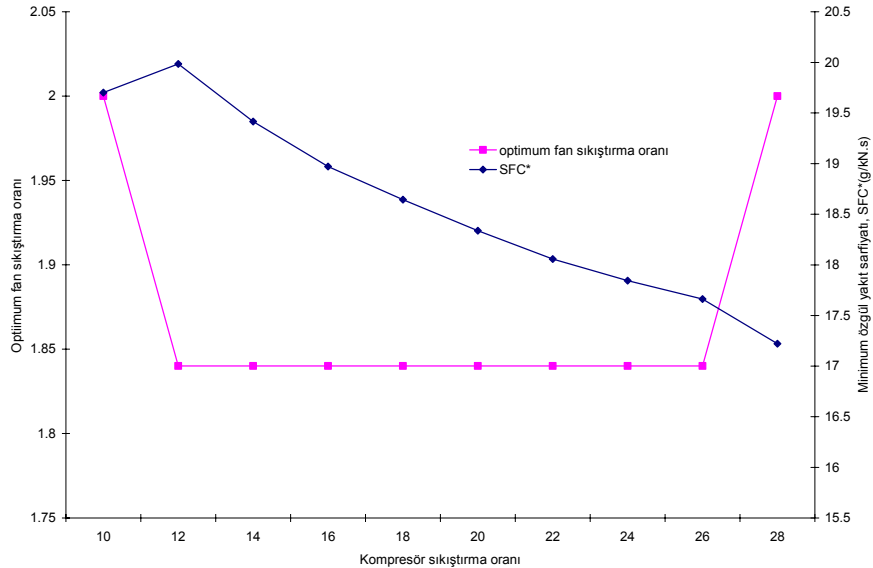
(b)

Şekil 7.18. Uçuş Mach sayısının özgül itki üzerine etkisi a)  $M_0=0.6$  b)  $M_0=0.8$

Şekil 7.18'e göre uçuş Mach sayısının 0.8'e kadar artışıyla özgül itki değerinin uçuş Mach sayısı ile azaldığı görülmektedir.

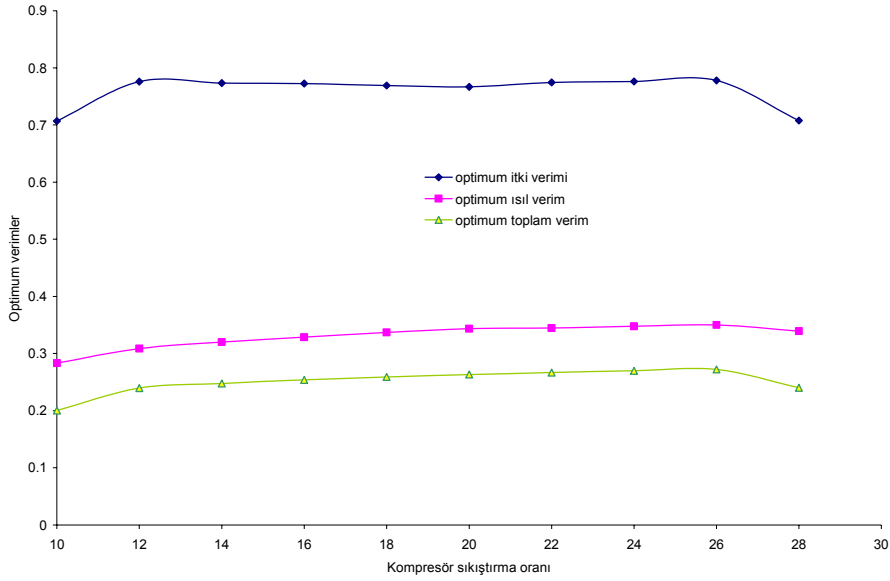
Minimum özgül yakıt sarfiyatı değerinde, eğri üzerinde bypass oranının üst sınır değerinde kaldığı, fan sıkıştırma oranının ise verilen tasarım ve uçuş parametrelerine göre değişkenlik gösterdiği görülmüştür. Buradan yola çıkılarak fan sıkıştırma oranının artırılması özgül yakıt sarfiyatı değerinde belirli bir noktaya kadar azalma sağlamaktadır. Belirli bir uçuş Mach sayısının üzerinde fan sıkıştırma oranının azaltılması özgül yakıt sarfiyatını da azalttığı görülmektedir. Bir diğer serbest değişken olan bypass oranı için bypass oranı üst sınır değerinde minimum özgül yakıt sarfiyatı elde edilmektedir. Bypass oranının bu üst sınır değerinde minimum özgül yakıt sarfiyatı elde edilmesi yapılan tüm analizler için gözlenen bir sonuç olmuştur.

TURBOGENf programında kompresör sıkıştırma oranı değiştirildiğinde serbest değişkenlerin optimum değerlerindeki değişim Şekil 7.19'da görülmektedir. Kompresör sıkıştırma oranının en yüksek ve en düşük değerleri girildiğinde optimum fan sıkıştırma oranı üst sınır değerinde elde edilmektedir. Kompresör sıkıştırma oranının artması minimum özgül yakıt sarfiyatını azaltmaktadır.



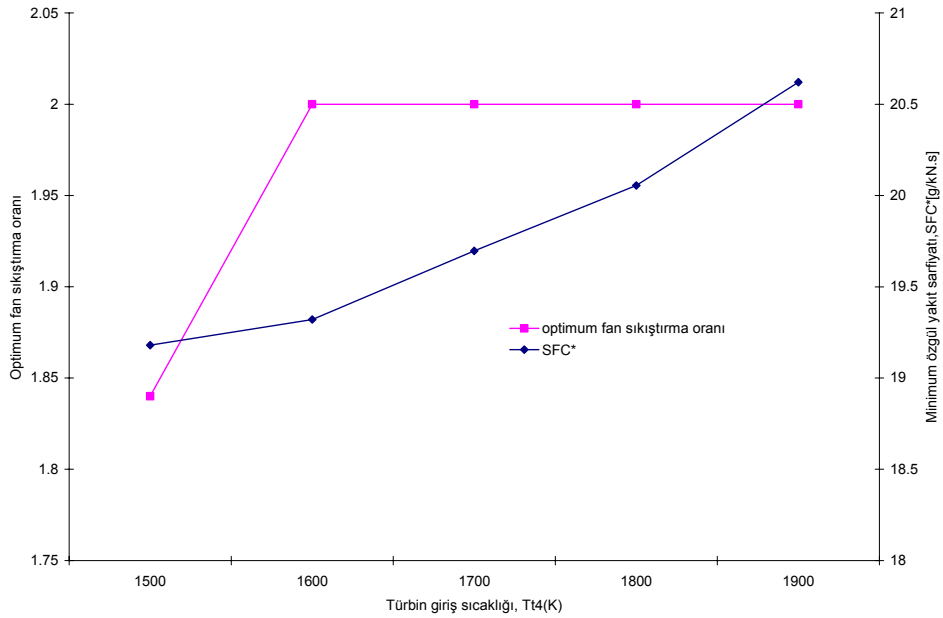
**Şekil 7.19.** Kompresör sıkıştırma oranıyla optimum fan sıkıştırma oranı ve minimum özgül yakıt sarfiyatının değişimi

Şekil 7.20’de ise kompresör sıkıştırma oranıyla optimum noktadaki itki, ısı ve toplam verimlerin değişimi görülmektedir.



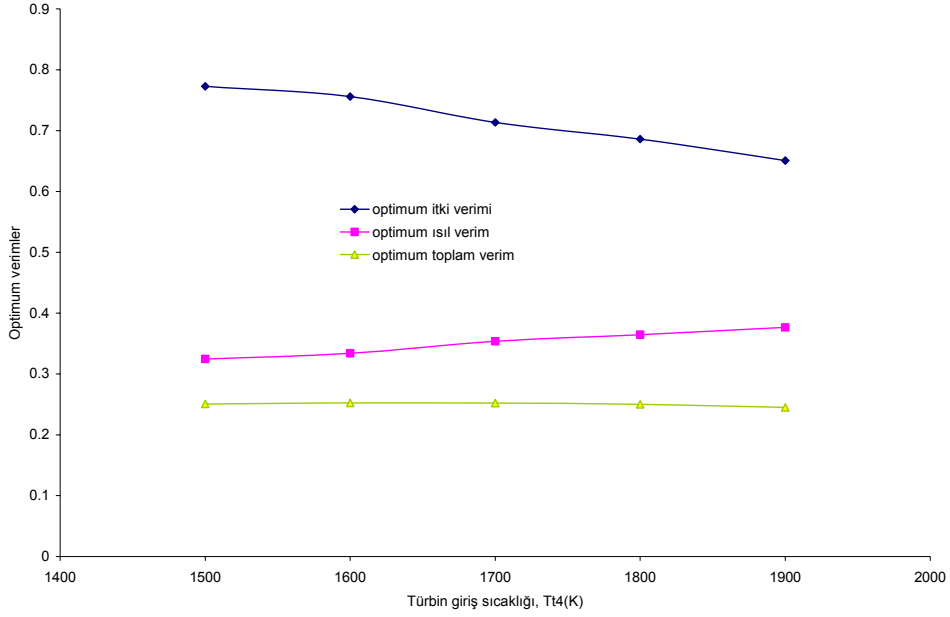
Şekil 7.20. Kompresör sıkıştırma oranıyla optimum noktadaki verimlerin değişimi

Şekil 7.21’de türbin giriş sıcaklığı ile optimum fan sıkıştırma oranı ve minimum özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi görülmektedir.



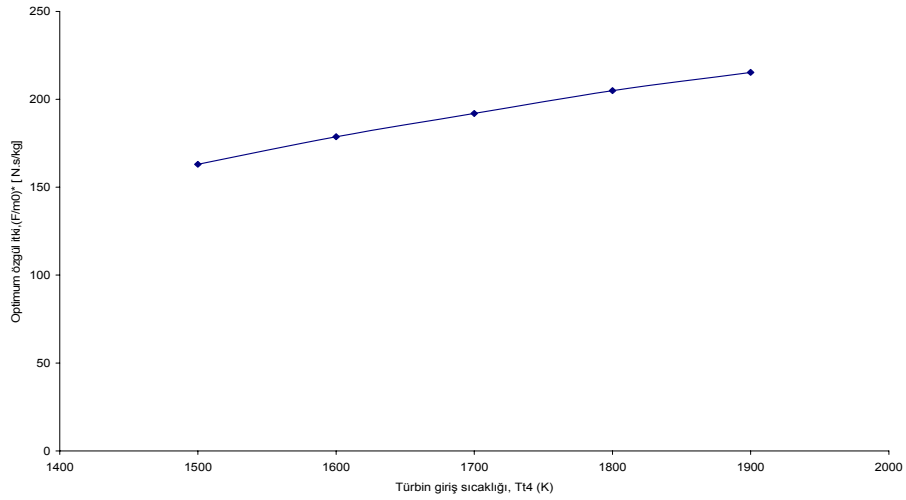
Şekil 7.21. Türbin giriş sıcaklığı ile optimum fan sıkıştırma oranı ve minimum özgül yakıt sarfiyatının değişimi

Şekil 7.21’de türbin giriş sıcaklığının artmasıyla optimum fan sıkıştırma oranı üst sınır değerine yakınsamakta olduğu görülmektedir. Şekil 7.22’de türbin giriş sıcaklığı ile optimum noktadaki verimlerin değişimi görülmektedir. Türbin giriş sıcaklığı arttıkça itki verimi düşerken, ısıl verim ve toplam verimin bir miktar arttığı görülmektedir.



Şekil 7.22. Türbin giriş sıcaklığı ile optimum noktadaki verimlerin değişimi

Şekil 7.23’de türbin giriş sıcaklığının optimum özgül itkiye etkisi görülmektedir. Türbin giriş sıcaklığının artmasıyla özgül itki artmaktadır.



Şekil 7.23. Türbin giriş sıcaklığı ile optimum noktadaki özgül itkinin değişimi

### 7.3. TURBOGENc Programının Yapısı

TURBOGENc programının yapısı TURBOGENf programında olduğu gibi 3 gruptan oluşmaktadır. İlk grup uçuş koşulları ve motor tasarım parametre değerleri, ikincisi kompresör sıkıştırma oranı ve bypass oranının başlangıç, bitiş ve hassasiyet değerleri, son grup ise genetik algoritma giriş değerleridir. Yazılımın önemli özelliklerinden biri kullanıcının girdiği değerlere amaç fonksiyonun yapısının oluşturulmasıdır. Amaç fonksiyonunun yapısı tek bir denklem olarak değil, katsayıları kullanıcının belirlediği tasarım şartlarına bağlı bir fonksiyondur. Programın adımları sırasıyla şöyledir:

1. Adım: Uçuş koşulları ve tasarım parametre değerleri yazılıma girilir.

Uçuş koşulları : Uçuş Mach sayısı,  $M_0$  ↵  
: Atmosfer sıcaklığı,  $T_0$  ↵  
Motor tasarım parametreleri : Yakıtın ısı değeri,  $h_{PR}$  ↵  
: Fan sıkıştırma oranı,  $\pi_f$  ↵  
: Türbin giriş sıcaklığı,  $T_{41}$  ↵

2. Adım: Serbest değişkenler yazılıma girilir:

: Kompresör sıkıştırma oranı başlangıç değeri,  $\pi_{ci}$  ↵  
: Kompresör sıkıştırma oranı bitiş değeri,  $\pi_{cf}$  ↵  
: Bypass oranı başlangıç değeri,  $\alpha_i$  ↵  
: Bypass oranı bitiş değeri,  $\alpha_f$  ↵

3. Adım: Genetik algoritma değişkenleri yazılıma girilir:

: Popülasyon sayısı,  $Pn$  ↵  
: Jenerasyon sayısı,  $Gn$  ↵  
: Çaprazlama oranı,  $Cr$  ↵  
: Mutasyon oranı,  $Mr$  ↵

4. Adım: Serbest değişkenlerin hassasiyetleri girilir:

: Kompresör sıkıştırma oranı için hassasiyet:  $has_{\pi_c}$  ↵  
: Bypass oranı için hassasiyet,  $has_{\alpha}$  ↵

Program 3. adımdan sonra işlemleri yapmaya başlar. Giriş değerleri bittikten sonra programın akışı aşağıdaki gibidir:

$\pi_c$  için hafızada ayrılacak bitsayısının bulunması [ $bitsay(\pi_c)$ ]:

$$\left( \frac{\pi_{cf} - \pi_{ci}}{has_{\pi_c}} \right) \rightarrow \text{ikilik tabanda göster} \rightarrow \text{basamak sayısı} = bitsay(\pi_c)$$

$\alpha$  için hafızada ayrılacak bitsayısının bulunması [ $bitsay(\alpha)$ ]:

$$\left( \frac{\alpha_f - \alpha_{fi}}{has_{\alpha}} \right) \rightarrow \text{ikilik tabanda göster} \rightarrow \text{basamak sayısı} = bitsay(\alpha)$$

Hafızada ayrılacak toplam bit sayısının bulunması [ $bitsay$ ]:

$$bitsay = bitsay(\pi_f) + bitsay(\alpha)$$

Kopyalanacak birey sayısının belirlenmesi ( $crs$ ):

$$crs = Pn * Cr$$

Mutasyona uğrayacak bit sayısının hesaplanması ( $ms$ ):

$$ms = Pn * Pm * bitsay$$

Başlangıç popülasyonunun rassal olarak oluşturulması:

$$\pi_c = \begin{bmatrix} \pi_{c1} \\ \pi_{c2} \\ \cdot \\ \cdot \\ \pi_{Pn} \end{bmatrix} \quad \pi_{ci} \leq \pi_c \leq \pi_{cf}, \quad \alpha = \begin{bmatrix} \alpha_1 \\ \alpha_2 \\ \cdot \\ \cdot \\ \alpha_{Pn} \end{bmatrix} \quad \alpha_i \leq \alpha \leq \alpha_f$$

Başlangıç popülasyonunun ikilik sayı sistemine dönüştürülmesi:

$$(\pi_c)_2 = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \cdot \\ \cdot \\ 0 & 1 & 1 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (\alpha)_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ \cdot \\ \cdot \\ 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Başlangıç popülasyonunun parametrik denklemlere uygulanması:

Popülasyon sayısı kadar seçilen  $\pi_c$  ve  $\alpha$  serbest değerleri Denklem (2.19)'dan Denklem (2.74) 'e kadar olan eşitliklerde yerine konur. Özgül yakıt sarfiyatı ( $SFC$ ) değeri her bir serbest değişken çifti için hesaplanır. Popülasyon sayısı kadar bu işlem devam eder ve  $SFC_i$  vektörü (uygunluk) oluşturulur.

$$SFC_i = \begin{bmatrix} f(\pi_{c1}, \alpha_1) \\ f(\pi_{c2}, \alpha_2) \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ f(\pi_{Pn}, \alpha_{Pn}) \end{bmatrix}$$

$(\pi_c)_2$  ve  $(\alpha)_2$  vektörlerine çaprazlama ve mutasyon işlemi uygulanarak kopyalama işlemi gerçekleştirilir. Uygunluk fonksiyonu yüksek olan bireylerin yerini vektörün güçlü bireyler alır. İlk jenerasyon (döngü) için yazılımın işleyişi bu şekildedir. *Yazılımda* bu jenerasyonun en güçlü bireyi sonraki jenerasyonun ilk bireyi olarak atanır ve elitizm tekniği uygulanır. Jenerasyon sayısı kadar bu işlem devam eder ve optimum (\*) noktadaki serbest fan sıkıştırma oranı ve bypass oranı değerlerinin bulunmasından sonra performans eğrilerinin çizilmesiyle program sonlandırılır.

#### 7.4. TURBOGENc Programıyla Optimizasyon

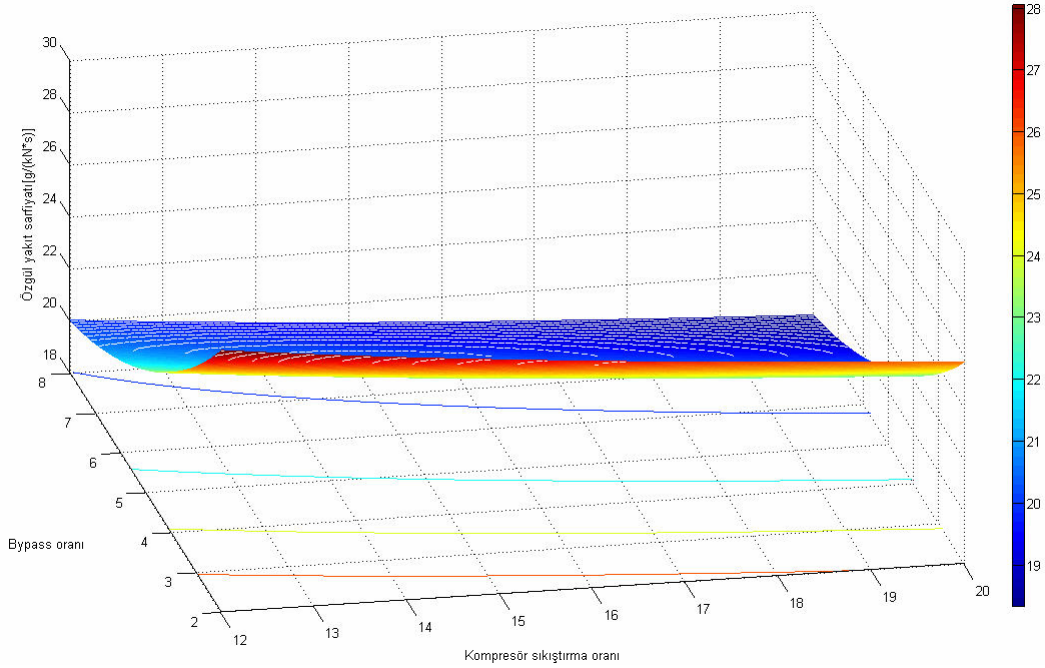
TURBOGENc programı, kullanıcının girdiği uçuş koşullarında kompresör sıkıştırma oranı ve bypass oranı serbest değişkenlerine göre parametrik analiz denklemlerini kullanarak minimum özgül yakıt sarfiyatı değerinin elde edildiği noktaları genetik algoritma tekniğiyle bulmaktadır. Optimum noktalar \* simgesiyle gösterilmektedir. Programda özgül itki, özgül yakıt sarfiyatı, itki ve ısı verimler, minimum özgül yakıt sarfiyatı değerini veren jenerasyon sayısı üç boyutlu renk ölçekli grafik şeklinde gösterilebilmektedir. Programın genetik işlemleriyle ilgili arka planda yapılan hesaplamalar, bilgisayarın ana sürücüsünde Excel dosyası açılarak kaydedilmektedir. Çizelge 7.2'deki örnek bir giriş tasarım, uçuş ve genetik algoritma parametreleri verilmektedir.

**Çizelge 7.2.** TURBOGENc programında motor tasarım ve uçuş parametreleri ve GA değerleri

<i>Motor tasarım ve uçuş parametreleri</i>								
$M_0$	$T_0$ (K)	$h_{PR}$ (kJ/kg)	$\pi_f$	$T_{41}$ (K)	$C_{pc}$ kJ/(kg.K)	$C_{pt}$ kJ/(kg.K)	$\gamma_c$	$\gamma_t$
0.8	220	43100	1.8	1500	1.00488	1.147	1.4	1.33
$\frac{P_{t4}}{P_{t3}}$	$\frac{P_{t18}}{P_{t13}}$	$e_c$	$e_f$	$e_i$	$\eta_b$	$\eta_m$	$\frac{P_0}{P_8}$	$\frac{P_0}{P_{18}}$
0.99	0.99	0.90	0.89	0.89	0.99	0.99	0.9	0.9
<i>GA parametreleri</i>								
$P_n$	$G_n$	$Cr$	$Mr$	$\pi_{ci} - \pi_{cf}$	$has_{\pi_c}$	$\alpha_i$	$\alpha_f$	$has_{\alpha}$
50	50	0.6	0.003	12-20	0.1	2	8	0.1

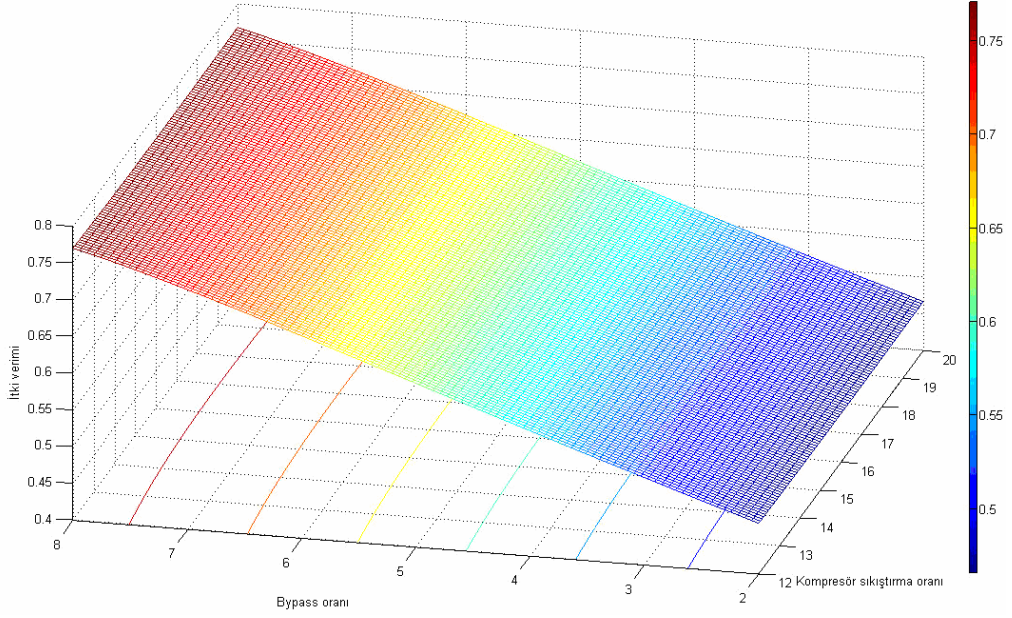
Şekil 7.24'den Şekil 7.30'a kadar olan grafiklerde Çizelge 7.2'deki örnek girdi değerlerine göre özgül yakıt sarfiyatı, verimler, özgül itki, türbin sıcaklık ve basınç oranı gibi değerlerin değişimi görülebilmektedir.

Şekil 7.24'te özgül kompresör sıkıştırma oranı-bypass oranı-özgül yakıt sarfiyatı grafiği görülmektedir.



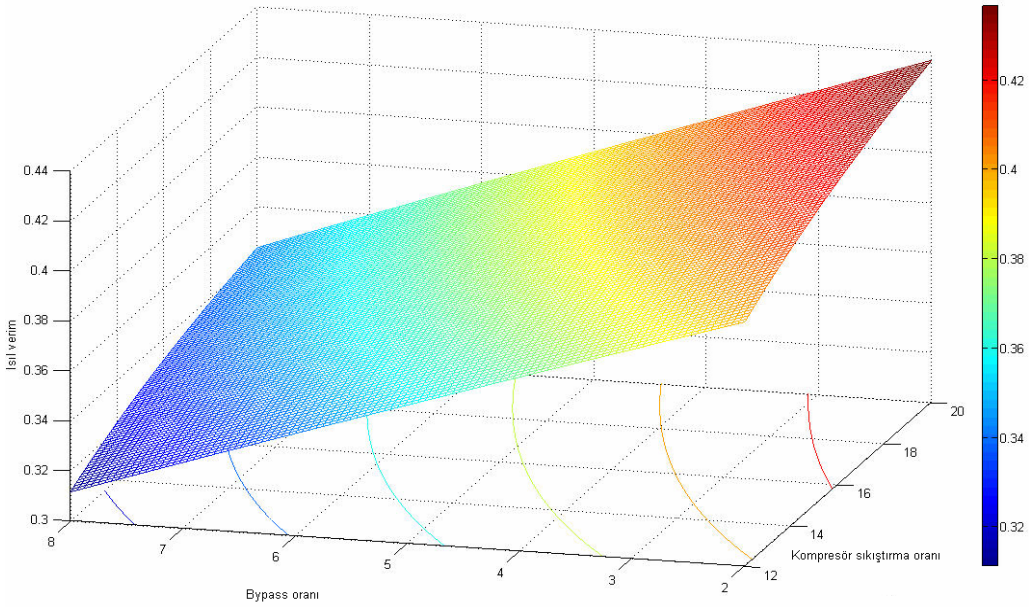
**Şekil 7.24.** Bypass oranı-kompresör sıkıştırma oranı-özgül yakıt sarfiyatı grafiği

Şekil 7.25’de bypass oranı-kompresör sıkıştırma oranı-itki verimi değişimi görülmektedir. Serbest değişkenlerin üst sınır değerlerinde itki veriminin yüksek olduğu görülmektedir.



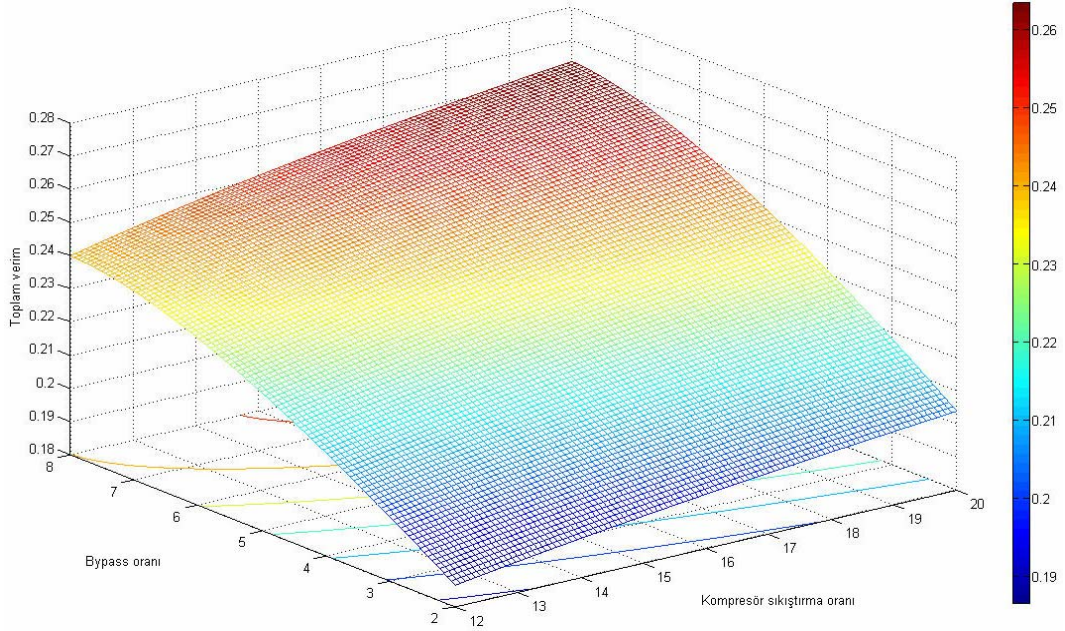
Şekil 7.25. Bypass oranı-kompresör sıkıştırma oranı-itki verimi grafiği

Şekil 7.26’da bypass oranı-kompresör sıkıştırma oranı-ısı verim grafiği görülmektedir.



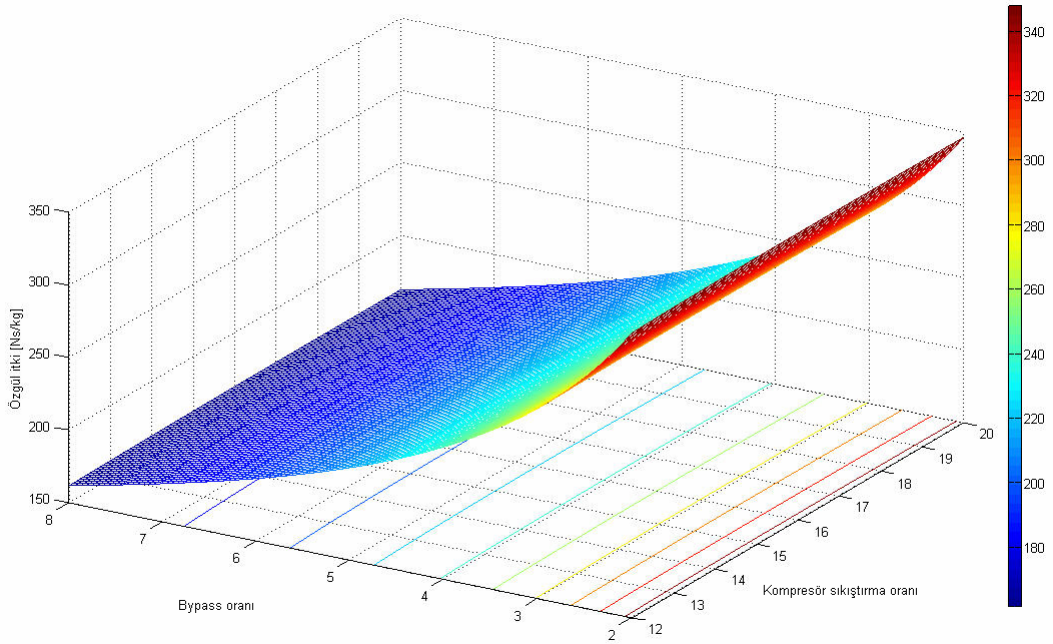
Şekil 7.26. Bypass oranı-kompresör sıkıştırma oranı-ısı verim grafiği

Şekil 7.27’de ise bypass oranı-kompresör sıkıştırma oranı-toplam verim grafiği verilmektedir. Toplam verimin yüksek olduğu bölgeler renk skalasında kırmızı ile gösterilmiştir.



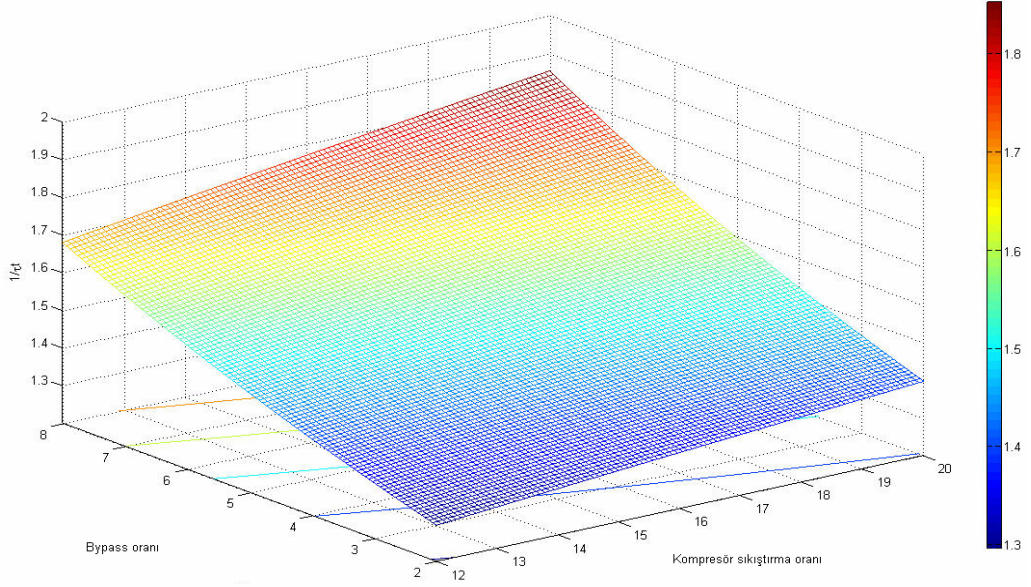
Şekil 7.27. Bypass oranı-kompresör sıkıştırma oranı-toplam verim grafiği

Şekil 7.28’de bypass oranı-kompresör sıkıştırma oranı-özellik itki değişim grafiği görülmektedir. Tüm üç boyutlu şekillerde değerlerin değişimi renk ölçeğinden takip edilebilmektedir.



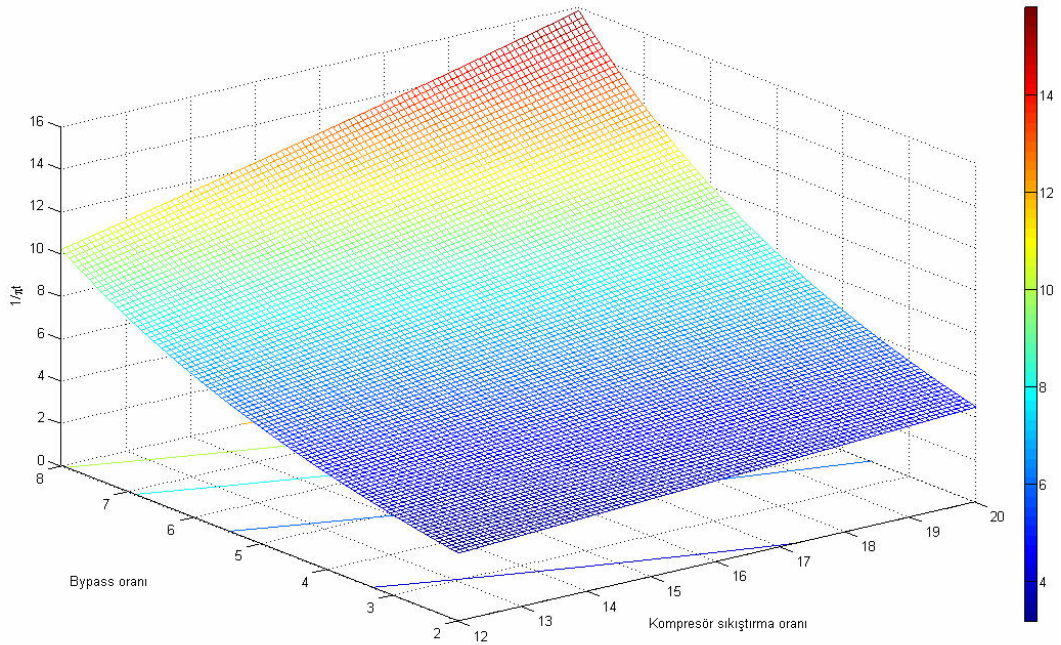
Şekil 7.28. Bypass oranı-kompresör sıkıştırma oranı-özellik itki grafiği

Şekil 7.29’da bypass oranı-kompresör sıkıştırma oranı-türbin sıcaklık oranı değişimi görülmektedir.



Şekil 7.29. Bypass oranı-kompresör sıkıştırma oranı-türbin sıcaklık oranı grafiği

Şekil 7.30’da bypass oranı-kompresör sıkıştırma oranı-türbin basınç oranı değişimi görülmektedir.



Şekil 7.30. Bypass oranı-kompresör sıkıştırma oranı-türbin basınç oranı grafiği

Çizelge 7.2'deki tasarım koşullarına göre TURBOGENc yardımıyla Şekil 7.24'den Şekil 7.30'a kadar olan mesh grafikleri çizilebilmekte ve renk ölçeği ile değişimler grafik üzerinden takip edilebilmektedir. Bulunan Çizelge 7.2'deki örnek girdi değerlerine göre bulunan optimum noktalar:

$$SFC^* : 18.3366 \text{ g} / (kN.s)$$

$$(F / m_0)^* : 162.146 \text{ N.s} / \text{kg}$$

$$\pi_c^* : 20$$

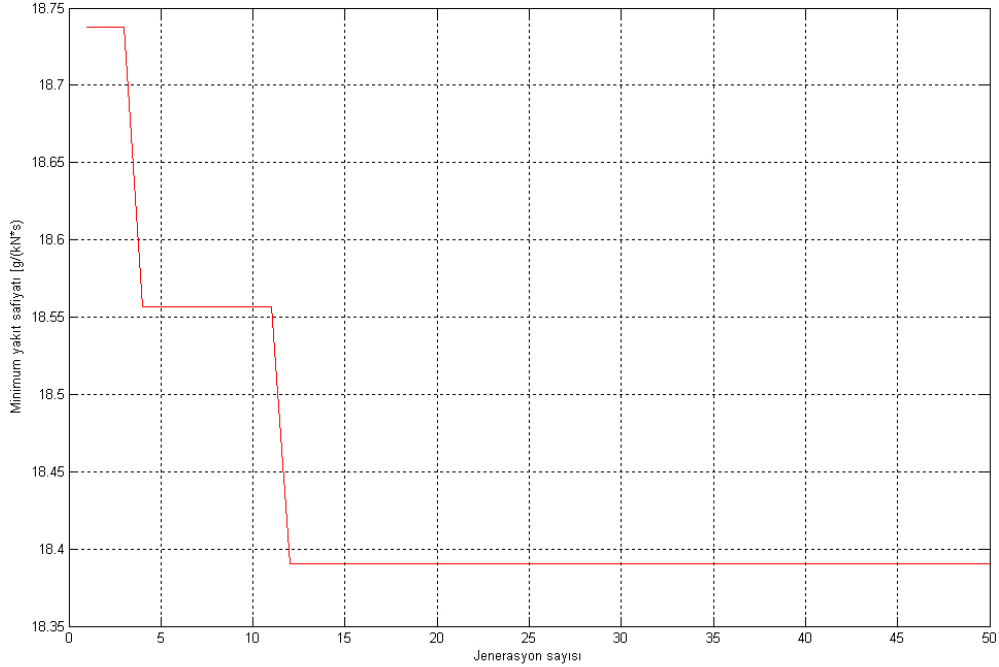
$$\alpha^* : 8$$

$$\eta_P^* : 0.7669$$

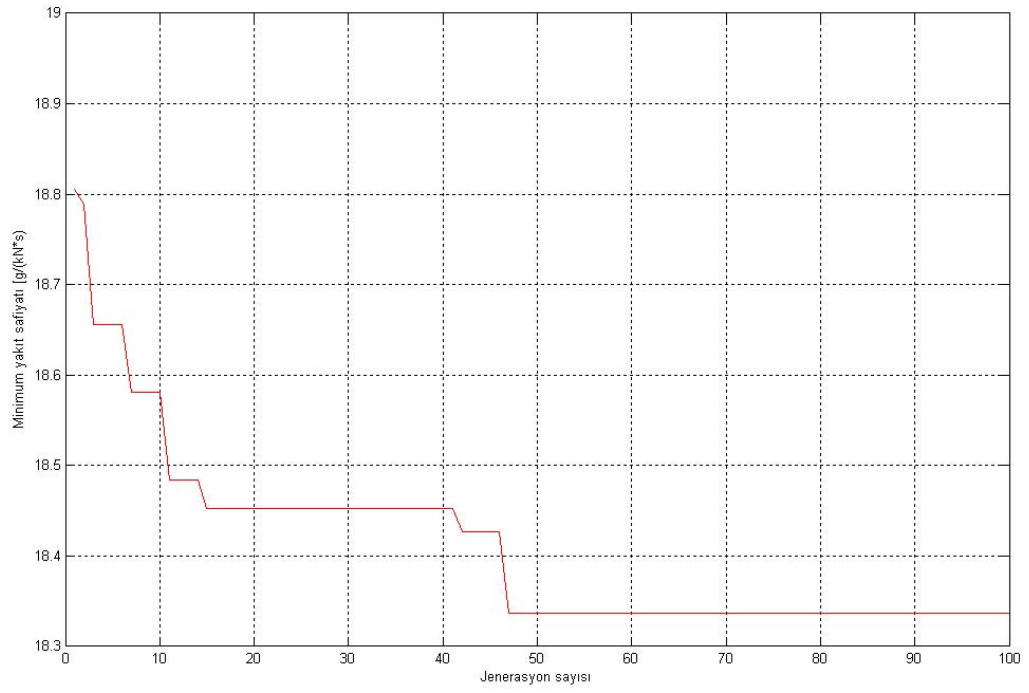
$$\eta_{TH}^* : 0.3434$$

$$\eta_O^* : 0.2633$$

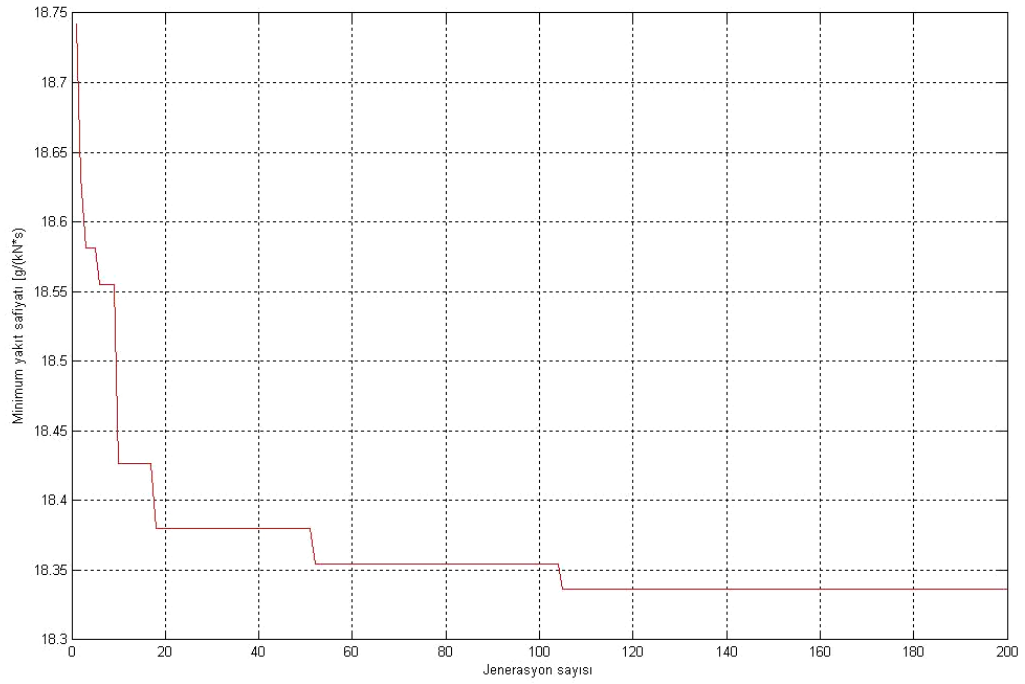
Jenerasyon sayısı, popülasyon sayısı, kromozom sayısı ve mutasyon oranı gibi genetik algoritma değişkenleri işlemlerin hızını etkilemektedir. Bu genetik algoritma değişkenlerinin farklı değerlerinde elde edilen bulgular Şekil 7.31'den Şekil 7.42'ye kadar olan grafiklerde anlatılmaktadır:



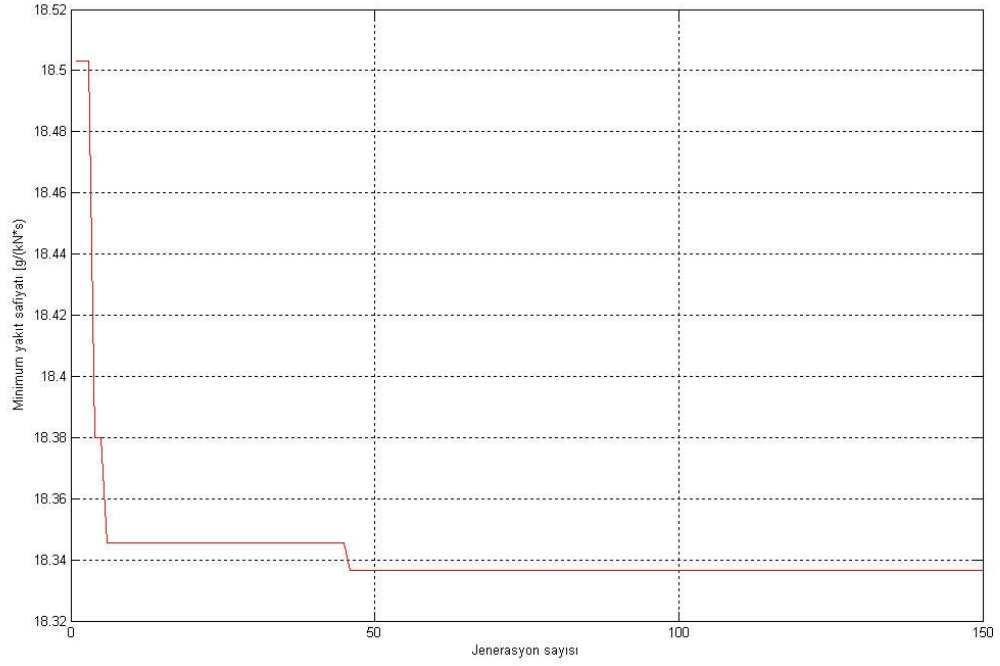
**Şekil 7.31.** Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması  
(Pn=50, Gn=50, Cr=0.6, Mr=0.003)



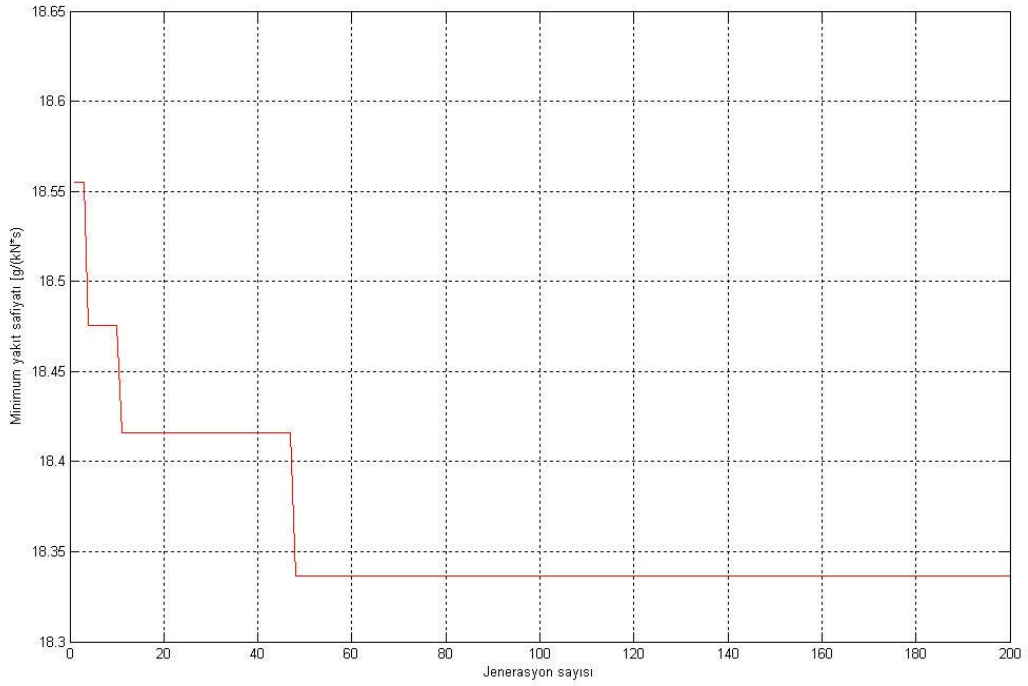
**Şekil 7.32.** Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfıyatının bulunması  
( $P_n=50$ ,  $G_n=100$ ,  $C_r=0.6$ ,  $M_r=0.003$ )



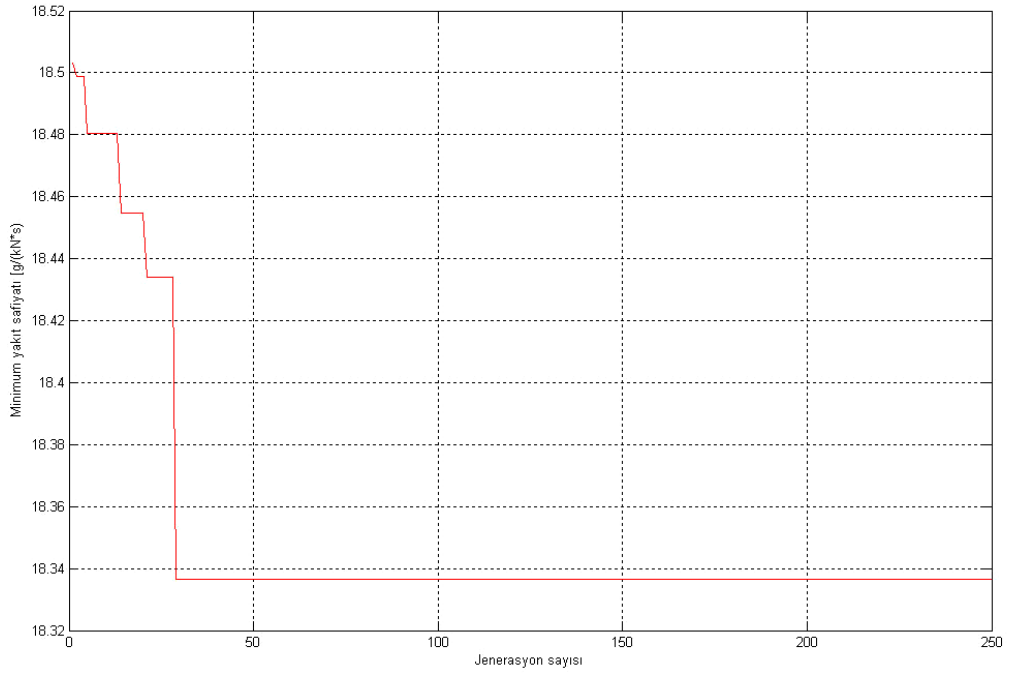
**Şekil 7.33.** Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfıyatının bulunması  
( $P_n=100$ ,  $G_n=200$ ,  $C_r=0.6$ ,  $M_r=0.003$ )



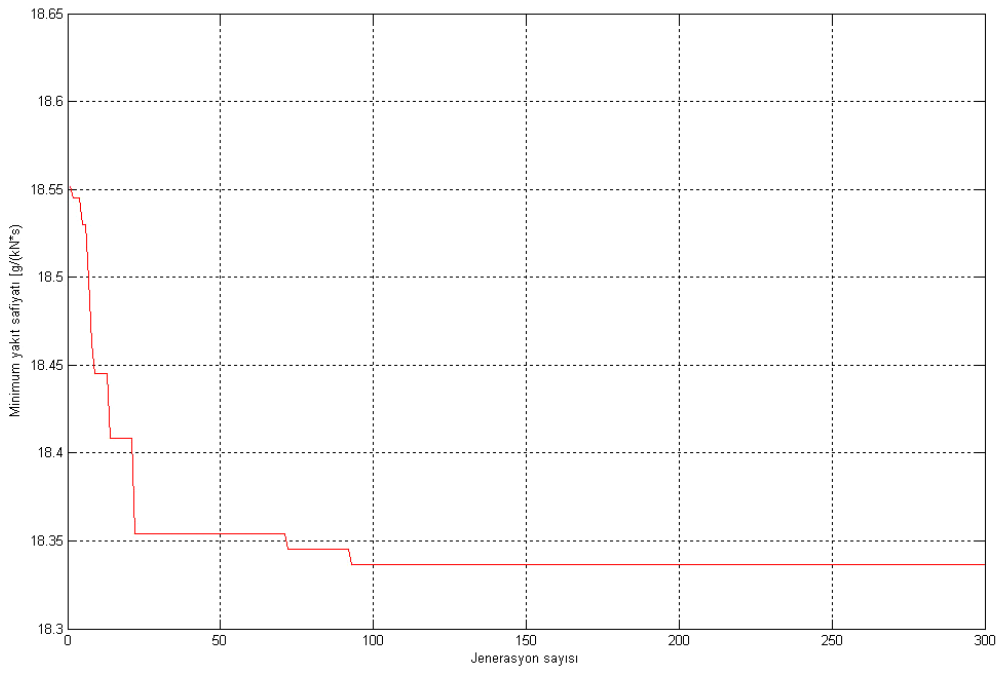
**Şekil 7.34.** Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması  
( $P_n=150$ ,  $G_n=150$ ,  $C_r=0.6$ ,  $M_r=0.003$ )



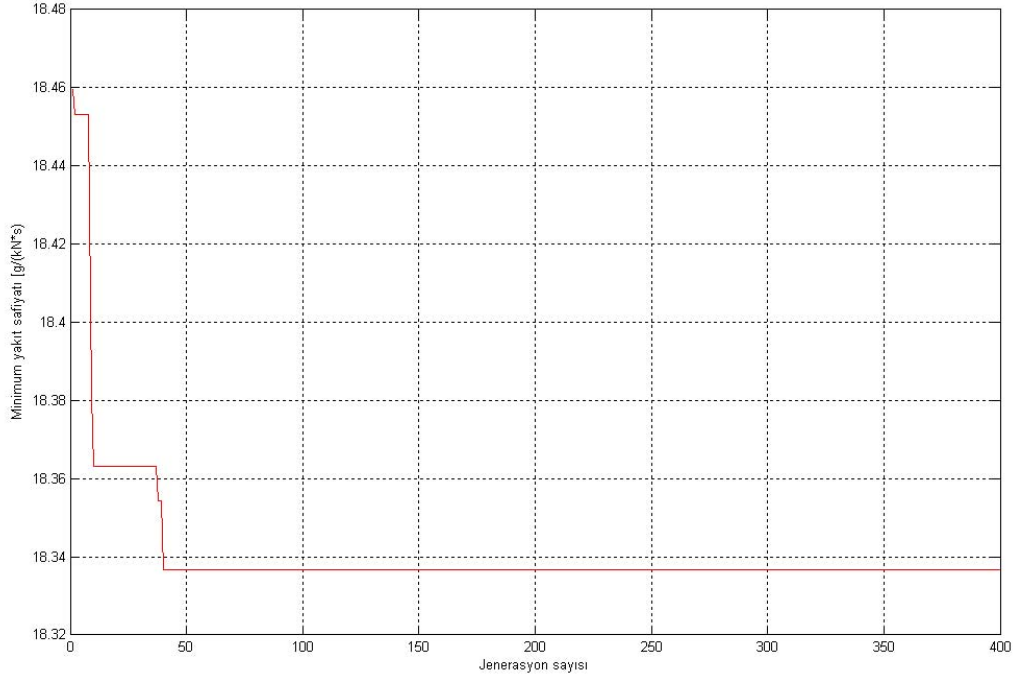
**Şekil 7.35.** Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması  
( $P_n=150$ ,  $G_n=200$ ,  $C_r=0.6$ ,  $M_r=0.003$ )



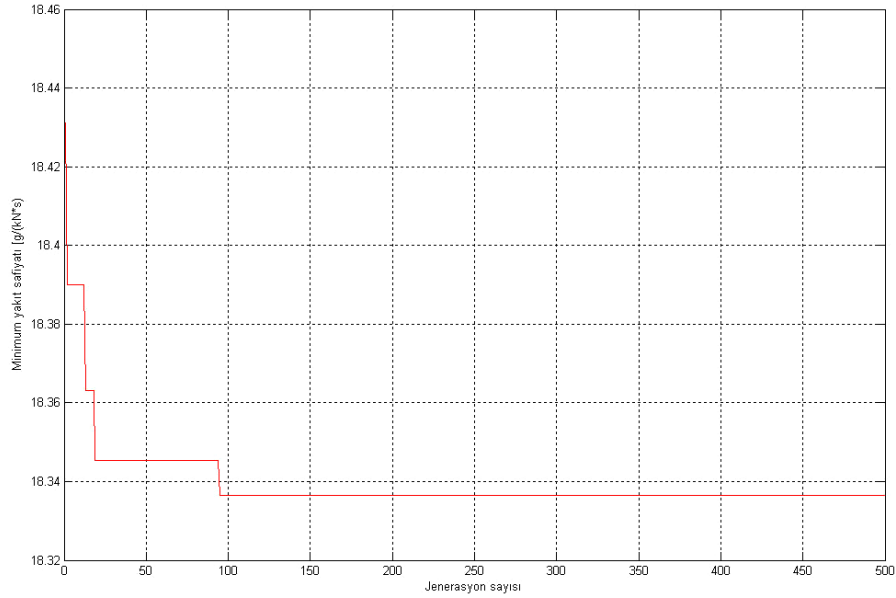
**Şekil 7.36.** Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması  
( $P_n=200$ ,  $G_n=250$ ,  $C_r=0.6$ ,  $M_r=0.003$ )



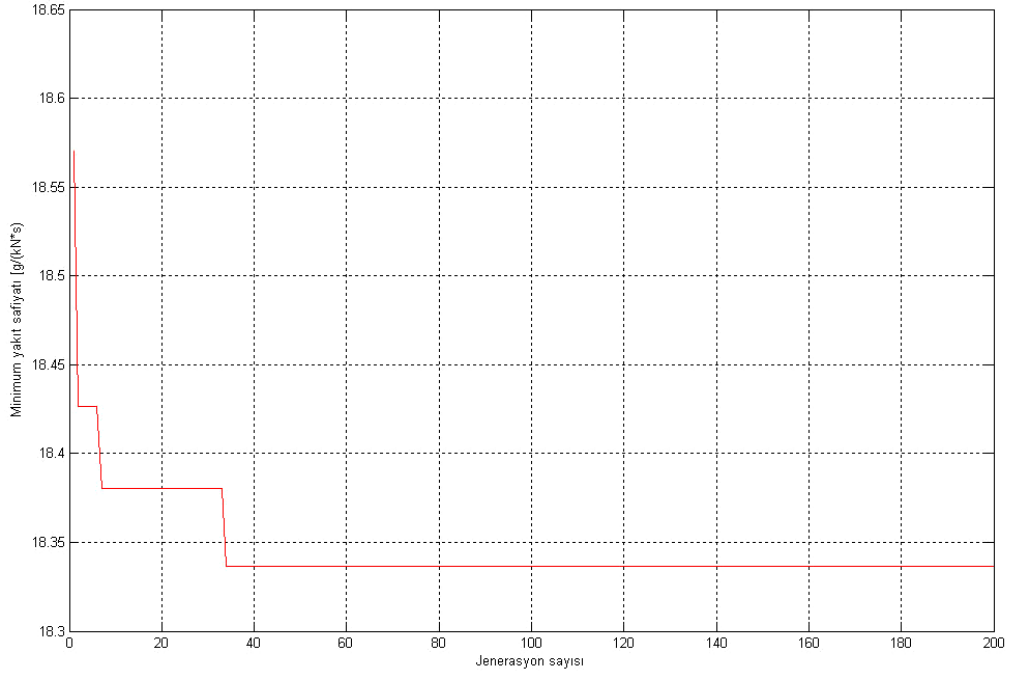
**Şekil 7.37.** Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması  
( $P_n=300$ ,  $G_n=300$ ,  $C_r=0.6$ ,  $M_r=0.003$ )



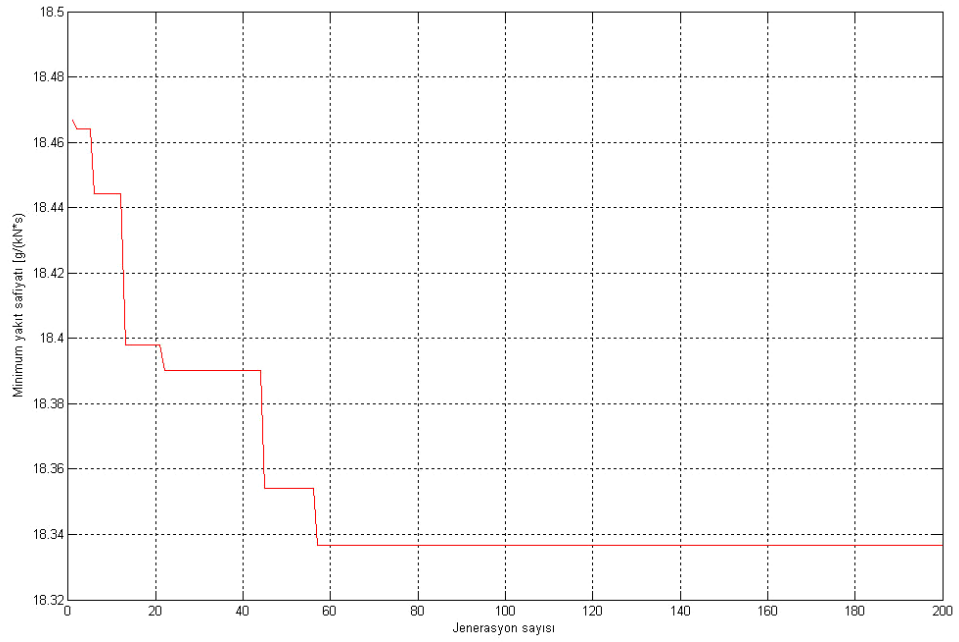
**Şekil 7.38.** Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması  
( $P_n=300$ ,  $G_n=400$ ,  $C_r=0.6$ ,  $M_r=0.003$ )



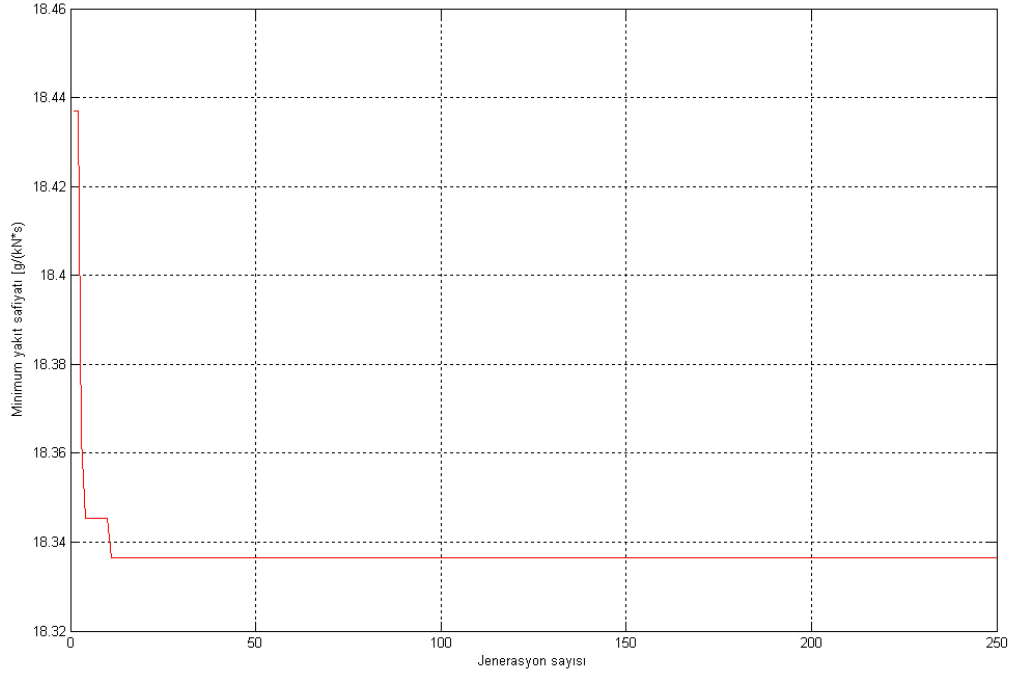
**Şekil 7.39.** Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatının bulunması  
( $P_n=300$ ,  $G_n=500$ ,  $C_r=0.6$ ,  $M_r=0.003$ )



**Şekil 7.40.** Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfıyatının bulunması  
( $P_n=100$ ,  $G_n=200$ ,  $Cr=0.7$ ,  $Mr=0.004$ )

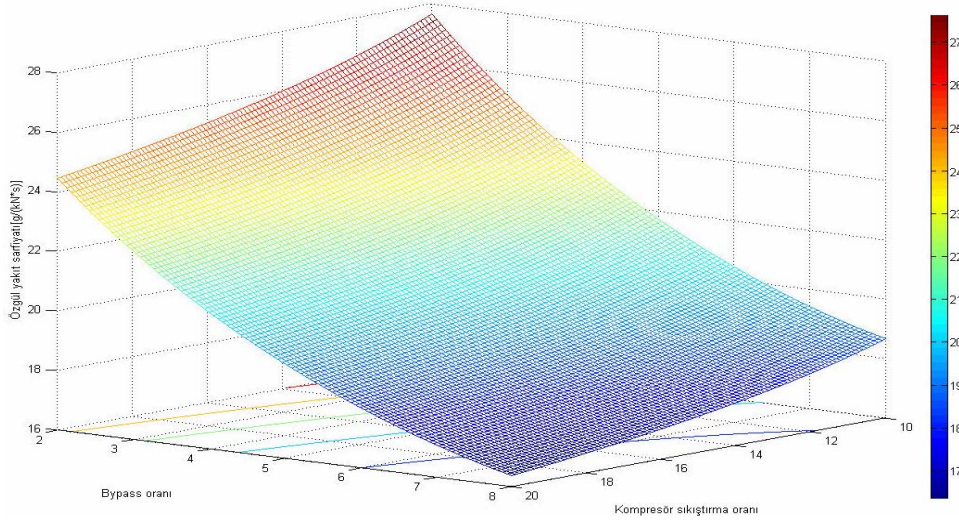


**Şekil 7.41.** Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfıyatının bulunması  
( $P_n=150$ ,  $G_n=200$ ,  $Cr=0.7$ ,  $Mr=0.004$ )

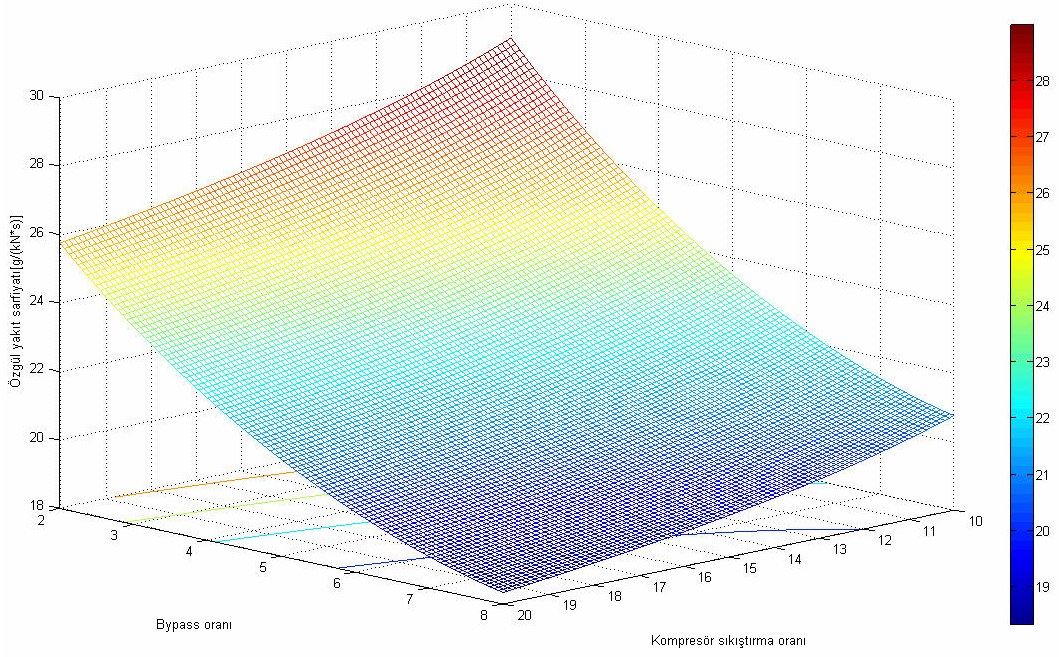


**Şekil 7.42.** Jenerasyon sayısı ile minimum özgül yakıt sarfıyatının bulunması  
( $P_n=200$ ,  $G_n=250$ ,  $Cr=0.7$ ,  $Mr=0.004$ )

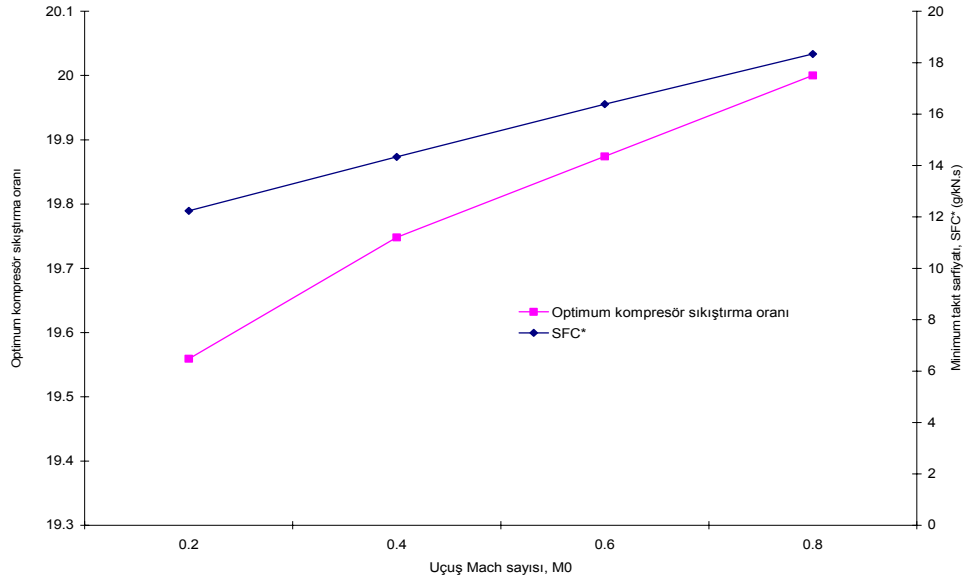
Şekil 7.43'te 0.6, Şekil 7.44'te ise 0.8 uçuş Mach sayısında özgül yakıt sarfıyatının bypass oranı ve kompresör sıkıştırma oranıyla değişimi görülmektedir.



**Şekil 7.43.**  $M_0=0.6$  için özgül yakıt sarfıyatının değişimi



Şekil 7.44.  $M_0=0.8$  için özgül yakıt sarfiyatının değişimi

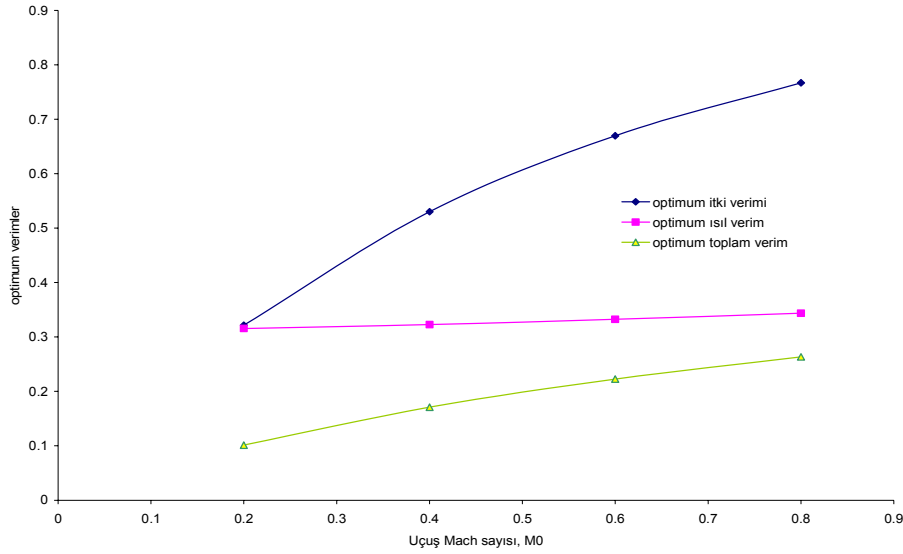


Şekil 7.45. Uçuş Mach sayısı ile minimum özgül yakıt sarfiyatı ve optimum kompresör sıkıştırma oranının değişimi

Şekil 7.43 ve Şekil 7.44'e göre uçuş Mach sayısı ile özgül yakıt sarfiyatının arttığı görülmektedir.

Şekil 7.45'te uçuş Mach sayısı ile minimum yakıt sarfiyatı ve optimum kompresör sıkıştırma oranının değişimi görülmektedir.

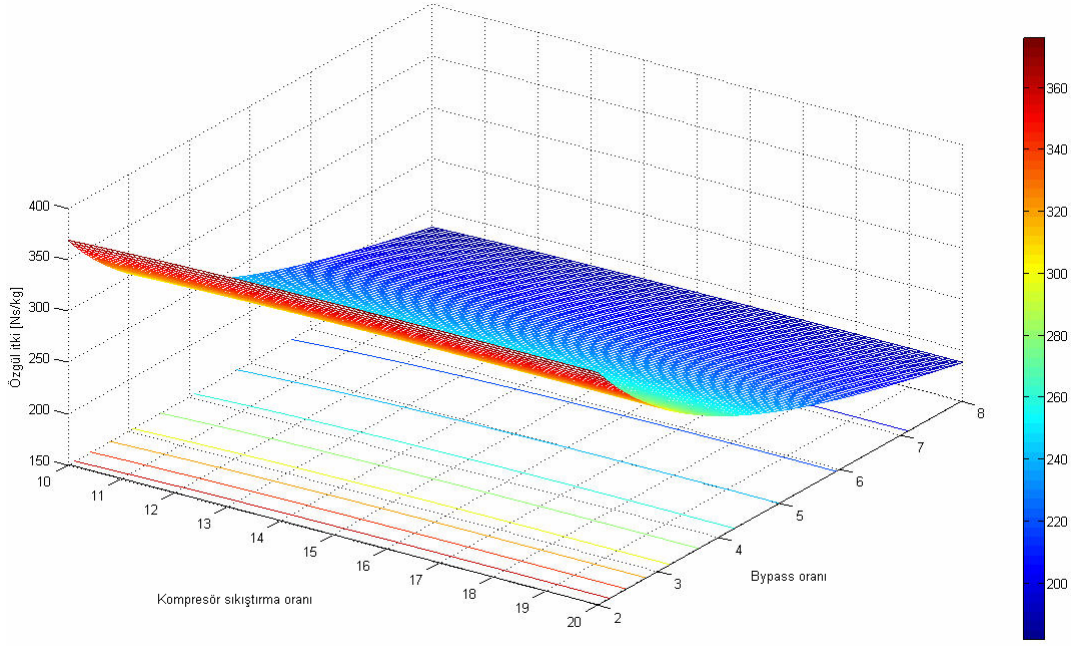
Şekil 7.45'e göre uçuş Mach sayısı, minimum özgül yakıt sarfiyatını artırmakta ve optimum kompresör sıkıştırma oranını üst sınır değeri olarak girilen 20'ye yaklaştırmaktadır. Şekil 7.46'te ise yine uçuş Mach sayısı ile optimum verimler arasındaki ilişki gösterilmektedir. Bu şekilde göre uçuş Mach sayısı ile optimum verimlerin arttığı gözlenmektedir.



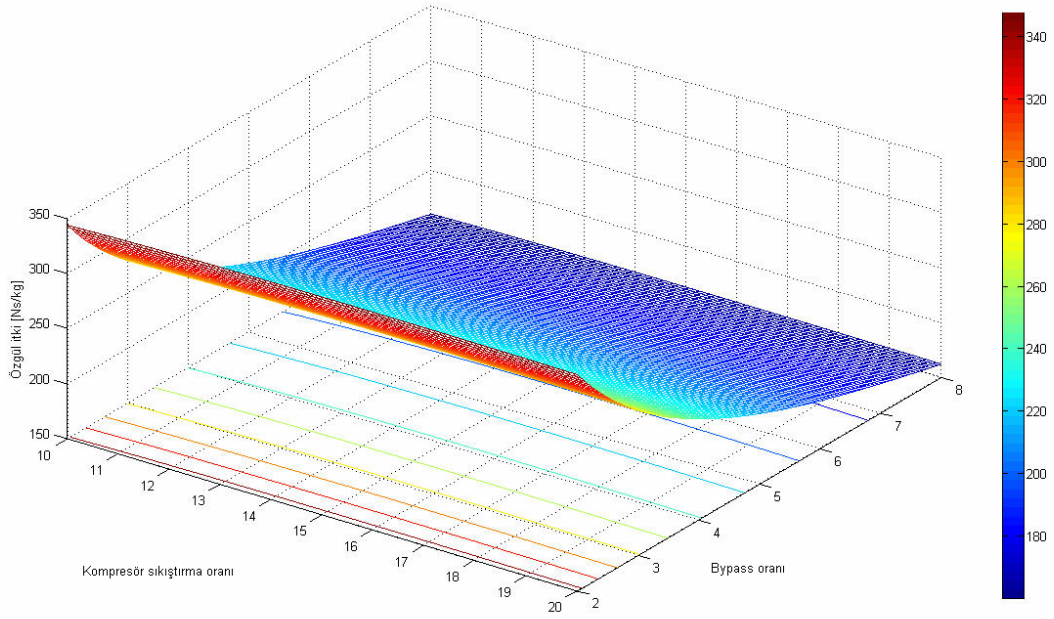
Şekil 7.46. Uçuş Mach sayısı ile optimum noktadaki verim değerlerinin değişimi

Şekil 7.47'de uçuş Mach sayısının farklı değerleri için özgül itkinin, kompresör sıkıştırma oranı ve bypass oranı serbest değişimleriyle değişimi renk ölçekli üç boyutlu grafik olarak gösterilmektedir.

Şekil 7.47'de görüldüğü gibi uçuş Mach sayısının artması özgül itki değerini azaltmaktadır.



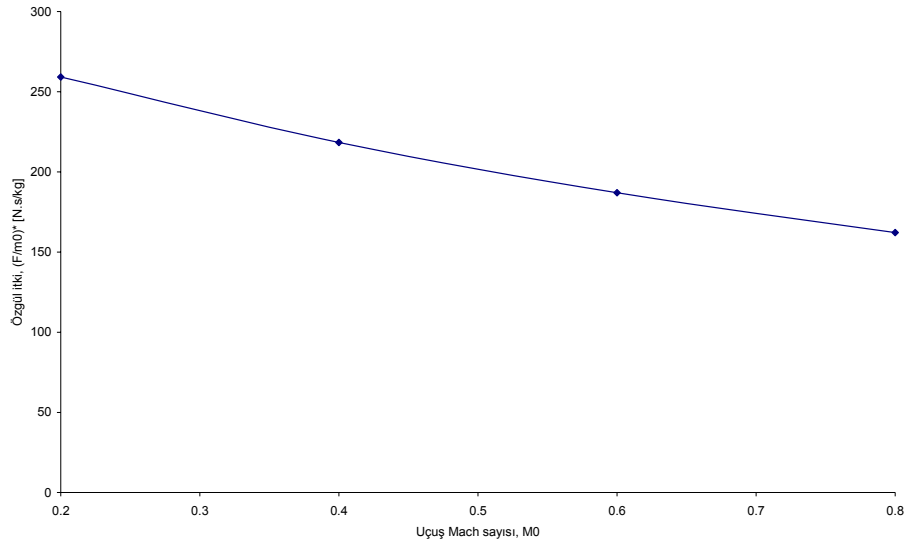
(a)



(b)

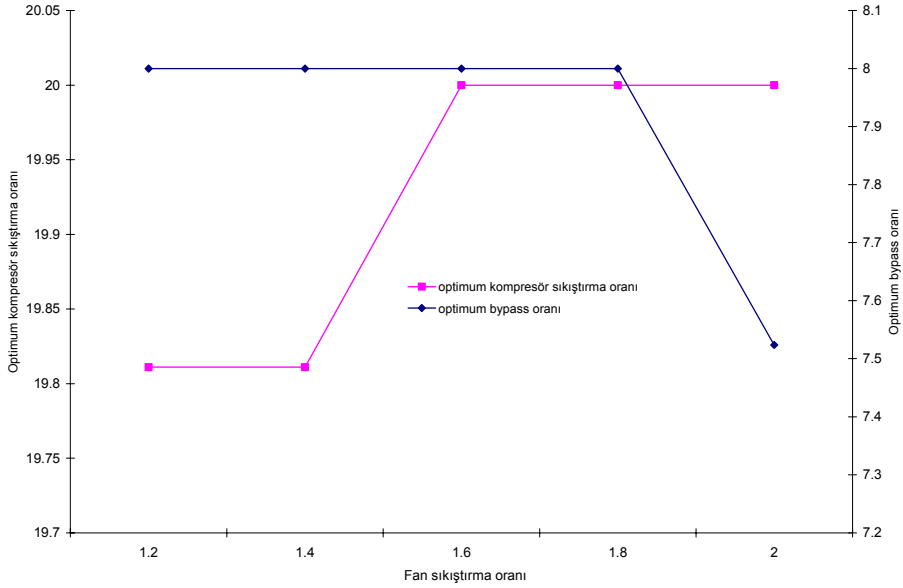
Şekil 7.47. Uçuş Mach sayısının özgül itkiye etkisi a)  $M_0=0.6$  b)  $M_0=0.8$

Şekil 7.48’de uçuş Mach sayısı ile optimum noktalardaki özgül itkinin değişimi görülmektedir.



**Şekil 7.48.** Uçuş Mach sayısı ile optimum noktadaki özgül itkinin değişimi

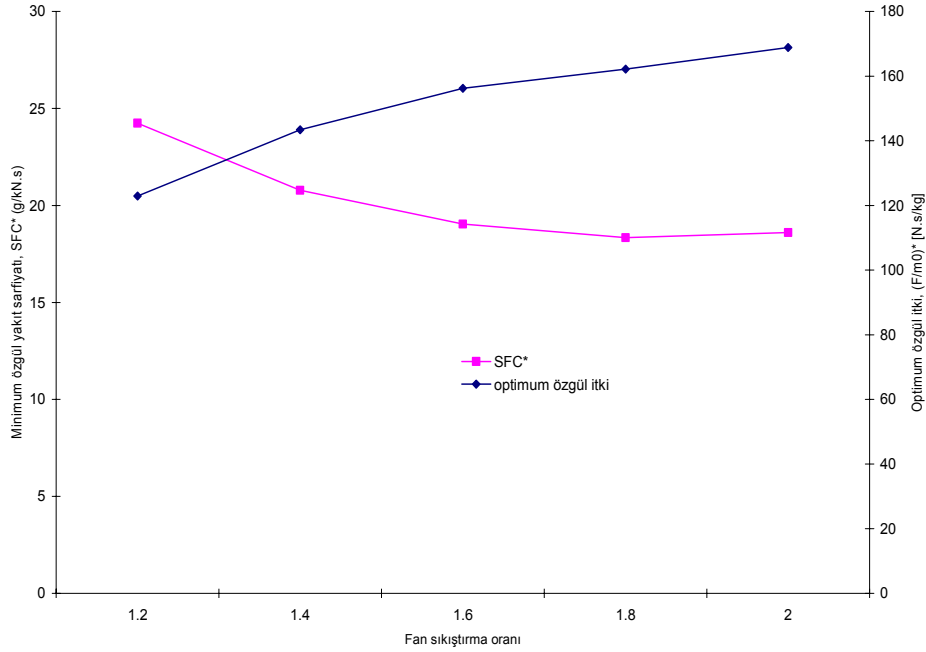
Şekil 7.49’da ise fan sıkıştırma oranının optimum bypass oranı ve optimum kompresör sıkıştırma oranı üzerindeki değişimi gösterilmektedir.



**Şekil 7.49.** Fan sıkıştırma oranının optimum bypass oranı ve optimum kompresör sıkıştırma oranı üzerine etkisi

Şekil 7.49’da görüldüğü gibi fan sıkıştırma oranı arttıkça, optimum kompresör oranı üst değerlere yakınsamakta, optimum bypass oranı ise fan sıkıştırma oranının 1.8 değerine kadar üst sınır değerinde olup, bu değerden sonra optimum bypass oranının azaldığı görülmektedir.

Şekil 7.50’de fan sıkıştırma oranının optimum özgül itki ve minimum özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi görülmektedir. Bu şekle göre fan sıkıştırma oranı arttığında minimum özgül yakıt sarfiyatı azalırken, optimum özgül itki artmaktadır.



Şekil 7.50. Fan sıkıştırma oranının optimum özgül yakıt sarfiyatı ve optimum özgül itkiye etkisi

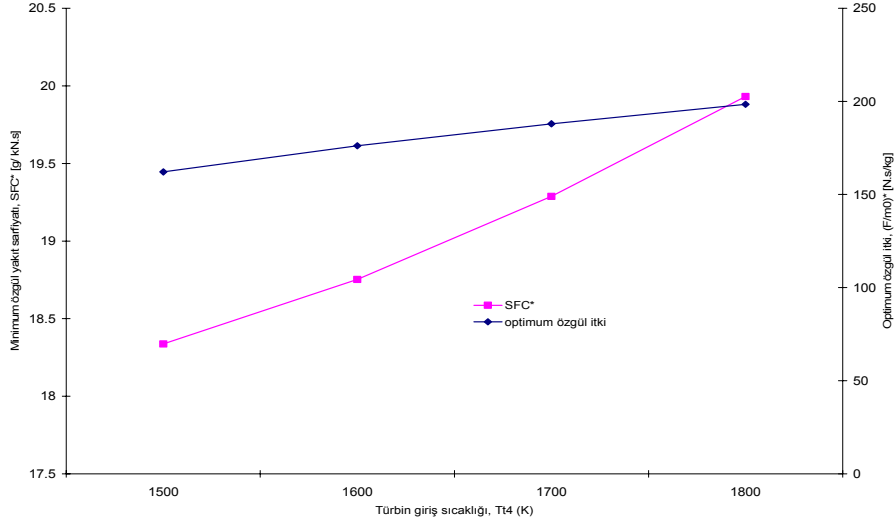
Şekil 7.51’de türbin giriş sıcaklığının minimum özgül yakıt sarfiyatı ve optimum özgül itkiye etkisi görülmektedir.

Şekil 7.51’e göre türbin giriş sıcaklığının artması, minimum özgül yakıt sarfiyatını ve optimum özgül itki değerini artırmaktadır.

Uçuş Mach sayısının artması, optimum kompresör sıkıştırma oranı ( $\pi_c^*$ ) değerini üst sınırına yakınsatmakta olup, minimum özgül yakıt sarfiyatı (SFC\*) değeri de artmaktadır. Mach sayısının artışı, optimum özgül itki değerinde azalmaya sebep olmaktadır.

Fan sıkıştırma oranının, optimum noktalar için belirleyici bir değişken olduğu görülmüştür. Şekil 7.49’da görüldüğü gibi bu değer belirlenen bir noktadan sonra  $\pi_c^*$  değeri üst sınır noktasında sabit kalmaktadır. Yine bu grafikte görülen bir diğer özellik optimum bypass oranının fan sıkıştırma oranı 1.8

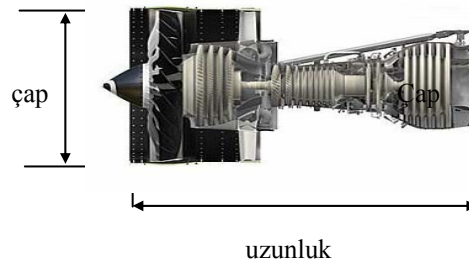
değerine kadar üst sınır değerinde kaldığı ve bu değerden sonra optimum bypass oranının azaldığı ve minimum özgül yakıt sarfiyatının arttığı görülmektedir.



Şekil 7.51. Türbin giriş sıcaklığının optimum özgül itki ve minimum özgül yakıt sarfiyatına etkisi

## 7.5. İtki Değerinin ve Boyutsal Büyüklüklerin Tahmini

Önceki bölümlerde yapılan analizlerde, özgül yakıt sarfiyatını minimum yapacak bypass oranı, kompresör sıkıştırma oranı ve fan basınç oranı değerleri araştırılmıştır. Bu değişkenlerin yüksek değerlerinde genellikle özgül yakıt sarfiyatı değeri düşük olmasına rağmen özgül itki değeri düşük değerlerde olmaktadır. Yüksek itki değerinin elde edilmesi için yüksek miktarda hava debisi gerekmekte, bu da beraberinde yüksek ön çap gerektirmektedir.



Şekil 7.52. Örnek A1 motorunun boyutları

İstatistiki verilerden yararlanarak yapılan analizlerde motor itkisiyle motor ağırlığı, motor uzunluğu ve motor ön çapı arasında ilişki kurulabilmektedir. Bu denklemlerde itki değeri kN olarak alınmalıdır. Buradan yola çıkarak itki değeriyle motor ağırlığı ( $W_{engine}$ ), motor uzunluğu ( $L$ ) ve motor ön çapı ( $Dia_{fan}$ ) arasında aşağıdaki eşitlikler kurulabilir:

$$W_{engine} (kg) = (250 + 0.215T_{t0} 224.809) / 2.2 \quad (7.1)$$

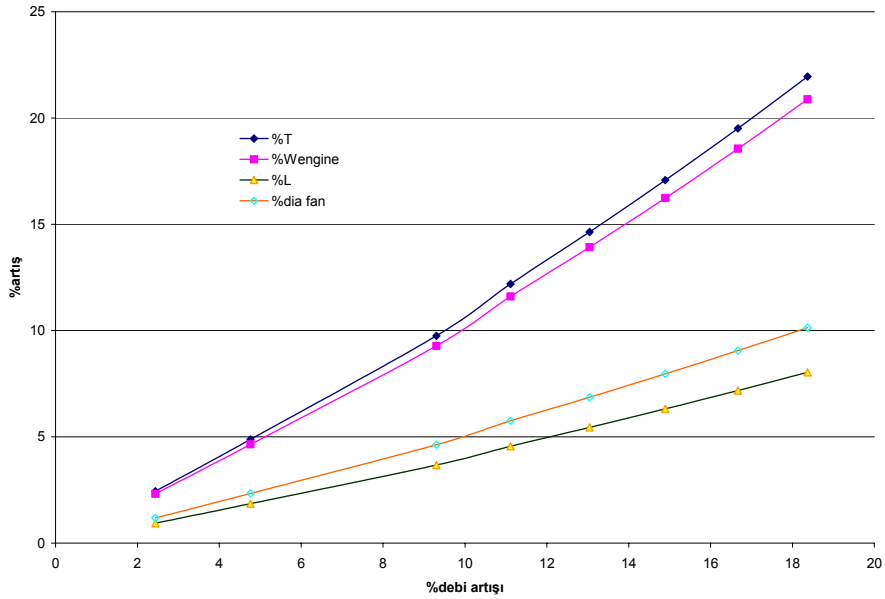
$$L (m) = (40 + 0.89\sqrt{T_{t0} 224.809}) / 78.7402 \quad (7.2)$$

$$Dia_{fan} (m) = (2 + 0.45\sqrt{T_{t0} 224.809}) / 39.3701 \quad (7.3)$$

Çizelge 7.3, Çizelge 7.4 ve Çizelge 7.5'te örnek değerler verilerek motor performans ve boyutsal karakteristiklerinin hangi değerleri alabileceği gösterilmektedir. Şekil 7.53 ve Şekil 7.54'te ise örnek motorların %debi artışının itki, motor ağırlığı, motor uzunluğu ve motor ön çapını yüzde olarak ne kadar değiştirdiğini gösterilmektedir.

**Çizelge 7.3.** A1 motorunun tahmin edilen karakteristikleri

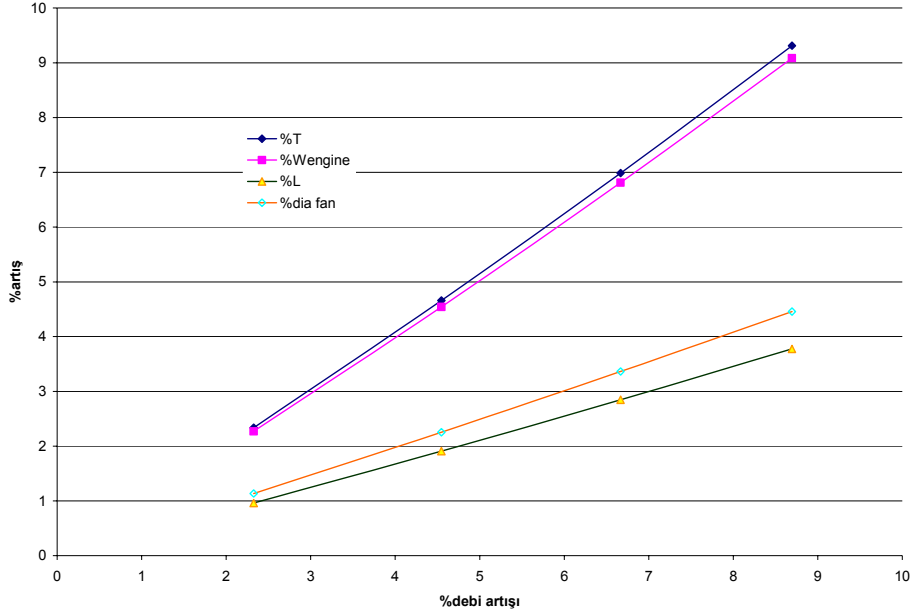
$m_0$ (kg/s)	$M_0$	SFC(g/kNs)	$T_{t4}$ (K)	$\pi_c$	$\pi_f$
410	0.75	18.951	1776	35	2
$\alpha$	F (kN)	$W_{engine}$ (kg)	L (m)	Diafan (m)	
5.8	100.66	2325.2	2.20	1.77	



**Şekil 7.53.** A1 motorunda debinin artırılmasıyla boyutsal özelliklerinin değişimi

**Çizelge 7.4.** A2 motorunun tahmin edilen karakteristikleri

$m_0$ (kg/s)	$M_0$	SFC(g/kNs)	$T_{t4}$ (K)	$\pi_c$	$\pi_f$
860	0.8	21.52	1776	30	1.8
$\alpha$	F (kN)	$W_{engine}$ (kg)	L (m)	Diafan (m)	
5	215	4800	2.99	2.5	



**Şekil 7.54.** A2 motorunun debi artışıyla boyutsal özelliklerinin değişimi

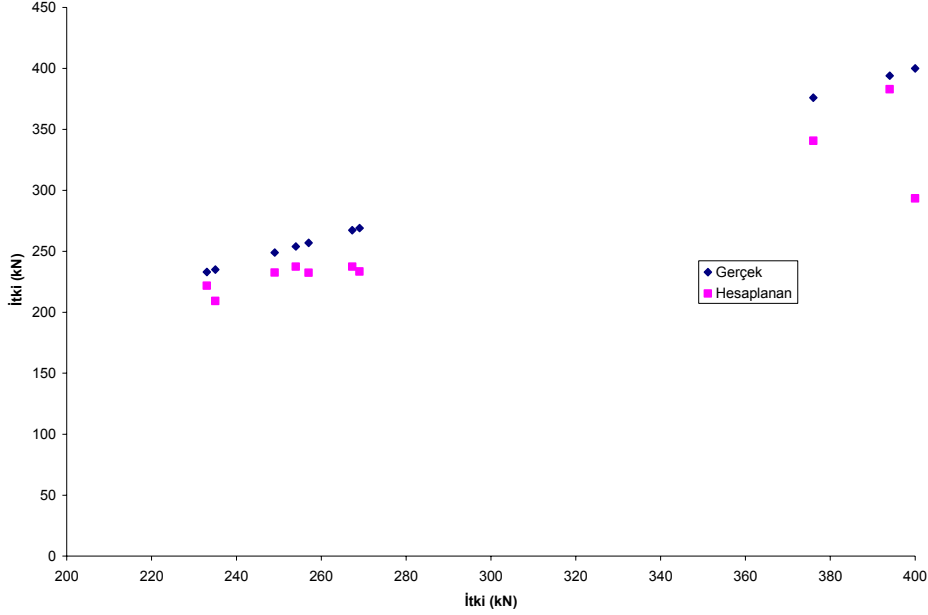
Şekil 7.53 ve Şekil 7.54'e göre motor debisinin artması, motor itkisini, motor ağırlığını, motor uzunluğunu ve fan çapını artırmaktadır.

**Çizelge 7.5.** A3 motorunun tahmin edilen karakteristikleri

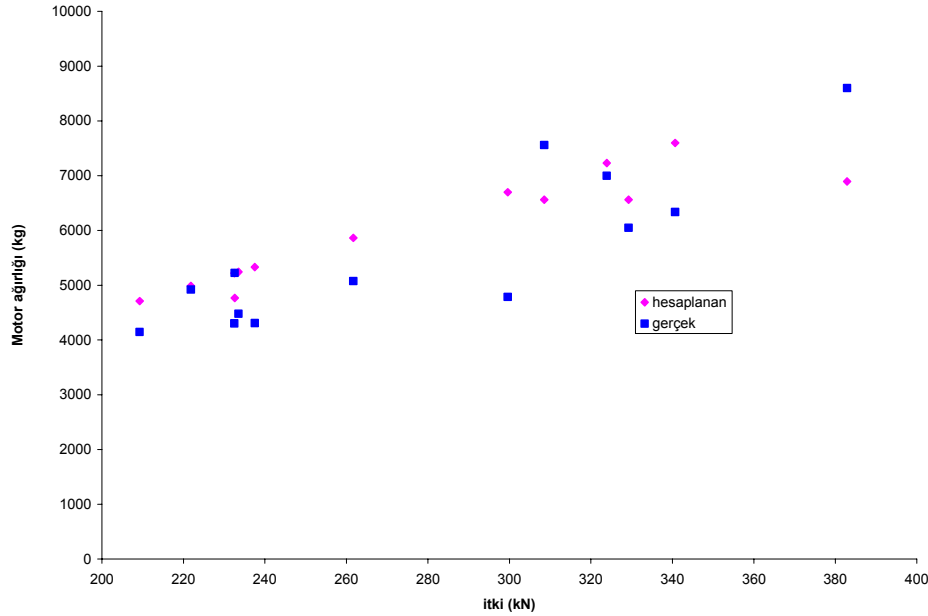
$m_0$ (kg/s)	$M_0$	SFC(g/kNs)	$T_{t4}$ (K)	$\pi_c$	$\pi_f$
1380	0.8	18.46306	1776	40	1.8
$\alpha$	F (kN)	$W_{engine}$ (kg)	L (m)	Diafan (m)	
8.4	312.37	6976	3.5	3.07	

Analizlerde elde edilen denklemlere göre örnek A1, A2 ve A3 motorlarının kendilerine ait çizelgelerde tasarım noktalarındaki performans değerleri hesaplanabilmektedir. A1 motoru CFM56-5B9, A2 motoru CF6-80C2 ve A3 motoru ise GE90-94B motoruna eşdeğer motorlardır.

Şekil 7.55 ve Şekil 7.56’te itki değeri 200-400 kN arasında olan motorların sırasıyla itki ve motor ağırlıkları için gerçek değerleriyle tahmin edilen değerleri verilmektedir.



Şekil 7.55.  $200 < T_{10} < 400$  kN için gerçek ve hesaplanan itki değerinin değişimi



Şekil 7.56.  $200 < T_{10} < 400$  kN için motor ağırlığının değişimi

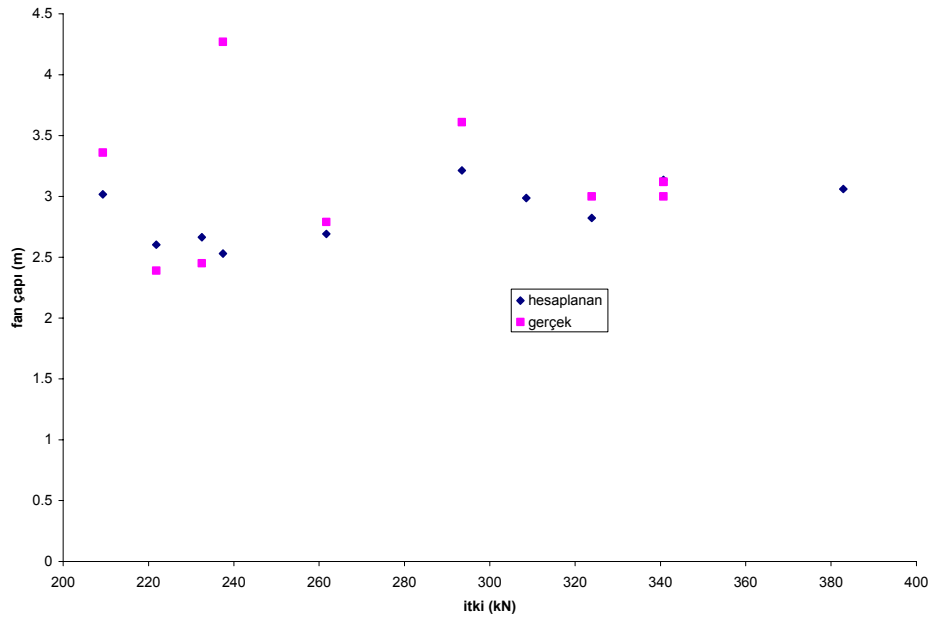
Şekil 7.55’te itki değerinin 220-290 kN değerleri arasında itki sisteminin karakteristik özelliklerine göre yapılan hesaplamalarda, hesaplanan değerler gerçek itki değerinden daha düşük değerlerde olduğu gözlemlenmiştir. 350 kN’un

üzerindeki değerlerde aradaki farkın daha da büyüdüğü görülmektedir. Şekil 7.56'da ise 240 kN itki değerine kadar motor ağırlığı gerçek değerlere biraz daha yakınsamaktadır. 300 kN'un üzerindeki değerlerde aradaki fark büyümektedir.

Şekil 7.57 ve Şekil 58'de itki değeri 200-400 kN arasında olan motorların sırasıyla motor uzunluğu ve fan çapının gerçek değerleriyle tahmin edilen değerleri verilmektedir.

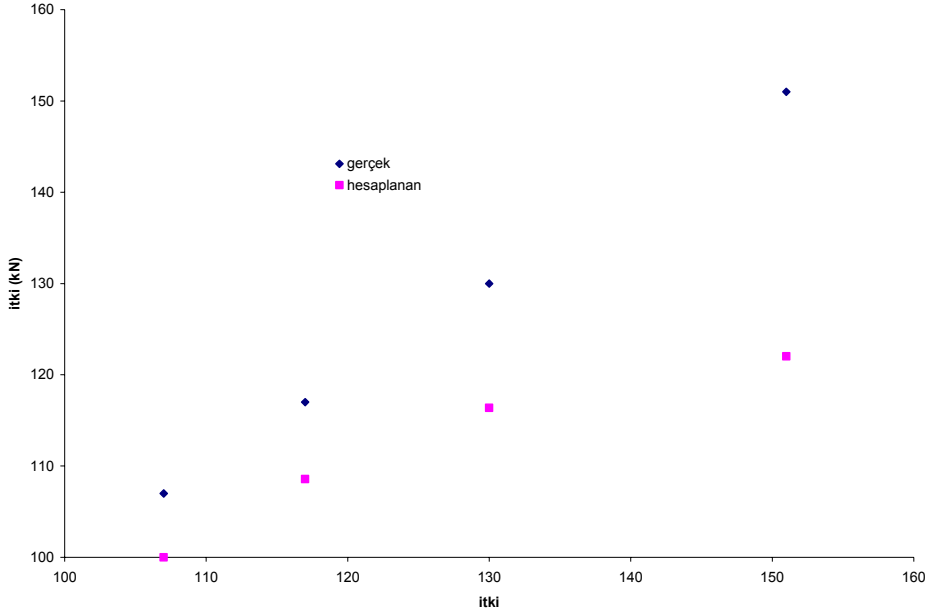


Şekil 7.57.  $200 < T_{i0} < 400$  kN itki değerlerinde motor uzunluğunun değişimi

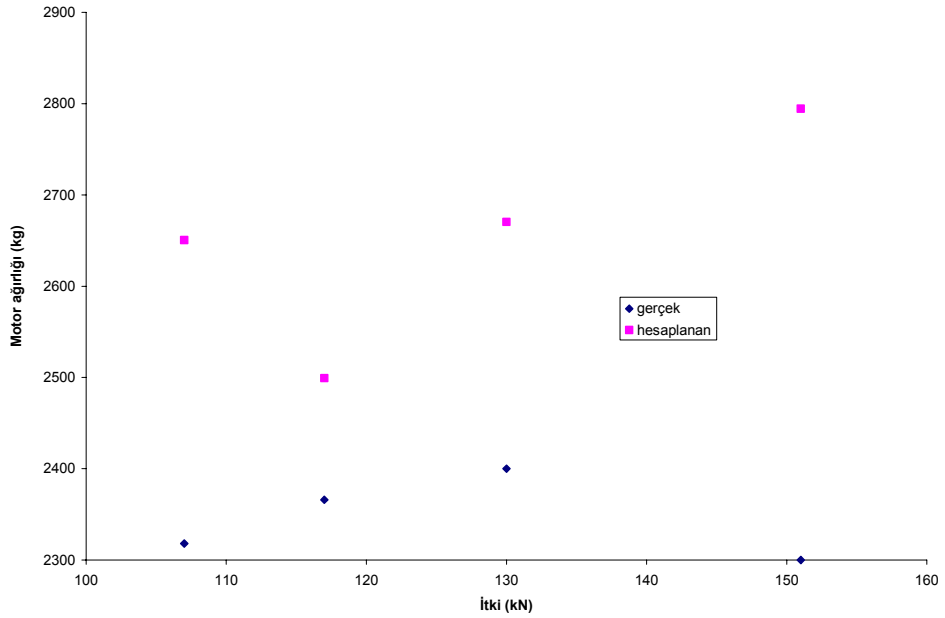


Şekil 7.58.  $200 < T_{i0} < 400$  kN itki değerlerinde fan çapının değişimi

Şekil 7.59 ve Şekil 7.60'da itki değeri 100-150 kN arasında olan motorların sırasıyla itki ve motor ağırlıkları için gerçek değerleriyle tahmin edilen değerleri verilmektedir.

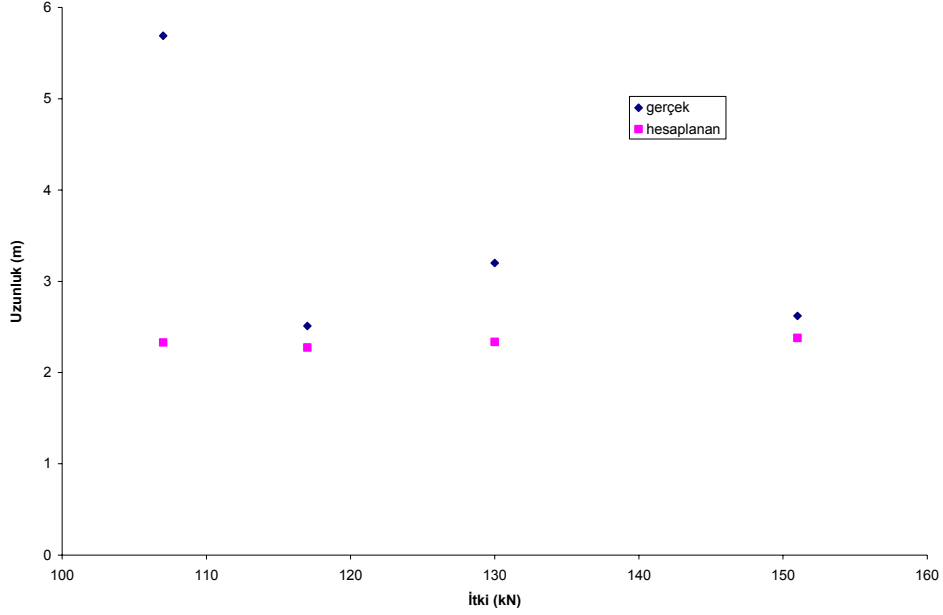


Şekil 7.59.  $100 < T_{10} < 150$  kN için gerçek ve hesaplanan itkinin değişimi

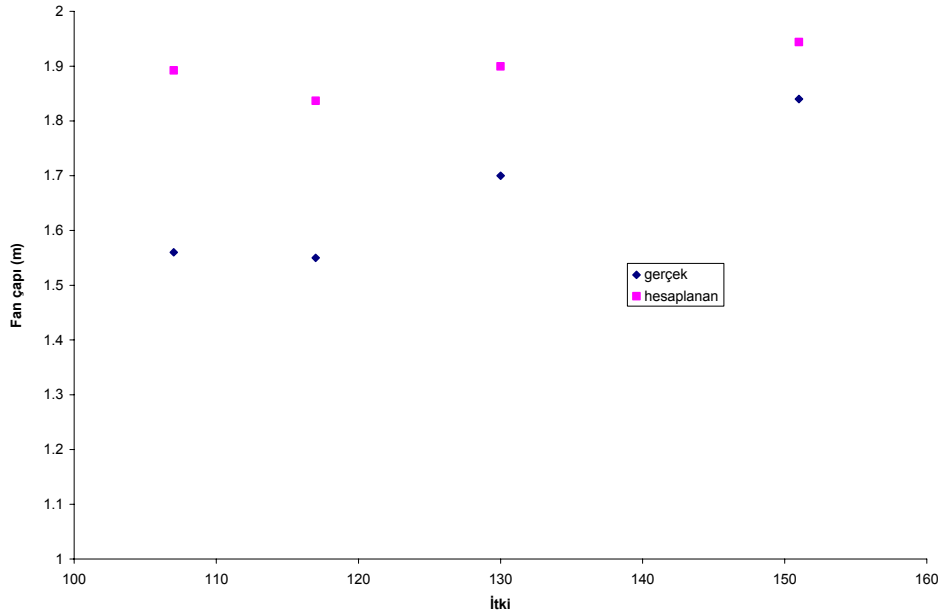


Şekil 7.60.  $100 < T_{10} < 150$  kN için motor ağırlığının değişimi

Şekil 7.61 ve Şekil 62’de itki değeri 100-150 kN arasında olan motorların sırasıyla motor uzunluğu ve fan çapının gerçek değerleriyle tahmin edilen değerleri verilmektedir



Şekil 7.61.  $100 < T_{10} < 150$  kN için motor uzunluğunun değişimi



Şekil 7.62.  $100 < T_{10} < 150$  kN için fan çapının değişimi

İtki değerinin 100-150 kN arasında yapılan hesaplamalarda hesaplanan itki değerinin gerçek itki değerinden daha düşük olduğu, fan çapı ve motor ağırlığının

gerçek değerlerden daha yüksek olduğu görülmüştür. Hesaplanan motor uzunluğunun ise gerçek motor uzunluğunun altında olduğu görülmüştür.

Özellikle motor itkisiyle motor uzunluğu, fan çapı, motor ağırlığı arasında ilişki kurabilmek için itki sistemlerine ait özellikle bileşen bazında daha fazla veriye ihtiyaç vardır. Bu verilerin kompresör, türbin, fan yanma odası, hava alığı, egzos lülesi gibi bileşenlerin boyutları, kompresör ve türbin kanatçıklarının özellikleri ve hem boyutsal hem de malzeme özellikleriyle geniş bir veritabanıyla desteklenmesi gerekmektedir. Motor ağırlığının hesaplanması için bileşen bazında ağırlıkların bilinmesi gerekmektedir. Bu veriler ancak yapımı firma tarafından temin edilebilmektedir.

## 7.6. Optimizasyon İşlemleri Sonucunda Elde Edilen Bulgular ve Yorumlar

Optimizasyon işlemi sonucunda serbest değişkenlerin değer aralıkları ve motora ait optimum noktadaki performans değerleri tablo halinde Çizelge 7.6 ve Çizelge 7.7’de verilmektedir. Bu çizelgelerde kompresör sıkıştırma oranı ve bypass oranıyla performans değerlerinin sayısal olarak değişimleri gösterilmektedir.

**Çizelge 7.6.**  $\alpha=8$  için kompresör sıkıştırma oranı ile performans değerlerinin değişimi

$\pi_c$	$\pi_f^*$	SFC* (g/kN.s)	$\eta_p^*$	$\eta_{TH}^*$	$\eta_o^*$	(F/m0)* (N.s/kg)
10	2	19.701	0.707	0.2832	0.2002	168.6011
12	1.84	19.9847	0.776	0.3087	0.2396	161.9877
14	1.84	19.4156	0.7734	0.32	0.2475	162.8609
16	1.84	18.9699	0.7724	0.3286	0.2538	163.0916
18	1.84	18.6091	0.7724	0.3353	0.259	162.8901
20	1.84	18.3101	0.7731	0.3405	0.2632	162.381
21	1.84	18.179	0.7737	0.3426	0.2651	162.0368
22	1.84	18.0585	0.7744	0.3445	0.2668	161.6426
23	1.84	17.9473	0.7752	0.3461	0.2683	161.2042
24	1.84	17.8446	0.7761	0.3476	0.2698	160.7263
25	1.84	17.7496	0.777	0.3488	0.271	160.2128
26	1.84	17.6617	0.778	0.3499	0.2722	159.6668
27	1.84	17.5804	0.7789	0.3508	0.2733	159.091
28	2	17.2204	0.7078	0.3392	0.2401	161.1091
29	2	15.8106	0.6897	0.3397	0.2343	174.0839

**Çizelge 7.7.** Bypass oranı ve kompresör sıkıştırma oranıyla performans değerlerinin değişimi

$\pi_c$	$\pi_f^*$	$\alpha$	SFC* (g/kN.s)	$\eta_p^*$	$\eta_{TH}^*$	$\eta_o^*$	(F/m0)* (N.s/kg)
29	1.9467	7	17.7549	0.7586	0.3631	0.2754	174.3977
	2	6	18.221	0.7221	0.3789	0.2737	194.2128
	2	5	19.058	0.6677	0.3979	0.2656	216.6304
	2	4	20.238	0.6086	0.4164	0.2534	244.8005
	2	3	21.7778	0.5487	0.4347	0.2385	284.3646
27	1.9467	7	17.9099	0.7563	0.3615	0.2734	175.6844
	2	6	18.3981	0.7192	0.3771	0.2712	195.455
	2	5	19.2577	0.6646	0.3957	0.263	217.8518
	2	4	20.4571	0.6057	0.414	0.2508	246.0949
	2	3	22.0163	0.5462	0.4319	0.2359	285.834
25	1.9467	7	18.0889	0.7541	0.3593	0.2709	176.8591
	2	6	18.5976	0.7165	0.3747	0.2685	196.5957
	2	5	19.4793	0.6618	0.393	0.2601	218.9793
	2	4	20.6988	0.6032	0.4109	0.2479	247.2942
	2	3	22.2785	0.544	0.4286	0.2332	287.1993

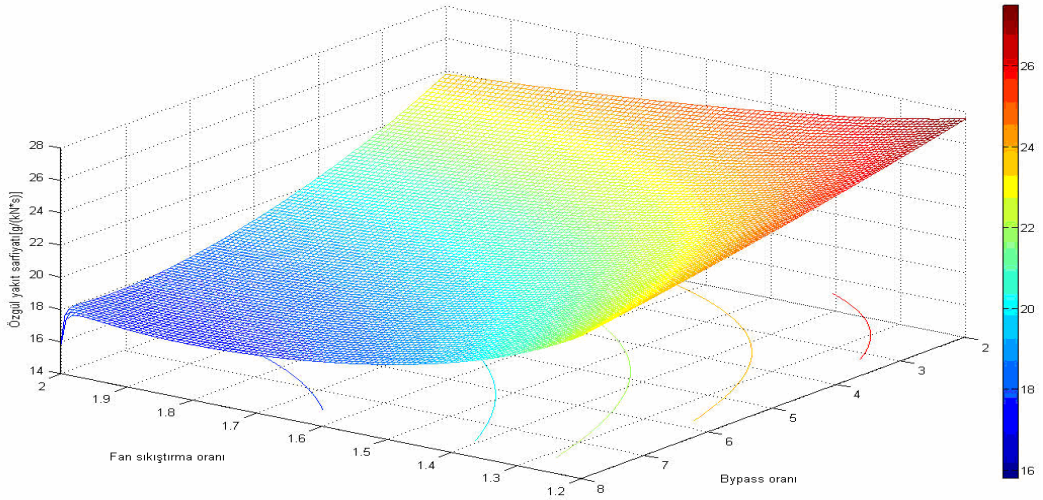
**Çizelge 7.7. (Devam)** Bypass oranı ve kompresör sıkıştırma oranıyla performans değerlerinin değişimi

$\pi_c$	$\pi_f^*$	$\alpha$	SFC* (g/kN.s)	$\eta_P^*$	$\eta_{TH}^*$	$\eta_o^*$	(F/m0)* (N.s/kg)
23	1.9467	7	18.2958	0.7521	0.3564	0.2681	177.8999
	2	6	18.8238	0.7141	0.3715	0.2653	197.612
	2	5	19.7272	0.6594	0.3895	0.2569	219.9891
	2	4	20.9674	0.601	0.4072	0.2447	248.3725
21	1.9467	7	18.5365	0.7505	0.3527	0.2647	178.7758
	2	6	19.0823	0.7122	0.3675	0.2618	198.4715
	2	5	20.007	0.6575	0.3852	0.2533	220.848
	2	4	21.2689	0.5992	0.4026	0.2412	249.2941
19	2	7	18.8175	0.7542	0.3448	0.26	179.4554
	2	6	19.3811	0.7109	0.3625	0.2577	199.1281
	2	4	21.6115	0.598	0.3969	0.2374	250.0086
17	2	7	19.1501	0.7539	0.3388	0.2554	179.8758
	2	6	19.7317	0.7104	0.3562	0.253	199.5137
	2	4	22.0068	0.5975	0.3899	0.233	250.4425
15	2	7	19.5576	0.7543	0.3311	0.2497	179.8819
	2	6	20.1512	0.7109	0.3481	0.2475	199.5239
	2	4	22.472	0.598	0.3812	0.228	250.4849
13	2	7	20.0708	0.7558	0.3211	0.2427	179.2903
	2	6	20.6671	0.7132	0.3378	0.2409	198.9913
	2	4	23.0341	0.6	0.3702	0.2222	249.9601
10	2	7	21.1459	0.7581	0.3026	0.2294	176.7161
	2	6	21.7357	0.7214	0.3159	0.2278	196.4814

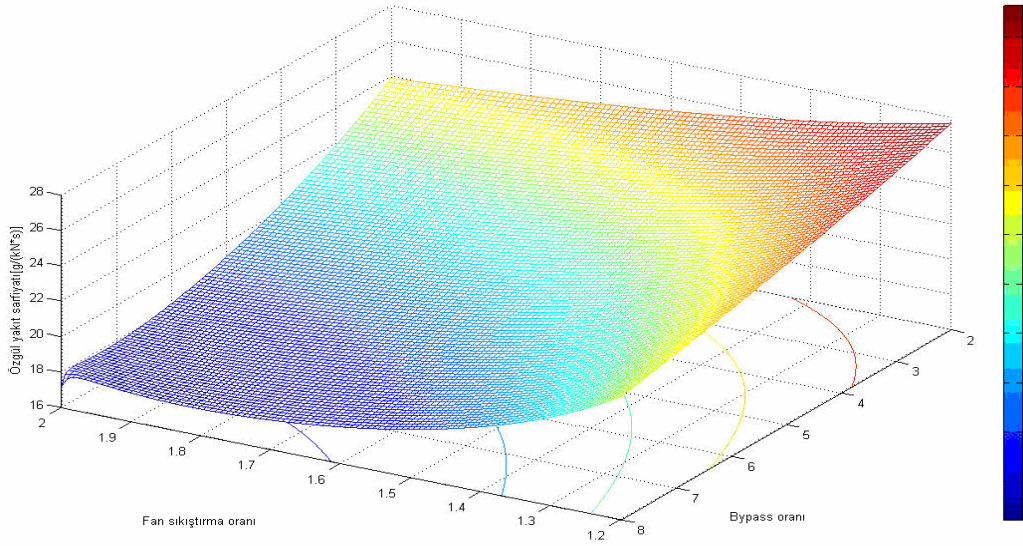
Çizelge 7.6'daki hesaplamalarda  $2 \leq \alpha \leq 8$  ve  $1.2 \leq \pi_f \leq 2$  değer aralıkları alınmıştır. Optimum fan sıkıştırma oranı ( $\pi_f^*$ ) değeri, girilen değerlere Çizelge 7.6 ve Çizelge 7.7'de görüldüğü gibi farklılık gösterebilmektedir.

Şekil 7.63'den Şekil 7.67'ye kadar olan grafiklerde ise, bypass oranı 8 için kompresör sıkıştırma oranının fan sıkıştırma oranı-bypass oranı-özellik yakıt sarfiyatı grafiğinin şekli üzerine etkisi gösterilmektedir. Bu grafiklerde eğrinin sol alt bölgesindeki sivriliğin, kompresör sıkıştırma oranı azaldıkça kaybolduğu ve kompresör sıkıştırma oranının 10 olması durumunda tekrar oluştuğu görülmektedir.

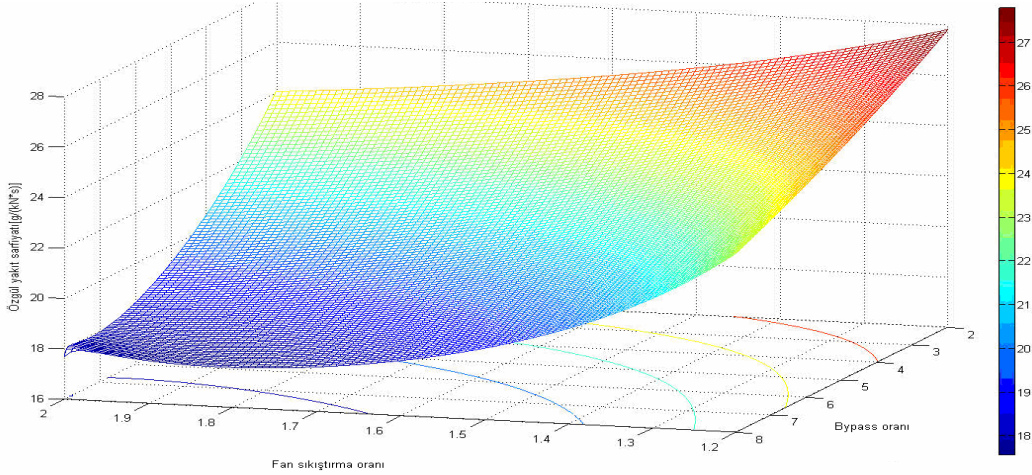
Şekil 7.68 ve Şekil 7.69'da bypass oranı 7 değeri için farklı kompresör sıkıştırma oranının özgül yakıt sarfiyatına etkisi görülmektedir. Bu grafiklerde minimum noktanın değişimi kolaylıkla görülebilmektedir.



(a)

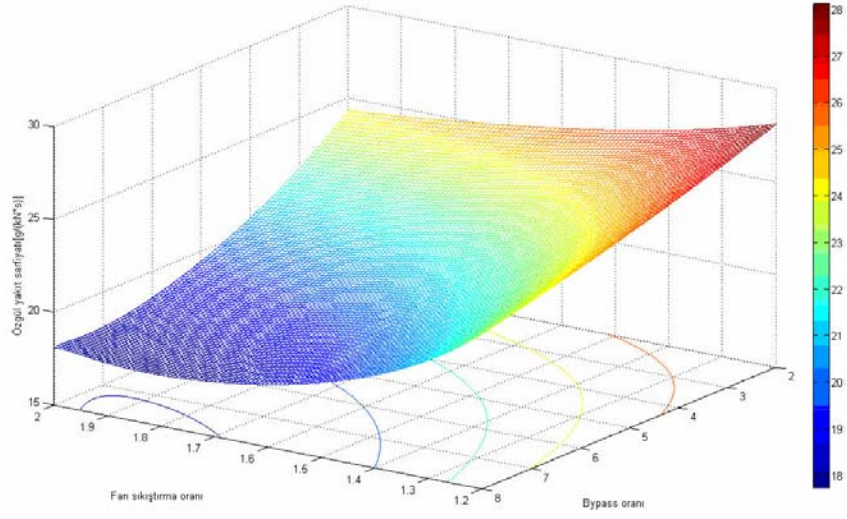


(b)

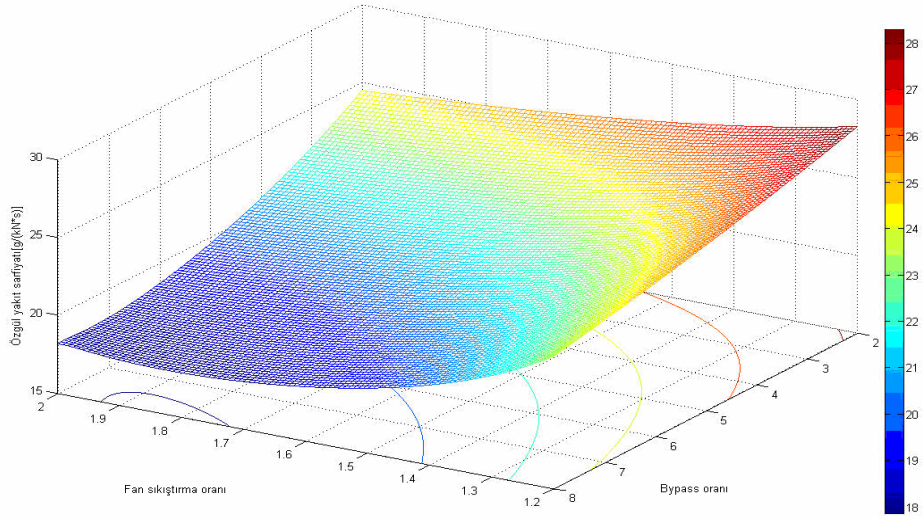


(c)

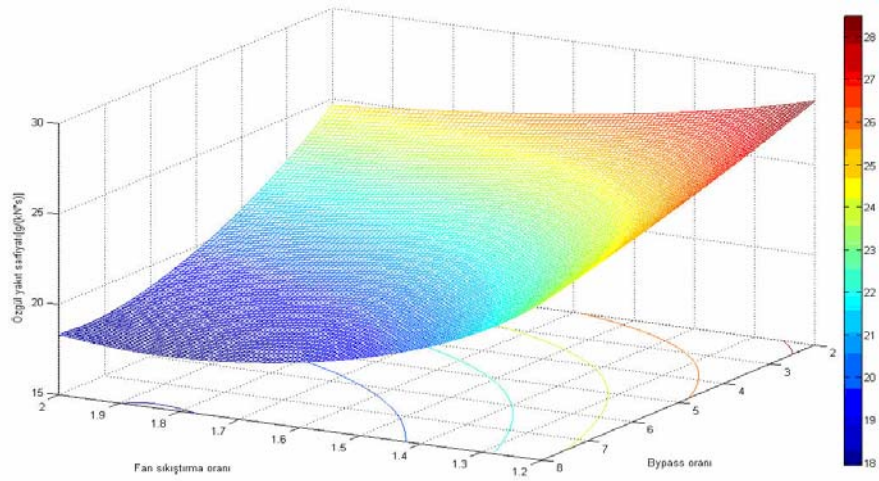
Şekil 7.63. Özgül yakıt sarfıyatının değişimi a)  $\pi_c=29$  b)  $\pi_c=28$  c)  $\pi_c=27$



(a)

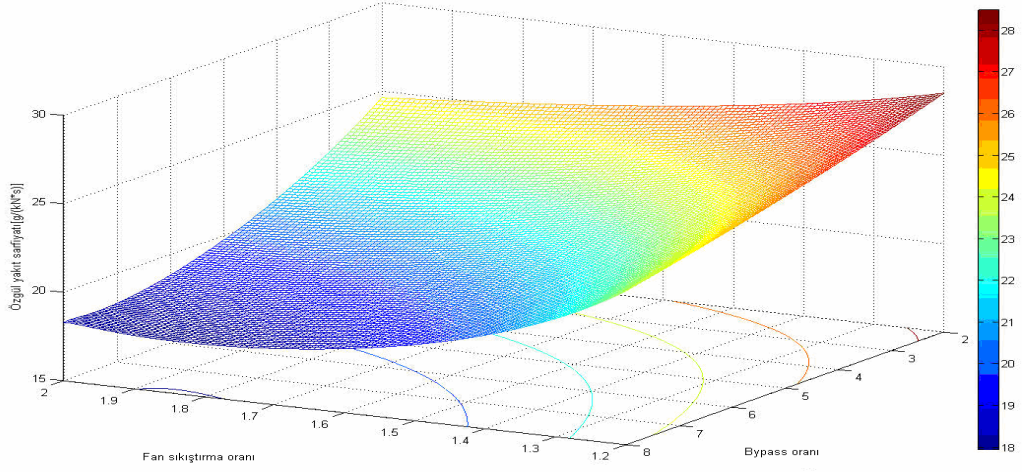


(b)

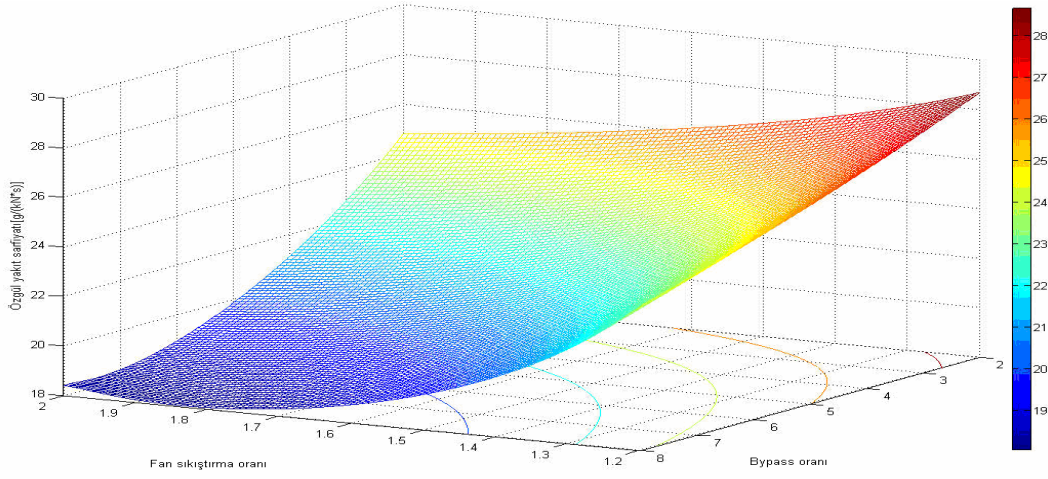


(c)

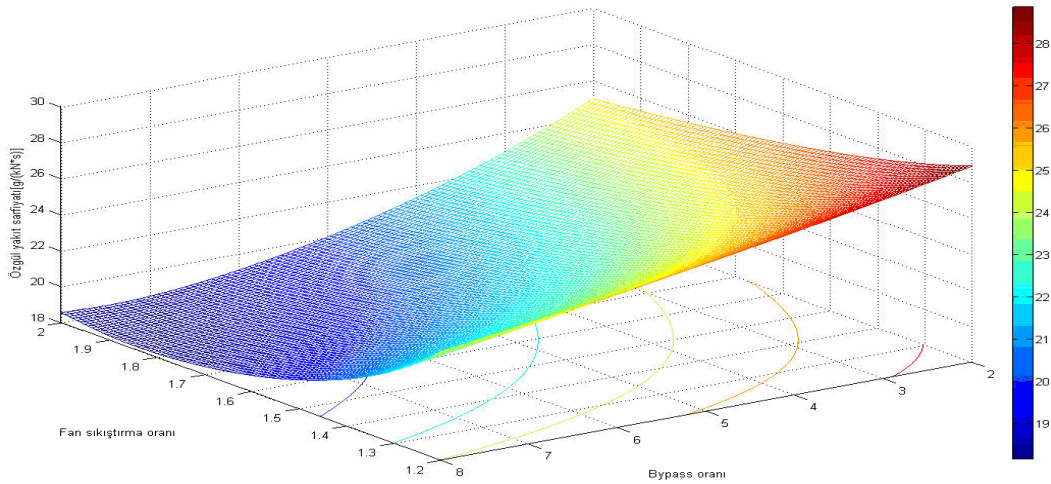
Şekil 7.64. Özgül yakıt sarfiyatının değişimi a)  $\pi_c=26$  b)  $\pi_c=25$  c)  $\pi_c=24$



(a)

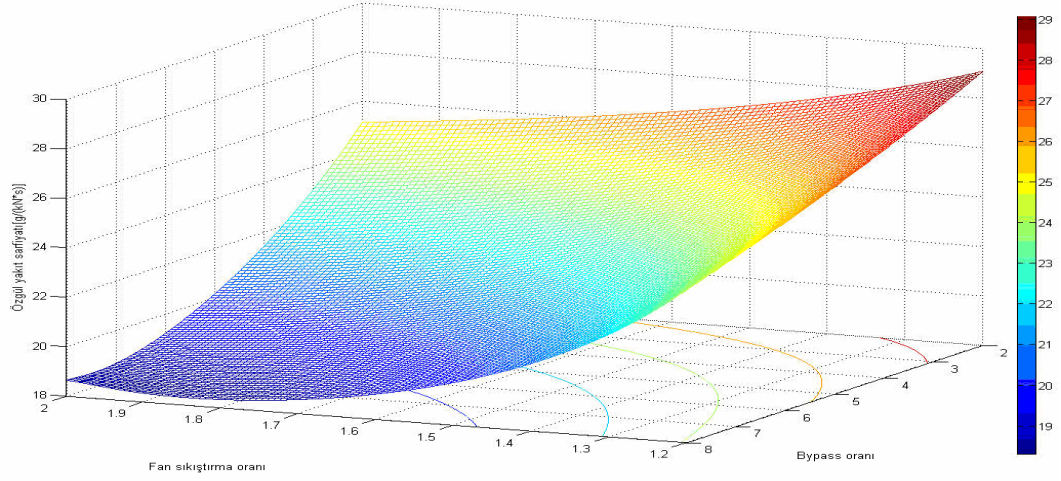


(b)

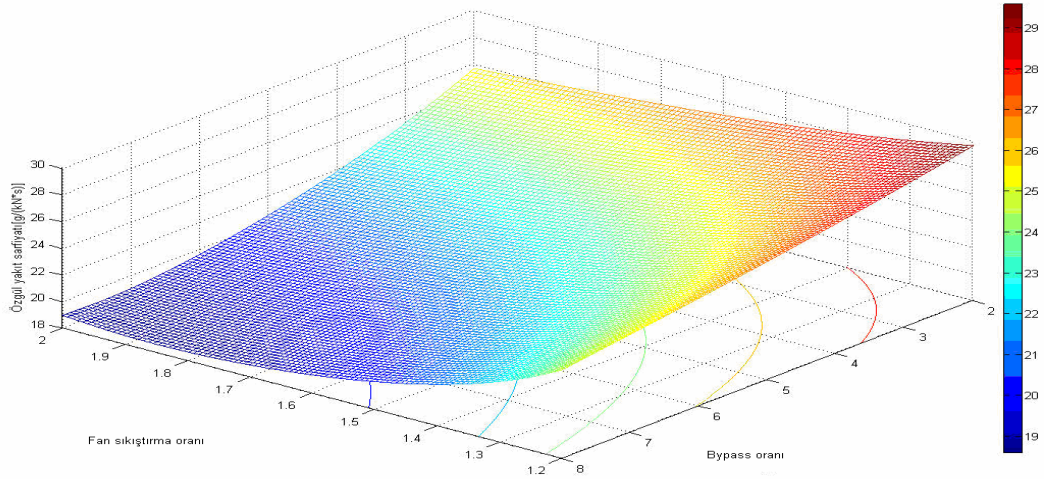


(c)

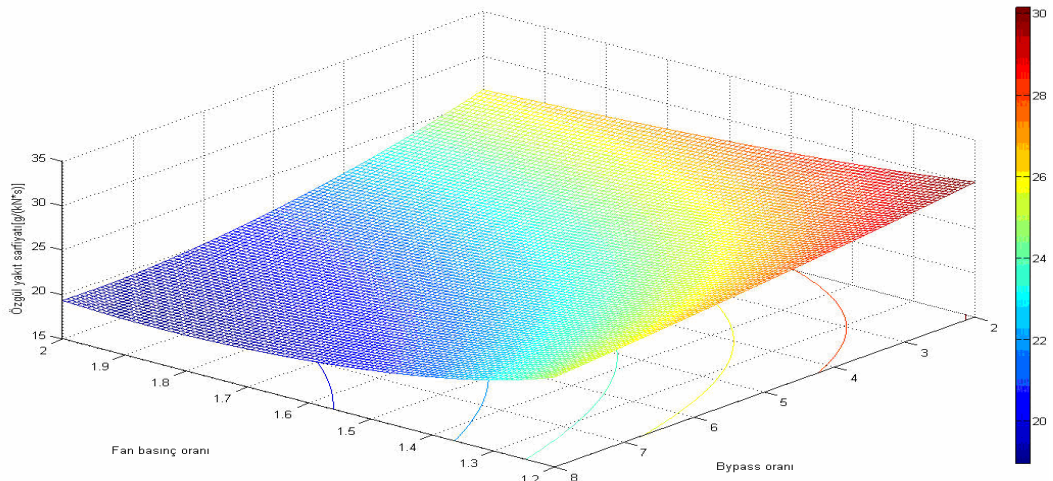
Şekil 7.65. Özgül yakıt sarfiyatının değişimi a)  $\pi_c=23$  b)  $\pi_c=22$  c)  $\pi_c=21$



(a)

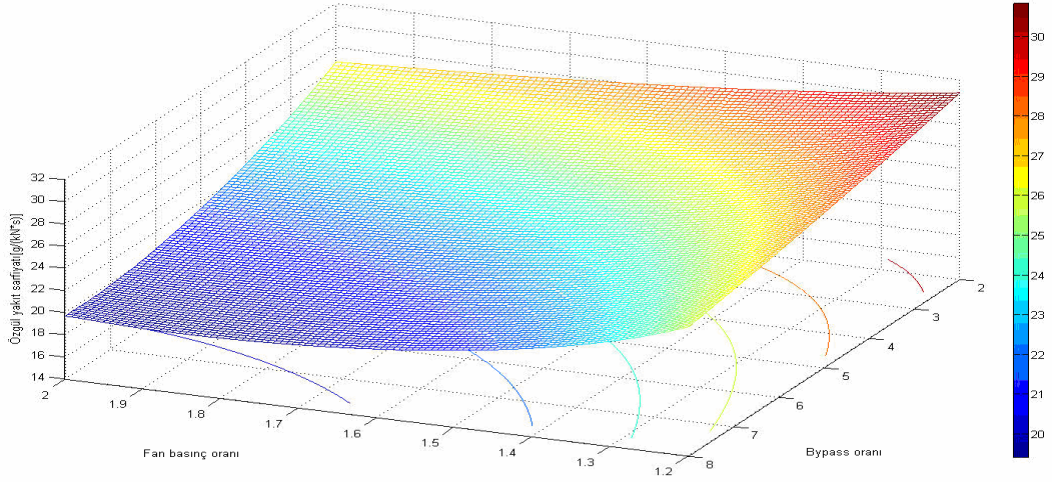


(b)

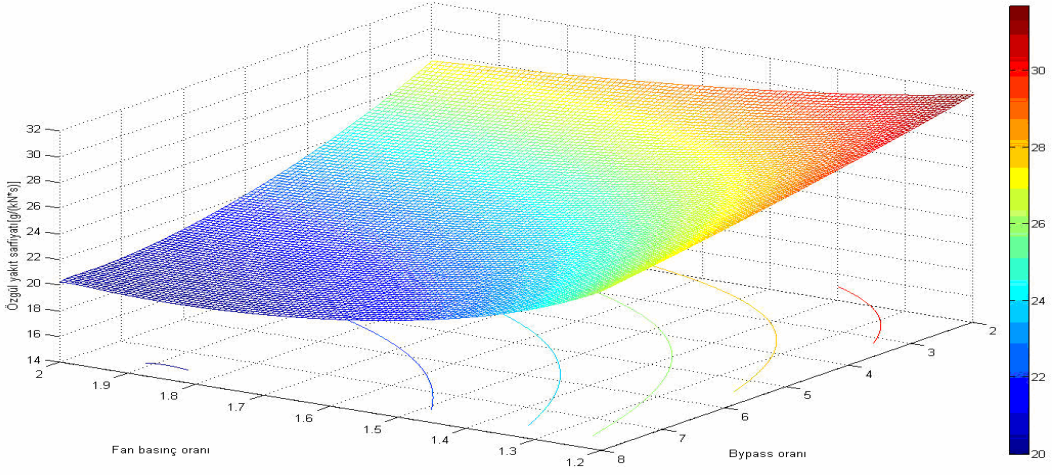


(c)

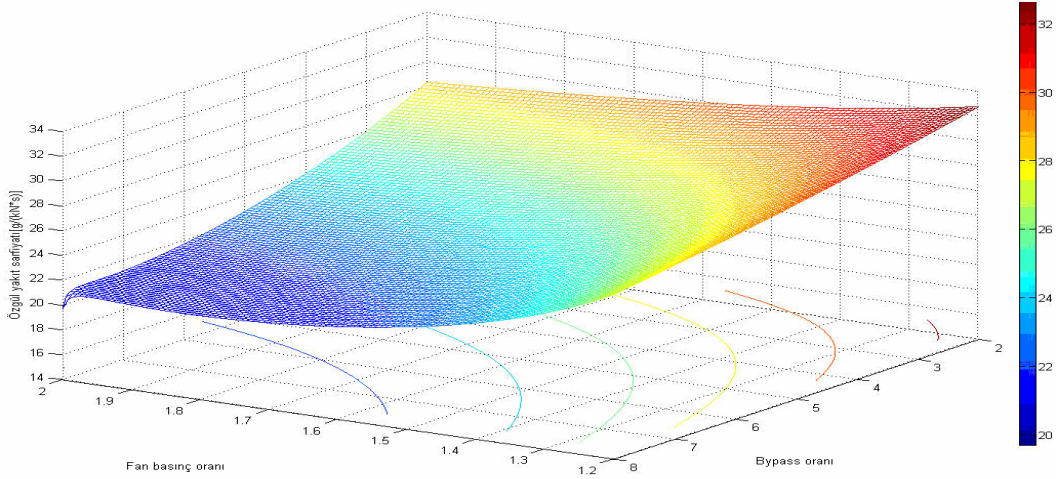
Şekil 7.66. Özgül yakıt sarfiyatının değişimi a)  $\pi_c=20$  b)  $\pi_c=18$  c)  $\pi_c=16$



(a)

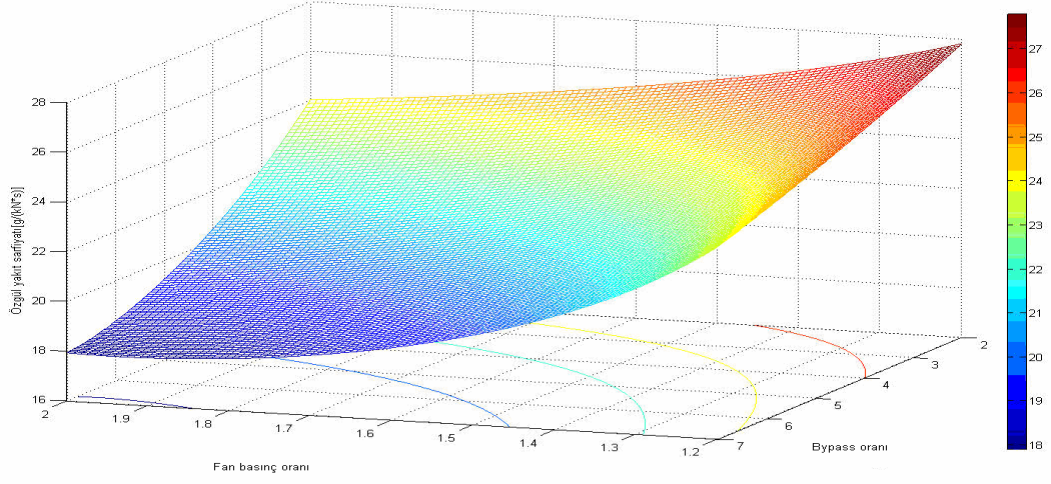


(b)

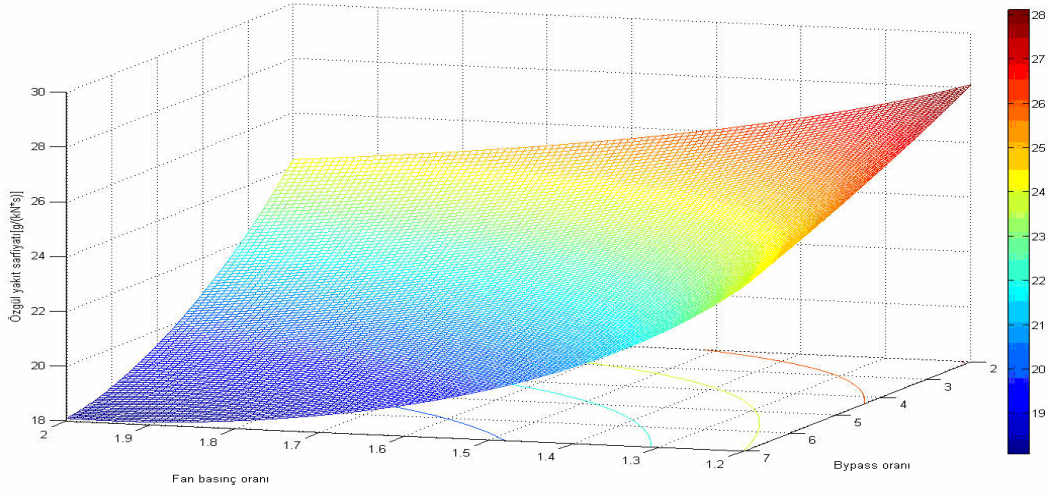


(c)

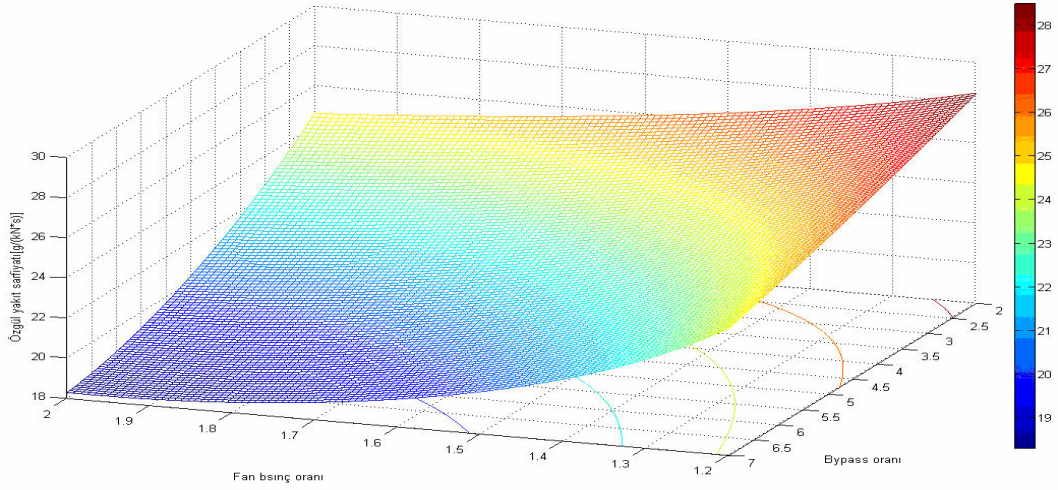
Şekil 7.67. Özgül yakıt sarfiyatının değişimi a)  $\pi_c=14$  b)  $\pi_c=12$  c)  $\pi_c=10$



(a)

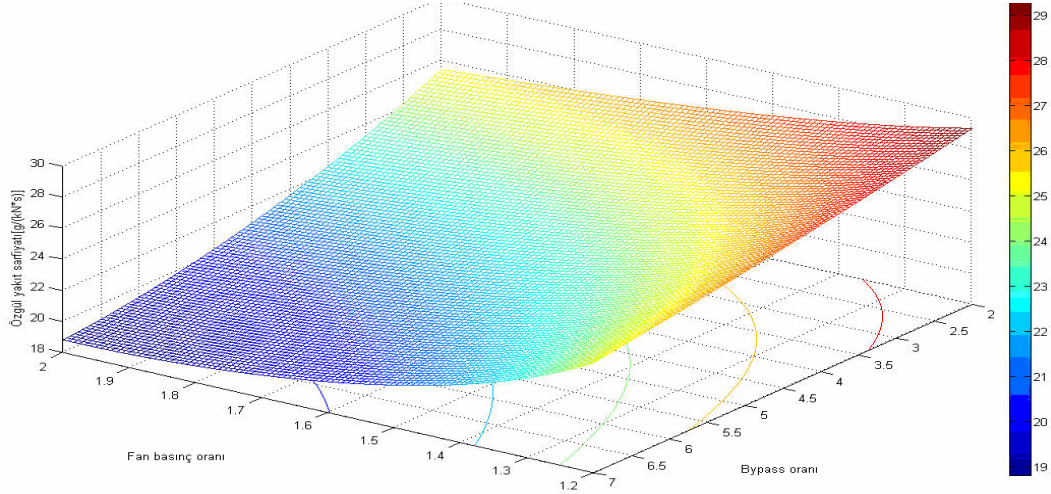


(b)

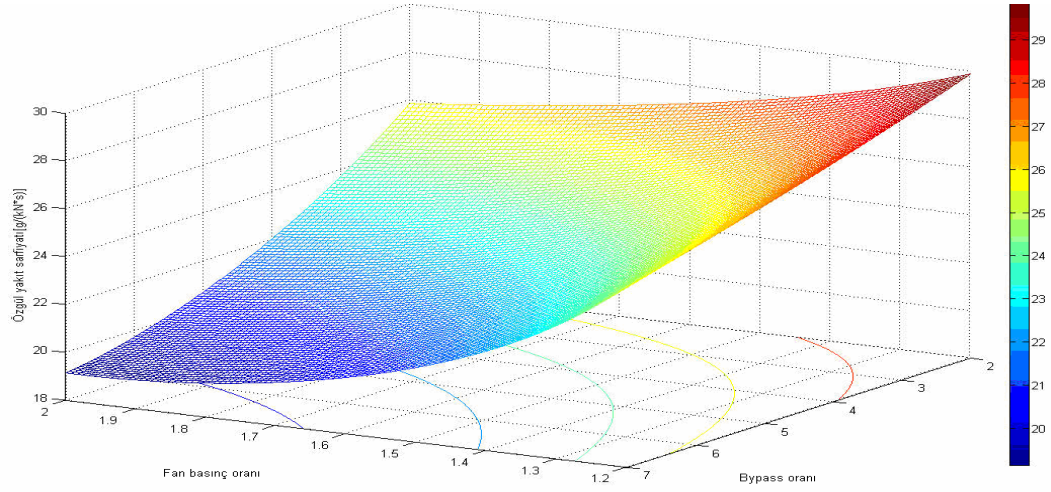


(c)

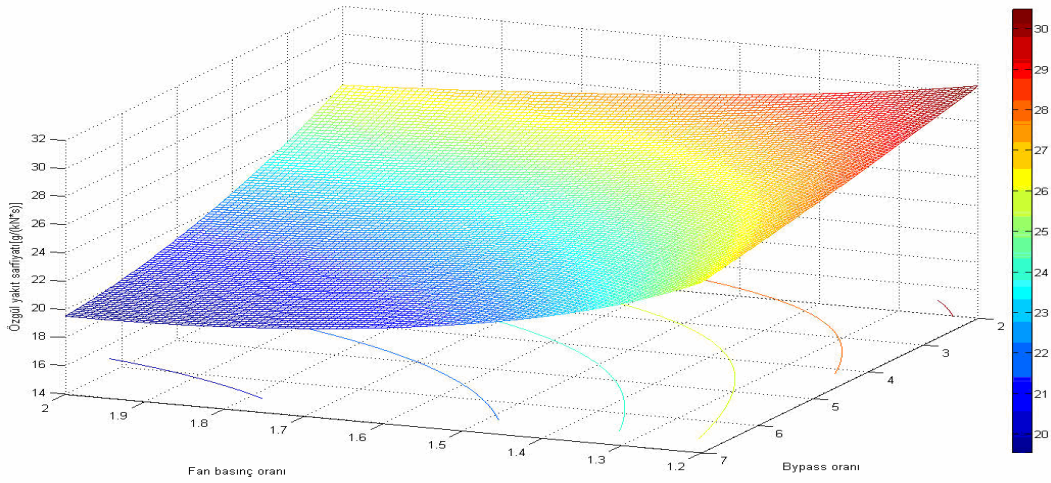
Şekil 7.68.  $\alpha=7$  için özgül yakıt sarfiyatının değişimi a)  $\pi_c=27$  b)  $\pi_c=25$  c)  $\pi_c=23$



(a)



(b)



(c)

Şekil 7.69.  $\alpha=7$  için özgül yakıt sarfiyatının değişimi a)  $\pi_c=19$  b)  $\pi_c=17$  c)  $\pi_c=15$

## 8. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında yüksek bypasslı turbofan motorlarında minimum özgül yakıt sarfiyatı amaç fonksiyonu olarak ele alınmış ve farklı uçuş koşullarında bu değeri minimum yapan tasarım noktaları ve bu noktaların değişimi araştırılmıştır.

Amaç fonksiyonunu minimumda tutacak serbest değişkenler kompresör sıkıştırma oranı, bypass oranı ve fan basınç oranıdır. Uçuş koşulları ise kısıtlayıcılar olarak ele alınmıştır.

Minimum yakıt sarfiyatını elde etmek için optimizasyon yöntemi olarak elitizmi genetik algoritma yöntemi kullanılmıştır. MATLAB R2006b programlama dilinde gerçekleştirilen optimizasyon yönteminde, genetik algoritmanın minimum noktaları bulmada güçlü bir araç olduğu gözlenmiştir. İşlemin kısa sürede yapıldığı ve uçuş şartlarına göre performans eğrilerinin kısa sürede çizildiği görülmüştür. Bu sayede serbest değişkenler ve uçuş parametrelerinin eğriler üzerindeki etkileri kolaylıkla görülebilmektedir. Geliştirilen yazılım, uçuş Mach sayısı en fazla 0.8, fan sıkıştırma oranının 1.2-2 ve kompresör sıkıştırma oranının 10-35 değer aralıklarında optimizasyon problemini başarılı bir şekilde çözebilmektedir.

Yapılan analizlerde, fan sıkıştırma oranı-bypass oranı-özgül yakıt sarfiyatı grafiğinin karakteristiğinde kompresör sıkıştırma oranının etkisinin büyük olduğu görülmüştür. Kompresör sıkıştırma oranının yüksek değerlerinde eğrinin minimum noktasında keskin bir düşüş olduğu ve kompresör sıkıştırma oranı daha da azaltıldığında, uç noktadaki bu sivrilik eğrinin orta alt bölgelerine kaydığı görülmüştür. Bu durumda eğrinin optimum noktası da değişmekte ve optimum özgül değerinin elde edildiği fan sıkıştırma oranı ve bypass oranı değerlerinin de değiştiği gözlenmiştir. Özgül yakıt sarfiyatının minimum değerinin elde edildiği bypass oranı en üst değerde elde edilirken, fan sıkıştırma oranı, kompresör sıkıştırma oranı ve diğer uçuş ve tasarım parametrelerine göre değiştiği görülmüştür. Yapılan bu çalışmada, gerek uçuş (örneğin uçuş Mach sayısı) gerekse tasarım noktasındaki parametrelerin (örneğin türbin giriş sıcaklığı, kompresör ve fan sıkıştırma oranı gibi) etkileri grafiklerle anlatılmış ve elde

edilen değerler tablo şeklinde verilmiştir. Böylelikle belirtilen tasarım parametrelerinin değer aralıklarında, özgül yakıt sarfiyatının ve özgül itkinin değerlerinin de hangi aralıkta değiştiği tahmin edilebilmektedir. Kompresör sıkıştırma oranı-bypass oranı- özgül yakıt sarfiyatı grafiklerinde optimum nokta, kompresör sıkıştırma oranı ve bypass oranının st sınır değerlerinde olduğu, fan sıkıştırma oranı-bypass oranı- özgül yakıt sarfiyatı grafiklerinde ise bypass oranı st sınır değerinde, fan sıkıştırma oranının ise diğer tasarım ve uçuş parametrelerine göre st sınır değerden daha aşağı değerlerde olduğu grlmştir. Fan sıkıştırma oranı değerinin optimum değeri eğrinin karakteristiğine göre değişmektedir. Fan sıkıştırma oranının belirli bir değer aralığında özgül yakıt sarfiyatı değerini minimumda tutan bir eşik değeri mevcuttur ve bu eşik değer uçuş koşullarına göre değişmektedir. Ancak kompresör sıkıştırma oranı ve bypass oranı değerlerinin st limit değerlerinde minimum yakıt sarfiyatı elde edilmektedir. Genetik algoritmayla optimum noktalar bulunduktan sonra, itki sisteminin ısl verimi, itki verimi ve toplam verimleri, özgül itki gibi motor performans değerleri hesaplanabilmektedir.

Genetik algoritma tekniğinin, minimum noktaları bulmada oldukça etkili bir teknik olduğu grlmştir. Yapılan testlerin büyük bir bölümünde 50 jenerasyon, 100 popülasyon, 0.6 kopyalama oranı ve 0.003 mutasyon oranı gibi genetik algoritma değerlerinde optimum noktaların bulunduğu grlmştir. Ayrıca bu aralıklarda değerler girilse de zaman zaman optimum noktalardan farklı değerler elde edildiğinden, jenerasyon sayısının 200 ve daha yüksek değerde tutulması sonuçların doğruluğu açısından önemlidir. 200-300 jenerasyon sayısında, her deneyden elde edilen sonuçlar genellikle değişim göstermemektedir. Jenerasyon sayısının yüksek tutulması, bu açıdan önem taşımaktadır. Yapılan deneylerde st limit olarak popülasyon sayısı 300, jenerasyon sayısı ise 500'e kadar çıkılmıştır.

Bu tez çalışmasında ayrıca literatürde yer alan ve halen kullanılan yüksek bypasslı turbofan motorlarına ait veritabanı oluşturularak, onlara ait itki, ağırlık, uzunluk, fan çapı, kompresör sıkıştırma oranı, bypass oranı, fan sıkıştırma oranı arasındaki ilişkiler araştırılmıştır. Özellikle motor itki değeriyle motor ağırlığının lineer değiştiği, fan çapı ve motor uzunluğunun üstel bir fonksiyonla ifade

edilebileceği görülmüştür. 100-150 kN itki değer aralıklarında elde edilen denklemlerde hesaplanan itki değeriyle gerçek motorlara ait itki değerlerine yaklaştığı görülmüştür. 200-400 kN itki değerinde ise elde edilen itki değerleri gerçek motorlara ait değerlere oldukça yakındır. Ancak itki değeri arttıkça bu değerler birbirinden uzaklaşmaktadır. Tahmin edilen motor ağırlıkları ele alınacak olursa, 100-150 kN arasındaki motorlarda itki değeri arttıkça hesaplanan motor ağırlıklarıyla gerçek değerler arasındaki fark artmakta olup, 200-400 kN itki aralığında hesaplanan değerler eğrisi, gerçek değerler eğrisi arasında kalmaktadır. Ancak itki değeri arttıkça sapma daha fazla olmaktadır. Her iki itki aralığı için motor uzunluğu değerine bakıldığında, hesaplanan değerlerin gerçek değerlerin altında kaldığı görülmüştür. Yine her iki itki değer sınırlarına fan çapına bakıldığında, hesaplanan fan çapı eğrisinin gerçek fan çapı eğrisinin üzerinde olduğu ve aynı eğri karakteristiği gösterdiği görülmektedir.

Bu çalışmanın havacılık sektörüne katkısı şu şekilde özetlenebilir:

a) Yüksek bypasslı ve ayırık akışlı turbofan motorlarının özgül yakıt sarfiyatı en iyilemesi için fan sıkıştırma oranı, bypass oranı ve kompresör sıkıştırma oranı serbest değişkenleri seçilerek oluşturulan optimizasyon probleminin çözümünde, elitizimli genetik algoritma tekniğinin kuvvetli ve güvenilir bir yöntem olduğu ve çözüme kısa sürede ulaştığı gözlenmiştir. Dolayısıyla motor tasarımında yapılacak en iyileme problemlerinde, elitizimli genetik algoritma yönteminin kullanılması önerilmektedir.

b) Bu çalışmada turbofan motorlarının ön tasarımı için bir yazılım geliştirilmiştir. Yazılım ileriki çalışmalar için geliştirilebilecek düzeydedir ve yazılıma kısıtlayıcılar eklenerek problem kısa sürede çözülebilir.

c) Bu çalışmada elde edilen analiz sonuçları çizelge haline dönüştürülerek motor ön tasarım için kullanılabilir hale getirilmiştir.

d) Özgül yakıt sarfiyatını minimum yapan tasarım değişkenlerinin sınır değerleri bu çalışmada hesaplanmıştır.

e) Uçak itki sistemlerinin karmaşık en iyileme problemlerini çözebilecek elitizm tabanlı genetik algoritma optimizasyon yazılımı bu çalışmada geliştirilmiştir.

f) Uçak itki sistemlerinin birden fazla performans değişkenine sahip amaç fonksiyonunun en iyileme probleminde kullanılacak yazılımlar bu çalışmada geliştirilmiştir.

Bundan sonra yürütülecek çalışmalarda, aşağıdaki önerilerde bulunulur:

a) İtki sistemlerine ait termodinamik özelliklerle itki sisteminin boyutsal özellikleri arasında daha kuvvetli modeller geliştirilebilir. Bunun için öncelikle literatürde yer almayan, kompresör, fan, türbin gibi motor bileşenlerine ait ağırlık, uzunluk, çap gibi detaylı özelliklerin bilinmesi gereklidir. Bunun için yapımçı firmalardan bileşen verimlerine ait detaylı ve doğru bilgilerin alınması gereklidir.

b) Benzer bir optimizasyon çalışması farklı motor tiplerine de uygulanabilir. Örneğin turbojetler, düşük bypasslı turbofanlar, karışık akışlı ve arduyanmalı turbofanlar, turboprop, turboşaft motorlar için de benzer en iyileme ve istatistiksel çalışma yapılabilir. Amaç fonksiyonunun özgül yakıt sarfiyatının minimumda tutulmasının yanında, kalkış esnasındaki itki maksimumda tutacak veya motor ağırlığını minimize edecek çok amaçlı bir optimizasyon çalışması genetik algoritma yardımıyla yapılabilir.

c) Özgül yakıt sarfiyatının minimize edilmesinin yanında motor tasarım parametrelerinin bir fonksiyonu olan emisyon, motorun gürültü düzeyi ve motor ağırlığı kısıtlayıcı olarak belirlenebilir ve genetik algoritma tekniği kullanılarak optimizasyon çalışmaları yapılabilir.

d) İnsansız hava araçlarına ait itki sistemlerinin (mikro türbinler) optimizasyon çalışması genetik algoritma yardımıyla hesaplanabilir. Mikro türbinlere ait istatistiksel bir analiz yapıp, havada kalma süresini maksimize edecek ve hava aracına gerekli itkiyi üretebilecek bir gaz türbininin termodinamik özellikleri genetik algoritma yardımıyla bulunabilir. Benzer çalışma, elektrik üreten sabit gaz türbinleri için de uygulanabilir.

d) İtki sistemlerinin amaç fonksiyonu seçilirken, ekserji verimi de göz önüne alınabilir.

## KAYNAKLAR

- [1] Rolls-Royce, “Market Outlook 2006-2025”, 2006.  
<http://www.rollsroyce.com/civilaerospace/overview/market/outlook/default.js>
- [2] Kurzke, J., “GasTurb10 Technical Reference Manual”, 2004.  
<http://www.gasturb.de>
- [3] Mattingly, D., J., *Elements of Gas Turbine Propulsion*, McGraw-Hill International Editions, Singapore, 1996.
- [4] Mattingly, D., J., Heiser, H.,W. ve Pratt, T.,D., *Aircraft Engine Design*, Second Edition, AIAA Education Series, A.B.D., 2002.
- [5] Mattingly, D., J., Heiser, H.,W. ve Pratt, T.,D., *Aircraft Engine Design*, Third Printing, AIAA Education Series, A.B.D., 1987.
- [6] Hill, P. ve Peterson, C., *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*, Second Edition, Addison Wesley Publishing Company, A.B.D., 1992.
- [7] Oates, C.,G., *Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion*, Fourth Printing, AIAA Education Series, A.B.D., 1988.
- [8] Cohen, H., Rogers, G., F. ve Saravanamuttoo, H.,I., *Gas Turbine Theory*, 4th Edition, Longman Group Limited, England, 1996.
- [9] Bathie, W.,W., *Fundamentals of Gas Turbines*, Second Edition, John Wiley&Sons, A.B.D., 1996.
- [10] Turan, Ö, *Gaz Türbinli Motorlarda Performans Analiz ve Değerlendirme Programları*, Yüksek Lisans Tezi, Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Eskişehir, 2000.
- [11] SAE, Gas Turbine Engine Performance Station Identification and Nomenclature, Aerospace Recommended Practice (ARP) **755 A**, Society of Automotive Engineers, Warrendale, PA, 1974.
- [12] Model Specification for Engines, Aircraft, Turbojet, Military Specification MIL-E-5008B, Department of Defense, January, 1959.
- [13] Oates, G.C., *Aircraft propulsion systems technology and design*, AIAA Education Series, Washington, USA, 1989.

- [14] Roth, B.A., A theoretical treatment of technical risk in modern propulsion system design, Ph.D Thesis, Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA, 2000.
- [15] Dvivedi, L. M., Modeling of a gas turbine engine and controller design using fast output sampling method, Master of Technology, Indian Institute of Technology, Bombay, Indian, 2004.
- [16] Bareis, B., Braig, W. ve Riegler, C., “Fluid data presentation for gas turbine performance calculations using tables”, *Aerospace Science and Technology*, **5**, 329-340, 1997.
- [17] Kozlaykov, V.V., “System analysis of jet engines of high supersonic flight velocities”, *Aerospace Science and Technology*, **3**, 179-182, 1997.
- [18] Svoboda, C., “Turbofan engine database as a preliminary design tool”, *Aircraft Design*, **3**, 17-31, 2000.
- [19] Curnock, B., Yin, J., Hales, R. ve Pilidis, P., “High-bypass turbofan model using a fan radial-profile performance map”, *Aircraft Design*, **4**, 115-126, 2001.
- [20] Gronsted, T., Development of methods for analysis and optimization of complex jet engine systems, Ph.D Thesis, Chalmers University, Göteborg, Sweden, 2000.
- [21] Sanghi, V., Sane, S.K., “Modeling propulsion system of a subsonic civil jet aircraft for multidisciplinary conceptual design optimization”, <http://www.casde.iitb.ac.in/MDO/modules/Sanghi-Sane-ICAS-593.pdf>
- [22] Sanghi, V., Lakshmanan, B.K. ve Sane, S.K., “Optimum mixing of core and bypass-streams in high bypass civil turbofan”, *AIAA*, **3618**, 2001.
- [23] Chiras, N., Evans, C. ve Rees, D., “Recent developments on the modelling of aircraft gas turbines”, International Conference on Control Theory and Applications, Pretoria, December, 2001.
- [24] Horlock, J., H. ve Woods, W.A., “Determination of the optimum performance of gas turbines”, *Proc. Instn. Mech. Engrs*, **214**, Part C, 2000.
- [25] Lord, K.,W., Martin, D.C. ve Tillman, G., “Flow control opportunities in gas turbine engines”, *AIAA*, **22234**, 2000.

- [26] Hoheisel, H., “Aerodynamic aspects of engine-aircraft integration of transport aircraft”, *Aerospace Science and Technology*, **7**, 475-487, 1997.
- [27] Guha, A., “Performance and optimization of gas turbines with real gas effects”, *Proc. Instn. Mech. Engrs*, **215**, Part A, 2001.
- [28] Dornberger, R., Buche, D. Ve Stoll, P., “Multidisciplinary optimization in turbomachinery design”, European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, Barcelona, Spain, 2000.
- [29] Kowaiski, E. ve Atkins, R., A., “A Computer code for estimating installed performance of aircraft gas turbine engines, vol. II - library of inlet/nozzle configurations and performance maps”, *NASA CR*, **159693**, 1979.
- [30] Breikin, T.V., Arkovb, V.Y. ve Kulikov, G.G., “Regularisation approach for real-time modelling of aero gas turbines”, *Control Engineering Practice*, **214**, 401-407, 2004.
- [31] Ailer, P., Modelling and Nonlinear control of a low-power gas turbine, Master of Science Thesis, Department of Aircraft and Ships Budapest University of Technology and Economics Budapest, Hungary, 2002.
- [32] Chipperfield, A.J., Bica, B. ve Fleming, P.J., “Fuzzy scheduling control of a gas turbine aero-engine: a multiobjective approach”, *IEEE Transactions On Industrial Electronics*, Vol. 49, **3**, 2002.
- [33] Rosen, R., “The future challenge for aeropropulsion”, *NASA Technical Memorandum*, **105613**, 1992.
- [34] Garrison, L.A., Jet noise models for forced mixer noise predictions, Masters of Science Thesis, Purdue University, USA, 2003.
- [35] Neise, W. Ve Enghardt, L., “Technology approach to aero engine noise reduction”, *Aerospace Science and Technology*, **7**, 352-363, 2003.
- [36] Whellens, M., Analysis of technical options for the reduction of CO<sub>2</sub> emissions from stationary gas turbines, Ph.D Thesis, Pisa University, Italy, 1999.
- [37] Envia, E., “Fan noise reduction: an overview”, *AIAA-2001-0661*, NASA/TM—2001-210699, 2001.

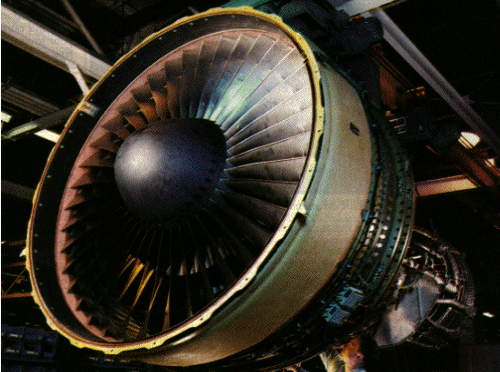
- [38] Varadarajan, S., Chen, W. ve Pelka, C., “Robust concept of propulsion systems with enhanced model approximation capabilities”, [http://www.uic.edu/labs/idel/pdf/EO\\_varadarajan.pdf](http://www.uic.edu/labs/idel/pdf/EO_varadarajan.pdf)
- [39] Tagade, P., Multidisciplinary propulsion system optimization for civil transport aircraft, Master of Technology Dissertation, Department of Aerospace Engineering, Indian Institute of Technology, Bombay, 2004.
- [40] Montgomery, D.C., *Design and analysis of experiments*, John Wiley&Sons, New York, 1997.
- [41] Anonim, <http://site.ebrary.com/lib/ankos/Doc?id=10055085&page=170>
- [42] Anonim, [www.boeing.com](http://www.boeing.com)
- [43] Torenbeek, E., *Synthesis of subsonic airplane design*, Kluwer Academic Publishers, Netherlands, 1982.
- [44] Anonim, <http://www.geocities.com/CapeCanaveral/Lab/8803/a3xx.html>
- [45] Anonim <http://www.eads.com/web/lang/en/1024/content/OF00000004000042/77/513772.html>
- [46] Anonim, [http://www.geae.com/engines/commercial/comparison\\_turbofan](http://www.geae.com/engines/commercial/comparison_turbofan)
- [47] Anonim, <http://www.cfm56.com/index.php?level2=engines&level3=cfm567&level4=1056>
- [48] Anonim, [http://www.airnewzealand.co.nz/aboutus/fleet/aircraft\\_statistics.htm#B77720](http://www.airnewzealand.co.nz/aboutus/fleet/aircraft_statistics.htm#B77720)
- [49] Anonim, [http://www.pratt-whitney.com/prod\\_comm\\_v2500.asp](http://www.pratt-whitney.com/prod_comm_v2500.asp)
- [50] Anonim, <http://www.zap16.com/civ%20fact/civil%20fact.htm>
- [51] Jackson P. , *Jane's aero engines aircraft*, Jane's Publishing Company, London, 1997.
- [52] EngineYearbook 2007, <http://www.aviationindustrygroup.com/downloads/directoryofmajorcomm-1448-1496.pdf>
- [53] Hale, F., *Introduction to aircraft performance, selection, and design*, John Wiley&Sons, 1984.
- [54] Şen, Z., *Genetik algoritmalar ve en iyileme yöntemleri*, Su Vakfi, İstanbul, 2004.
- [55] Holland, J.H., *Adaptica in natural and artificial systems*, The University of Michigan Pres, 1975.

- [56] Adei, H., Hung, S.L., *Machine learning-neural networks, genetic algorithms, and fuzzy systems*, John Wiley&Sons, 1995.
- [57] Buckles, B.P., Petry, F.E., *An Overview of genetic algorithms and their applications*, IEEE Computer Society, 2001, USA.
- [58] Goldberg, D., E., *Genetic algorithms in search optimization and machine learning*, Addison-Wesley, 1989.
- [59] Kurt, M., Semetay, C., *Genetik algoritma ve uygulama alanları*, Marmara Üniversitesi Teknik Eğitim Bölümü, İstanbul, 2006.
- [60] Chen,Pham, T.,T., *Introduction to fuzzy sets, fuzzy logic and fuzzy control systems*, CRC Pres LLC, Florida, U.S.A., 2001.
- [61] Gen, M., Cheng, R., *Genetic Algorithms and Engineering Design*, Wiley&Sons, 1992.
- [62] Gen, M., Cheng, R., *Genetic algorithms and engineering design*, John Wiley&Sons, 1997.
- [63] Arifoğlu, Uğur, *MATLAB 7.04 SIMULINK ve mühendislik uygulamaları*, ALFA Basım Yayım Dağıtım, 2005.
- [64] Hanselman, Duane C., *Mastering MATLAB 7*, Prentice Hall, 2005.
- [65] Higham, D. J., Society for Industrial and Applied Mathematics, 2005.
- [66] Bingül, Z., *MATLAB ve SIMULINK'le modelleme/kontrol*, Birsen Yayınevi, 2005-2006.
- [67] İnan, A., *MATLAB ve programlama*, Papatya Yayıncılık, 2004.
- [68] Westland, S., *Computational colour science using MATLAB*, J. Wiley, 2004.
- [69] Moler, C. B., *Numerical computing with MATLAB*, Society for Industrial and Applied Mathematics, 2004.
- [70] Arifoğlu, U., *MATLAB ve mühendislik uygulamaları*, Alfa Basım Yayım Dağıtım, 2003.
- [71] Gustafsson, F., *MATLAB for engineers explained*, Springer, 2003.
- [72] Etter, D. M., *Introduction to Matlab 6*, Prentice Hall, 2002.
- [73] Palm, W. J., *Introduction to MATLAB 6 for engineers*, McGraw-Hill, 2001.
- [74] Harman, T. L., *Advanced engineering mathematics with MATLAB*, Brooks/Cole Pub., 2000.


- [75] Güneş, A., *Matematik ve grafik programlama dili MATLAB for Windows*,  
Türkmen Kitabevi, 1997.
- [76] Topal, M., Ders Notları, CFM56-7B performance summary.pdf
- [77] Topal, M., Ders Notları, CFM56-7B engine test.pdf
- [78] Topal, M., Ders Notları, CFM56-7B26 performance summary.pdf
- [79] Topal, M., Ders Notları, Aeromexico, Delta Airlines, PW2037testcelldata.pdf

## Ek-1 Yüksek Bypasslı ve Ayırık Akışlı Turbofan Motorunun Parametrik ve Performans Analizlerini Yapan Programın Ekran Görüntüleri ve Akış Diyagramı


*On-Design Calculation High Bypass Turbofan Engine Input Menu*



Mach Number	<input type="text" value="0.8"/>	Cooling Air #2[%]	<input type="text" value="3"/>
Altitude(ft)	<input type="text" value="30000"/>	PIB	<input type="text" value="0.97"/>
T0(R)	<input type="text" value="411.6852"/>	PID	<input type="text" value="0.97"/>
P0 (psia)	<input type="text" value="4.3651"/>	PIN	<input type="text" value="0.98"/>
Bleed Air [%]	<input type="text" value="3"/>	PIN'	<input type="text" value="0.98"/>
Shaft Coefficient	<input type="text" value="0.01"/>	ec'	<input type="text" value="0.89"/>
Gamma C	<input type="text" value="0.238"/>	eCH	<input type="text" value="0.90"/>
Gamma T	<input type="text" value="1.35"/>	eTH	<input type="text" value="0.89"/>
Cp C [Btu/lbm R]	<input type="text" value="1.4"/>	eTL	<input type="text" value="0.91"/>
Cp T [Btu/lbm R]	<input type="text" value="0.262"/>	nmH	<input type="text" value="0.98"/>
HPR[Btu/lbm]	<input type="text" value="18000"/>	nmL	<input type="text" value="0.99"/>
Cooling Air #1[%]	<input type="text" value="4"/>	nmP	<input type="text" value="0.98"/>
nB	<input type="text" value="0.98"/>	Bypass Ratio	<input type="text" value="10"/>
PI C'	<input type="text" value="1.3"/>	T4(R)	<input type="text" value="2600"/>
PI C	<input type="text" value="25"/>	Massflow[lbm/sec]	<input type="text" value="1700"/>



Performance Calculation Of High Bypass Turbofan Engine




Return To Main Menu

Şekil E.1. Parametrik giriş menüsü [10]


*On-Design Calculation High Bypass Turbofan Engine Output Menu*

OFF-DESIGN MENU Mach Number Compressor Pressure Ratio Bypass Ratio

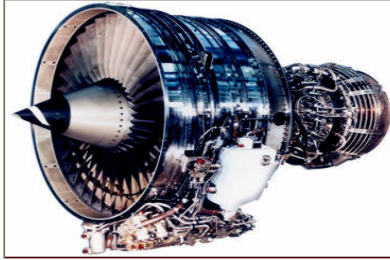
v9/v0	<input type="text" value="2.014"/>
v9/v0	<input type="text" value="1.2596"/>
PI TH	<input type="text" value="0.2146"/>
PI TL	<input type="text" value="0.2784"/>
TAU C'	<input type="text" value="1.0879"/>
TAU CH	<input type="text" value="2.5563"/>
TAU TH	<input type="text" value="0.7011"/>
TAU TL	<input type="text" value="0.7396"/>
TAU LMD	<input type="text" value="6.9524"/>
nC'	<input type="text" value="0.8856"/>



Return High Bypass Turbofan Engine Input Menu



Save Data To File



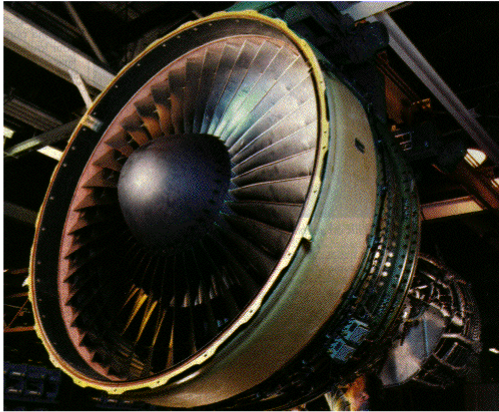
Engine Thrust[lbs]	<input type="text" value="18189.49"/>
Specific Thrust[lb/lbm/s]	<input type="text" value="10.6997"/>
Thrust Specific Fuel Consumption [1/h]	<input type="text" value="0.6056"/>
Overall Fuel-Air Ratio	<input type="text" value="0.0018"/>
Fuel-Air Ratio Of Burner	<input type="text" value="0.022"/>
Propulsive Efficiency[%]	<input type="text" value="53.8076"/>
Thermal Efficiency[%]	<input type="text" value="34.275"/>

nCH	<input type="text" value="0.8529"/>
nTH	<input type="text" value="0.9085"/>
nTL	<input type="text" value="0.9229"/>
M9	<input type="text" value="1"/>
M9'	<input type="text" value="0.9958"/>
P9/P9	<input type="text" value="1.8627"/>
T9/T0	<input type="text" value="2.6952"/>
P0/P9	<input type="text" value="0.8873"/>
P9/P9'	<input type="text" value="1.8837"/>
T9/T0	<input type="text" value="1.0241"/>
P0/P9'	<input type="text" value="1"/>
Massflow[lbm/sec]	<input type="text" value="1700"/>

Şekil E.2. Parametrik hesaplama menüsü [10]

*Off-Design Calculation High Bypass Turbofan Engine Input Menu*

Mach Number	<input type="text" value="0.8"/>	Cooling Air #2[%]	<input type="text" value="3"/>
Altitude[ft]	<input type="text" value="30000"/>	PIB	<input type="text" value="0.97"/>
T0[R]	<input type="text" value="411.6852"/>	PI DMax	<input type="text" value="0.97"/>
P0 [psia]	<input type="text" value="4.3651"/>	PIN	<input type="text" value="0.98"/>
Bleed Air [%]	<input type="text" value="3"/>	PI N'	<input type="text" value="0.98"/>
Gamma C	<input type="text" value="1.4"/>	PI TH	<input type="text" value="0.2146"/>
Gamma T	<input type="text" value="1.35"/>	Tau M1	<input type="text" value="0.9676"/>
Cp C [Btu/lbm R]	<input type="text" value="0.238"/>	Tau M2	<input type="text" value="0.9732"/>
Cp T [Btu/lbm R]	<input type="text" value="0.262"/>	Tau TH	<input type="text" value="0.7011"/>
HPR[Btu/lbm]	<input type="text" value="18000"/>	n C	<input type="text" value="0.8856"/>
Cooling Air #1[%]	<input type="text" value="4"/>	n CH	<input type="text" value="0.8773"/>
nB	<input type="text" value="0.98"/>	n TL	<input type="text" value="0.9229"/>
mmH	<input type="text" value="0.98"/>	T4[R]	<input type="text" value="3200"/>
mmP	<input type="text" value="0.98"/>		



Off-Design Calculation Of High Bypass Turbofan Engine

Return To Main Menu

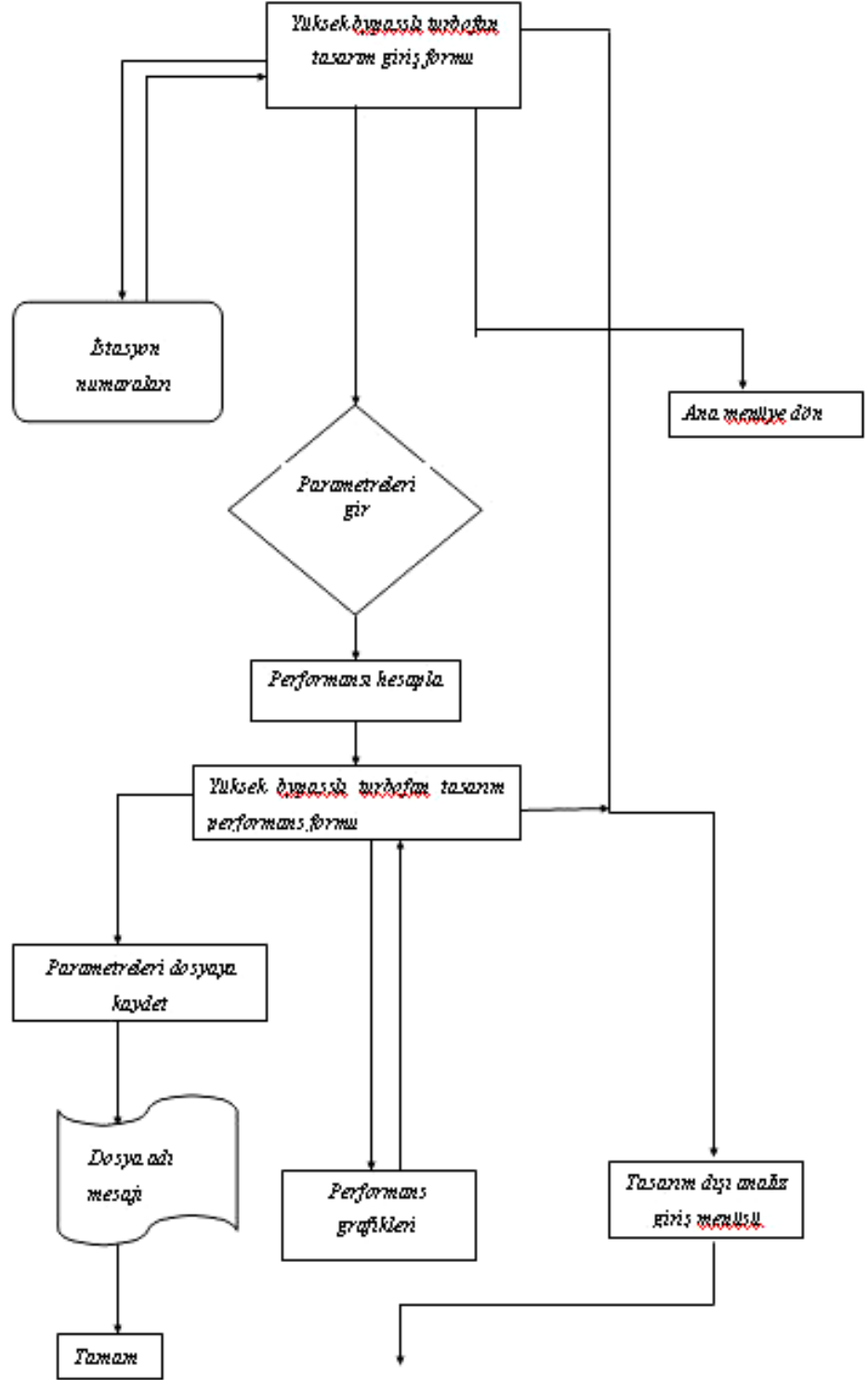
**Şekil E.3.** Performans analiz menüsü [10]

Mach Number	Massflow Corrected	<i>Off-Design Calculation High Bypass Turbofan Engine Output Menu</i>			
V9/V0	<input type="text" value="2.2049"/>	Engine Thrust[lbs]	<input type="text" value="20681.396"/>	Massflow Corrected[lbm/sec]	<input type="text" value="3652.6849"/>
V9/V0	<input type="text" value="1.2783"/>	Specific Thrust[lbf/lbm/s]	<input type="text" value="5.9138"/>		
PI C	<input type="text" value="1.3"/>	Thrust Specific Fuel Consumption [1/h]	<input type="text" value="0.5479"/>		
PI TL	<input type="text" value="0.2784"/>	Overall Fuel-Air Ratio	<input type="text" value="0.0018"/>		
TAU C	<input type="text" value="1.1203"/>	Fuel-Air Ratio Of Burner	<input type="text" value="0.0197"/>		
TAU CH	<input type="text" value="4.1033"/>	Propulsive Efficiency[%]	<input type="text" value="49.9971"/>		
PI CH	<input type="text" value="49.7624"/>	Thermal Efficiency[%]	<input type="text" value="40.2021"/>		
TAU TL	<input type="text" value="0.7396"/>	M9	<input type="text" value="1"/>		
TAU LMD	<input type="text" value="8.5568"/>	M9'	<input type="text" value="0.9958"/>		
P9/P9	<input type="text" value="1.8627"/>	T9/T0	<input type="text" value="3.2301"/>		
P9/P9'	<input type="text" value="1.8837"/>	T9/T0'	<input type="text" value="1.0546"/>		
Bypass Ratio	<input type="text" value="8.7013"/>	Massflow[lbm/sec]	<input type="text" value="3497.1416"/>		

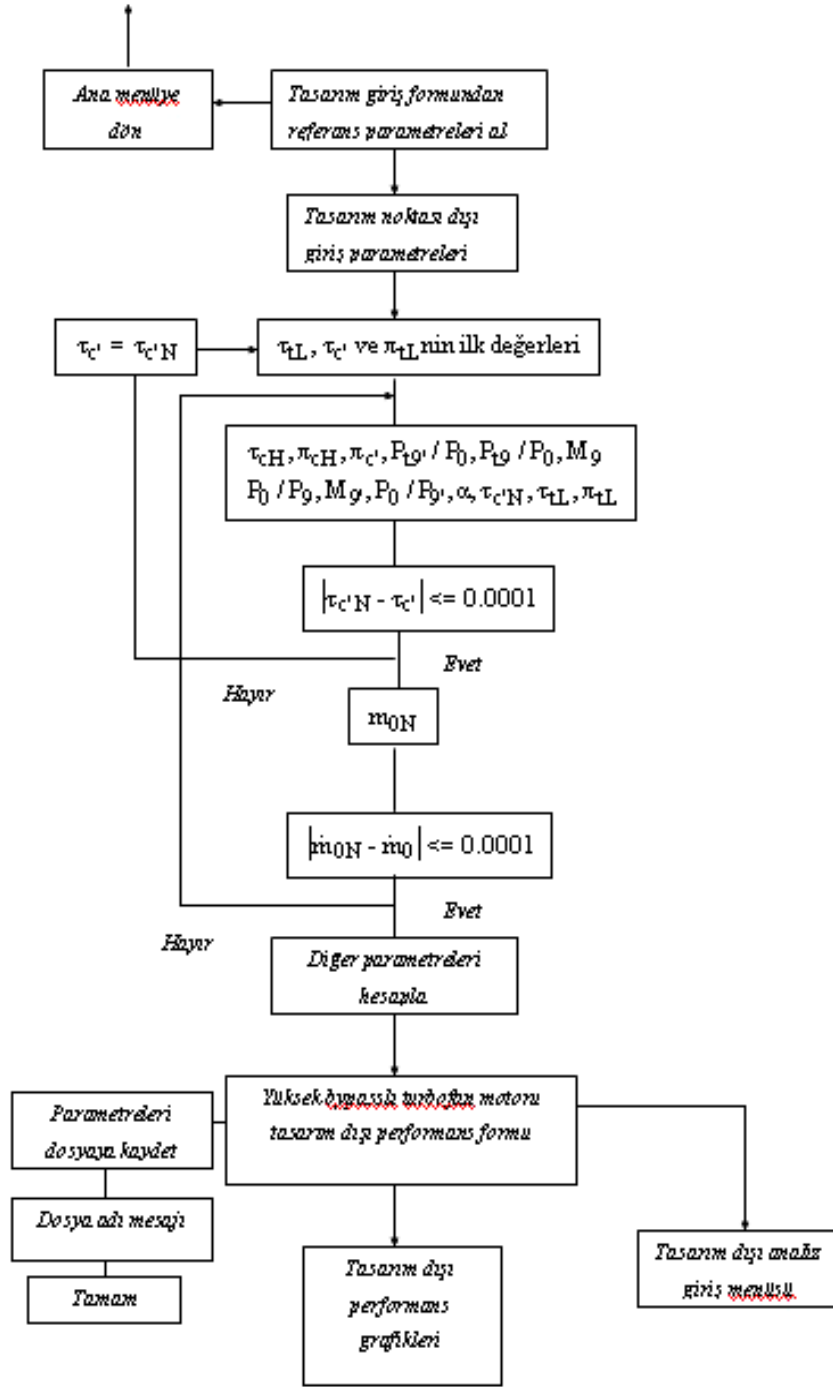
Return High Bypass Turbofan Engine Off-Design Input Menu

Save Data To File

**Şekil E.4.** Performans hesaplama menüsü [10]



Şekil E.5. Parametrik ve performans akış diyagramı [10]



Şekil E.5. (Devam) Parametrik ve performans akış diyagramı [10]

## Ek-2 Turbofan Motorlarına Ait İstatistikî Veriler

Çizelge E.1. Motor parametre seti #1 [18]

#	Modeli	Ülke	Tip	SFC <sub>TO</sub>	SFC <sub>CR</sub> (g/kNs)	M <sub>CR</sub> (g/kNs)	h <sub>cr</sub> (m)
1	FJ44—1C	USA	3 şaft	12.92	21.25	0.70	9144
2	FJ44—1A	USA	2 şaft	13.46	21.47	0.70	11000
3	JT15D—5D	Kanada	2 şaft	15.58	—	—	—
4	AI—25	Ukrayna	2 şaft	16.15	22.52	0.48	6000
5	TFE731—3	USA	2 şaft & geared front fan	—	23.66	0.84	12192
6	PW545	Kanada	2 şaft	12.35	—	—	—
7	TFE731—5	USA	—	—	21.84	0.80	12192
8	TFE731—5B	USA	2 şaft & geared front fan	—	21.42	0.80	12192
9	PW300	Kanada	—	—	19.12	0.80	12192
10	TFE731—60	USA	2 şaft & geared front fan	—	19.24	0.80	12192
11	ATF3—6A	USA	3 şaft	14.25	23.51	0.80	12192
12	PW306A	Kanada	2 şaft	11.16	19.24	0.80	12192
13	CFE738	USA	2 şaft	10.54	18.13	0.80	12192
14	ALF502R—5	USA	—	11.56	—	0.70	7620
15	ALF502R—3A	USA	2 şaft geared	11.56	—	—	—
16	AE 3007	USA	2 şaft	9.35	—	—	—
17	ALF 502L—2	USA	2 şaft geared	12.13	—	—	—
18	DV—22	Uluslararası	2 şaft	10.48	—	—	—
19	TF34—GE— 100	USA	—	10.48	—	—	—
20	TF34—GE— 400A/B	USA	2 şaft	10.28	—	—	—
21	FJR710	Japonya	2 şaft	10.60	19.26	0.75	7620
22	Tay 611	UK	2 şaft	—	20.11	0.80	13106
23	D—36	Ukrayna	3 şaft	10.20	18.41	0.75	8001
24	BR710	Almanya	2 şaft	—	17.85	0.80	12497
25	Tay 651	UK	2 şaft	—	19.55	0.78	10668
26	D—436K	Ukrayna	3 şaft	—	17.28	0.75	11000
27	PS—90A10	Rusya	2 şaft	—	17.85	0.80	11000
28	BR715	Almanya	2 şaft	—	17.28	0.76	10668
29	CFM56—2B1	Uluslararası	2 şaft	—	18.61	0.85	10668
30	CFM56—3B2	Uluslararası	2 şaft	—	18.56	0.85	10668

**Çizelge E.1. (Devam) Motor parametre seti #1 [18]**

#	Modeli	Ülke	Tip	SFC <sub>TO</sub>	SFC <sub>CR</sub> (g/kNs)	M <sub>CR</sub> (g/kNs)	h <sub>cr</sub> (m)
31	D—30KU	Rusya	2 şaft	19.83	19.83	0.80	11000
32	CFM56—7B26	Uluslararası	2 şaft	—	—	0.80	10668
33	PS—90A12	Rusya	2 şaft	—	16.49	0.80	11000
34	D—30KU—90	Rusya	2 şaft	—	18.81	0.80	11000
35	V2528—D5	Uluslararası	2 şaft	—	16.29	0.80	10668
36	V2500—A5	Uluslararası	2 şaft	—	16.29	0.80	10668
37	CFM56—5C4	Uluslararası	2 şaft	—	16.06	0.80	10668
38	PS—90A—76	Rusya	2 şaft	—	16.86	0.80	11000
39	535—C	UK	3 şaft	—	18.30	0.80	10668
40	PW2037	USA	2 şaft	9.35	16.49	0.85	10668
41	CF—6D	USA	2 şaft	9.86	—	0.85	10668
42	PW2040	USA	2 şaft	22.66	15.95	0.80	10668
43	D—100	Rusya	2 şaft	8.10	15.30	0.80	11000
44	TF39	USA	2 şaft	8.92	—	—	—
45	535—E4	UK	3 şaft	—	16.94	0.60	10668
46	JT9D3A	USA	2 şaft	—	17.68	0.85	10668
47	CFMXX	Uluslararası	2 şaft	—	—	0.80	10668
48	CF6—80A3	USA	2 şaft	9.75	—	0.85	10668
49	RB211—524B	UK	—	—	17.56	0.85	10668
50	D—18T	Ukrayna	3 şaft	10.20	16.15	0.75	11000
51	F103—GE—101	USA	—	11.30	—	—	—
52	PW4052	USA	2 şaft	8.81	15.21	0.80	10668
53	CF6—50C1	USA	2 şaft	11.05	—	0.85	10668
54	JT9D—59A	USA	2 şaft	—	17.88	0.85	10668
55	JT9D—7R4H1	USA	2 şaft	—	17.79	0.85	10668
56	*CF6—80C2BIF	USA	2 şaft	8.95	16.32	0.80	10668
57	Safety	CRS	—	9.32	16.37	0.58	10668
58	CF6—80C2DIF	USA	2 şaft	9.12	—	0.85	10668
59	RB211—524H	UK	3 şaft	—	16.15	0.85	10668
60	Trent 768	UK	3 şaft	—	16.01	0.82	10668
61	CF6— 80E1A4	USA	2 şaft	9.41	—	—	—
62	Trentc 775	UK	3 şaft	—	16.01	0.82	10668
63	GE90—76B	USA	2 şaft	—	—	—	—
64	Trent 875	UK	3 şaft	—	15.78	0.83	10668
65	PW4084	USA	2 şaft	—	15.21	0.80	10668
66	PW4090	USA	2 şaft	—	—	—	—
67	GE90—92B	USA	2 şaft	—	14.73	0.80	10668
68	Trent 890	UK	3 şaft	—	15.78	0.83	10668
69	De—Rated Cruise	CRS	—	7.76	15.38	0.85	10668
70	Cruise	CRS	—	—	15.38	0.85	10668

**Çizelge E.2. Motor parametre seti #2 [18]**

#	$T_{i0}$ (kN)	$T_{CR}$ (kN)	$m_0$ (kg/s)	$\alpha$	$\pi_{FAN}$	$\pi_{TOT}$	Dia (m)	DiaFAN (m)	DiaTOT (m)	Uzunluk (m)	$W_{engine}$ (kg)
1	6.67	2.67	29	3.28	—	12.80	—	0.50	0.55	1.06	202
2	8.45	2.25	29	3.28	—	12.80	—	0.50	0.53	1.02	203
3	13.54	—	34	3.30	1.50	10.00	0.71	—	—	1.55	287
4	14.71	4.34	45	2.10	1.70	9.60	0.82	—	—	1.99	320
5	16.46	3.63	54	2.80	—	14.60	—	0.72	0.87	1.52	342
6	17.24	4.07	—	4.00	—	—	—	0.69	0.81	1.73	347
7	20.02	4.39	64	3.34	—	14.40	—	—	—	—	—
8	21.13	4.68	65	3.48	—	14.60	—	0.75	0.86	2.31	408
9	21.13	4.95	82	4.50	—	23.00	—	—	—	—	—
10	22.24	4.98	—	4.40	—	14.60	—	0.78	0.93	2.09	421
11	24.20	4.69	73	2.80	—	21.30	0.86	—	—	2.60	510
12	25.35	5.87	—	4.50	—	12.70	0.93	0.81	0.97	1.92	473
13	25.47	6.51	95	5.30	1.70	23.00	—	—	1.09	2.51	601
14	30.20	10.01	—	5.70	—	12.20	—	—	—	—	—
15	31.00	—	—	5.71	—	11.60	1.06	—	—	1.44	606
16	32.03	—	—	5.00	—	23.00	—	0.98	1.10	2.71	717
17	33.36	—	—	5.00	—	13.60	1.06	—	—	1.49	595
18	37.95	—	140	5.00	—	—	—	—	—	—	700
19	40.32	—	151	6.42	1.50	20.00	1.24	—	—	2.54	653
20	41.26	—	153	6.20	1.50	21.00	1.32	—	—	2.54	670
21	50.01	13.24	—	6.50	—	—	1.24	—	—	2.36	980
22	61.61	—	186	3.04	—	15.80	—	1.12	—	2.41	1422
23	63.74	15.69	255	5.60	—	20.00	1.37	—	—	3.47	1109
24	65.83	10.23	197	—	—	26.00	—	1.22	1.32	3.40	1633
25	68.50	—	193	3.07	—	16.60	—	1.14	—	2.41	1533
26	80.41	15.30	—	6.20	—	21.00	1.37	—	—	3.47	1450
27	90.22	19.32	264	3.76	—	23.10	—	1.40	—	4.28	1896
28	97.86	16.01	288	—	—	32.00	—	1.47	1.57	3.61	2114
29	97.86	22.10	356	6.00	—	30.50	—	1.73	—	2.43	2119
30	97.86	22.42	310	4.90	—	28.80	—	1.52	—	2.36	1951

$T_{i0}$ : Maksimum kalkış itkisi

$T_{CR}$ : Seyahat itkisi

$W_{engine}$ : Motor ağırlığı

DiaFAN: Fan çapı

DiaTOT: Toplam çap

Dia: Çap

**Çizelge E.2. (Devam) Motor parametre seti #2 [18]**

#	T <sub>10</sub> (kN)	T <sub>CR</sub> (kN)	m <sub>0</sub> (kg/s)	α	P <sub>FAN</sub>	P <sub>TOT</sub>	Dia (m)	DiaFAN (m)	DiaTOT (m)	Uzunluk (m)	W <sub>engine</sub> (kg)
31	107.87	26.97	269	2.42	—	2—	—	1.46	1.56	5.69	2318
32	117.43	24.38	355	5.10	—	32.60	—	1.55	—	2.51	2366
33	117.68	22.56	370	5.05	—	25.30	—	1.67	—	4.80	2300
34	117.68	26.97	245	2.44	—	35.02	—	1.46	1.56	5.70	2400
35	124.55	25.59	—	4.70	—	30.00	1.61	—	—	3.20	2449
36	133.45	25.59	385	4.60	1.70	29.40	1.60	—	—	3.20	2359
37	151.24	31.58	483	6.40	—	38.30	—	1.84	—	2.62	2266
38	156.91	34.32	470	4.50	—	36.40	—	1.90	—	4.96	2950
39	166.36	37.60	518	4.40	—	21.10	—	1.88	—	3.01	3309
40	170.59	28.91	549	6.00	—	31.80	—	1.99	2.15	3.73	3264
41	177.93	40.57	593	4.40	—	30.40	—	2.19	2.39	4.78	4606
42	181.93	—	608	6.00	1.70	27.60	—	1.99	2.15	3.73	3311
43	186.32	37.26	717	8.10	1.42	40.75	—	2.44	—	—	3500
44	191.27	—	699	8.00	—	22.00	—	2.44	2.60	2.54	3583
45	191.72	38.70	522	4.30	—	25.80	—	1.88	—	2.99	3261
46	193.94	45.37	678	5.17	—	21.50	0.55	—	—	3.26	3905
47	200.17	—	—	—	—	—	—	2.13	—	—	—
48	222.41	46.60	662	4.60	—	28.40	0.72	—	—	4.00	3819
49	222.41	48.93	686	4.50	—	28.40	0.72	2.15	—	3.03	4171
50	229.80	47.67	765	5.60	—	27.50	0.70	—	—	5.40	4100
51	230.02	—	670	4.31	—	30.20	0.77	—	—	4.39	3977
52	233.53	41.81	771	5.00	—	27.50	0.70	2.38	2.47	3.90	—
53	233.53	48.04	673	4.40	—	30.40	0.77	2.19	2.39	4.65	4918
54	235.76	53.16	744	4.90	—	24.50	0.62	—	—	3.36	4146
55	249.10	54.49	769	4.80	—	26.70	0.68	—	—	3.37	4030
56	254.26	50.40	802	5.06	—	29.90	0.76	—	—	4.27	4309
57	257.54	53.57	785	5.05	1.70	30.40	0.77	2.45	2.86	4.90	4309
58	267.29	50.40	802	5.05	—	31.80	0.81	—	—	4.27	—
59	269.56	52.55	728	4.30	—	33.00	0.84	2.19	—	3.17	4479
60	300.25	51.15	876	—	—	—	—	2.47	—	3.91	4785
61	311.38	—	874	5.30	—	34.60	0.88	2.44	2.79	4.41	5075
62	334.28	51.15	—	—	—	—	—	2.47	—	3.91	4785
63	339.84	77.84	1361	8.40	—	39.30	1.00	3.12	3.40	4.90	—
64	346.52	57.83	1126	—	—	—	—	2.79	—	4.37	6048
65	376.32	62.12	1160	4.85	1.70	30.00	0.76	2.38	3.05	4.87	6335
66	400.34	—	1157	6.41	—	34.40	0.87	2.38	3.05	4.87	—
67	401.23	81.85	1461	9.00	—	45.50	1.16	3.12	3.40	4.90	7559
68	406.12	57.83	1234	5.75	1.70	42.80	1.09	2.79	—	4.37	6048
69	394.48	107.13	1705	8.02	1.63	30.40	0.77	3.61	4.21	4.90	8618
70	514.21	107.13	1705	8.02	1.63	30.40	0.77	3.61	4.21	4.90	8618

**Çizelge E.3. Motor parametre seti #3 [18]**

#	Fan	Kompresör	Yanma odası	Türbin
1	1S eksenel	1S LP eksenel, 1S HP centrifugal	Annular radial outflow	1S HP eksenel, 2S LP eksenel
2	1S eksenel	1S LP eksenel, 1S HP centrifugal	Annular radial outflow	1S HP eksenel, 2S LP eksenel
3	1S eksenel	1S centrifugal	Annular reverse flow	1S HP, 2S LP
4	3S eksenel	8S	Annular	1S HP, 2S LP
5	1S eksenel	4S LP, 1S HP	Annular, reverse flow	1S HP, 3S LP
6	1SIBR	2S cent, 1S eksenel	Annular, folded reverse flow	1S HP, 3S LP
7				
8	1S eksenel	4S LP, 1S HP	Annular, reverse flow	1S HP, 3S LP
9			Annular, reverse flow	
10	1S eksenel	4S eksenel, 1S centrifugal	Annular	1S HP, 3S LP
11	1S	5S eksenel, 1S centrifugal	Annular	1S H, 3S I, 2S L
12	1S	4S eksenel, 1S centrifugal	Annular	2S eksenel, HP, 3S eksenel
13	1S	5S eksenel, 1S centrifugal	Annular	2S HP, 3S LP
14				
15	2S	7S eksenel, 1S centrifugal	Annular	2S HP, 2S LP
16				2S HP eksenel, HP, 2S LP
	1S	14S eksenel	Annular	eksenel
17	2S	7S eksenel, 1S centrifugal	Annular	2S HP, 2S LP
18				
19		14S eksenel	Annular	2S HP, 4S LP
20	1S	14S eksenel	Annular	2S HP, 4S LP
21	1S	12S	Smokeless annular	2S H, 4S L
22	1S	3S LP, 12S HP	Tubo—annular	2S HP, 3S LP
23	1S	6S IP, 7S HP	Annular	1S HP, 1S IP
24	1S	10—S	Annular	2S HP, 2S LP
25	1S	3S LP, 12S HP	Tubo—annular	2S HP, 3S LP
26	1S	6S IP, 7S HP	Annular	1S HP, 1S IP, 4S LP
27	1S	12SHP	Annular	2S HP, 2S LP
28	1S eksenel	10S		3SLP
29	3S eksenel	3S eksenel LP, 9S HP		1S HP, 4S LP
30	1S	3S eksenel LP, 9S HP		1S HP, 4S LP

**Çizelge E.3. (Devam) Motor parametre seti #3 [18]**

#	Fan	Kompresör	Yanma odası	Türbin
31	3S	1S HP	Can—annular	2S HP, 4S L
32	3S eksenel	3S eksenel LP, 9S HP		1S HP, 4S LP
33	1S	12S HP	Annular	2S HP, 3S LP
34	3S	13SH	Can—annular	2S HP, 3S LP
35	1S			
36	1S	4S LP, 1—S HP	Annular	2S HP, 5 LP
37	4S eksenel	4S eksenel LP, 9S HP	Dual annular	1S HP, 5S LP
38	1S	2S LP, 13S HP	Can—annular	2S HP, 4S LP
39	6S	6S IP, 6S HP	Annular	1S HP, 1S IP, 3S LP
40	1S	4S LP, 12S HP	Annular	2S HP, 5S LP
41	1S	1S H,16L	Annular	2S HP, 5S LP
42	1S	4S LP, 12S HP	Annular	2S HP, 5S LP
43	1S	4S L, 12S H	Fully annular	2S H, 6S L
44	1.5S	16S eksenel	Annular	2S HP, 6S LP
45	6S	6S IP, 6S HP	Annular	1S HP, 1S IP, 3S LP
46	1S	3S LP, 11S HP	Annular	2S HP, 4S LP
47				
48	1S, 4S	3S LP, 14S HP	Annular	2S HP, 4S LP
49				
50	1S	7S IP, 7S HP	Annular	1S—HP, 1S IP, 4S LP
51				
52	1S	4S LP, 11S HP	Annular	2S HP, 4S LP
53	1S	1S H,16L	Annular	2S HP, 5S LP
54	1S		Annular	2S HP, 4S LP
55	1S		Annular	2S HP, 4S LP
56	1S 4S	4S LP, 14S HP	Annular	2S HP, 5S LP
57				
58	1S 4S	4S LP, 14S HP	Annular	2S HP, 5S LP
59	1S,	7S LP, 6S HP	Annular	1S—HP, 1S IP, 3S LP
60	1S	8S IP, 6S HP		
61	1S, 4S	4S LP, 14S HP	Annular	2S HP, 5S LP
62	1S	8S IP, 6S HP		
63	1S	3S LP, 10S HP	Double annular	2S HP, 6S LP
64	6S	8S IP, 6S HP		
65	1S	4S LP, 11S HP	Annular	2S HP, 4S LP
66	1S	4S LP, 11S HP	Annular	2S HP, 4S LP
67	1S	3S LP, 10S HP	Double annular	2S HP, 6S LP
68	6S	8S IP, 6S HP	Annular	1S HP, 1S IP, 5S LP
69				
70				

S: Kademe

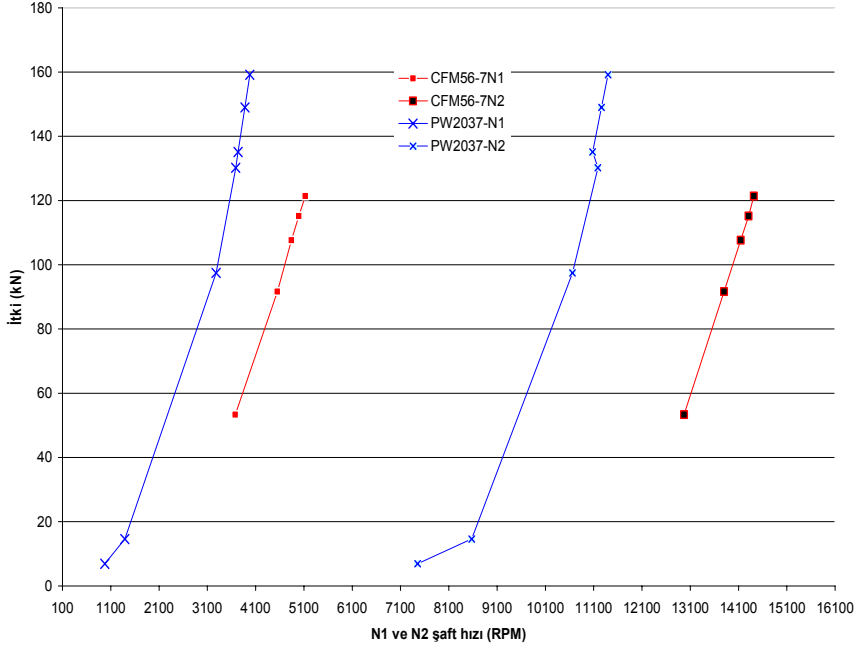
LP: Alçak basınç

IP: Orta basınç kademesi

HP: Yüksek basınç

### Ek-3 Bazı Turbofan Motorlarında İtki-Motor Devri Değişimi

Şekil E.6'da CFM56-7 ve PW2037 turbofan motorlarına ait N1 ve N2 şaftlarına ait RPM-itki ilişkisi gösterilmektedir.



Şekil E.6. N1 ve N2 hızlarıyla itki değerinin değişimi

Şaft hızları RPM (revolution per minute) türünden verildiği gibi, % RPM değerinden de verilebilir ve bu şekilde itkiyle ilişki kurulabilir. Gaz kolu pozisyonu şaft hızlarını değiştirdiğinden itki değerini de değiştirmektedir. İrtifa ile itkinin değişimi, literatürdeki denklemlerle yardımıyla kurulabilmektedir. Gaz kolu pozisyonu değişmediği sürece irtifa ile itki değeri yoğunluğun üstel bir fonksiyonu olarak değişmektedir. Şaft hızlarıyla itki arasında, şaft hızıyla artan doğrusal bir ilişki söz konusudur. Örneğin kırmızıyla gösterilen CFM56-7 motorunda N1 ve N2 şaft hızıyla (RPM) itki değeri (kN) arasında eldeki test verilerine göre [76-78] aşağıdaki gibi bir ilişki kurmak mümkündür.

$$\dot{I}tki = 0.0471 N1 - 120.47$$

$$\dot{I}tki = 0.0467 N2 - 552.97$$

PW2037 motorunda ise N1 ve N2 şaft hızıyla (RPM) itki değeri (kN) arasındaki ilişki aşağıdaki gibidir [79].

$$\dot{I}tki = 0.0497 N1 - 49.772$$

$$\dot{I}tki = 0.0393 N2 - 303.02$$

#### Ek-4 TURBOGEN Programlarının Program Kodları ve Akış Diyagramları

Bu tez çalışması kapsamında genetik algoritma yöntemini turbofan parametrik analizlerle birlikte gerçekleştiren TURBOGENf ve TURBOGENc programının kodları aşağıda verilmektedir:

TURBOGENf programının kodları aşağıdaki gibidir:

```
clear
clc
Tarih=date;

Tarih
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('*****TURBOFAN MOTORU PARAMETRELERİ*****');
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
M0=input('                                Uçuş
Mach sayısını giriniz:');
fprintf('\n')
T0R=input('
Atmosfer sıcaklığını giriniz(Kelvin):');
fprintf('\n')
HPRR=input('
Yakıtın ısıl değerini giriniz(kJ/kg):');
fprintf('\n')
PIC=input('
Kompresör sıkıştırma oranını giriniz:');
fprintf('\n')
TT4R=input('                                Türbin
giriş sıcaklığını giriniz(Kelvin):');
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('*****TURBOFAN MOTORU İÇİN DEĞİŞKEN DEĞERLERİ*****');
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('                                Fan sıkıştırma
oranı ve bypass oranı için tanım aralığını giriniz:');
fprintf('\n')
fprintf('\n')
xli=input('                                Fan
sıkıştırma oranı için başlangıç değeri:');
fprintf('\n')
xls=input('                                Fan
sıkıştırma oranı için bitiş değeri:');
```

```

fprintf('\n')
x2i=input('                                     Bypass
oranı için başlangıç değeri:');
fprintf('\n')
x2s=input('                                     Bypass
oranı için bitiş değeri:');
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('_____ GENETİK
ALGORİTMA DEĞİŞKEN
DEĞERLERİ_____')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
pn=input('
Popülasyon sayısını giriniz:');
fprintf('\n')
gn=input('
Jenerasyon sayısını giriniz:');
fprintf('\n')
Pc=input('
Çaprazlama oranını giriniz:');
fprintf('\n')
Pm=input('                                     Mutasyon
oranını giriniz:');
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('                                     //Fan sıkıştırma oranı ve Bypass
oranı için hassasiyeti giriniz//')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
kc1=input('                                     Fan
sıkıştırma oranı için hassasiyet:');
fprintf('\n')
ac2=input('                                     Bypass
oranı için hassasiyet:');
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('_____ İŞLEM
UYGULANIYOR..LÜTFEN
BEKLEYİN!!!!_____')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
aralik1=(x1s-x1i)/kc1;
bitsay1=length(de2bi(aralik1,'left-msb'));
aralik2=(x2s-x2i)/ac2;

```

```

bitsay2=length(de2bi(aralik2,'left-msb'));
bitsay=bitsay1+bitsay2;
enbusa1=bi2de(ones(1,bitsay1));
ykc1=(x1s-x1i)/enbusa1;
enbusa2=bi2de(ones(1,bitsay2));
yac2=(x2s-x2i)/enbusa2;
*****
crs=pn*Pc;
if rem(round(crs),2)==0
    crs=round(crs);
else
    crs=round(crs)+1;
end
disp(strcat('
Crossover uğrayacak birey sayısı :',num2str(crs)))
fprintf('\n')

*****
ms=round(pn*Pm*bitsay);
disp(strcat('
Mutasyona uğrayacak bit sayısı : ',num2str(ms)))
fprintf('\n')
*****
a1=[x1i:kc1:x1s];

for i=2:pn,
    mm1=randsrc(1,1,a1);
    %while ismember(mm1,x1)==1,
    %
    %end
    x1=[x1;mm1];
end
a2=[x2i:ac2:x2s];

for i=2:pn,
    mm2=randsrc(1,1,a2);
    %while ismember(mm2,x2)==1
    %
    %end
    x2=[x2;mm2];
end
fprintf('\n')
fprintf('\n')

*****
for i=1:1:pn,
    ondapop1(i,1)=round((x1(i,1)-x1i)/ykc1);
end
ikipop1=de2bi(ondapop1,bitsay1,'left-msb');
for i=1:1:pn,
    ondapop2(i,1)=round((x2(i,1)-x2i)/yac2);
end

ikipop2=de2bi(ondapop2,bitsay2,'left-msb');

turbofan1=fopen('turbogenetik11.xls','w+');
turbofan2=fopen('turbogenetik22.xls','w+');

```

```

for jen=1:1:gn,
    fprintf(turbofan11,'%1.0f',jen);
    fprintf(turbofan22,'%1.0f',jen);
    fprintf(turbofan11,'.jenerasyon.....');
    fprintf(turbofan22,'.jenerasyon.....');
    fprintf(turbofan11,'\n');
    fprintf(turbofan22,'\n');
    T0=T0R*1.8;
GAMMAC=1.4;
CPC=0.240;
GAMMAT=1.33;
CPT=0.276;
HPR=HPRR*0.4302104;
PIDMAX=0.99;
PIB=0.96;
PIN=0.99;
PIFN=0.99;
EC=0.90;
EF=0.89;
ET=0.89;
NB=0.99;
NM=0.99;
P0DIVP9=0.9;
P0DIVP19=0.9;
TT4=TT4R*1.8;
GC=32.174;
RC=((GAMMAC-1)/GAMMAC)*CPC*778.16;
RT=((GAMMAT-1)/GAMMAT)*CPT*778.16;
A0=sqrt(GAMMAC*RC*GC*T0);
V0=A0*M0;
TAUR=1+((GAMMAC-1)/2)*M0*M0;
PIR=TAUR^(GAMMAC/(GAMMAC-1));
if M0<=1
    NR=1;
elseif M0>1
    NR=1-0.075*(M0-1)^1.35;
end
PID=PIDMAX*NR;
TAULAMDA=CPT*TT4/(CPC*T0);
TAUC=PIC^((GAMMAC-1)/(GAMMAC*EC));
NC=(PIC^((GAMMAC-1)/GAMMAC)-1)/(TAUC-1);
TAUF=x1.^((GAMMAC-1)/(GAMMAC*EF));
NF=(x1.^((GAMMAC-1)/GAMMAC)-1)/(TAUF-1);
F=(TAULAMDA-TAUR*TAUC)/(NB*HPR/(CPC*T0)-TAULAMDA);
TAUT=1-TAUR*(TAUC-1+x2.*(TAUF-1))./(NM*(1+F)*TAULAMDA);
PIT=TAUT.^((GAMMAT/(GAMMAT-1)*EC));
NT=(1-TAUT)./(1-TAUT.^(1/ET));
PT9DIVP9=PIT.*(P0DIVP9*PIR*PID*PIB*PIN)*PIC;
M9=sqrt((2/(GAMMAT-1))*((PT9DIVP9.^((GAMMAT-1)/GAMMAT)-1)));
T9DIVT0=TAULAMDA*TAUT.*CPC./(PT9DIVP9.^((GAMMAT-1)/GAMMAT)*CPT);
V9DIVA0=M9.*sqrt(T9DIVT0.*GAMMAT*RT/(GAMMAC*RC));
PT19DIVP19=x1.*P0DIVP19*PIR*PID*PIFN;
M19=sqrt((2/(GAMMAC-1))*((PT19DIVP19.^((GAMMAC-1)/GAMMAC)-1)));
T19DIVT0=TAUR*TAUF./(PT19DIVP19.^((GAMMAC-1)/GAMMAC));
V19DIVA0=M19.*sqrt(T19DIVT0);
a1=A0./((1+x2).*GC);
FDIVM0=A0./((1+x2).*GC).* (V9DIVA0.*(1+F)-M0+RT*(1-
P0DIVP9)*(1+F)*T9DIVT0./(RC*V9DIVA0.*GAMMAC))+ (A0/GC)*(x2./(1+x2))
.*(V19DIVA0-M0+(T19DIVT0./V19DIVA0)).*(1-P0DIVP19)/GAMMAC);

```

```

S=(3600/0.0350394)*F./((1+x2).*FDIVM0);
SI=FDIVM0*9.807;
NP=2*M0*(1+F)*V9DIVA0+x2.*V19DIVA0-
(1+x2)*M0)./(1+F)*V9DIVA0.*V9DIVA0+x2.*V19DIVA0.*V19DIVA0-
(1+x2)*M0*M0);
NT=A0*A0*(1+F)*V9DIVA0.*V9DIVA0+x2.*V19DIVA0.*V19DIVA0-
(1+x2)*M0*M0)./(2*GC*F*HPR*778.16);
NO=NP.*NT;
Fx=1./S;
SFx=sum(Fx);
AvFx=SFx/pn;
MaxFx=max(Fx);
*****
for i=1:1:pn,
    Psecim(i,1)=Fx(i,1)/SFx;
    Beklenen(i,1)=Fx(i,1)/AvFx;
    Gercek(i,1)=round(Beklenen(i,1));
end
SPsecimx=sum(Psecim);
SBeklenen=sum(Beklenen);
SActnt=sum(Gercek);
[sutac,satac]=size(Gercek);
*****
kopyala=[ ];
for i=1:1:pn,
    m=Gercek(i,1);
    for j=1:1:m,
        v=ondapop(i,1);
        kopyala=[kopyala;v];
    end
clear v
end
[sat,sut]=size(kopyala);
*****
while sat-pn<0,
    n0=0;
    n1=0;
    for i=1:sutac,
        if isequal(0,Gercek(i,1))==1,
            n0=n0+1;
        end
    end
    for i=1:sutac,
        if isequal(1,Gercek(i,1))==1,
            n1=n1+1;
        end
    end
    n2a=sutac-(n0+n1);
    i=1;
    while (sat-pn<0)&(n2a~=0)
        m=Gercek(i,1);
        if m>=2,
            kopyala=[kopyala;ondapop(i,1)];
            n2a=n2a-1;
        end
        [sat,sut]=size(kopyala);
        i=i+1;
    end
end

```

```

i=1;
if n2a==0,
    while (sat-pn<0)&(n1~=0)
        m=Gercek(i,1);
        if m==1,
            kopyala=[kopyala;ondapop(i,1)];
            n1=n1-1;
        end
        [sat,sut]=size(kopyala);
        i=i+1;
    end
end
end
*****
while sat-pn>0

for i=1:sutac,
    if isequal(0,Gercek(i,1))==1,
        n0=n0+1;
    end
end
for i=1:sutac,
    if isequal(1,Gercek(i,1))==1,
        n1=n1+1;
    end
end
n2a=sutac-(n0+n1);
i=1;
while (sat-pn>0)&(n1~=0)
    m=Gercek(i,1);
    if m==1,
        Gercek(i,1)=Gercek(i,1)-1;
        n1=n1-1;
    end
    kopyala=[ ];
    for j=1:1:pn,
        n=Gercek(j,1);
        for y=1:1:n,
            v=ondapop(j,1);
            kopyala=[kopyala;v];
        end
        clear v
    end
    [sat,sut]=size(kopyala);
    i=i+1;
end
i=1;
if n1==0,
    while (sat-pn>0)&(n2a~=0)
        m=Gercek(i,1);
        if m>=2,
            Gercek(i,1)=Gercek(i,1)-1;
            n2a=n2a-1;
        end
        kopyala=[ ];
        for j=1:1:pn,
            n=Gercek(j,1);
            for y=1:1:n,

```

```

                                v=ondapop(j,1);
                                kopyala=[kopyala;v];
                                end
                                clear v
                                end
                                [sat,sut]=size(kopyala);
                                i=i+1;
                                end
                                end
                                end
                                kopyalaiki=de2bi(kopyala,bitsay,'left-msb');
*****
                                r=[1:pn];
                                m=randsrc(1,1,r);
                                for i=2:crs,
                                    mm=randsrc(1,1,r);
                                    while ismember(mm,m)==1,
                                        mm=randsrc(1,1,r);
                                    end
                                    m=[m;mm];
                                end
                                for i=1:1:crs/2;
                                    mate1(i,1)=m(i*2-1,1);
                                    mate2(i,1)=m(i*2,1);
                                end
                                mate=[mate1 mate2];
                                %crosssite ların random olarak belirlenmesi
                                r=[2:bitsay-1];
                                for i=1:crs/2,
                                    crosssite(i,1)=randsrc(1,1,r);
                                end
                                fprintf(turbofan11,'crossovera uğrayacak bireylerin
numaraları ve crosssite noktaları:');
                                fprintf(turbofan11, '\n');
                                for i=1:1:crs/2,
                                    fprintf(turbofan11, '    kromozom');
                                    fprintf(turbofan11, '%1.0f',mate1(i,1));
                                    fprintf(turbofan11, '-----kromozom');
                                    fprintf(turbofan11, '%1.0f',mate2(i,1));
                                    fprintf(turbofan11, '-----crosssite');
                                    fprintf(turbofan11, '%1.0f',crosssite(i,1));
                                    fprintf(turbofan11, '\n');
                                end
                                fprintf(turbofan11, '\n');
*****
                                for i=1:1:length(mate),
                                    c=crosssite(i,1);
                                    for k=c+1:1:bitsay,
                                        a=kopyalaiki(mate(i,1),k);
                                        b=kopyalaiki(mate(i,2),k);
                                        d=a;
                                        a=b;
                                        b=d;
                                        kopyalaiki(mate(i,1),k)=a;
                                        kopyalaiki(mate(i,2),k)=b;
                                    end
                                end
                                end
*****

```

```

*****
if ms~=1,
    r=[1:pn];
    c=[1:bitsay];
    sat=randsrc(1,1,r);
    sut=randsrc(1,1,c);
    for i=2:ms;
        rr=randsrc(1,1,r);
        cc=randsrc(1,1,c);
        while ismember(rr,sat)==1,
            rr=randsrc(1,1,r);
        end
        while ismember(cc,sut)==1,
            cc=randsrc(1,1,c);
        end
        sat=[sat;rr];
        sut=[sut;cc];
    end
    mut=[sat sut];
    fprintf(turbofan11,'mutasyona uğrayacak bitlerin
numaraları:');
    fprintf(turbofan11,'\n');
    for i=1:1:ms,
        fprintf(turbofan11,' kromozom');
        fprintf(turbofan11,'%1.0f',sat(i));
        fprintf(turbofan11,'-----bit');
        fprintf(turbofan11,'%1.0f',sut(i));
        fprintf(turbofan11,'\n');
    end
    %mutasyon işleminin uygulanması
    for i=1:1:length(mut),
        if kopyalaiki(mut(i,1),mut(i,2))==1,
            kopyalaiki(mut(i,1),mut(i,2))=0;
        else
            kopyalaiki(mut(i,1),mut(i,2))=1;
        end
    end
end
end
for i=1:1:pn,
    No(i,1)=i;
end
fprintf(turbofan11,'
Act. reproduction')
fprintf(turbofan11,'\n');
fprintf(turbofan11,' No popülasyon değr.
Cnt crossover mutasyon sonrası');
fprintf(turbofan11,'\n');
fprintf(turbofan11,'-----
-----');
fprintf(turbofan11,'\n');
for i=1:pn,
    fprintf(turbofan11,'%6.0f',No(i,1));
    fprintf(turbofan11,'%3.0f',ikipop(i,:));
    fprintf(turbofan11,'%9.2f',x1(i,1));
    fprintf(turbofan11,'%9.2f',x2(i,1));
    fprintf(turbofan11,'%10.2f',Fx(i,1));
    fprintf(turbofan11,'%7.0f',Gercek(i,1));
    fprintf(turbofan11,'%5.0s','|');
    fprintf(turbofan11,'%3.0f',kopyalaiki(i,:));

```

```

        fprintf(turbofan11, '\n');
    end
    fprintf(turbofan11, '\n');
    ikipop=kopyalaiki;
    ondapop=bi2de(ikipop, 'left-msb');
    for i=1:pn,
        for j=1:bitsay1,
            ikipop1(i,j)=ikipop(i,j);
        end
    end
    ondapop1=bi2de(ikipop1, 'left-msb');
    for i=1:pn,
        for j=1:bitsay2,
            ikipop2(i,j)=ikipop(i, bitsay1+j);
        end
    end
    ondapop2=bi2de(ikipop2, 'left-msb');
    maximum=Fx(1,1);
    ii=1;
    for i=2:pn,
        if Fx(i,1)>=maximum,
            maximum=Fx(i,1);
            minimum=1/maximum;
            ii=i;
        end
    end

    end

    fprintf(turbofan11, 'minimum Özgül yakıt sarfiyatı
değeri [g/ (kN*s)      :');
    fprintf(turbofan11, '%1.5f', minimum);
    fprintf(turbofan11, '\n');
    fprintf(turbofan11, 'minimum Özgül yakıt sarfiyatını veren fan
S.oranı :');
    fprintf(turbofan11, '%1.2f', x1(ii,1));
    fprintf(turbofan11, '\n');
    fprintf(turbofan11, 'minimum Özgül yakıt sarfiyatını veren
bypass oranı :');
    fprintf(turbofan11, '%1.2f', x2(ii,1));
    fprintf(turbofan11, '\n');
    fprintf(turbofan11, '-----
-----');
    fprintf(turbofan11, '\n');
    fprintf(turbofan11, '\n');
    fprintf(turbofan22, 'minimum Özgül yakıt sarfiyatı
değeri [g/ (kN*s)      :');
    fprintf(turbofan22, '%1.5f', minimum);
    fprintf(turbofan22, '\n');
    fprintf(turbofan22, 'minimum Özgül yakıt sarfiyatını veren fan
S.oranı : :');
    fprintf(turbofan22, '%1.2f', x1(ii,1));
    fprintf(turbofan22, '\n');
    fprintf(turbofan22, 'minimum Özgül yakıt sarfiyatını veren
bypass oranı :');
    fprintf(turbofan22, '%1.2f', x2(ii,1));
    fprintf(turbofan22, '\n');

```

```

    fprintf(turbofan22, '-----');
    fprintf(turbofan22, '\n');
    fprintf(turbofan22, '\n');
    fom(jen,1)=minimum;
    x1(1,1)=x1(ii,1);
    x2(1,1)=x2(ii,1);
    for i=2:1:pn,
        x1(i,1)=x1i+(ykc1*ondapop1(i,1));
    end
    for i=2:1:pn,
        x2(i,1)=x2i+(yac2*ondapop2(i,1));
    end
    clear kopyalaiki
    i=1:jen;
ten=i';
figure(1)
plot(ten,fom,'r'),xlabel('Jenerasyon sayısı'),ylabel('Minimum
yakıt safiyatı [g/(kN*s)'), grid on
end

Optimum_fan_S_Orani=x1(ii,1);
Optimum_Bypass_Orani=x2(ii,1);
Minimum_Ozgul_Yakit_Sarfiyati=minimum;
fprintf('
-----
_OPTİMUM NOKTALAR
-----')

Optimum_fan_S_Orani

Optimum_Bypass_Orani

Minimum_Ozgul_Yakit_Sarfiyati
    Optimum_fan_S_Orani=x1(ii,1);
    Optimum_Bypass_Orani=x2(ii,1);
    Minimum_Ozgul_Yakit_Sarfiyati=minimum;
    RC=((GAMMAC-1)/GAMMAC)*CPC*778.16;
    RT=((GAMMAT-1)/GAMMAT)*CPT*778.16;
    A0=sqrt(GAMMAC*RC*GC*T0);
    V0=A0*M0;
    TAUR=1+((GAMMAC-1)/2)*M0*M0;
    PIR=TAUR^(GAMMAC/(GAMMAC-1));
    if M0<=1
        NR=1;
    elseif M0>1
        NR=1-0.075*(M0-1)^1.35;
    end
    PID=PIDMAX*NR;
    TAULAMDA=CPT*TT4/(CPC*T0);
    TAUC=PIC^((GAMMAC-1)/(GAMMAC*EC));
    NC=(PIC^((GAMMAC-1)/GAMMAC)-1)/(TAUC-1);
    TAUF=Optimum_fan_S_Orani^((GAMMAC-1)/(GAMMAC*EF));
    NF=(Optimum_fan_S_Orani^((GAMMAC-1)/GAMMAC)-1)/(TAUF-1);
    F=(TAULAMDA-TAUR*TAUC)/(NB*HPR/(CPC*T0)-TAULAMDA);
    TAUT=1-TAUR*(TAUC-1+Optimum_Bypass_Orani*(TAUF-1))/(NM*(1+F)*TAULAMDA);
    PIT=TAUT^((GAMMAT/((GAMMAT-1)*EC)));
    NT=(1-TAUT)/(1-TAUT^(1/ET));

```

```

PT9DIVP9=PIT*(P0DIVP9*PIR*PID*PIB*PIN)*PIC;
M9=sqrt((2/(GAMMAT-1))*((PT9DIVP9^((GAMMAT-1)/GAMMAT)-1)));
T9DIVT0=TAULAMDA*TAUT*CPC/(PT9DIVP9^((GAMMAT-1)/GAMMAT)*CPT);
V9DIVA0=M9*sqrt(T9DIVT0*GAMMAT*RT/(GAMMAC*RC));
PT19DIVP19=Optimum_fan_S_Orani*P0DIVP19*PIR*PID*PIFN;
M19=sqrt((2/(GAMMAC-1))*((PT19DIVP19^((GAMMAC-1)/GAMMAC)-1)));
T19DIVT0=TAUR*TAUF/(PT19DIVP19^((GAMMAC-1)/GAMMAC));
V19DIVA0=M19*sqrt(T19DIVT0);
a1=A0/((1+Optimum_Bypass_Orani)*GC);
FDIVM0=A0/((1+Optimum_Bypass_Orani)*GC)*(V9DIVA0*(1+F)-M0+RT*(1-
P0DIVP9)*(1+F)*T9DIVT0/(RC*V9DIVA0*GAMMAC))+(Optimum_Bypass_Orani/
(1+Optimum_Bypass_Orani))*(A0/GC)*(V19DIVA0-
M0+T19DIVT0/V19DIVA0*(1-P0DIVP19)/GAMMAC);
S=(3600/0.0350394)*F/((1+Optimum_Bypass_Orani)*FDIVM0);
SI=FDIVM0*9.807;
Optimum_itki_verimi=2*M0*((1+F)*V9DIVA0+Optimum_Bypass_Orani*V19DI
VA0-
(1+Optimum_Bypass_Orani)*M0)/((1+F)*V9DIVA0*V9DIVA0+Optimum_Bypass
_Orani*V19DIVA0*V19DIVA0-(1+Optimum_Bypass_Orani)*M0*M0);
Optimum_isil_verim=A0*A0*((1+F)*V9DIVA0*V9DIVA0+Optimum_Bypass_Orani*V19DIVA0*V19DIVA0-
(1+Optimum_Bypass_Orani)*M0*M0)/(2*GC*F*HPR*778.16);
Optimum_toplam_verim=Optimum_itki_verimi*Optimum_isil_verim;
Optimum_ozgul_itki=FDIVM0*9.807;

fprintf('_____OPTIMUM
NOKTADAKİ VERİM DEĞERLERİ_____')

fprintf('\n')
fprintf('\n')

Optimum_itki_verimi

Optimum_isil_verim

Optimum_toplam_verim

Optimum_ozgul_itki

fprintf(turbofan22,'*****')
;
fprintf(turbofan22,'Minimum yakıt sarfiyatı [g/(kN*s)=');
fprintf(turbofan22,'%1.5f',Minimum_Ozgul_Yakit_Sarfiyatı);
fprintf(turbofan22,'\n');
fprintf(turbofan22,'Optimum fan sıkıştırma oranı=');
fprintf(turbofan22,'%1.5f',Optimum_fan_S_Orani);
fprintf(turbofan22,'\n');
fprintf(turbofan22,'Optimum bypass oranı=');
fprintf(turbofan22,'%1.5f',Optimum_Bypass_Orani);
fprintf(turbofan22,'\n');
fprintf(turbofan22,'Optimum itki verimi');
fprintf(turbofan22,'%1.5f',Optimum_itki_verimi);
fprintf(turbofan22,'\n');
fprintf(turbofan22,'Optimum ısı verim');
fprintf(turbofan22,'%1.5f',Optimum_isil_verim);

```

```

fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Optimum toplam verim');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', Optimum_toplam_verim);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, '*****')
;
fprintf(turbofan22, 'Popülasyon sayısı=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', pn);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Jenerasyon sayısı=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', gn);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Çaprazlama oranı=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', Pc);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'mutasyon oranı=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', Pm);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Uçuş Mach sayısı=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', M0);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Atmosfer sıcaklığı (Kelvin)=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', T0R);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Yakıtın ısıl değeri (kJ/kg)=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', HPRR);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Kompresör sıkıştırma oranı=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', PIC);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Türbin giriş sıcaklığı=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', TT4R);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Fan sıkıştırma oranı başlangıç değeri=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', x1i);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Fan sıkıştırma oranı bitiş değeri=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', x1s);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Bypass oranı başlangıç değeri=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', x2i);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Bypass oranı bitiş değeri=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', x2s);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Cpc değeri=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', CPC);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Cpt değeri=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', CPT);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Gammat değeri=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', GAMMAT);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Yanma odası basınç oranı=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', PIB);

```

```

fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Bypass akımı lüle basınç oranı=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', PIFN);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Kompresör politropik verimi=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', EC);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Fan politropik verimi=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', EF);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Türbin politropik verimi=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', ET);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Yanma odası verimi=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', NF);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Mekanik verim=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', NM);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'P0/P9=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', P0DIVP9);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'P0/P19=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', P0DIVP19);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'tauc=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', TAUC);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'nf=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', NF);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'f=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', F);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'taut=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', TAUT);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'pit=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', PIT);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'nt=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', NT);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'PT9/P9=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', PT9DIVP9);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'M9=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', M9);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'T9/T0=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', T9DIVT0);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'V9/A0=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', V9DIVA0);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'PT19/P19=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', PT19DIVP19);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'M19=');

```

```

fprintf(turbofan22, '%1.5f', M19);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'T19/T0=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', T19DIVT0);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'V19/A0=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', V19DIVA0);
fprintf(turbofan22, '\n');
fprintf(turbofan22, 'Optimum Özgül itki [Ns/kg]=');
fprintf(turbofan22, '%1.5f', FDIVM0*9.807);
fprintf(turbofan22, '\n');
fclose(turbofan11);
fclose(turbofan22);
x1=linspace(x1i, x1s, 100);
x2=linspace(x2i, x2s, 100);
[x1, x2]=meshgrid(x1, x2);

RC=( (GAMMAC-1)/GAMMAC)*CPC*778.16;
RT=( (GAMMAT-1)/GAMMAT)*CPT*778.16;
A0=sqrt(GAMMAC*RC*GC*T0);
V0=A0*M0;
TAUR=1+((GAMMAC-1)/2)*M0*M0;
PIR=TAUR^(GAMMAC/(GAMMAC-1));
if M0<=1
    NR=1;
elseif M0>1
    NR=1-0.075*(M0-1)^1.35;
end
PID=PIDMAX*NR;
TAULAMDA=CPT*TT4/(CPC*T0);

TAUC=PIC^((GAMMAC-1)/(GAMMAC*EC));
NC=(PIC^((GAMMAC-1)/GAMMAC)-1)/(TAUC-1);

TAUF=x1.^((GAMMAC-1)/(GAMMAC*EF));
NF=(x1.^((GAMMAC-1)/GAMMAC)-1)/(TAUF-1);
F=(TAULAMDA-TAUR*TAUC)/(NB*HPR/(CPC*T0)-TAULAMDA);
TAUT=1-TAUR*(TAUC-1+x2.*(TAUF-1))/(NM*(1+F)*TAULAMDA);
PIT=TAUT.^((GAMMAT/((GAMMAT-1)*EC)));
PITM=1./PIT;
NT=(1-TAUT)/(1-TAUT^(1/ET));
PT9DIVP9=PIT.*(P0DIVP9*PIR*PID*PIB*PIN)*PIC;
M9=sqrt((2/(GAMMAT-1))*((PT9DIVP9.^((GAMMAT-1)/GAMMAT)-1)));
T9DIVT0=TAULAMDA*TAUT.*CPC./(PT9DIVP9.^((GAMMAT-1)/GAMMAT)*CPT);
V9DIVA0=M9.*sqrt(T9DIVT0.*GAMMAT*RT/(GAMMAC*RC));
PT19DIVP19=x1.*P0DIVP19*PIR*PID*PIFN;
M19=sqrt((2/(GAMMAC-1))*((PT19DIVP19.^((GAMMAC-1)/GAMMAC)-1)));
T19DIVT0=TAUR*TAUF./(PT19DIVP19.^((GAMMAC-1)/GAMMAC));
V19DIVA0=M19.*sqrt(T19DIVT0);
a1=A0./((1+x2).*GC);
FDIVM0=A0./((1+x2).*GC).*(V9DIVA0.*(1+F)-M0+RT*(1-
P0DIVP9)*(1+F)*T9DIVT0./(RC*V9DIVA0.*GAMMAC))+
(A0/GC)*(x2./(1+x2)).*(V19DIVA0-M0+(T19DIVT0./V19DIVA0).*(1-P0DIVP19)/GAMMAC);
S=(3600/0.0350394)*F./((1+x2).*FDIVM0);
SI=FDIVM0*9.807;
NP=2*M0*((1+F)*V9DIVA0+x2.*V19DIVA0-
(1+x2)*M0)./((1+F)*V9DIVA0.*V9DIVA0+x2.*V19DIVA0.*V19DIVA0-
(1+x2)*M0*M0);

```

```

NT=A0*A0*( (1+F)*V9DIVA0.*V9DIVA0+x2.*V19DIVA0.*V19DIVA0-
(1+x2)*M0*M0) ./ (2*GC*F*HPR*778.16);
NO=NP.*NT;

```

```

fprintf('_____UÇUŞ
KOŞULLARINA GÖRE PERFORMANS GRAFİKLERİ İÇİN BİRAZ
BEKLEYİNİZ!!_____')
fprintf('\n')
fprintf('\n')

```

```

fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')

```

```

fprintf('\n')
fprintf('\n')

```

```

figure(2)
meshc(x1,x2,S),sutorbar,xlabel('\pif'),ylabel('\alpha'),zlabel('Öz
gül yakıt sarfiyatı[g/(kN*s)]')

```

```

figure(3)
meshc(x1,x2,NP),sutorbar,xlabel('\pif'),ylabel('\alpha'),zlabel('İ
tki verimi')

```

```

figure(4)
meshc(x1,x2,NT),sutorbar,xlabel('\pif'),ylabel('\alpha'),zlabel('İ
sıl verim')

```

```

figure(5)
meshc(x1,x2,NO),sutorbar,xlabel('\pif'),ylabel('\alpha'),zlabel('T
oplam verim')

```

```

figure(6)
meshc(x1,x2,SI),sutorbar,xlabel('\pif'),ylabel('\alpha'),zlabel('Ö
zgül itki [Ns/kg]')

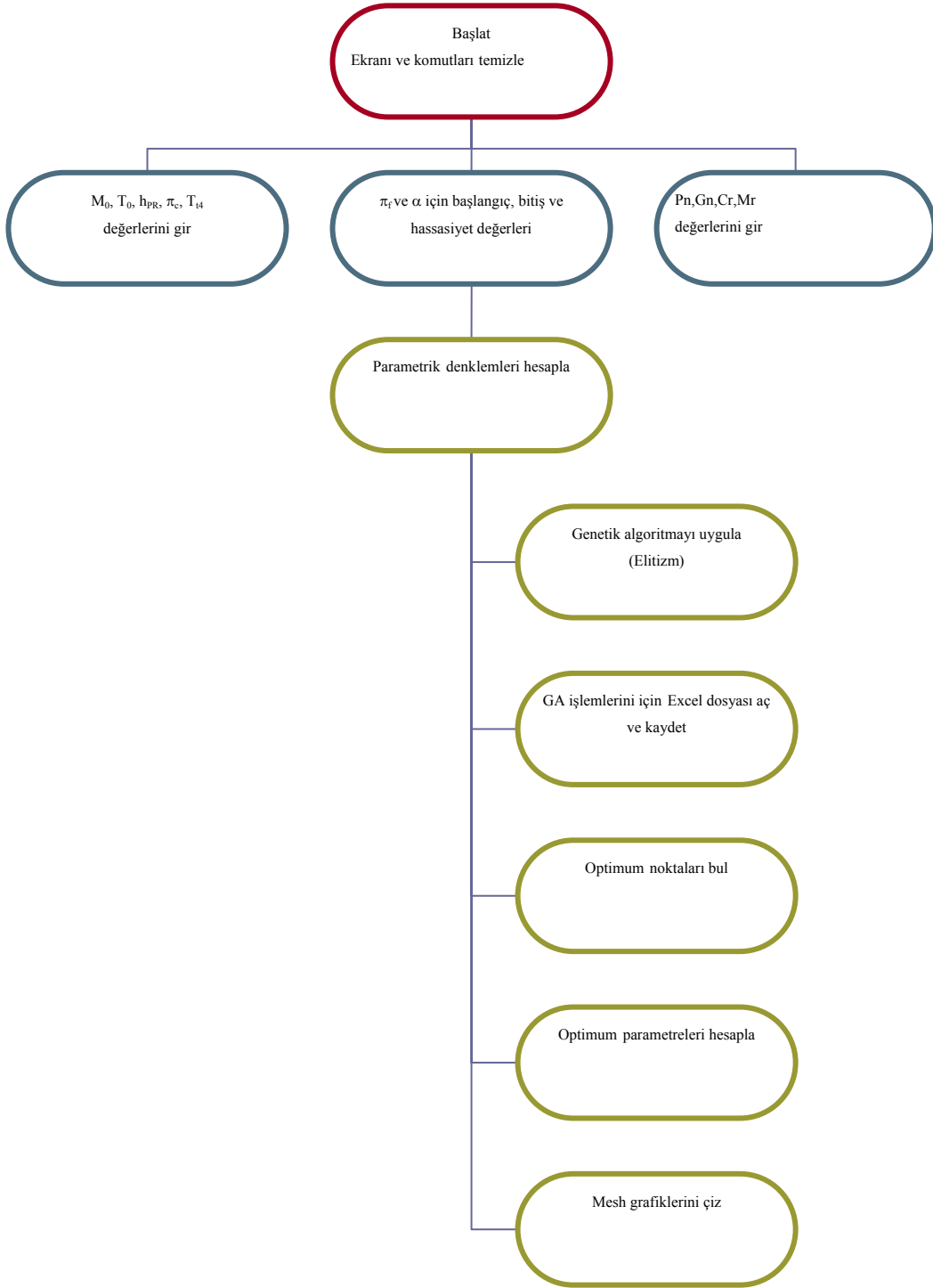
```

```

figure(7)
meshc(x1,x2,PITM),sutorbar,xlabel('\pic'),ylabel('\alpha'),zlabel(
'1/\pit')

```

TURBOGENf programının akış diyagramı şu şekildedir:



Şekil E.7. TURBOGENf programının akış diyagramı

TURBOGENc programının kodları aşağıdaki gibidir:

```
clear
clc
Tarih=date;

Tarih
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('_____TURBOFAN
MOTORU PARAMETRELERİ_____')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
M0=input('_____Uçuş
Mach sayısını giriniz:');
fprintf('\n')
T0R=input('
Atmosfer sıcaklığını giriniz(Kelvin):');
fprintf('\n')
HPRR=input('
Yakıtın ısıl değerini giriniz(kJ/kg):');
fprintf('\n')
PIF=input('_____Fan
sıkıştırma oranını giriniz:');
fprintf('\n')
TT4R=input('_____Türbin
giriş sıcaklığını giriniz(Kelvin):');
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('_____TURBOFAN
MOTORU İÇİN DEĞİŞKEN
DEĞERLERİ_____')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('_____Kompresör sıkıştırma
oranı ve bypass oranı için tanım aralığını giriniz:')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
x1i=input('_____
Kompresör sıkıştırma oranı için başlangıç değeri:');
fprintf('\n')
x1s=input('
Kompresör sıkıştırma oranı için bitiş değeri:');
fprintf('\n')
x2i=input('_____Bypass
oranı için başlangıç değeri:');
fprintf('\n')
x2s=input('_____Bypass
oranı için bitiş değeri:');
```

```

fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('_____GENETİK
ALGORİTMA DEĞİŞKEN
DEĞERLERİ_____')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
pn=input('
Popülasyon sayısını giriniz:');
fprintf('\n')
gn=input('
Jenerasyon sayısını giriniz:');
fprintf('\n')
Pc=input('
Çaprazlama oranını giriniz:');
fprintf('\n')
Pm=input('_____Mutasyon
oranını giriniz:');
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('_____//Kompresör sıkıştırma oranı ve
Bypass oranı için hassasiyeti giriniz//')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
kcl=input('
Kompresör sıkıştırma oranı için hassasiyet:');
fprintf('\n')
ac2=input('_____Bypass
oranı için hassasiyet:');
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('_____İŞLEM
UYGULANIYOR..LÜTFEN
BEKLEYİN!!!!_____')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
aralik1=(x1s-x1i)/kcl;
bitsay1=length(de2bi(aralik1,'left-msb'));
aralik2=(x2s-x2i)/ac2;
bitsay2=length(de2bi(aralik2,'left-msb'));
bitsay=bitsay1+bitsay2;
enbusa1=bi2de(ones(1,bitsay1));
ykc1=(x1s-x1i)/enbusa1;
enbusa2=bi2de(ones(1,bitsay2));
yac2=(x2s-x2i)/enbusa2;

```

```

*****
crs=pn*Pc;
if rem(round(crs),2)==0
    crs=round(crs);
else
    crs=round(crs)+1;
end
disp(strcat('
Crossoveru uğrayacak birey sayısı : ',num2str(crs)))
fprintf('\n')

*****
ms=round(pn*Pm*bitsay);
disp(strcat('
Mutasyona uğrayacak bit sayısı : ',num2str(ms)))
fprintf('\n')

*****
a1=[x1i:kc1:x1s];

for i=2:pn,
    mm1=randsrc(1,1,a1);
    %while ismember(mm1,x1)==1,
    %
    %end
    x1=[x1;mm1];
end
a2=[x2i:ac2:x2s];

for i=2:pn,
    mm2=randsrc(1,1,a2);
    %while ismember(mm2,x2)==1
    %
    %end
    x2=[x2;mm2];
end
fprintf('\n')
fprintf('\n')

*****
for i=1:1:pn,
    ondapop1(i,1)=round((x1(i,1)-x1i)/ykc1);
end
ikipop1=de2bi(ondapop1,bitsay1,'left-msb');
for i=1:1:pn,
    ondapop2(i,1)=round((x2(i,1)-x2i)/yac2);
end
ikipop2=de2bi(ondapop2,bitsay2,'left-msb');
ikipop=[ikipop1 ikipop2];
ondapop=bi2de(ikipop,'left-msb');

turbofan1=fopen('turbogenetik.xls','w+');
turbofan2=fopen('turbogenetik2.xls','w+');
fprintf(turbofan1,'%1.0f',Tarih);

```

```

    fprintf(turbofan1, '\n');
    fprintf(turbofan2, '%1.0f', Tarih);
    fprintf(turbofan1, '\n');
    for jen=1:1:gn,
        fprintf(turbofan1, '%1.0f', jen);
        fprintf(turbofan2, '%1.0f', jen);
        fprintf(turbofan1, '.jenerasyon.....');
        fprintf(turbofan2, '.jenerasyon.....');
        fprintf(turbofan1, '\n');
        fprintf(turbofan2, '\n');

T0=T0R*1.8;
GAMMAC=1.4;
CPC=0.240;
GAMMAT=1.33;
CPT=0.276;
HPR=HPRR*0.4302104;
PIDMAX=0.99;
PIB=0.96;
PIN=0.99;
PIFN=0.99;
EC=0.90;
EF=0.89;
ET=0.89;
NB=0.99;
NM=0.99;
P0DIVP9=0.9;
P0DIVP19=0.9;
TT4=TT4R*1.8;
GC=32.174;
RC=((GAMMAC-1)/GAMMAC)*CPC*778.16;
RT=((GAMMAT-1)/GAMMAT)*CPT*778.16;
A0=sqrt(GAMMAC*RC*GC*T0);
V0=A0*M0;
TAUR=1+((GAMMAC-1)/2)*M0*M0;
PIR=TAUR^(GAMMAC/(GAMMAC-1));
if M0<=1
    NR=1;
elseif M0>1
    NR=1-0.075*(M0-1)^1.35;
end
PID=PIDMAX*NR;
TAULAMDA=CPT*TT4/(CPC*T0);

TAUC=x1.^((GAMMAC-1)/(GAMMAC*EC));
NC=(x1.^((GAMMAC-1)/GAMMAC)-1)./(TAUC-1);

TAUF=PIF^((GAMMAC-1)/(GAMMAC*EF));
NF=(PIF^((GAMMAC-1)/GAMMAC)-1)/(TAUF-1);
F=(TAULAMDA-TAUR*TAUC)/(NB*HPR/(CPC*T0)-TAULAMDA);
TAUT=1-TAUR*(TAUC-1+x2.*(TAUF-1))./(NM*(1+F)*TAULAMDA);
PIT=TAUT.^((GAMMAT/((GAMMAT-1)*EC)));
NT=(1-TAUT)./(1-TAUT.^(1/ET));
PT9DIVP9=(P0DIVP9*PIR*PID*PIB*PIN)*x1.*PIT;
M9=sqrt((2/(GAMMAT-1))*((PT9DIVP9.^(GAMMAT-1)/GAMMAT)-1));
T9DIVT0=TAULAMDA*TAUT*CPC./(PT9DIVP9.^(GAMMAT-1)/GAMMAT)*CPT;
V9DIVA0=M9.*sqrt(GAMMAT*RT*T9DIVT0/(GAMMAC*RC));

```

```

PT19DIVP19=P0DIVP19*PIR*PID*PIF*PIFN;
M19=sqrt((2/(GAMMAC-1))*((PT19DIVP19^((GAMMAC-1)/GAMMAC)-1)));
T19DIVT0=TAUR*TAUF/(PT19DIVP19^((GAMMAC-1)/GAMMAC));
V19DIVA0=M19*sqrt(T19DIVT0);
a1=A0./((1+x2).*GC);
FDIVM0=A0./((1+x2).*GC).*((1+F).*V9DIVA0-M0+RT*(1-
P0DIVP9)*(1+F).*T9DIVT0./(RC*V9DIVA0*GAMMAC))+(x2./(1+x2))*(A0/GC)
*(V19DIVA0-M0+T19DIVT0/V19DIVA0*(1-P0DIVP9)/GAMMAC);
S=(3600/0.0350394)*F./((1+x2).*FDIVM0);
NP=2*M0*(1+F).*V9DIVA0+x2.*V19DIVA0-
(1+x2)*M0./((1+F).*V9DIVA0.*V9DIVA0+x2.*V19DIVA0.*V19DIVA0-
(1+x2)*M0*M0);
NT=A0*A0*(1+F).*V9DIVA0.*V9DIVA0+x2.*V19DIVA0.*V19DIVA0-
(1+x2)*M0*M0./(2*GC*F*HPR*778.16);
NO=NP.*NT;

```

```

Fx=1./S;
SFx=sum(Fx);
AvFx=SFx/pn;
MaxFx=max(Fx);

```

```

*****

```

```

    for i=1:1:pn,
        Psecim(i,1)=Fx(i,1)/SFx;
        Beklenen(i,1)=Fx(i,1)/AvFx;
        Gercek(i,1)=round(Beklenen(i,1));
    end
    SPsecimx=sum(Psecim);
    SBeklenen=sum(Beklenen);
    SAcnt=sum(Gercek);
    [sutac,satac]=size(Gercek);

```

```

*****

```

```

    for i=1:1:pn,
        m=Gercek(i,1);
        for j=1:1:m,
            v=ondapop(i,1);
            kopyala=[kopyala;v];
        end
        clear v
    end
    [sat,sut]=size(kopyala);

```

```

*****

```

```

    while sat-pn<0,

        for i=1:sutac,
            if isequal(0,Gercek(i,1))==1,
                n0=n0+1;
            end
        end
        for i=1:sutac,
            if isequal(1,Gercek(i,1))==1,
                n1=n1+1;
            end
        end
        n2a=sutac-(n0+n1);

```

```

i=1;
while (sat-pn<0) & (n2a~=0)
    m=Gercek(i,1);
    if m>=2,
        kopyala=[kopyala;ondapop(i,1)];
        n2a=n2a-1;
    end
    [sat,sut]=size(kopyala);
    i=i+1;
end
i=1;
if n2a==0,
    while (sat-pn<0) & (n1~=0)
        if m==1,
            kopyala=[kopyala;ondapop(i,1)];
            n1=n1-1;
        end
        [sat,sut]=size(kopyala);
        i=i+1;
    end
end
end
*****
while sat-pn>0
    n0=0;
    n1=0;
    for i=1:sutac,
        if isequal(0,Gercek(i,1))==1,
            n0=n0+1;
        end
    end
    for i=1:sutac,
        if isequal(1,Gercek(i,1))==1,
            n1=n1+1;
        end
    end
    n2a=sutac-(n0+n1);
    i=1;
    while (sat-pn>0) & (n1~=0)
        m=Gercek(i,1);
        if m==0,
            Gercek(i,1)=Gercek(i,1)-1;
            n1=n1-1;
        end

        for j=1:1:pn,
            n=Gercek(j,1);
            for y=1:1:n,
                v=ondapop(j,1);
                kopyala=[kopyala;v];
            end
            clear v
        end
        [sat,sut]=size(kopyala);
        i=i+1;
    end
    i=1;
    if n1==0,

```

```

while (sat-pn>0)&(n2a~=0)
    m=Gercek(i,1);
    if m>=2,
        Gercek(i,1)=Gercek(i,1)-1;
        n2a=n2a-1;
    end
    kopyala=[ ];
    for j=1:1:pn,
        n=Gercek(j,1);
        for y=1:1:n,
            v=ondapop(j,1);
            kopyala=[kopyala;v];
        end
        clear v
    end
    [sat,sut]=size(kopyala);
    i=i+1;
end
end
end
kopyala=de2bi(kopyala,bitsay,'left-msb');
*****
if crs~=0,
    r=[1:pn];

    for i=2:crs,
        mm=randsrc(1,1,r);
        while ismember(mm,m)==1,
            mm=randsrc(1,1,r);
        end
        m=[m;mm];
    end
    for i=1:1:crs/2;
        mate1(i,1)=m(i*2-1,1);
        mate2(i,1)=m(i*2,1);
    end
    mate=[mate1 mate2];
    %crosssite ların random olarak belirlenmesi
    r=[2:bitsay-1];
    for i=1:crs/2,
        crosssite(i,1)=randsrc(1,1,r);
    end

    fprintf(turbofan1,'crossovera uğrayacak bireylerin numaraları
ve crosssite noktaları:');
    fprintf(turbofan1, '\n');
    for i=1:1:crs/2,
        fprintf(turbofan1, '    kromozom');
        fprintf(turbofan1, '%1.0f',mate1(i,1));
        fprintf(turbofan1, '-----kromozom');
        fprintf(turbofan1, '%1.0f',mate2(i,1));
        fprintf(turbofan1, '-----crosssite');
        fprintf(turbofan1, '%1.0f',crosssite(i,1));
        fprintf(turbofan1, '\n');
    end
    fprintf(turbofan1, '\n');
    %crossover işleminin uygulanması
    for i=1:1:length(mate),
        c=crosssite(i,1);

```

```

        for k=c+1:1:bitsay,
            a=kopyalaiki(mate(i,1),k);
            b=kopyalaiki(mate(i,2),k);
            d=a;
            a=b;
            b=d;
            kopyalaiki(mate(i,1),k)=a;
            kopyalaiki(mate(i,2),k)=b;
        end
    end
end
*****
if ms~=1,
    r=[1:pn];
    c=[1:bitsay];
    sat=randsrc(1,1,r);
    sut=randsrc(1,1,c);
    for i=2:ms;
        rr=randsrc(1,1,r);
        cc=randsrc(1,1,c);
        while ismember(rr,sat)==0,
            rr=randsrc(1,1,r);
        end
        while ismember(cc,sut)==1,
            cc=randsrc(1,1,c);
        end
        sat=[sat;rr];
        sut=[sut;cc];
    end

    fprintf(turbofan1,'mutasyona uğrayacak bitlerin
numaraları:');
    fprintf(turbofan1,'\n');
    for i=1:1:ms,
        fprintf(turbofan1,'  kromozom');
        fprintf(turbofan1,'%1.0f',sat(i));
        fprintf(turbofan1,'-----bit');
        fprintf(turbofan1,'%1.0f',sut(i));
        fprintf(turbofan1,'\n');
    end
    %mutasyon işleminin uygulanması
    for i=1:1:length(mut),
        if kopyalaiki(mut(i,1),mut(i,2))==1,
            kopyalaiki(mut(i,1),mut(i,2))=0;
        else
            kopyalaiki(mut(i,1),mut(i,2))=1;
        end
    end
end

for i=1:1:pn,
    No(i,1)=i;
end
fprintf(turbofan1,'
Act.      reproduction')
fprintf(turbofan1,'\n');
fprintf(turbofan1,'      No      popülasyon      değr.
Cnt      crossover mutasyon sonrası');

```

```

fprintf(turbofan1, '\n');
fprintf(turbofan1, '-----');
-----');
fprintf(turbofan1, '\n');

for i=1:pn,
    fprintf(turbofan1, '%6.0f', No(i,1));
    fprintf(turbofan1, '%3.0f', ikipop(i,:));
    fprintf(turbofan1, '%9.2f', x1(i,1));
    fprintf(turbofan1, '%9.2f', x2(i,1));
    fprintf(turbofan1, '%10.2f', Fx(i,1));
    fprintf(turbofan1, '%7.0f', Gercek(i,1));
    fprintf(turbofan1, '%5.0s', '|');
    fprintf(turbofan1, '%3.0f', kopyalaiki(i,:));
    fprintf(turbofan1, '\n');
end
fprintf(turbofan1, '\n');

ikipop=kopyalaiki;

for i=1:pn,
    for j=1:bitsay1,
        ikipop1(i,j)=ikipop(i,j);
    end
end

for i=1:pn,
    for j=1:bitsay2,
        ikipop2(i,j)=ikipop(i, bitsay1+j);
    end
end

ondapop2=bi2de(ikipop2, 'left-msb');
maximum=Fx(1,1);
ii=1;

for i=2:pn,
    if Fx(i,1)>=maximum,
        maximum=Fx(i,1);
        minimum=1/maximum;
        ii=i;
    end

end

fprintf(turbofan1, 'minimum Özgül yakıt sarfiyatı
değeri [g/ (kN*s)   :');
fprintf(turbofan1, '%1.5f', minimum);
fprintf(turbofan1, '\n');
fprintf(turbofan1, 'minimum Özgül yakıt sarfiyatını veren
kompresör S.oranı :');
fprintf(turbofan1, '%1.2f', x1(ii,1));
fprintf(turbofan1, '\n');

```

```

    fprintf(turbofan1,'minimum Özgül yakıt sarfiyatını veren bypass
oranı :');
    fprintf(turbofan1,'%1.2f',x2(ii,1));
    fprintf(turbofan1,'\n');
    fprintf(turbofan1,'-----
-----');
    fprintf(turbofan1,'\n');
    fprintf(turbofan1,'\n');

    fprintf(turbofan2,'minimum Özgül yakıt sarfiyatı
değeri [g/(kN*s) :');
    fprintf(turbofan2,'%1.5f',minimum);
    fprintf(turbofan2,'\n');
    fprintf(turbofan2,'minimum Özgül yakıt sarfiyatını veren
kompresör S.oranı : :');
    fprintf(turbofan2,'%1.2f',x1(ii,1));
    fprintf(turbofan2,'\n');
    fprintf(turbofan2,'minimum Özgül yakıt sarfiyatını veren bypass
oranı :');
    fprintf(turbofan2,'%1.2f',x2(ii,1));
    fprintf(turbofan2,'\n');
    fprintf(turbofan2,'-----
-----');
    fprintf(turbofan2,'\n');
    fprintf(turbofan2,'\n');

    fom(jen,1)=minimum;
    x1(1,1)=x1(ii,1);
    x2(1,1)=x2(ii,1);
    for i=2:1:pn,
        x1(i,1)=x1i+(ykc1*ondapop1(i,1));
    end

    for i=2:1:pn,
        x2(i,1)=x2i+(yac2*ondapop2(i,1));
    end

    clear kopyalaiki
    i=1:jen;
    ten=i';
    figure(1)
    plot(ten,fom,'r'),xlabel('Jenerasyon sayısı'),ylabel('Minimum
yakıt safiyatı [g/(kN*s)'), grid on

end

Optimum_Kompresor_S_Orani=x1(ii,1);
Optimum_Bypass_Orani=x2(ii,1);
Minimum_Ozgul_Yakit_Sarfiyati=minimum;

fprintf('_____
__OPTİMUM NOKTALAR_____')

```

Optimum\_Kompresor\_S\_Orani

Optimum\_Bypass\_Orani

Minimum\_Ozgul\_Yakit\_Sarfiyati

Optimum\_Kompresor\_S\_Orani=x1(ii,1);  
Optimum\_Bypass\_Orani=x2(ii,1);  
Minimum\_Ozgul\_Yakit\_Sarfiyati=minimum;

RC=((GAMMAC-1)/GAMMAC)\*CPC\*778.16;  
RT=((GAMMAT-1)/GAMMAT)\*CPT\*778.16;  
A0=sqrt(GAMMAC\*RC\*GC\*T0);  
V0=A0\*M0;  
TAUR=1+((GAMMAC-1)/2)\*M0\*M0;  
PIR=TAUR^(GAMMAC/(GAMMAC-1));  
if M0<=1  
NR=1;  
elseif M0>1  
NR=1-0.075\*(M0-1)^1.35;  
end  
PID=PIDMAX\*NR;  
TAULAMDA=CPT\*TT4/(CPC\*T0);

TAUC=Optimum\_Kompresor\_S\_Orani^((GAMMAC-1)/(GAMMAC\*EC));  
NC=(Optimum\_Kompresor\_S\_Orani^((GAMMAC-1)/GAMMAC)-1)/(TAUC-1);

TAUF=PIF^((GAMMAC-1)/(GAMMAC\*EF));  
NF=(PIF^((GAMMAC-1)/GAMMAC)-1)/(TAUF-1);  
F=(TAULAMDA-TAUR\*TAUC)/(NB\*HPR/(CPC\*T0)-TAULAMDA);  
TAUT=1-TAUR\*(TAUC-1+Optimum\_Bypass\_Orani\*(TAUF-1))/(NM\*(1+F)\*TAULAMDA);

PIT=TAUT^((GAMMAT/((GAMMAT-1)\*EC)));  
NT=(1-TAUT)/(1-TAUT^(1/ET));  
PT9DIVP9=(P0DIVP9\*PIR\*PID\*PIB\*PIN)\*Optimum\_Kompresor\_S\_Orani\*PIT;  
M9=sqrt((2/(GAMMAT-1))\*((PT9DIVP9^((GAMMAT-1)/GAMMAT)-1)));  
T9DIVT0=TAULAMDA\*TAUT\*CPC/(PT9DIVP9^((GAMMAT-1)/GAMMAT)\*CPT);  
V9DIVA0=M9\*sqrt(GAMMAT\*RT\*T9DIVT0/(GAMMAC\*RC));  
PT19DIVP19=P0DIVP19\*PIR\*PID\*PIF\*PIFN;  
M19=sqrt((2/(GAMMAC-1))\*((PT19DIVP19^((GAMMAC-1)/GAMMAC)-1)));  
T19DIVT0=TAUR\*TAUF/(PT19DIVP19^((GAMMAC-1)/GAMMAC));  
V19DIVA0=M19\*sqrt(T19DIVT0);  
a1=A0/((1+Optimum\_Bypass\_Orani\*GC));  
FDIVM0=A0/((1+Optimum\_Bypass\_Orani)\*GC)\*((1+F)\*V9DIVA0-M0+RT\*(1-P0DIVP9)\*(1+F)\*T9DIVT0/(RC\*V9DIVA0\*GAMMAC))+Optimum\_Bypass\_Orani/((1+Optimum\_Bypass\_Orani))\*(A0/GC)\*(V19DIVA0-M0+T19DIVT0/V19DIVA0\*(1-P0DIVP19)/GAMMAC);  
S=(3600/0.0350394)\*F/((1+Optimum\_Bypass\_Orani)\*FDIVM0);  
Optimum\_itki\_verimi=2\*M0\*((1+F)\*V9DIVA0+Optimum\_Bypass\_Orani\*V19DIVA0-(1+Optimum\_Bypass\_Orani)\*M0)/((1+F)\*V9DIVA0\*V9DIVA0+Optimum\_Bypass\_Orani\*V19DIVA0\*V19DIVA0-(1+Optimum\_Bypass\_Orani)\*M0\*M0);

```

Optimum_iscal_verim=A0*A0*((1+F)*V9DIVA0*V9DIVA0+Optimum_Bypass_Orani*V19DIVA0*V19DIVA0-(1+Optimum_Bypass_Orani)*M0*M0)/(2*GC*F*HPR*778.16);
Optimum_toplam_verim=Optimum_itki_verimi*Optimum_iscal_verim;
Optimum_ozgul_itki=FDIVM0*9.807;

```

```

fprintf('_____OPTİMUM
NOKTADAKİ VERİM DEĞERLERİ_____')

```

```

fprintf('\n')
fprintf('\n')

```

```

Optimum_itki_verimi

```

```

Optimum_iscal_verim

```

```

Optimum_toplam_verim

```

```

Optimum_ozgul_itki
fprintf(turbofan2,'*****');
fprintf(turbofan2,'Minimum yakıt sarfiyatı [g/(kN*s)=');
fprintf(turbofan2,'%1.5f',Minimum_Ozgul_Yakit_Sarfiyati);
fprintf(turbofan2,'\n');
fprintf(turbofan2,'Optimum kompresör sıkıştırma oranı=');
fprintf(turbofan2,'%1.5f',Optimum_Kompresor_S_Orani);
fprintf(turbofan2,'\n');
fprintf(turbofan2,'Optimum bypass oranı=');
fprintf(turbofan2,'%1.5f',Optimum_Bypass_Orani);
fprintf(turbofan2,'\n');
fprintf(turbofan2,'Optimum itki verimi');
fprintf(turbofan2,'%1.5f',Optimum_itki_verimi);
fprintf(turbofan2,'\n');
fprintf(turbofan2,'Optimum ısal verim');
fprintf(turbofan2,'%1.5f',Optimum_iscal_verim);
fprintf(turbofan2,'\n');
fprintf(turbofan2,'Optimum toplam verim');
fprintf(turbofan2,'%1.5f',Optimum_toplam_verim);
fprintf(turbofan2,'\n');
fprintf(turbofan2,'\n');
fprintf(turbofan2,'\n');
fprintf(turbofan2,'\n');
fprintf(turbofan2,'*****');
fprintf(turbofan2,'Popülasyon sayısı=');
fprintf(turbofan2,'%1.5f',pn);
fprintf(turbofan2,'\n');
fprintf(turbofan2,'Jenerasyon sayısı=');
fprintf(turbofan2,'%1.5f',gn);
fprintf(turbofan2,'\n');
fprintf(turbofan2,'Çaprazlama oranı=');
fprintf(turbofan2,'%1.5f',Pc);
fprintf(turbofan2,'\n');
fprintf(turbofan2,'mutasyon oranı=');
fprintf(turbofan2,'%1.5f',Pm);
fprintf(turbofan2,'\n');
fprintf(turbofan2,'Uçuş Mach sayısı=');

```

```

fprintf(turbofan2, '%1.5f', M0);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'Atmosfer sıcaklığı (Kelvin)=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', T0R);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'Yakıtın ısıl değeri (kJ/kg)=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', HPRR);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'Fan sıkıştırma oranı=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', PIF);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'Türbin giriş sıcaklığı=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', TT4R);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'Kompresör sıkıştırma oranı başlangıç değeri=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', x1i);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'Kompresör sıkıştırma oranı bitiş değeri=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', x1s);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'Bypass oranı başlangıç değeri=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', x2i);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'Bypass oranı bitiş değeri=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', x1i);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'Cpc değeri=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', CPC);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'Cpt değeri=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', CPT);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'Gammata değeri=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', GAMMAT);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'Yanma odası basınç oranı=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', PIB);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'Bypass akımı lüle basınç oranı=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', PIFN);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'Kompresör politropik verimi=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', EC);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'Fan politropik verimi=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', EF);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'Türbin politropik verimi=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', ET);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'Yanma odası verimi=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', NF);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'Mekanik verim=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', NM);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'P0/P9=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', P0DIVP9);
fprintf(turbofan2, '\n');

```

```

fprintf(turbofan2, 'P0/P19=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', P0DIVP19);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'tauf=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', TAUF);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'nf=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', NF);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'f=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', F);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'taut=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', TAUT);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'pit=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', PIT);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'nt=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', NT);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'PT9/P9=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', PT9DIVP9);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'M9=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', M9);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'T9/T0=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', T9DIVT0);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'V9/A0=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', V9DIVA0);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'PT19/P19=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', PT19DIVP19);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'M19=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', M19);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'T19/T0=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', T19DIVT0);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, 'V19/A0=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', V19DIVA0);
fprintf(turbofan2, '\n');
fprintf(turbofan2, ' Optimum Özgül itki [Ns/kg]=');
fprintf(turbofan2, '%1.5f', FDIVM0*9.807);
fprintf(turbofan2, '\n');
fclose(turbofan1);
fclose(turbofan2);

x1=linspace(x1i,x1s,100);
x2=linspace(x2i,x2s,100);
[x1,x2]=meshgrid(x1,x2);

RC=((GAMMAC-1)/GAMMAC)*CPC*778.16;
RT=((GAMMAT-1)/GAMMAT)*CPT*778.16;
A0=sqrt(GAMMAC*RC*GC*T0);

```

```

V0=A0*M0;
TAUR=1+ ((GAMMAC-1)/2)*M0*M0;
PIR=TAUR^(GAMMAC/(GAMMAC-1));
if M0<=1
    NR=1;
elseif M0>1
    NR=1-0.075*(M0-1)^1.35;
end
PID=PIDMAX*NR;
TAULAMDA=CPT*TT4/(CPC*T0);

TAUC=x1.^((GAMMAC-1)/(GAMMAC*EC));
NC=(x1.^((GAMMAC-1)/GAMMAC)-1)./(TAUC-1);

TAUF=PIF^((GAMMAC-1)/(GAMMAC*EF));
NF=(PIF^((GAMMAC-1)/GAMMAC)-1)/(TAUF-1);
F=(TAULAMDA-TAUR*TAUC)/(NB*HPR/(CPC*T0)-TAULAMDA);
TAUT=1-TAUR*(TAUC-1+x2.*(TAUF-1))./(NM*(1+F)*TAULAMDA);
TAUTM=1./TAUT;
PIT=TAUT.^((GAMMAT/((GAMMAT-1)*EC)));
PITM=1./PIT;
NT=(1-TAUT)./(1-TAUT.^(1/ET));
PT9DIVP9=(P0DIVP9*PIR*PID*PIB*PIN)*x1.*PIT;
M9=sqrt((2/(GAMMAT-1))*((PT9DIVP9.^((GAMMAT-1)/GAMMAT)-1)));
T9DIVT0=TAULAMDA*TAUT*CPC/(PT9DIVP9.^((GAMMAT-1)/GAMMAT)*CPT);
V9DIVA0=M9.*sqrt(GAMMAT*RT*T9DIVT0/(GAMMAC*RC));
PT19DIVP19=P0DIVP19*PIR*PID*PIF*PIFN;
M19=sqrt((2/(GAMMAC-1))*((PT19DIVP19.^((GAMMAC-1)/GAMMAC)-1)));
T19DIVT0=TAUR*TAUF/(PT19DIVP19.^((GAMMAC-1)/GAMMAC));
V19DIVA0=M19*sqrt(T19DIVT0);
a1=A0./((1+x2).*GC);
FDIVM0=A0./((1+x2).*GC).*((1+F).*V9DIVA0-M0+RT*(1-
P0DIVP9)*(1+F).*T9DIVT0/(RC*V9DIVA0*GAMMAC))+ (x2./(1+x2))* (A0/GC)
*(V19DIVA0-M0+T19DIVT0/V19DIVA0*(1-P0DIVP19)/GAMMAC);
SI=FDIVM0*9.807;
S=(3600/0.0350394)*F./((1+x2).*FDIVM0);
NP=2*M0*(1+F).*V9DIVA0+x2.*V19DIVA0-
(1+x2)*M0)./((1+F).*V9DIVA0.*V9DIVA0+x2.*V19DIVA0.*V19DIVA0-
(1+x2)*M0*M0);
NT=A0*A0*(1+F).*V9DIVA0.*V9DIVA0+x2.*V19DIVA0.*V19DIVA0-
(1+x2)*M0*M0)./(2*GC*F*HPR*778.16);
NO=NP.*NT;

fprintf('_____UÇUŞ
KOŞULLARINA GÖRE PERFORMANS GRAFİKLERİ İÇİN BİRAZ
BEKLEYİNİZ!!_____')
fprintf('\n')
fprintf('\n')

fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')
fprintf('\n')

fprintf('\n')
fprintf('\n')

figure(2)

```

```
meshc(x1,x2,S),sutorbar,xlabel('\pic'),ylabel('\alpha'),zlabel('Öz  
gül yakıt sarfiyatı[g/(kN*s)]')
```

```
figure(3)
```

```
meshc(x1,x2,NP),sutorbar,xlabel('\pic'),ylabel('\alpha'),zlabel('İ  
tki verimi')
```

```
figure(2)
```

```
figure(4)
```

```
meshc(x1,x2,NT),sutorbar,xlabel('\pic'),ylabel('\alpha'),zlabel('İ  
sıl verim')
```

```
figure(5)
```

```
meshc(x1,x2,NO),sutorbar,xlabel('\pic'),ylabel('\alpha'),zlabel('T  
oplam verim')
```

```
figure(6)
```

```
meshc(x1,x2,SI),sutorbar,xlabel('\pic'),ylabel('\alpha'),zlabel('Ö  
zgül itki [Ns/kg]')
```

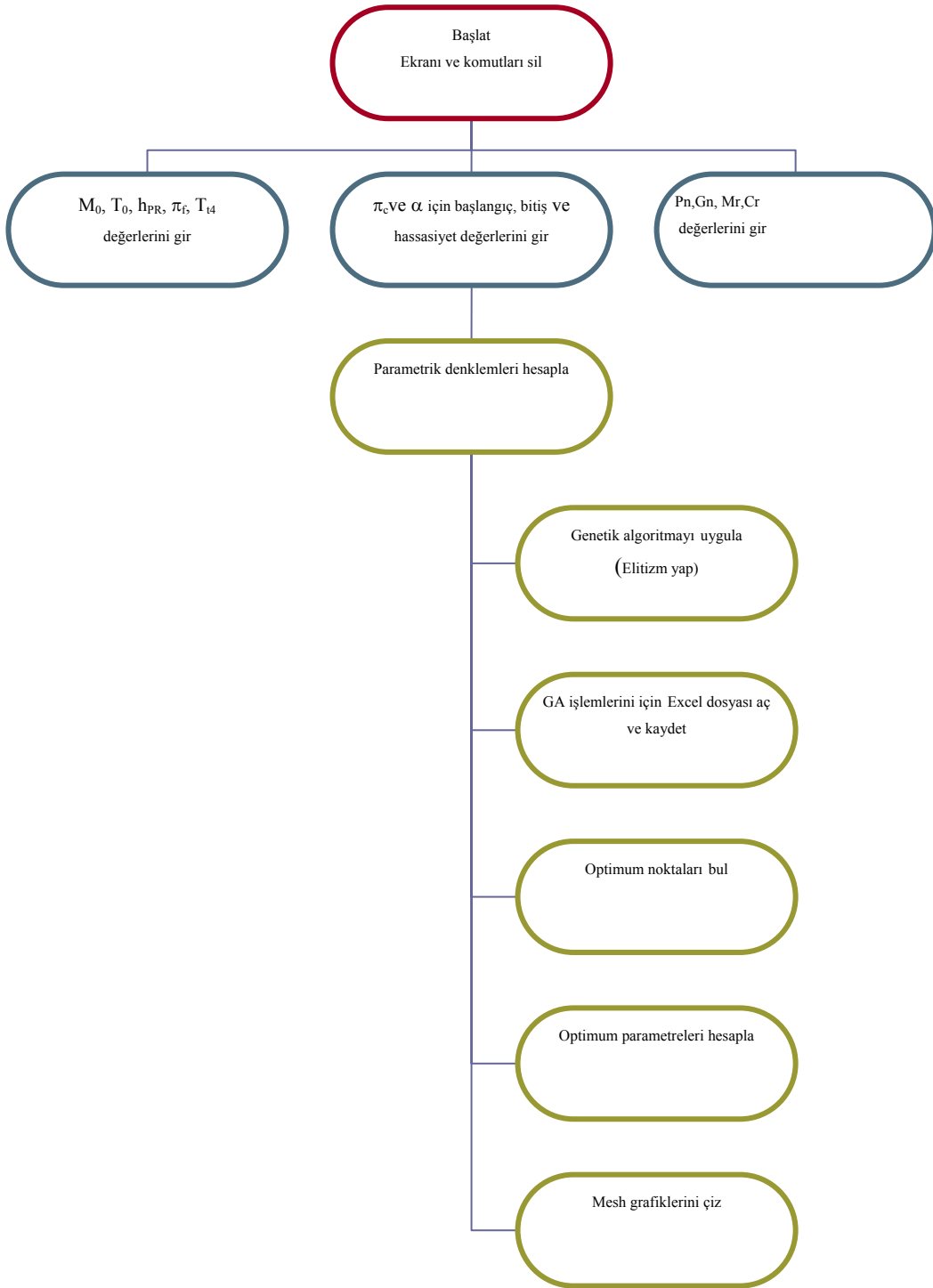
```
figure(7)
```

```
meshc(x1,x2,TAUTM),sutorbar,xlabel('\pic'),ylabel('\alpha'),zlabel  
( '1/\taut')
```

```
figure(8)
```

```
meshc(x1,x2,PITM),sutorbar,xlabel('\pic'),ylabel('\alpha'),zlabel(  
'1/\pit')
```

TURBOGENc programının akış diyagramı aşağıdaki gibidir:



Şekil E.8. TURBOGENc programının akış diyagramı

## Ek-5 Birimler ve Dönüşüm Çizelgeleri

Çizelge E.4. Temel tanımlar ve sabitler

Sabit	Tanım
Zaman	1 h=3600 s
Uzunluk	1 in.=2.540 cm
	1 ft=12 in.
	1 mile=5280 ft
Kütle	1 lbm=0.45359 kg
	1 slug=32.174 lbm
Kuvvet	1 lbf=32.174 lbm-ft/s <sup>2</sup>
	1 N=1 kg-m/s <sup>2</sup>
Enerji	1 Btu=778.16 ft-lbf
	1J=1 N-m
Güç	1 hp=550 ft-lbf/s
	1 W=1 J/s
Basınç	1atm=14.696, lbf/in. <sup>2</sup> =2116.2 lbf/ft <sup>2</sup>
	1 Pa=1 N/m <sup>2</sup>
Sıcaklık	T (°F)=1.8 T(°C)+32
	T (°R)= T(°F)+459.69
	T (°R)= 1.8 {T(°C)+273.16}
	T (°R)=1.8 T(K)
Standart yerçekimi ivmesi	g <sub>0</sub> =9.8067 m/s <sup>2</sup> =32.174 ft/s <sup>2</sup>
Newton sabiti	g <sub>c</sub> =ma/F=32.174 lbm-ft/(lbf-s <sup>2</sup> )
	g <sub>c</sub> =1 (SI için)
Ölçek faktörleri	
Mega (M)	10 <sup>6</sup>
Kilo (k)	10 <sup>3</sup>
Centi (c)	10 <sup>-2</sup>
Mili (m)	10 <sup>-3</sup>

**Çizelge E.5.** Birim çevirme katsayıları

Büyüklik	İngiliz birimi	SI birimi	Çevirme faktörü*
Uzunluk	ft	m	0.3048
Mil (Mile)	5280 ft	1.609 km	_____
Deniz mili (Nautical mile-Nm)	6080 ft	1.853 km	_____
Alan	ft <sup>2</sup>	m <sup>2</sup>	0.09290
Kütle	lbm	kg	0.4536
	slug	kg	14.59
Kuvvet	lbf	N	4.448
Basınç	lbf/ft <sup>2</sup> (psf)	N/m <sup>2</sup> (Pa)	47.88
	lbf/in <sup>2</sup> (psi)	kN/m <sup>2</sup>	6.895
Yoğunluk	lbm/ft <sup>3</sup>	kg/m <sup>3</sup>	16.02
Özgül entalpi ve yakıtın ısıl değeri	Btu/lbm	kJ/kg	2.326
Özgül ısı	Btu/(lbm- <sup>0</sup> R)	kJ/(kg-K)	4.187
Dönüş hızı	RPM	rad/s	0.1047
Özgül itki	lbf.s/lbm	N.s/kg	9.807
Özgül yakıt sarfiyatı	lbm/(lbf.h)	g/(kN.s)	28.33
Güç	hp	W	745.7
	Btu/h	W	0.2931
Güç özgül yakıt sarfiyatı	lbm hp/h	g W/s	0.1690

\*: İngiliz Birim Sistemiyle bu katsayılar çarpıldığında SI Birim Sistemindeki değerler elde edilir.