

151702

Gaz Türbinli Motorlarda Performans Analiz

ve

Değerlendirme Programları

Önder Turan

Yüksek Lisans Tezi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Sivil Havacılık Anabilim Dalı

Eylül-2000

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Önder Turan'ın Gaz Türbinli Motorlarda Performans Analiz Ve Değerlendirme Programı başlıklı Sivil Havacılık Anabilim Dalındaki, Yüksek Lisans tezi **12.09.2000** tarihinde, aşağıdaki jüri tarafından Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

	Adı-Soyadı	İmza
Üye(Tez Danışmanı) :	<i>Prof. Dr. Hikmet Karakoç</i>	
Üye :		
Üye :	<i>Prof. Dr. Ertuğrul Küçükkarımık</i>	
Üye :	<i>Doç. Dr. Mustafa Cavcar</i>	
Üye :		

Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulunun

13.09.2000 tarih ve **23/11** sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof. Dr. Orhan ÖZER
Fen Bilimleri Enstitüsü
MÜDÜRÜ

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

GAZ TÜRBİNLİ MOTORLARDA PERFORMANS ANALİZ VE DEĞERLENDİRME PROGRAMLARI

ÖNDER TURAN

ANADOLU ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI

DANIŞMAN: PROF. DR. T. HİKMET KARAKOÇ

EYLÜL 2000

Bu tez çalışmasında, uçaklarda kullanılan aksenal akışlı gaz türbinli motorların zamandan bağımsız performansları incelenmiş ve bu amaçla bir bilgisayar programı geliştirilmiştir. GAZTUSIM adı verilen bu bilgisayar programında, ardyanmalı ve ardyanmasız turbojet, ayırık akımlı turbofan, karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan, yüksek bypass oranlı turbofan ve turboprop motorları, örnek motor tipleri olarak seçilmiş ve GAZTUSIM programında örnek motor tiplerinin tasarım noktası performansları hesaplanmıştır. Ayrıca karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan, yüksek bypass oranlı turbofan ve turboprop motorlarının tasarım dışı analizleri de GAZTUSIM programında incelenmiştir.

GAZTUSIM programı, Visual Basic 6.0 programlama dilinde yazılmıştır. Herbir motor tipi için farklı uçuş ve bileşen giriş koşullarında, motor performansı ve bileşen karakteristiklerinin değişimi, GAZTUSIM programında hesaplanmıştır. Örnek motor tipleri için elde edilen tasarım ve tasarım dışı analiz sonuçları, hazırlanan performans grafikleri GAZTUSIM programında sunulmuştur.

Anahtar Kelimeler: Aksenal Akışlı Gaz Türbinli Motor, Tasarım Analizleri, Tasarım Dışı Analizler, Zamandan Bağımsız Performans, Bileşen Karakteristiği

ABSTRACT

Master of Science Thesis

PERFORMANCE ANALYSIS AND EVALUATION PROGRAMS OF GAS TURBINE ENGINES

ÖNDER TURAN

ANADOLU UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

CIVIL AVIATION PROGRAM

SUPERVISOR: PROF.DR. T.HİKMET KARAKOÇ

SEPTEMBER- 2000

In this thesis study, steady state performance prediction of axial flow gas turbine engines used in aircraft is inquired into and new computer program is developed on this purpose. In this program, whose name is GAZTUSIM, afterburning and nonafterburning turbojet and separate flow turbofan, mixed flow and afterburning turbofan, high bypass turbofan and turboprop engines are selected as example on-design engine types and their on-design performance is computed in GAZTUSIM program. Mixed flow and afterburning turbofan, high bypass turbofan and turboprop engines are selected as example off-design engine types in GAZTUSIM program and their off-design performance is also inquired into GAZTUSIM program.

GAZTUSIM program is developed in Visual Basic 6.0 program language. In different operating point and component characteristic of example engines, each engine's and their component performance are calculated in GAZTUSIM program. On-design and off-design analysis results and performance charts of selected example engines are presented in GAZTUSIM program.

Keywords: Axial Flow Gas Turbine Engine, On-design Analysis, Off-design Analysis, Steady State Performance, Component Characteristic

TEŞEKKÜR

Bu tez çalışması, TUSAŞ Motor Sanayi(TEI) ile Anadolu Üniversitesi arasında Co-Op* araştırma programı olarak yapılmıştır.

Bu tezin oluşmasında öncelikle tez danışmanım Prof.Dr. T.Hikmet Karakoç'a, Sivil Havacılık Anabilimdalı Başkanı Prof.Dr.Hidayet Buğdaycı'ya ve Yüksek Uçak Mühendisi Sayın Şeref Erkara'ya, çalışmamda bana rehberlik ettikleri için çok teşekkür ederim.

Ayrıca Co-Op programında bana bu şansı veren TUSAŞ Motor Sanayi Genel Müdürü Sayın Tayfun Mutlu'ya, TUSAŞ Motor Sanayi Motor Montaj&Revizyon Müdürü Sayın Talip Mat'a, Eğitim Uzmanı Sayın Ayten Demir Gerçeker'e ve Personel Şefi Hikmet Gerçeker'e değerli yardımlarından dolayı teşekkür ederim.

Yine bu tez çalışmamda teknik ve moral destek veren TUSAŞ Motor Sanayi Motor Test Şefi Mete Uysal, Motor Test Mühendisi Buket Topel, Sistem Bakım Sorumlusu Mehmet Kahraman, Test Operatörleri Alaattin Sayal ve Necati Sert, Montaj Ofis Personeli Ayhan Alpay, Hasan Koç, Rıdvan Akın, Selahattin Güven'e, Nurhan Yavuz'a ve montaj hattı personeline, TUSAŞ Motor Sanayi Bilgi İşlem ve Bakım Bölümü'ne, TUSAŞ Motor Sanayi Co-Op öğrencileri Barış Tengirsenk, Umut Durak ve Emre Kolca'ya, TUSAŞ Motor Sanayi Teknik Temsilcisi Sayın Hakan Aydın'a ve Can Ajans'a teşekkür ederim.

Ayrıca yüksek lisans eğitimi boyunca aynı sırayı paylaştığımız sınıf arkadaşlarım Duran Çalışır ve Selahattin Gökdeniz'e teşekkürlerimi bildiririm.

Ve son olarak tabiki aileme, yaşamım boyunca bana her konuda destek oldukları için teşekkür ederim.

**Co-Op araştırma programı, TUSAŞ Motor Sanayi'nin çeşitli üniversitelerle işbirliğini kapsayan bir programdır. Bu işbirliği programında, TUSAŞ Motor Sanayi ile program kapsamındaki üniversiteyle belirlenen tarihler arasında, danışman öğretim üyesi ile yüksek lisans öğrencisi ortak tez çalışması gerçekleştirmektedir. Bu süre zarfında, yüksek lisans öğrencisi TUSAŞ Motor Sanayi'nin personeli olup, TUSAŞ Motor Sanayi'nin temin ettiği çeşitli doküman, bilgisayar, deneysel alet vs. gibi teknik gereçlerden faydalanabilir.*

İÇİNDEKİLER

ÖZET.....	i
ABSTRACT.....	ii
TEŞEKKÜR.....	iii
İÇİNDEKİLER.....	iv
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	viii
ÇİZELGELER DİZİNİ.....	xv
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xvii
1. GİRİŞ	1
1.1. Performans Parametreleri ve Motor Seçimi.....	2
1.2. Motor Bileşenleri	4
1.2.1. Hava giriş lülesi	4
1.2.2. Kompresör ve fan.....	5
1.2.3. Yanma odası	6
1.2.4. Türbin.....	6
1.2.5. Egzos lülesi	6
2. İDEAL ÇEVİRİM ANALİZLERİ.....	7
2.1. Giriş.....	7
2.2. Numaralandırma	7
2.3. İdeal Bileşen Davranışları.....	10
2.3.1. Hava giriş lülesi	10
2.3.2. Kompresör ve fan.....	10
2.3.3. Yanma odası veya ardyanma	10
2.3.4. Türbin.....	11
2.3.5. Egzos lülesi	11
2.4. İdeal Termodinamik Çevrim.....	11
2.5. Sonlu Mach Sayısında Yanmanın Etkileri.....	13
2.6. Tepki Verimi.....	14
2.7. Birim Sistemi	15
2.8. İdeal Turbojet.....	15
2.8.1. Çevrim analiz metodu.....	15

2.8.2. İdeal turbojet motoru için çevrim analizi.....	15
2.9. Özgül Yakıt Sarfiyatının Yorumlanması	20
2.10. Maksimum İtke Kuvvetli Turbojet Motoru.....	21
2.10.1. Maksimum itke kuvveti için sıcaklık ilişkileri	22
2.11. Ardyanmalı İdeal Turbojet Motoru.....	23
2.11.1. İdeal ardyanmalı turbojet motorunun çevrim analizi.....	25
2.12. Ayrık Akımlı İdeal Turbofan Motoru.....	27
2.12.1. Ayrık akımlı ideal turbofan motorunun çevrim analizi	27
2.12.2. Minimum yakıt sarfiyatı için bypass oranı	28
2.13. Karışık Akımlı İdeal Turbofan Motoru	34
2.13.1. Karışık akımlı ideal turbofan motorunun çevrim analizi.....	34
2.13.2. Sabit alanlı ideal karışım odası	35
2.14. Ardyanmalı İdeal Turbofan Motoru	37
2.14.1. Ardyanmalı ideal turbofan motorunun çevrim analizi.....	38
3. BİLEŞEN PERFORMANSI	40
3.1. Hava Giriş Lülesi	40
3.1.1. Sesüstü hava giriş lülesi.....	40
3.2. Kompresör.....	42
3.2.1. Kompresör verimi, η_c	42
3.2.2. Kompresör polytropik verimi, e_c	42
3.2.3. Kompresör kademe verimi.....	43
3.2.4. Kompresör, kademe ve polytropik verimler arasındaki ilişki.....	44
3.3. Yanma Odası.....	44
3.3.1. Yanma odası durgunluk basınç oranının bir boyutlu analizi	44
3.4. Türbin.....	46
3.4.1. Türbin verimi, η_t	46
3.4.2. Türbin polytropik verimi, e_t	46
3.4.3. Türbin kademe verimi.....	47
3.5. Egzos Lülesi.....	47
4. GAZTUSIM PROGRAMI	50
4.1. Giriş.....	50

4.2. GAZTUSIM Programının Yapısı	51
4.3. GAZTUSIM Programının Çalışması	51
4.3.1. Ana giriş formu ve motor tipi seçimi.....	51
4.3.2. GAZTUSIM programında turbojet motoru tasarım analizi.....	54
4.3.3. GAZTUSIM programında ardyanmalı turbojet motoru tasarım analizi	58
4.3.4. GAZTUSIM programında ayırık akımlı turbofan motorunun tasarım analizi.....	65
4.3.5. GASTUSIM programında ayırık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım analizi	70
4.3.6. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım ve tasarım dışı analizleri.....	74
4.3.7. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı turbofan motorunun tasarım ve tasarım dışı analizleri	83
4.3.8. GAZTUSIM programında turboprop motorunun tasarım ve tasarım dışı analizi	93
5. TASARIM ANALİZLERİ	103
5.1. Giriş.....	103
5.2. Ardyanmalı ve Ardyanmasız Turbojet Motorunun Tasarım Analizi.....	103
5.3. Ayırık Akımlı Ardyanmalı ve Ardyanmasız Turbofan Motorunun Tasarım Analizi.....	109
5.4. Karışık Akımlı ve Ardyanmalı Turbofan Motorunun Tasarım Analizi....	113
5.4.1. İstasyon numaraları.....	113
5.4.2. Türbin soğutması	118
5.4.3. Bileşen verimleri.....	118
5.4.4. Kabuller.....	120
5.4.5. Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun performans sonuçları.....	121
5.5. Yüksek Bypass Oranlı Turbofan Motorunun Tasarım Analizi.....	125
5.6. Turboprop Motorunun Tasarım Analizi.....	130
6. TASARIM DIŞI ANALİZLER.....	136

6.1.Giriş.....	136
6.2. Karışık Akımlı ve Ardyanmalı Turbofan Motorunun Tasarım Dışı Analizi	137
6.2.1. Tasarım dışı analizler için kabuller.....	138
6.3. Yüksek Bypasslı Turbofan Motorunun Tasarım Dışı Analizi	144
6.4. Turboprop Motorunun Tasarım Dışı Analizi.....	149
7. SONUÇLAR.....	153
8.KAYNAKLAR	159
9. EKLER.....	160
Ek-1. Tasarım Analiz Denklemleri.....	160
Ek-2 Tasarım Dışı Analiz Denklemleri	173
Ek-3 GAZTUSIM Programının Akış Şeması.....	184

ŞEKİLLER DİZİNİ

1.1. Bir gaz türbinli motorun temel bileşenleri	2
1.2. Harici sıkıştırma.....	4
1.3. Karışık sıkıştırma.....	5
1.4. Dahili sıkıştırma.....	5
2.1. İstasyon numaralandırması	7
2.2. İdeal turbojet istasyon numaraları.....	11
2.3. Basınç-hacim diagramı	11
2.4. Sıcaklık-entropi diagramı	12
2.5. İdeal çevrimli turbojet motorunun özgül itki kuvveti- πc grafiği	17
2.6. İdeal turbojet motorunda S- πc grafiği.....	17
2.7. İdeal turbojet motorunda özgül itki kuvveti-M0 grafiği.....	18
2.8. İdeal turbojet motorunda S-M0 grafiği.....	18
2.9. İdeal turbojet motorunda özgül itki kuvveti- $\tau \lambda$ grafiği.....	19
2.10. İdeal turbojet motorunda S- $\tau \lambda$ grafiği.....	20
2.11. İdeal turbojet motorunda η_{th} -M0 ve η_p -M0 grafikleri	21
2.12. Maksimum itki kuvvetli turbojet motorunda T-Entropi diagramı	22
2.13. Maksimum itki kuvvetli turbojet motorunda özgül itki kuvveti-M0 grafiği	23
2.14. Maksimum itki kuvvetli turbojet motorunda πc -M0 grafiği.....	23
2.15. Ardyanmalı ideal turbojet motoru istasyon numaraları	24
2.16. İdeal ardyanmalı turbojet motorunda P-V diagramı	24
2.17. İdeal ardyanmalı turbojet motorunda T-Entropi diagramı.....	24
2.18. İdeal ardyanmalı turbojet motorunda özgül itki kuvveti- πc grafiği.....	26
2.19. İdeal ardyanmalı turbojet motorunda S- πc grafiği.....	26
2.20. Ayrık akımlı ideal turbofan motorunda α^* - $\pi c'$ grafiği.....	29
2.21. Ayrık akımlı ideal turbofan motorunda özgül itki kuvveti(optimum)- $\pi c'$ grafiği.....	29
2.22. Ayrık akımlı ideal turbofan motorunun S* - $\pi c'$ grafiği	30
2.23. Ayrık akımlı ideal turbofan motorunda α^* -M0 grafiği	30
2.24. Ayrık akımlı ideal turbofan motorunda S*-M0 grafiği.....	31
2.25. Ayrık akımlı ideal turbofan motorunda özgül itki kuvveti(optimum)-M0 grafiği.....	31

2.26. Ayrık akımlı ideal turbofan motorunda $\alpha^*-\tau\lambda$ grafiği	32
2.27. Ayrık akımlı ideal turbofan motorunda özgül itki kuvveti(optimum)- $\tau\lambda$ grafiği	32
2.28. Ayrık akımlı ideal turbofan motorunda $S^*-\tau\lambda$ grafiği	33
2.29. Ayrık akımlı ideal turbofan motorunda özgül itki kuvveti- α grafiği.....	33
2.30. Ayrık akımlı ideal turbofan motorunda $S-\alpha$ grafiği.....	34
2.31. Karışık akımlı ideal turbofan motoru istasyon numaraları	35
2.32. Sabit alanlı ideal karışım odası	36
2.33. Sabit alanlı ideal karışım odasında akım basınç oranındaki değişimin etkisi	36
2.34. Sabit alanlı ideal karışım odasında akım sıcaklık oranının etkisi.....	37
2.35. Sabit alanlı ideal karışım odasında karışım odası giriş Mach sayısının etkisi	37
2.36. İkincil ardyanmalı turbofan motorunda özgül itki kuvveti- α grafiği.....	39
2.37. İkincil ardyanmalı turbofan motorunda $\alpha-S$ grafiği.....	39
3.1. Sabit geometrilili hava giriş lülesi	40
3.2. Sabit geometrilili hava giriş lülesinin çalışma öncesi durumu	41
3.3. Sabit geometrilili hava giriş lülesinin tasarım dışı $\pi d-M_0$ diagramı.....	41
3.4. Hava debisinin değişimiyle sabit geometrilili hava giriş lülesinin davranışı....	42
3.5. Tasarım noktasında $\eta_c-\pi_c$ grafiği	43
3.6. Sabit alanlı yanma odası	45
3.7. Yanma odası toplam basınç oranı ve çıkış mach sayısının, M_3 değeriyle değişimi.....	45
3.8. Türbin tasarım verimiyle basınç oranı arasındaki ilişki.....	46
4.1. GAZTUSIM programının giriş formu(Form1).....	52
4.2. GAZTUSIM programının motor tipi seçimine ait form görünümü (Form2)..	53
4.3. GAZTUSIM programının turbojet motoruna ait tasarım parametre giriş formu(Form3)	55
4.4. GAZTUSIM programında turbojet motorunun istasyon numaraları form görünümü(Form4).....	56
4.5. GAZTUSIM programında turbojet motorunun performans parametreleri form görünümü(Form5).....	57

4.6. GAZTUSIM programında turbojet motoru için örnek grafik seçim formu(Form6)	60
4.7. GAZTUSIM programında ardyanmalı turbojet(turbojet-AB) motorunun parametre giriş formu(Form7)	61
4.8. GAZTUSIM programında ardyanmalı turbojet motorunun istasyon numaraları formu (Form8).....	62
4.9. GAZTUSIM programında ardyanmalı turbojet motorunun tasarım performans formu(Form9)	63
4.10. GAZTUSIM programında ayırık akımlı turbofan motorunun parametre giriş formu(Form10)	66
4.11. GAZTUSIM programında ayırık akımlı turbofan motorunun istasyon numaraları formu(Form11).....	67
4.12. GAZTUSIM programında ayırık akımlı turbofan motorunun performans çıktı formu (Form12)	68
4.13. GAZTUSIM programında ayırık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun parametre giriş formu(Form13)	71
4.14. GAZTUSIM programında ayırık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım performans formu(Form14)	72
4.15. GASTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım parametre giriş formu(Form15).....	75
4.16. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun istasyon numaraları formu(Form16).....	76
4.17. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun performans formu(Form17)	77
4.18. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım dışı parametre giriş formu(Form18).....	81
4.19. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım dışı performans formu(Form19).....	82
4.20. GAZTUSIM programında yüksek bypass oranlı turbofan motorunun tasarım parametre giriş formu(Form20)	84
4.21. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı turbofan motorunun istasyon numaraları formu(Form21).....	85

4.22. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı turbofan motorunun tasarım performans formu(Form22)	86
4.23. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı turbofan motorunun tasarım dışı parametre giriş formu(Form23)	89
4.24. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı turbofan motorunun tasarım dışı performans formu(Form24)	90
4.25. GAZTUSIM programında turboprop motorunun tasarım parametre giriş formu(Form25)	94
4.26. GAZTUSIM programında turboprop motorunun istasyon numaraları formu(Form26)	95
4.27. GAZTUSIM programında turboprop motorunun tasarım performans formu(Form27)	96
4.28. GAZTUSIM programında turboprop motorunun tasarım dışı parametre giriş formu(Form28)	99
4.29. GAZTUSIM programında turboprop motorunun tasarım dışı performans formu(Form29)	100
5.1. GAZTUSIM programında örnek ardyanmasız turbojet motorunda kompresör sıkıştırma oranının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkileri	105
5.2. GAZTUSIM programında egzoz çıkış statik basıncının özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi	105
5.3. GAZTUSIM programında ardyanmasız örnek turbojet motorunun tasarım noktasında uçuş Mach sayısının özgül yakıt sarfiyatı ve özgül itki kuvveti üzerindeki etkisi	107
5.4. GAZTUSIM programında ardyanmalı örnek turbojet motorunda kompresör sıkıştırma oranının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi	107
5.5. GAZTUSIM programında örnek ardyanmalı turbojet motorunda uçuş Mach sayısının özgül yakıt sarfiyatı ve özgül itki kuvveti üzerindeki etkisi	108
5.6. GAZTUSIM programında ardyanmasız ve ayrık akımlı örnek turbofan motorunda kompresör sıkıştırma oranının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi	111

5.7. GAZTUSIM programında ardyanmalı ve ayırık akımlı turbofan motorunda kompresör sıkıştırma oranının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi.....	111
5.8. GAZTUSIM programında ardyanmasız ve ayırık akımlı örnek turbofan motorunda bypass oranının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi.....	112
5.9. GAZTUSIM programında ardyanmalı ve ayırık akımlı örnek turbofan motorunda bypass oranının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkileri	112
5.10. Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun istasyon numaraları	114
5.11. Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun besleme ve türbin soğutma havası akış diagramı	115
5.12. Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun hava akış şeması.....	119
5.13. GAZTUSIM programında örnek karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunda özgül itki kuvvetinin özgül yakıt sarfiyatıyla değişimi	123
5.14. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunda kompresör sıkıştırma oranının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi.....	123
5.15. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunda Mach sayısının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkileri	124
5.16. Yüksek bypass oranlı turbofan motorunun istasyon numaraları	126
5.17. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı örnek turbofan motorunda Mach sayısının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi.....	127
5.18. GAZTUSIM programında yüksek bypass oranlı örnek turbofan motorunda kompresör sıkıştırma oranının farklı bypass oranlarında özgül itki kuvveti üzerindeki etkisi.....	129
5.19. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı turbofan motorunda bypass oranının farklı kompresör sıkıştırma oranı değerlerinde özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi.....	129
5.20. Turboprop motorunun besleme ve türbin soğutma havası akış diagramı ...	131
5.21. Turboprop motorunun istasyon numaraları	132

5.22. GAZTUSIM programında örnek turboprop motorunda kompresör sıkıştırma oranının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi.....	135
5.23. GAZTUSIM programında örnek turboprop motorunda türbin durgunluk sıcaklığının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkileri..	135
6.1. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının motor itki kuvveti üzerindeki etkisi.....	139
6.2. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi.....	139
6.3. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının bypass oranı üzerindeki etkisi.....	139
6.4. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının düzeltilmiş hava debisi üzerindeki etkileri	141
6.5. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının hava debisi üzerindeki etkisi.....	141
6.6. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının fan sıkıştırma oranı üzerindeki etkisi.....	142
6.7. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının kompresör sıkıştırma oranı üzerindeki etkisi.....	142
6.8. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunda düzeltilmiş hava debisiyle fan sıkıştırma oranının değişimi	143
6.9. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunda düzeltilmiş hava debisiyle kompresör sıkıştırma oranının değişimi.....	143
6.10. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının motor itki kuvveti üzerindeki etkisi	146

6.11. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi	146
6.12. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının düzeltilmiş hava debisi üzerindeki etkisi	147
6.13. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının bypass oranı üzerindeki etkisi	147
6.14. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının kompresör sıkıştırma oranı üzerindeki etkisi	148
6.15. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında düzeltilmiş hava debisiyle kompresör sıkıştırma oranının değişimi	148
6.16. GAZTUSIM programında örnek turboprop motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısı ile itki kuvvetinin değişimi	151
6.17. GAZTUSIM programında örnek turboprop motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısı ile özgül yakıt sarfiyatının değişimi	151
6.18. GAZTUSIM programında örnek turboprop motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının kompresör sıkıştırma oranı üzerindeki etkisi	152
7.1. Farklı motor tiplerinin özgül yakıt sarfiyatı	155
7.2. F110-GE-129 giriş parametresi	157
7.3. F110-GE-129 performans parametreleri	158

ÇİZELGELER DİZİNİ

2.1. İstasyon numaralandırması [7].....	8
3.1. Bileşen davranışları [7].....	48
3.2. Parametrelerin alt ve üst limitleri [7].....	49
4.1. Turbojet motoru örnek dosya çıktısı (tjet.xls).....	59
4.2. Ardyanmalı turbojet motoru örnek dosya çıktısı(tjetAB.xls).....	64
4.3. Ayrık akımlı turbofan motoruna ait örnek dosya çıktısı(tfanss.xls).....	69
4.4. Ayrık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun örnek dosya çıktısı(TfanssAB.xls).....	73
4.5. Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun örnek dosya çıktısı(TFMEAB.xls).....	78
4.6. Yüksek bypass oranlı turbofan motorunun örnek dosya çıktısı(HBtfan.xls)..	87
4.7. Yüksek bypasslı turbofan motorunun tasarım dışı örnek dosya çıktısı(OFFHBtfan.xls).....	91
4.8. Turboprop motorunun örnek dosya çıktısı(TPROP.xls).....	97
4.9. Turboprop motorunun tasarım dışı örnek dosya çıktısı(TPROP-OFF.xls)...	101
5.1. Örnek ardyanmasız turbojet motoru tasarım giriş parametreleri.....	104
5.2. Ardyanmalı örnek turbojet motoru tasarım giriş parametreleri.....	106
5.3. Ardyanmalı ve ardyanmasız ayrık akımlı örnek turbofan motorunun giriş parametreleri.....	110
5.4. Karışık akımlı turbofan motorunun istasyon numaraları isimlendirmesi.....	113
5.5. Alt simgeler ve açıklamaları.....	114
5.6. Hava debisi alt simge ve açıklamaları.....	117
5.7. Karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunun tasarım giriş parametreleri.....	122
5.8. Yüksek bypasslı turbofan motorunun istasyon isimlendirilmesi.....	125
5.9. Yüksek bypasslı turbofan motorunun tasarım giriş parametreleri.....	128
5.10. Turboprop motorunun istasyon isimlendirilmesi.....	130
5.11. Örnek turboprop motorunun tasarım giriş parametreleri.....	134
6.1. Karışık akımlı turbofan motorunun tasarım dışı performans değişkenleri ...	137
6.2. Örnek turbofan motorunun tasarım dışı giriş parametreleri.....	140
6.3. Yüksek bypasslı turbofan motorunun tasarım dışı performans değişkenleri	144

6.4. Yüksek bypasslı örnek turbofan motorunun tasarım dışı giriş parametreleri	145
6.5. Turboprop motorunun tasarım dışı performans değişkenleri	149
6.6. Örnek turboprop motorunun tasarım dışı girdi parametreleri.....	150

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

- A: Alan
A*: Mach sayısı=1 iken Alan
a: Ses Hızı
a₀: 0 İstasyonundaki Ses Hızı
ayr: Ayrık Akış
C: İş Etkileşim Katsayısı
C_p: Sabit Basınçta Özgül Isı
C_{pAB}: Ardyanma Çıkışı Sabit Basınçta Özgül Isı
C_{pc}: Yanma Odası Girişi Sabit Basınçta Özgül Isı
C_{prop}:Pervane İş Etkileşim Katsayısı
C_{pt}: Yanma Odası Çıkışı Sabit Basınçta Özgül Isı
C_{TO}: Aksesuar Şaft Güç Katsayısı
e_{c'}: Fan Polytropik Verimi
e_{cH}: Yüksek Basınç Kompresörü Polytropik Verimi
e_t: Türbin Polytropik Verimi
e_{tH}: Yüksek Basınç Türbini Polytropik Verimi
e_{tL}: Alçak Basınç Türbini Polytropik Verimi
F: Uçağa Yerleşmemiş Haldeki Motor İtki Kuvveti
F/m₀: Özgül İtki Kuvveti
f: Yanma Odası Yakıt-Hava Oranı
ft: feet
f_{AB}: Ardyanma Yakıt-Hava Oranı
f₀: Toplam Yakıt-Hava Oranı
g_c: Newton Sabiti
g₀: Yerçekimi İvmesi
HP: Beygüç
h: İrtifa;Statik Entalpi;Saat

h_{PR} : Yakıtın Isıl Değeri
 h_0 : 0 İstasyonundaki Statik Entalpi
 j : j'inci kademe
 k : kilo
 M : Mach Sayısı
 MFP : Akış Parametresi
 M_x : x İstasyonundaki Mach Sayısı(Şok Öncesi)
 M_y : x İstasyonundaki Mach Sayısı(Şok Sonrası)
 M_0 : 0 İstasyonundaki Mach Sayısı
 \dot{m}_0 : 0 İstasyonundaki Hava Debisi
 \dot{m}_{ci} : i İstasyonundaki Düzeltilmiş Hava Debisi
 N : Kademe Sayısı
 N_{ci} : i İstasyonundaki Düzeltilmiş Motor Devri
 NB : Kanatçık Sayısı
 P_{prop} : Pervaneye verilen güç
 P_{TO} : Aksesuar Şaftının Gücü
 p_t : Toplam(Durgunluk) Basıncı
 R : Gaz Sabiti
 S : Özgül Yakıt Sarfiyatı
 T : Sıcaklık
 T_t : Toplam(Durgunluk) Sıcaklığı
 V : Hız
 W : İş
 α : Motor Bypass Oranı
 α' : Karışım Odası Bypass Oranı
 α_N : α 'nın yeni değeri
 β : Besleme Havası Oranı
 γ : Özgül Isılar Oranı
 γ_{AB} : Arдынma Çıkışı Özgül Isılar Oranı

- γ_c : Yanma Odası Girişi Özgül Isılar Oranı
 γ_M : Karışım Odası Çıkışı Özgül Isılar Oranı
 γ_t : Yanma Odası Çıkışı Özgül Isılar Oranı
 ε_1 : Soğutma Havası #1
 ε_2 : Soğutma Havası #2
 η : Verim
 η_{AB} : Ardyanma Verimi
 η_b : Yanma Odası Verimi
 η_c : Fan Verimi
 η_{cH} : Yüksek Basınç Kompresörü Verimi
 η_d : Hava Giriş Lülesi Verimi
 η_m : Şaftın Mekanik Verimi
 η_{mH} : Yüksek Basınç Şaftının Mekanik Verimi
 η_{mL} : Alçak Basınç Şaftının Mekanik Verimi
 η_{mP} : Aksesuar Şaftının Mekanik Verimi
 η_0 : Toplam(Overall) Verim
 η_p : Motorun İtke Verimi
 η_{prop} : Pervane Verimi
 η_s : Kademe Verimi
 η_{TH} : Motorun Isıl Verimi
 η_{tH} : Yüksek Basınç Türbin Verimi
 η_{tL} : Alçak Basınç Türbin Verimi
 π : Toplam Basınç Oranı
 π_{AB} : Ardyanma Toplam Basınç Oranı
 π_b : Yanma Odası Toplam Basınç Oranı
 π_c : Kompresör Sıkıştırma Oranı
 π_{cH} : Yüksek Basınç Kompresörü Sıkıştırma Oranı

- $\pi_{c'}$: Fan Sıkıştırma Oranı
- π_d : Hava Giriş Lülesi Toplam Basınç Oranı
- $\pi_{d_{max}}$: Sürtünme Kayıplı Hava Giriş Lülesi Toplam Basınç Oranı
- π_M : Karışım Odası Toplam Basınç Oranı
- $\pi_{M_{ideal}}$: İdeal Karışım Odası Toplam Basınç Oranı
- $\pi_{M_{max}}$: Sürtüneli Karışım Odası Toplam Basınç Oranı
- π_n : Egzos Lülesi Toplam Basınç Oranı
- π_r : Serbest İzantropik Akış Toplam Basınç Oranı
- π_s : Kademe Toplam Basınç Oranı
- π_{tH} : Yüksek Basınç Türbini Toplam Basınç Oranı
- π_{tL} : Alçak Basınç Türbini Toplam Basınç Oranı
- ρ : Yoğunluk
- τ : Toplam Sıcaklık Oranı
- τ_b : Yanma Odası Toplam Sıcaklık Oranı
- τ_c : Kompresör Toplam Sıcaklık Oranı
- τ_{cH} : Yüksek Basınç Kompresörü Toplam Sıcaklık Oranı
- $\tau_{c'}$: Fan Toplam Sıcaklık Oranı
- τ_d : Hava Giriş Lülesi Toplam Sıcaklık Oranı
- τ_M : Karışım Odası Toplam Sıcaklık Oranı
- τ_{m1} : 4a- 4 Toplam Sıcaklık Oranı
- τ_{m2} : 4c- 4 Toplam Sıcaklık Oranı
- τ_n : Egzos Lülesi Toplam Sıcaklık Oranı
- τ_r : Serbest Akım Toplam Sıcaklık Oranı
- τ_s : Kademe Toplam Sıcaklık Oranı
- τ_{tH} : Yüksek Basınç Türbini Toplam Sıcaklık Oranı
- τ_{tL} : Alçak Basınç Türbini Toplam Sıcaklık Oranı
- τ_λ : Yanma Odası Entalpi Oranı

$\tau_{\lambda AB}$: Ardyanma Entalpi Oranı

Alt ve Üst İndisler

- AB: Ardyanma
ayr: Ayrık Akım
b: Yanma Odası;Besleme Havası
bp: Bypass Oranı
C: Ana Hava Akımı(Çekirdek Hava Akımı)
c: Kompresör;Düzeltilmiş
c': Fan
cH: Yüksek Basınç Kompresörü
c1: Soğutma Havası #1
c2: Soğutma Havası #2
d: Hava Giriş Lülesi
e: Çıkış;Egzos;Motor
ext: Harici
F: Bypass Akımı
f: Yakıt
fAB: Ardyanmaki Yakıt
i: Hava Giriş Lülesi;İdeal
kar: Karışık Akım
M: Karışım Odası
m: Mach Sayısı=1 olduğu nokta
m1: Karışım Soğutma Odası #1
m2: Karışım Soğutma Odası #2
max,maks: Maksimum
min: Minimum
mH: Yüksek Basınç Şaftı
mL: Alçak Basınç Şaftı
mP: Aksesuar İletim Şaftı
N: Yeni Değer
n: Lüle;Kademe Sayısı
o: Toplam

1.GİRİŞ

Gaz türbinli motorların gelişimi, termodinamik çevrim parametrelerinin gelişmesiyle ortaya çıkmış ve verim, kapasite ve ekonomiklik değerlerinin iyileştirilmesi ön plana çıkmıştır. Örneğin bugünkü modern uçak gaz türbinli motorların ağırlığı, bu gelişmeyle birlikte 1.5-2 misli azaltılmış ve verimlilik %30-40 oranında iyileştirilmiştir. Aynı zamanda, buna paralel olarak yanma odası sıcaklığı 300-400 derece arttırılmıştır. Bu tip bir motorun tasarımı yapılırken bütün motor bileşenleri ve tüm motor gözönünde bulundurulur[1].

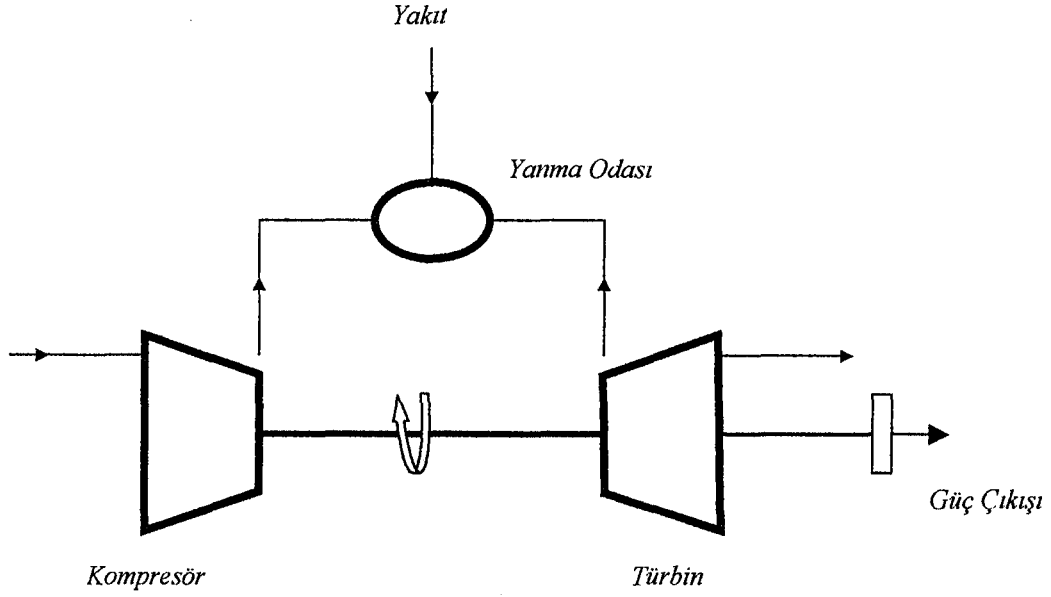
Gaz türbinli motor seçilmesinin nedenleri, etkili bir enerji açığa çıkarması, sağlam olması ve ağırlık yönünden hafif olmaları, itki sistemi olarak düşünüldüğünde ise ısı verimin ve özgül gücün yüksek olmasıdır. Yüksek ısı verim beraberinde düşük özgül yakıt sarfiyatını getirmektedir. Aynı zamanda bu parametreler, çevrimin toplam basınç oranı ve herbir motor bileşeninin termodinamik verimlerinin bir fonksiyonudur. Özgül güç ise öncelikli olarak maksimum çevrim sıcaklığına eşittir[2].

Motor performansını belirleyen iki parametre, uçak üzerine yerleşmiş haldeki motor itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatıdır. Motor yapımçı firması, uçak üzerine yerleşmemiş haldeki itki kuvvetini belirler. Uçak üzerine yerleşmiş haldeki itki kuvveti ise, sürtünme gözönüne katılarak hesaplanan düzeltme faktörüyle uçak üzerine yerleşmemiş haldeki itki kuvvetinin çarpımıyla elde edilir ve uçak üzerindeki gerçek itki kuvveti değeri bu değerdir[3]. Bu tez çalışmasında GAZTUSIM programında hesaplanan itki kuvveti, uçak üzerine yerleşmemiş haldeki motorun itki kuvvetidir.

Yakın geçmişte, uçuş testlerinde uçak performansının hesaplanmasında önemli gelişmeler kaydedilmiş ve bu gelişmelerle birlikte motor performansının hesaplanabilme güvenilirliği artmıştır. Motor performansının hesaplanmasında üç farklı metod ortaya çıkmıştır.

- Analitik yaklaşım, özellikle bilgisayar kodlama ve matematik modellemeyle birlikte jet motorunun iç performansının karakterize edilmesi.
- Temel gösterge sistemleri, veri toplama ve veri işleme sistemleri.
- Yer ve uçuş test teknikleri[4].

Gaz türbinli motor , yakıtın kimyasal enerjisini mekanik güç ya da itki kuvveti olarak faydalı güce çeviren bir mekanizmadır. Temel olarak gaz jeneratör ve güç çevirici bölüm olarak iki kısımdan oluşur. Gaz jeneratör bölümü kompresör, yanma odası ve türbin bölümlerini içerirken, türbin bileşeni sadece kompresörü çevirmek için faydalı güç sağlar. Bunun sonucunda türbin çıkışında yüksek basınç ve sıcaklıkta gaz akışı olmaktadır[5].



Şekil 1.1. Bir gaz türbinli motorun temel bileşenleri [6]

1.1. Performans Parametreleri ve Motor Seçimi

Hava emişli motorlarda en çok kullanılan iki parametre, özgül itki kuvveti (itki kuvvetinin motordan geçen toplam hava debisine oranı) ve özgül yakıt sarfiyatı (yakıt debisinin motor itki kuvvetine oranı) dır. Bu iki parametre, iki temel parametre olan ısı ve itki verimleriyle doğrudan ilişkilidir.

Motordan elde edilen faydalı mekanik güç , egzos lülesindeki kinetik enerjinin bir oranıdır. Aynı zamanda bu kinetik enerji, bir motor tasarımcısı için elde edeceği itki kuvvetidir. Yerel bir gaz türbinli motor için egzos akımının kinetik enerjisi ilave bir türbin kademesiyle şaft gücüne çevrilir. Bu ilave bileşenlerin eklenmesiyle uçak motoruna göre, yerel gaz türbinli motorun ısı

veriminin düşük olması ve bileşen verimlerinde daha fazla kayıp meydana gelmesi gibi sonuçlar doğurur.

İtki verimi, motorun ürettiği enerjinin uçuş aracına ilettiği faydalı güce oranıdır. Yani uçuş aracına iletilen faydalı gücün elde edilen kinetik enerjiye oranıdır.

$$F = \dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_0 V_0 + (p_9 - p_0) A_9 \quad [7]$$

$$\eta_p = \frac{\text{Uçağa Verilen Güç}}{\text{Egzostaki Net Mekanik Güç}} = \frac{\text{İtki Kuvveti} \times \text{Araç Uçuş Hızı}}{\text{Motorun Gücü}}$$

Isıl verim ise araçtan geçen hava akımının kinetik enerjisindeki değişimin araca eklenen ilave enerjiye oranıdır.

$$\eta_{th} = \frac{\text{Kinetik Enerji Değişimi}}{\text{Enerji Girdisi}} \quad [5]$$

Toplam(overall) verim ise, itki ve ısıl verimlerinin çarpımına eşittir.

$$\eta_0 = \eta_p \eta_{th}$$

İtki verimi özgül itki kuvvetinin düşmesiyle artarken özgül yakıt sarfiyatı ise uçuş hızıyla doğru, ısıl ve itki verimleriyle ters orantılı olarak değişmektedir. İtki veriminin artması özgül yakıt sarfiyatını düşürürken aynı seviyede itki kuvveti sağlanması için motorun çektiği hava oranının artması gerekir. Çünkü itki veriminin artması özgül itki kuvvetini düşürecektir. Motorun hava debisinin artırılmasının sonucu olarak motorun uçak üzerine yerleşim problemine sebep olacaktır. Örneğin yüksek bypass oranlı motorların yüksek çaplı fana sahip olma gerekliliği sonucunda uçak üzerinde uzun iniş takımı kullanma zorunluluğu getirecektir.

Optimum motor seçimi uçağın görevine bağlıdır. Örneğin uzun menzilli bir nakliye uçağı için yakıt sarfiyatı en etkili faktördür ve dolayısıyla tasarımda böyle bir uçak için yüksek bypass oranlı ve düşük fan sıkıştırma oranlı motor seçimi uygundur.

Günümüzde askeri ve sivil alanda kullanılan motorların uç seviye performans gerektirmesi, tasarımda farklı ve zor seçimleri beraberinde getirir. Yüksek Mach sayılarında yüksek özgül itki kuvvetinin gerekliliği ya da geçiş Mach sayılarında manevra yapma zorunluluğu bu seçimlerden birkaçıdır. Sonuç olarak yüksek fan sıkıştırma oranı ve düşük fan bypass oranı üst seviye

performans için en uygun seçeneklerdir. Eğer ses altı düz uçuş gerçekleşiyorsa yüksek özgül itki kuvveti ve düşük özgül yakıt sarfiyatı kaçınılmazdır. Çok fonksiyonlu bir uçak için ardyanma, yüksek performansta yüksek özgül itki kuvveti sağlar ve yakıtın daha etkili bir şekilde kullanılmasına olanak sağlar.

1.2. Motor Bileşenleri

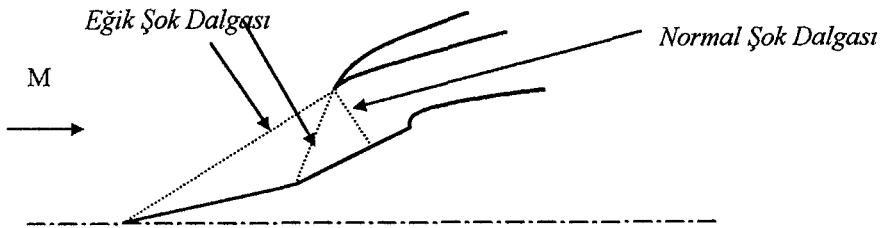
Uçak gaz türbinli motorun ana bileşenleri hava giriş lülesi, kompresör ve fan, yanma odası, türbin ve egzoz lülesidir. Bu bölümde herbir motor bileşeninin çalışma prensibi ve tasarım limitleri ele alınmıştır.

1.2.1. Hava giriş lülesi

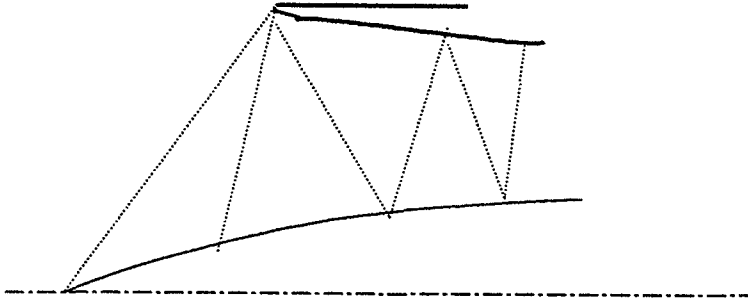
Hava giriş lülesinin karakteristiği, akışın sesaltı ve sesüstü olmasına göre değişir. Her iki durumda da hava giriş lülesinin görevi kompresör ya da fana yüksek durgunluk basıncında, en az seviyede durgunluk sıcaklık ve basınç değişimi sağlayacak şekilde hava emişini sağlamaktır. Tasarım analizlerine göre sesaltı ve sesüstü uçuşlarda hava giriş lülesi kompresör ve fana 0.45 Mach sayısında hava göndermektedir.

Sesaltı hava giriş lülesinin tasarımı iki motorlu uçaklarda kalkışta motor arızasına neden olabilecek yüksek oranda hava ihtiyacı ve yüksek hücum açısını önleyecek şekilde yapılır. Ayrıca geçiş Mach sayısı uçuşlarında dahili ve harici şok dalgalarını geciktirici özelliğe sahip olmalıdır.

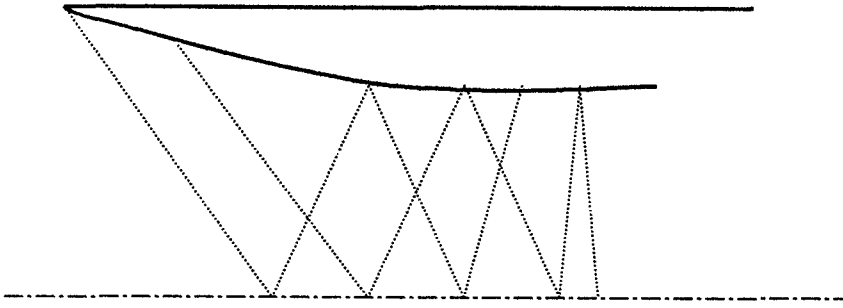
Sesüstü hava giriş lülesinde tahmin edilebilir kayıpların hesabı, sesaltı hava giriş lülesine göre daha basittir. Basit şok dalga formülleri, sınır tabaka ve akım ayrılması yöntemleriyle birlikte kullanılarak hesaplamalar basite indirgenebilir. Sesüstü hava giriş lülesi 3 çeşittir.



Şekil 1.2. Harici sıkıştırma



Şekil 1.3. Karışık sıkıştırma



Şekil 1.4. Dahili sıkıştırma

1.2.2. Kompresör ve fan

Uçak gaz türbinli motorlarda aksenal ve merkezci akımlı iki kompresör tipi kullanılmaktadır. Merkezci kompresörlerde akış eksene yakın ve akış merkezden dış yarıçapa doğrudur. Bu tip kompresörlerin avantajı birim kademe başına daha fazla sıkıştırma oranına sahip olmasıdır. Dezavantajı büyük ön alana sahip olması ve veriminin düşük olmasıdır. Kullanımda küçük motorlarda ya da büyük motorlarda son kademe olarak kullanılırlar.

Eksenal akışlı kompresörler büyük motorlarda oldukça yaygın olarak kullanılırlar. Bu tip kompresörlerde entalpi artışı rotorda kinetik enerji ve statik basıncın artmasıyla sağlanır. Statorda kinetik enerjinin düşmesi sonucunda statik basınçta artma gözlenir. Eğer kanatçık yüzeyi aşırı keskin olursa kanatçık üzerinde akım ayrılması gözlemlenir. Akım ayrılması fazla olduğunda ters kütle akışı meydana gelir ve kompresör stall'a uğrar.

Yakıt verimini arttırmak için kompresör sıkıştırma oranını arttırmak gerekir. Düşük irtifa koşullarında yüksek basınçlı kompresörün ağırlığı oldukça fazladır. Ayrıca aşırı basınçtan dolayı kanatçık uçlarında kayıplar artmaktadır.

Modern yüksek basınçlı kompresörlerde besleme valfleri kullanılır. Bu valfler havanın bir kısmını orta kademe kanatçıklara göndererek sonraki kademelerdeki aksenal hızın düşmesini sağlarlar. Kompresörün ilk kademelerinde kullanılan değişebilir sabit kanatçıklar, akışı rotor dönüş yönüne doğru yönlendirerek hücum açısını düşürür ve stall'u önlerler. Modern kompresörler, çok shaftlı olarak kullanılırlar ve kendisini döndüren ayrı türbine sahiptirler ve bu şekilde dönüş hızında ayarlama sağlarlar.

1.2.3. Yanma odası

Yakıtın püskürtüldüğü, buharlaştığı ve yanmanın olduğu motor bileşenidir. Zengin karışım, yanma odası hattından gelen soğuk havayla karışır. İyi bir yanma odası tasarımı en düşük basınç kaybıyla yakıtın tam yanmasını sağlayacak şekilde olmalıdır.

Yanma odasıyla ilgili çalışmalar hava kirliliğinin önlenmesi, alternatif yakıtlarla çalışabilme ve tasarım dışında etkili bir şekilde çalışabilme yönündedir.

1.2.4. Türbin

Uçak gaz türbinli motorlarda kullanılan türbinler aksenal akışlı türbinlerdir ve aksenal akışlı kompresörlerle beraber kullanılırlar. Türbine giren gaz çok yüksek sıcaklıktadır ve ilk türbin kademesi kompresörden gelen soğutma havasıyla soğutulmalıdır.

Türbin soğutması beraberinde pekçok performans sorununu meydana getirdiğinden yüksek sıcaklığa dayanıklı malzeme kullanılarak yüksek türbin giriş sıcaklığı elde edilmelidir.

1.2.5. Egzos lülesi

Uçak gaz türbinli motorun son bileşenidir ve yüksek basınçlı egzoz gazlarını atmosfere atılmasını sağlar. Tasarımdaki zorluğu yüksek Mach sayısında uçan uçaklarda imal edilebilirliğidir. Farklı Mach sayılarında lüle çıkış basınç oranı da farklılık gösterir. Optimum lüle performansı, lüle çıkış basıncının atmosfer basıncına yakın bir değerde olmasıyla gerçekleşir. Böylelikle büyük basınç oranı değerlerinde lüle geometrik olarak değişmelidir[7].

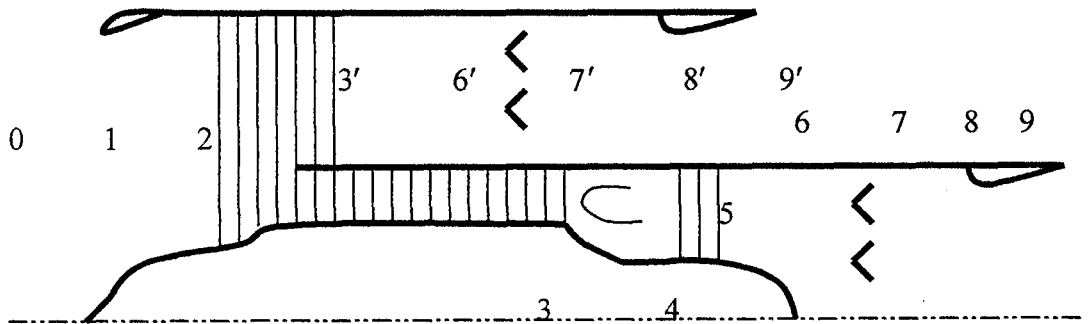
2. İDEAL ÇEVİRİM ANALİZLERİ

2.1. Giriş

Bu bölümde, çevrim analizleri farklı motor tiplerine uygulanmıştır. Çevrim analizlerinin amacı, tasarım limitleri(maksimum türbin giriş sıcaklığı gibi), tasarım seçimleri(kompresör sıkıştırma oranı, fan sıkıştırma oranı, bypass oranı vs.) ve uçuş şartlarına(Mach sayısı, atmosfer basıncı ve sıcaklığı) göre performans parametrelerini(öncelikle itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı) elde etmektir. Bu bölümde bütün motor bileşenleri ideal kabul edilmiştir. Analitik sonuçların, bileşenlerdeki kayıpları içeren hesaplamalara nazaran doğruluğu azdır. Fakat genel olarak bileşenlerin performans davranışları, gerçek çevrim analizleriyle benzer özellik taşımaktadır.

2.2. Numaralandırma

Motor üzerinde gösterilen istasyon numaralandırması, performans analizlerini kolaylaştırmak ve aynı zamanda belli bir standart elde etmek için gerekli olan bir uygulamadır. Bu bölümde aşağıda gösterilen istasyon numaralandırması geçerlidir.



Şekil 2.1. İstasyon numaralandırması

Çizelge 2.1. İstasyon numaralandırması [7]

İstasyon Numarası	İstasyon Adı
0	Bağımsız bölge
1	Giriş lülesi girişi
2	Kompresör girişi
3	Kompresör çıkışı
3'	Fan çıkışı
4	Türbin girişi
5	Türbin çıkışı
6	Ardayanma girişi
6'	İkincil(duct) ardayanma girişi
7	Birincil egzoz lülesi girişi
7'	İkincil egzoz lülesi girişi
8	Birincil egzoz lülesi boğaz bölgesi
8'	İkincil egzoz lülesi boğaz bölgesi
9	Birincil egzoz lülesi çıkışı
9'	İkincil egzoz lülesi çıkışı

Durgunluk basınç oranı π ve durgunluk sıcaklık oranı τ şu şekilde tanımlanır.

$$\pi = \frac{\text{bileşen çıkışı durgunluk basıncı}}{\text{bileşen girişi durgunluk basıncı}}$$

$$\tau = \frac{\text{bileşen çıkışı durgunluk sıcaklığı}}{\text{bileşen girişi durgunluk sıcaklığı}}$$

Örneğin τ_c, π_c =kompresör durgunluk sıcaklık ve basıncı

τ_b, π_b =yanma odası durgunluk sıcaklık ve basıncı

Fakat şu aşağıdaki iki terim tanımlama açısından genel simgesel ifadeden ayrılır.

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

$$\pi_r = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \frac{\gamma}{\gamma-1} \quad [2.1]$$

Serbest akış durgunluk sıcaklığı $T_{t0} = T_0 \tau_r$; serbest akış durgunluk basıncı $p_{t0} = p_0 \pi_r$. Buradaki π_r ve τ_r değişkenleri uçuş Mach sayısının (M_0) etkilerini temsil eder.

Genel gösterim şekline uymayan diğer ifadeler tasarım limitlerinde kullanılan maksimum türbin giriş durgunluk sıcaklığı ve arduyanma maksimum durgunluk entalpisi değerleridir. Yanma odası entalpi oranı τ_λ ;

$$\tau_\lambda = \frac{C_{pt} T_{t4}}{C_{pc} T_0} \quad [2.2]$$

şeklinde tanımlanır. Benzer şekilde birincil akım arduyanma entalpi oranı $\tau_{\lambda AB}$, ikincil akım entalpi oranı $\tau_{\lambda AB'}$ olarak gösterilmiştir.

Bileşenlerin gösteriminde kullanılan alt simgeler herbir bileşeni göstermektedir. Alt simgelerin açılımı aşağıdaki şekilde ifade edilir.

AB=arduyanma(birincil akım)

AB'=arduyanma(ikincil akım)

b=yanma odası

c=kompresör

c'=fan

d=hava giriş lülesi

n=egzos lülesi(birincil akım)

n'=egzos lülesi(ikincil akım)

t=türbin

π ve τ arasındaki ilişki aşağıda toplu olarak gösterilmiştir.

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

$$\pi_r = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

$$\tau_\lambda = \frac{C_{pt} T_{t4}}{C_{pc} T_0}$$

$$\tau_{\lambda AB} = \frac{C_{pAB} T_{t8}}{C_{pc} T_0}$$

$$\tau_{\lambda AB'} = \frac{C_{pAB'} T_{t8'}}{C_{pc} T_0}$$

$$\begin{array}{llll} \tau_d = \frac{T_{t2}}{T_{t0}} & \pi_d = \frac{p_{t2}}{p_{t0}} & \tau_{AB} = \frac{T_{t8}}{T_{t5}} & \pi_{AB} = \frac{p_{t8}}{p_{t5}} \\ \tau_c = \frac{T_{t3}}{T_{t2}} & \pi_c = \frac{p_{t3}}{p_{t2}} & \tau_{AB'} = \frac{T_{t8'}}{T_{t3'}} & \pi_{AB'} = \frac{p_{t8'}}{p_{t3'}} \\ \tau_{c'} = \frac{T_{t3'}}{T_{t2}} & \pi_{c'} = \frac{p_{t3'}}{p_{t2}} & \tau_n = \frac{T_{t9}}{T_{t5}} & \pi_n = \frac{p_{t9}}{p_{t5}} \\ \tau_b = \frac{T_{t4}}{T_{t3}} & \pi_b = \frac{p_{t4}}{p_{t3}} & \tau_{n'} = \frac{T_{t9'}}{T_{t3'}} & \pi_{n'} = \frac{p_{t9'}}{p_{t3'}} \\ \tau_t = \frac{T_{t5}}{T_{t4}} & \pi_t = \frac{p_{t5}}{p_{t4}} & & \end{array}$$

2.3. İdeal Bileşen Davranışları

Bu bölümde bütün motor bileşenlerinin performansları ideal olarak ele alınmıştır. Yani akışkan gaz mükemmel gaz olarak ele alınmış, γ ve C_p katsayıları çevrim boyunca sabittir. Yakıt akışı ihmal edilebilecek seviyede küçüktür ve dolayısıyla yakıt-hava oranı da ihmal edilmiştir. Bu şartlar gözönüne alındığında bileşenler için aşağıdaki ilişkiler geçerli olacaktır.

2.3.1. Hava giriş lülesi

Hava giriş lülesindeki akış adyabatik olmasına ilaveten akış ideal kabul edilirse izantropik bir akış sözkonusu olacaktır. Bu durumda;

$$\tau_d = 1 \text{ ve } \pi_d = 1 \quad [2.3]$$

2.3.2. Kompresör ve fan

Kompresör ve fan sıkıştırma, oranı tasarım seçimlerinde kullanılan iki tane parametredir. İdeal çevrimim izantropik olduğu kabul edilirse;

$$\tau_c = \pi_c^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} \quad \text{ve} \quad \tau_{c'} = \pi_{c'}^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} \quad [2.4]$$

2.3.3. Yanma odası veya ardyanma

İdeal bir yanma odasında durgunluk basıncı sabit kalır. Bu kabullenme düşük mach sayılı akışta geçerlidir.

$$\pi_d = 1 \quad [2.5]$$

2.3.4. Türbin

Kompresörde olduğu gibi türbin, ideal çevrimde izantropik bir akış sözkonusudur.

$$\tau_t = \pi_t^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} \quad [2.6]$$

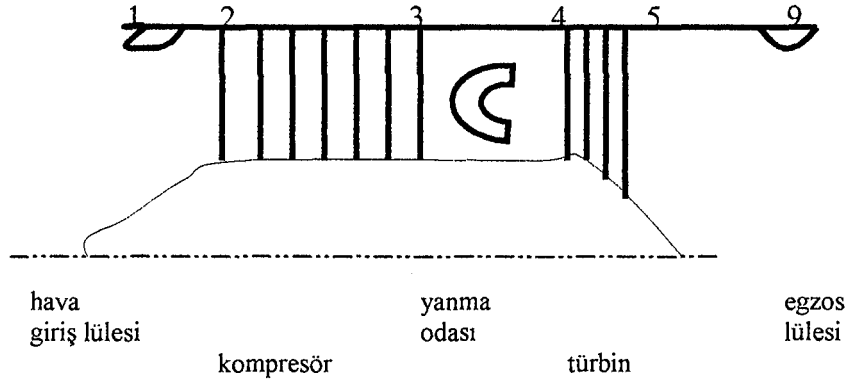
2.3.5. Egzos lülesi

Hava giriş lülesinde olduğu gibi akış adyabatik ve idealde izantropiktir.

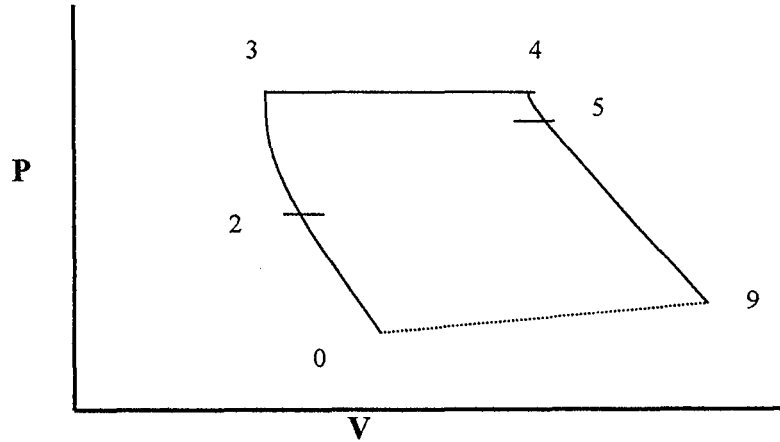
$$\tau_n = 1 \text{ ve } \pi_n = 1 \quad [2.7]$$

2.4. İdeal Termodinamik Çevrim

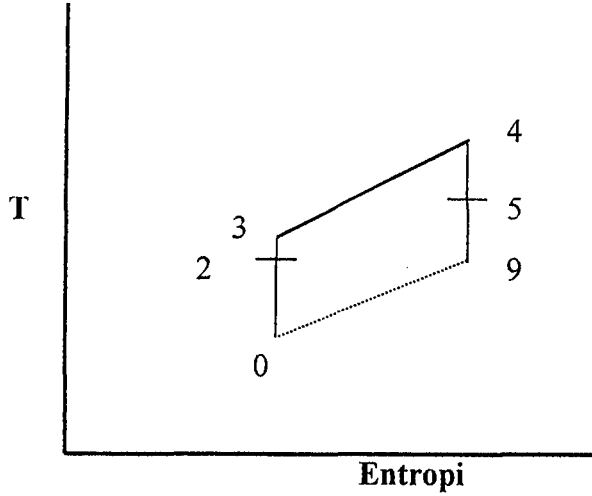
Bu bölümde şekil 2.2'de gösterilen ideal turbojet motoru ele alınmıştır.



Şekil 2.2. İdeal turbojet istasyon numaraları



Şekil 2.3. Basınç-hacim diagramı



Şekil 2.4. Sıcaklık-entropi diagramı

İdeal turbojet motorunun basınç-ölgül hacim ve sıcaklık-entropi diagramları şekil 2.3 ve şekil 2.4'te gösterilmektedir. Bu diagramlar "Brayton" çevrimini temsil etmektedir. Bu çevrimde;

0 →3 izantropik sıkıştırma

3 →4 sabit basınçta yanma (sabit basınçta ısı girdisi)

4→9 izantropik genişleme

9→0 sabit basınçta ısı çıkışı

Isıl bir motorda motorun yaptığı iş, giren ve çıkan akışkanın kinetik enerjisindeki değişimdir. Örneğin motor yer güç kaynağı olarak kullanılıyorsa, akışkanın kinetik enerjisi, türbin kademesine iletilir ve burada mekanik güç elde edilir. Turbojet motorunda elde edilen işin tamamı uçağa iş kaybı olmadan tamamıyla iletilmez. Ama motorun sağladığı kuvvetten elde edilen uçağa iletilen iş, uçuş hızıyla doğru orantılıdır.

Uçak tasarımcılarının doğrudan kullandığı performans parametreleri itki kuvveti F ve ölgül yakıt sarfiyatı S 'tir. Ölgül yakıt sarfiyatı bir saatte geçen yakıt kütlelerinin pound force olarak itki kuvvetine oranıdır. ($S=(\text{lbn yakıt/h})/(\text{lbf itki kuvveti})$) ya da ($S=(\text{mg yakıt/saniye})/(\text{newton itki kuvveti})$)

Kullanılan diğer iki önemli parametreler motor verimiyle ilgili olan ısıl ve itki verimi parametreleridir. İdeal bir motor için ısıl verim ifadesi şu şekilde yazılır;

$$\eta_{th} = 1 - \frac{C_p(T_9 - T_0)}{C_p(T_{t4} - T_{t3})} = 1 - \frac{T_0[(T_9/T_0) - 1]}{T_{t3}[(T_{t4}/T_{t3}) - 1]}$$

$$\frac{p_{t3}}{p_0} = \frac{p_{t4}}{p_9} = \frac{T_{t3}^{(\gamma/(\gamma-1))}}{T_0^{(\gamma/(\gamma-1))}} = \frac{T_{t4}^{(\gamma/(\gamma-1))}}{T_9^{(\gamma/(\gamma-1))}}$$

$$\frac{T_{t3}}{T_0} = \frac{T_{t4}}{T_9}$$

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{t4}}{T_{t3}}$$

$$\frac{T_{t3}}{T_0} = \tau_r \tau_c$$

Yukarıdaki eşitliklerin birleştirilmesiyle;

$$\eta_{th} = 1 - 1/(\tau_r \tau_c) \quad [2.8]$$

olarak bulunur. Sonuç olarak ideal bir motorda ısı verim uçuş Mach sayısının artması (τ_r 'nin artması) ve kompresör sıkıştırma oranının artmasıyla (τ_c 'nin artması) ile artar.

2.5. Sonlu Mach Sayısında Yanmanın Etkileri

Bu bölümde ideal bir turbojet motorunda yanma odası hariç diğer motor bileşenleri idealdir. Yanma odasındaki yanma olayı sonlu Mach sayısında düşünülmüştür. Yine Brayton çevrimi ele alınmış fakat yanma odasındaki statik basınç sabit tutulmuştur. Akışın tersinir olduğu düşünülürse sonlu Mach sayısında yanma odasındaki entalpi artışı, statik sıcaklığın düşmesine sebep olur. Bu durumda entalpi artışı ısı girdisinin bir ifadesi olarak yazılabilir ($ds = d'q/T$) ve ısı verim, sıcaklık-entropi diagramı altında kalan alana eşittir.

Isıl verimi bulmak için en çok kullanılan yöntem, yanma odasının performansını durgunluk basıncına göre ifade etmektir. $\pi_b = p_{t4}/p_{t3}$. Buradan ısı verim şu şekilde yazılır:

$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_0 \tau_b \pi_b^{-[(\gamma-1)/\gamma]} - 1}{T_{t3}(\tau_b - 1)}$$

Yukarıdaki ifadeye göre çevrimin ısı verimi, atmosfer statik sıcaklığına ve yanma odası durgunluk sıcaklığına bağlıdır.

2.6. İtki Verimi

İtki verimi aşağıdaki şekilde ifade edilir.

$$\eta_p = \frac{\text{Araca Verilen Güç}}{\text{Egzostaki Net Mekanik Güç}} = \frac{\text{İtki Kuvveti} \times \text{Araç Uçuş Hızı}}{\text{Motorun Gücü}}$$

İdeal bir motorun egzos lülesi çıkış basıncı atmosfer basıncına eşittir ve itki kuvveti, motorun ürettiği momentum farkı olarak ifade edilebilir.

$$F = \dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_0 V_0 = \dot{m}(V_9 - V_0) \quad [2.9]$$

Motorun ürettiği güç, $\frac{\dot{m}(V_9^2 - V_0^2)}{2}$ olduğundan ideal bir motor için aşağıdaki ifade yazılabilir.

$$\eta_p = 2V_0 / (V_9 + V_0) \quad [2.10]$$

Yukarıdaki formülden de görüldüğü gibi itki verimini arttırmak için V_9 çıkış hızını azaltmak gerekir. Fakat çıkış hızının azaltılması motor itki kuvvetini azaltacaktır. Bu durumda iyi bir itki verimi, daha fazla hava debisi elde etmek için pervane kullanılmasıyla gerçekleştirilmektedir. Turboprop motorlar, yüksek itki verimine sahip olmakla beraber iki önemli dezavantaja sahiptirler. Pervane hızını düşüren dişli kutusunun ağırlığı fazladır ve güvenilirliği azdır. Diğer önemli dezavantajı ise uçak hızının artmasıyla beraber pervane uç noktasında yüksek Mach sayısına ulaşılmasıyla pervane veriminin oldukça düşmesidir.

Çok yüksek bypasslı turbofan motorlarında kullanılan kanatçıklar, pervane yarıçapından en az 10 kat küçüktürler ve akışı geriye doğru süpürerek yüksek Mach sayısı etkilerinden dolayı oluşacak stall'u önlerler. Çünkü kanatçık yarıçapı küçük olduğundan, dişli kutusunun devir düşürmek için harcayacağı güç azalmış olur[7].

Bugünkü sesaltı uçuşlu turbofan motorlarının bypass oranı, bir önceki paragrafta belirtilen 25-50 bypass oranlı motorlara göre daha azdır ve 5-6 arasındadır. (Turboprop motorlarda bu oran yaklaşık olarak 100 civarındadır). Yüksek bypass oranlı bir motorun ön çapı geniştir, bu da fazladan ağırlık ve sürtünme problemlerini de beraberinde getirir.

2.7. Birim Sistemi

Bundan sonraki bölümlerde kullanılacak birim sistemi İngiliz birim sistemidir. Gerektiğinde İngiliz birim sistemiyle elde edilen sonuçlar, katsayı ve formüllerle SI birim sistemine çevrilebilir.

2.8. İdeal Turbojet

2.8.1. Çevrim analiz metodu

Bu bölümde, ideal turbojet motorunun iki önemli performans parametresi özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı, tasarım değişkenleri, atmosferik şartlar ve tasarım limitlerine göre elde edilmiştir. Bütün çevrimler için metod aynıdır. Özgül itki kuvvetini bulmak için egzoz lülesi çıkışındaki sıcaklığın atmosfer sıcaklığına oranıyla, egzoz lülesindeki Mach sayısının uçuş Mach sayısına oranı gereklidir. Oran olarak gösterilirse T_{t9}/T_9 , egzoz çıkış Mach sayısının ve dolayısıyla tüm motor bileşenlerinin durgunluk sıcaklıklarının bir fonksiyonudur. T_9/T_0 ise M_9 ve durgunluk sıcaklık oranlarına bağlıdır. M_9 değişkeni ise tüm motor bileşenlerinin basınç oranına, dolayısıyla p_9/p_0 değerine bağlıdır. p_9/p_0 değeri ise p_{t9}/p_9 değerinden elde edilir.

Tüm motor bileşenleri birbirinden bağımsız değildir. Örneğin kompresör ve türbin iş etkileşimi birbirine eşit olmak zorundadır. Bu güç dengesinin kurulması, seçilen kompresör sıkıştırma oranı ve diğer parametrelere bağlı olarak türbin sıcaklığı ve basınç oranlarının değerleri için önem taşır.

Özgül yakıt sarfiyatı, yanma odası entalpi dengesiyle ilişkilidir.

2.8.2. İdeal turbojet motoru için çevrim analizi

İdeal davranış için geçerli olan eşitlikler, bölüm 2.3'te açıklanmıştı. Gaz mükemmel bir akışkan, egzoz çıkışında basınç atmosfer basıncına eşittir ve yakıt-hava oranı $\dot{m}_f / \dot{m}_0 = f$, birim oldukça küçüktür ve birden küçük bir değerdedir. Bu kabullerle;

$$F = \dot{m}(V_9 - V_0)$$

$$\text{Özgül itki kuvveti} = \frac{F}{\dot{m}} = V_0 \left(\frac{V_9}{V_0} - 1 \right) = a_0 M_0 \left(\frac{V_9}{V_0} - 1 \right) \quad [2.11]$$

$$T_{t9} = T_0 \tau_\lambda \tau_t \tau_n = T_0 \tau_\lambda \tau_t = T_9 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_9^2 \right) \quad [2.12]$$

$$\tau_n = 1 \text{ olduğundan,}$$

$$\tau_\lambda = \frac{T_{t4}}{T_0} = \frac{T_{t0}}{T_0} \frac{T_{t2}}{T_{t0}} \frac{T_{t3}}{T_{t2}} \frac{T_{t4}}{T_{t3}} = \tau_r \tau_d \tau_c \tau_b$$

$$\tau_\lambda = \tau_r \tau_c \tau_b \quad [2.13]$$

Yanma odasında yanma yoksa minimum τ_λ şu şekilde ifade edilir.

$$(\tau_\lambda)_{\min} = \tau_r \tau_c \quad [2.14]$$

Basınç ifadeleri şu şekilde ifade edilir.

$$p_{t9} = p_9 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_9^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = p_0 \frac{p_{t0}}{p_0} \frac{p_{t2}}{p_{t0}} \frac{p_{t3}}{p_{t2}} \frac{p_{t4}}{p_{t3}} \frac{p_{t5}}{p_{t4}} \frac{p_{t9}}{p_{t5}} = p_0 \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_n$$

$$[2.15]$$

$p_9 = p_0$ ve $\pi_d = \pi_b = \pi_n = 1$ alınırsa [2.15] eşitliği aşağıdaki gibi bulunur.

$$1 + \left[\frac{\gamma-1}{2}\right] M_9^2 = \tau_r \tau_c \tau_t \quad [2.16]$$

Yukarıdaki denklemlerin birleştirilmesiyle özgül itki kuvveti

$$\frac{F}{\dot{m}} = a_0 \left\{ \left[\frac{2}{\gamma-1} \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} (\tau_r \tau_c \tau_t - 1) \right]^{1/2} - M_0 \right\} \quad [2.17]$$

olarak bulunur.

Özgül yakıt sarfiyatı ise yanma odası entalpi eşitliğinden

$$(\dot{m}_f + \dot{m}) C_p T_{t4} - \dot{m} C_p T_{t3} = \dot{m}_f h_{PR}$$

$f \ll 1$ alındığında

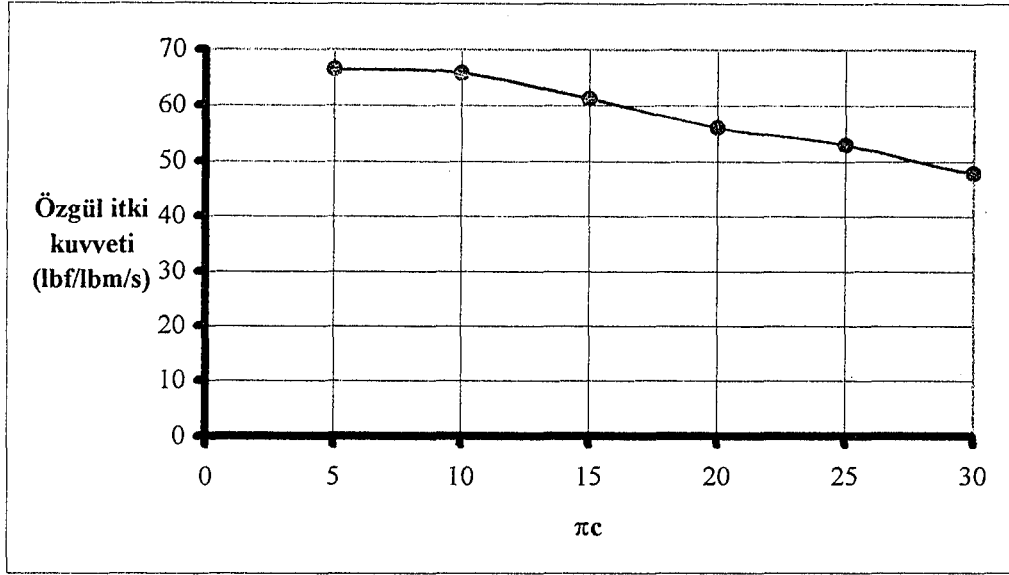
$$f = (C_p T_{t0} / h_{PR}) (\tau_\lambda - \tau_r \tau_c) \quad [2.18]$$

olarak bulunur.

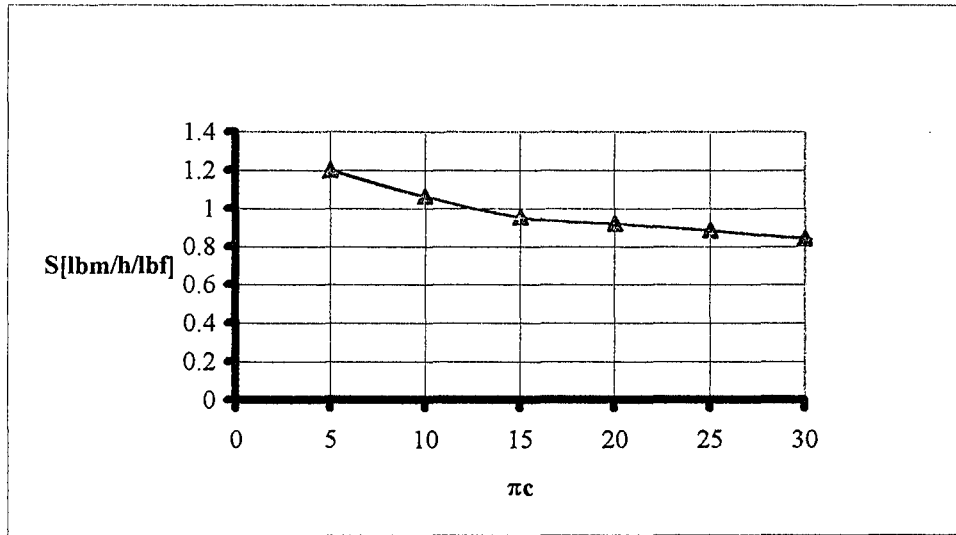
Sonuç olarak özgül yakıt sarfiyatı aşağıdaki şekilde yazılır.

$$S = \frac{\dot{m}_f}{F} 10^6 = \frac{f}{F/\dot{m}} 10^6 \quad [2.19]$$

Aşağıdaki şekil 2.5 ve şekil 2.6'da ideal bir turbojet motorunda kompresör sıkıştırma oranının motor performansı üzerindeki etkileri görülmektedir. Uçuş şartları, $M_0=2$, $\gamma=1.4$, $T_0=400^\circ R$, $h_{PR}=19000$ Btu/lbm, $C_p=0.24$ Btu/lbm⁰ R ve $\tau_\lambda=7$ 'dir.



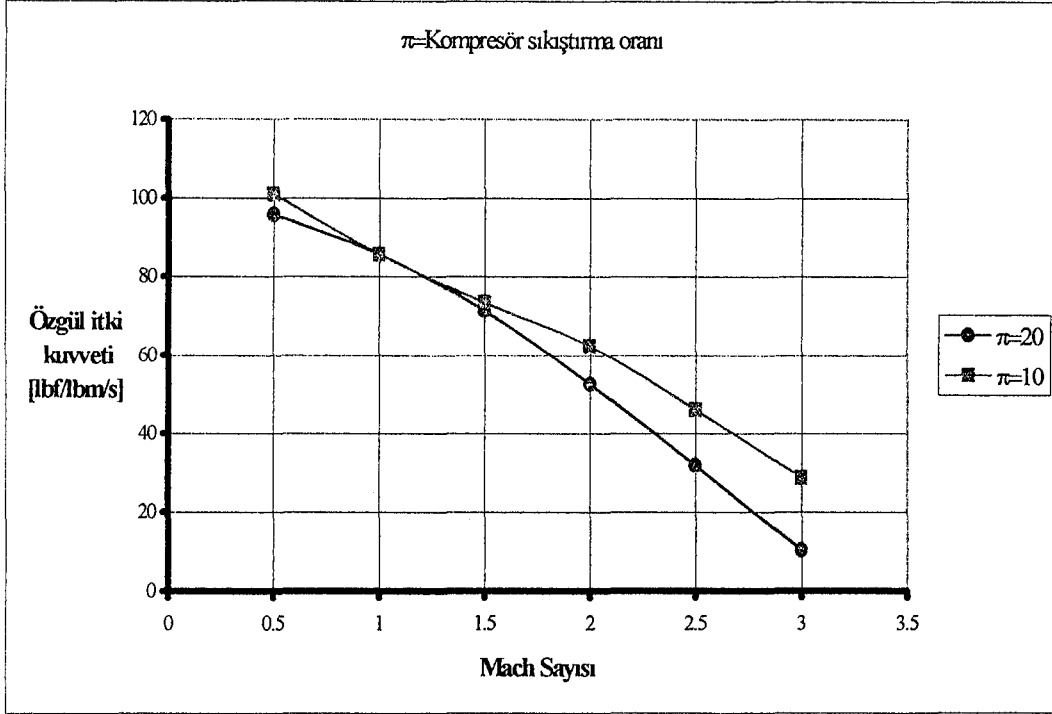
Şekil 2.5. İdeal çevrimli turbojet motorunun özgül itki kuvveti- π_c grafiği



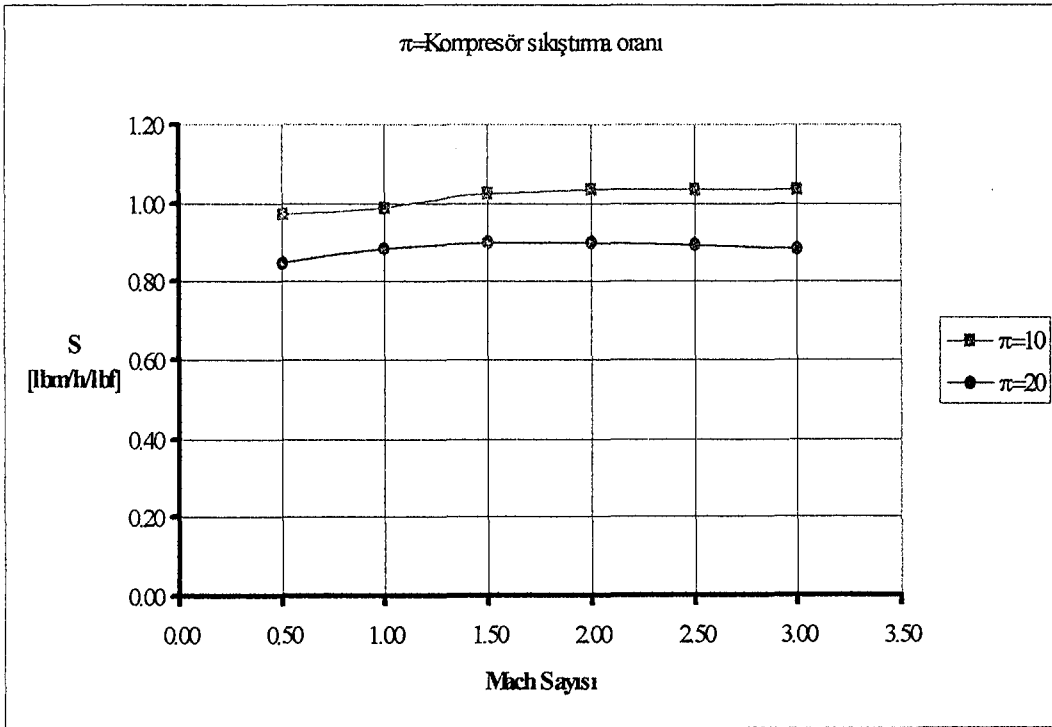
Şekil 2.6. İdeal turbojet motorunda S- π_c grafiği

Yukarıdaki grafiklerden de görüldüğü gibi ideal analizler göstermiştir ki özgül yakıt sarfiyatı kompresör sıkıştırma oranıyla azalmaktadır. Bu durum, bileşenlerde meydana gelen kayıplar hesaba katıldığında elde edilen analiz sonuçlarıyla benzer özellik gösterir. Özgül itki kuvvetinin maksimum değeri, kompresör sıkıştırma oranının minimum noktasındadır. Çünkü kompresör sıkıştırma oranı arttığında yanma odası giriş durgunluk sıcaklığı artar, dolayısıyla τ_λ sabit bir değerde olduğundan gelen yakıt miktarı azalır. Tasarımda yüksek itki kuvvetine sahip bir motor isteniyorsa, kompresör sıkıştırma oranı düşük seçilmeli, eğer taşıma amaçlı

bir güç gurubu düşünülüyorsa, yakıt sarfiyatı ön planda olacağından kompresör sıkıştırma oranı yüksek motor seçilmelidir.



Şekil 2.7. İdeal turbojet motorunda özgül itki kuvveti- M_0 grafiği

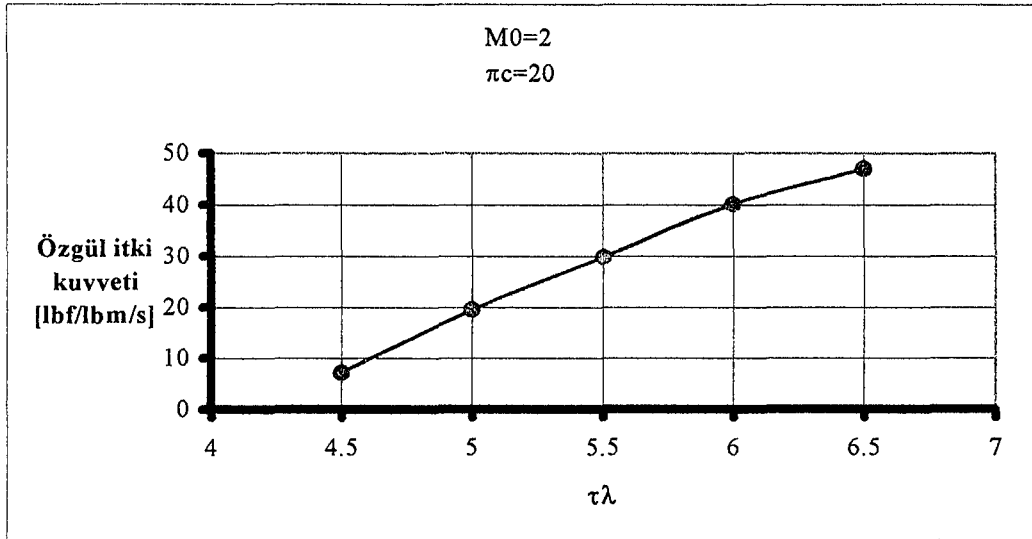


Şekil 2.8. İdeal turbojet motorunda S- M_0 grafiği

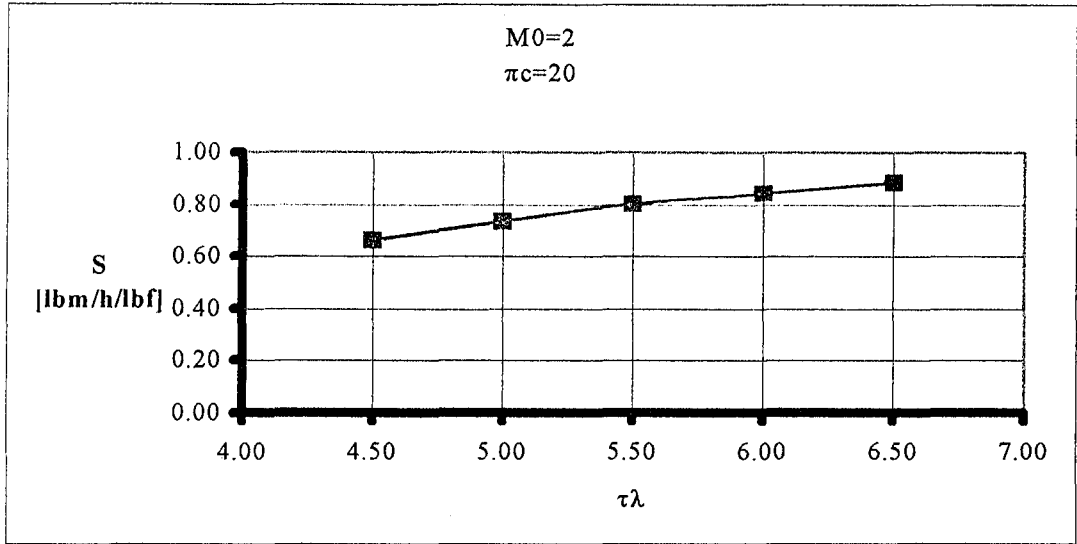
Şekil 2.7 ve 2.8’de farklı uçuş Mach sayılarında motorun tahmini performans parametrelerinin değişimi görülmektedir. Bir başka deyişle farklı tasarım Mach sayılarında aynı kompresör sıkıştırma oranında performans tahmini yapılabilmektedir. Eğer bir turbojet motorunun, belirli bir Mach sayısı ve kompresör sıkıştırma oranında tasarımı gerçekleştirilmişse, tasarım dışında Mach sayısı değiştiğinde motorun sıkıştırma oranının değişeceği gözönünde bulundurulmalıdır. Bu analizler, tasarım dışı performans analizleri konusunda ele alınmıştır.

Şekil 2.7’de görüldüğü gibi turbojet motorunda uçuş Mach sayısı arttırıldığında, sabit bir yakıt akışında kompresör çıkış sıcaklığı artacaktır. Bunun sonucunda özgül itki kuvvetinde düşme olur. Tasarım dışı çalışma koşullarında, Mach sayısı attığında hava debisi artacak, sonuçta itki kuvveti de artacaktır.

Şekil 2.8’de ilk etapta, Mach sayısının artmasıyla özgül yakıt sarfiyatında artış gözlemlenir. Bunun nedeni motor giriş ve çıkışını arasındaki hız değişiminden dolayı itki kuvveti için enerjiye ihtiyaç duyulmasıdır. İdeal bir motor için düşük itki kuvveti değerlerinde, özgül yakıt sarfiyatı düşüktür. Çünkü itki ve ısı verimleri artmaktadır.



Şekil 2.9. İdeal turbojet motorunda özgül itki kuvveti- $\tau\lambda$ grafiği



Şekil 2.10. İdeal turbojet motorunda S - $\tau\lambda$ grafiği.

Şekil 2.10'da görüldüğü gibi türbin giriş sıcaklığı azaldığında özgül yakıt sarfiyatı da azalmaktadır. Çünkü itki verimi artmaktadır.

2.9. Özgül Yakıt Sarfiyatının Yorumlanması

Bu bölümde yakıt sarfiyatı, önceki bölümlerde belirtilen açıklamalardan farklı bir forma sokulmuştur.

$$S = \frac{\dot{m}_f}{F} (10^6) = \frac{(h_{PR} \dot{m}_f) (V_0 / h_{PR}) (10^6)}{V_0 F}$$

$$S = \frac{V_0}{h_{PR}} \frac{10^6}{\left[\frac{V_0 F}{(\dot{m}/2)(V_9^2 - V_0^2)} \right] \left[\frac{(\dot{m}/2)(V_9^2 - V_0^2)}{h_{PR} \dot{m}_f} \right]} \quad [2.20]$$

$$\eta_p = \frac{V_0 F}{(\dot{m}/2)(V_9^2 - V_0^2)}$$

ve

$$\eta_{th} = \frac{(\dot{m}/2)(V_9^2 - V_0^2)}{h_{PR} \dot{m}_f} \quad [2.21]$$

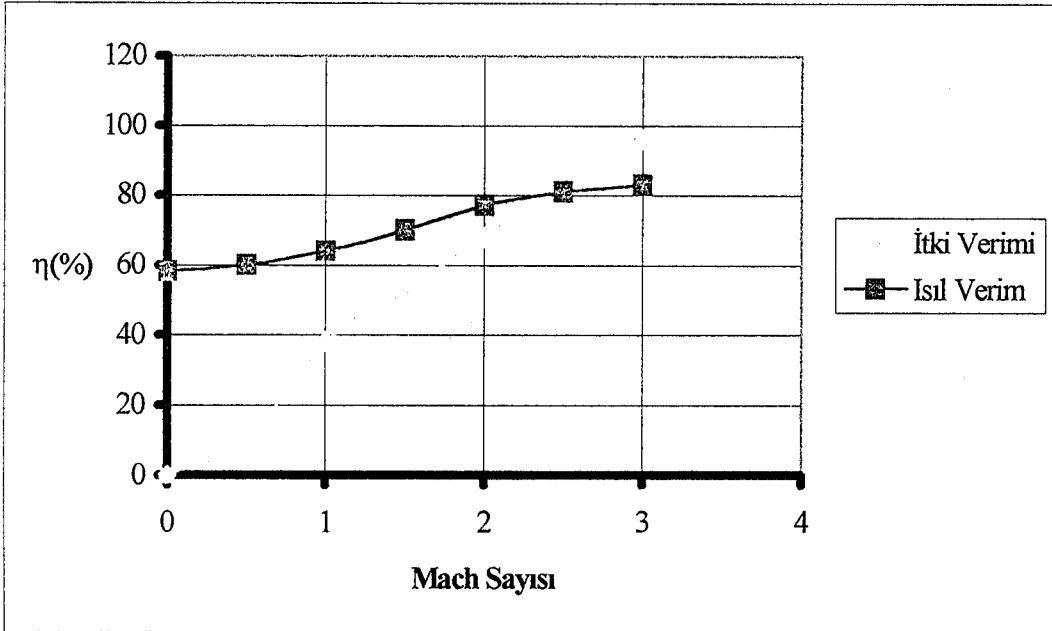
Özgül yakıt sarfiyatı S , yukarıdaki iki denklemin birleştirilmesiyle aşağıdaki denklemle ifade edilir.

$$S = \frac{a_0 M_0}{h_{PR}} \frac{10^6}{\eta_p \eta_{th}} \quad [2.22]$$

$$\eta_{th} = 1 - \frac{1}{\tau_r \tau_c} = 1 - \frac{1}{(\pi_r \pi_c)^\gamma}$$

$$\eta_p = \frac{2M_0}{\left[\frac{2\tau_r}{\gamma-1} \left(\frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} - 1 \right) (\tau_c - 1) + \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} M_0^2 \right]^{1/2} + M_0} \quad [2.23]$$

Şekil 2.11'de ideal turbojet motorunda, Mach sayısı ile itki ve ısı verimleri arasındaki değişim görülmektedir.



Şekil 2.11. İdeal turbojet motorunda $\eta_{th}-M_0$ ve η_p-M_0 grafikleri

Sonuç olarak verilen bir $M_0(\tau_r)$ ve kompresör sıkıştırma oranı π_c (dolayısıyla τ_c) değerlerinde, motorun ısı verimi türbin giriş sıcaklığından bağımsızdır. Şekil 2.10'da görüldüğü gibi özgül yakıt sarfiyatının düşmesi için τ_λ 'nın azalması, dolayısıyla itki veriminin artması gerekir.

2.10. Maksimum İtki Kuvvetli Turbojet Motoru

Şekil 2.5'te görüldüğü gibi maksimum özgül itki kuvveti, kompresör sıkıştırma oranının belli bir değerinde olmaktadır. Bu değeri bulmak için [2.17] denkleminin τ_c 'ye göre türevini alıp sıfıra eşitlemek gerekir.

$$\frac{2\tau_r}{\gamma-1} \left(-1 + \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c^2}\right) - \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c^2} M_0^2 = 0$$

Böylece maksimum özgül itki kuvvetli bir turbojet motoru için,

$$\tau_c = \sqrt{\tau_c} / \tau_r \quad [2.24]$$

Bu durumda maksimum özgül itki kuvveti ifadesi aşağıdaki şekilde olur.

$$\left(\frac{F}{\dot{m}}\right)_{\max} = a_0 \left\{ \left[\left(\frac{2}{\gamma-1}\right) (\sqrt{\tau_\lambda} - 1)^2 + M_0^2 \right]^{1/2} - M_0 \right\} \quad [2.25]$$

$$f = (C_p T_0 / h_{PR}) \sqrt{\tau_\lambda} (\sqrt{\tau_\lambda} - 1) \quad [2.26]$$

2.10.1. Maksimum itki kuvveti için sıcaklık ilişkileri

[2.24] denklemine göre kompresör çıkış durgunluk sıcaklığı, egzoz çıkış statik sıcaklığına eşittir. Aşağıda bu durum gösterilmektedir.

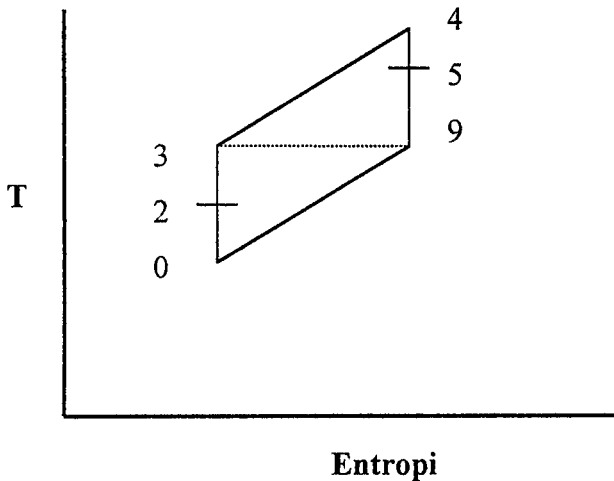
$$T_{t3} / T_0 = \tau_c \tau_r = (\pi_c \pi_r)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = (p_{t3} / p_0)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$p_0 = p_9$ ve $p_{t3} = p_{t4}$ olduğundan

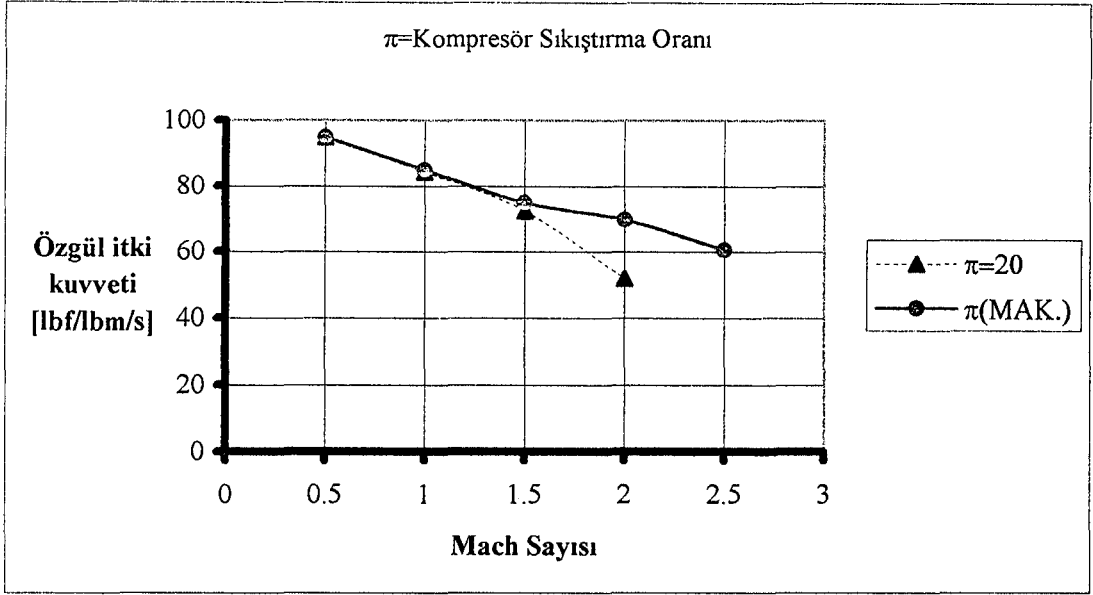
$$(p_{t3} / p_0)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = (p_{t4} / p_9)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = T_{t4} / T_9$$

$$T_{t3} = \sqrt{T_{t4} T_0} = T_9 \quad [2.27]$$

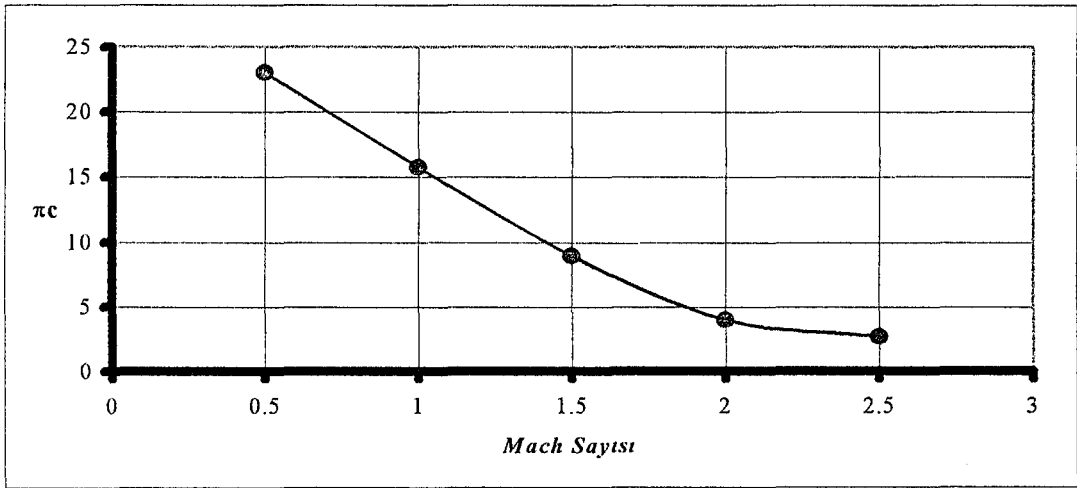
Aşağıdaki şekilde maksimum itki kuvvetli turbojet motorunda sıcaklık entropi diagramı görülmektedir.



Şekil 2.12. Maksimum itki kuvvetli turbojet motorunda T-Entropi diagramı



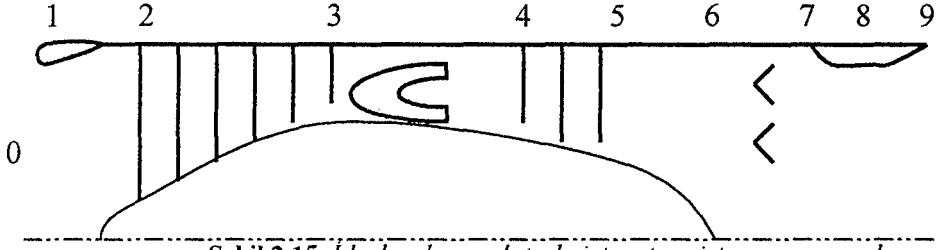
Şekil 2.13. Maksimum itki kuvvetli turbojet motorunda özgül itki kuvveti- M_0 grafiği



Şekil 2.14. Maksimum itki kuvvetli turbojet motorunda π_c - M_0 grafiği

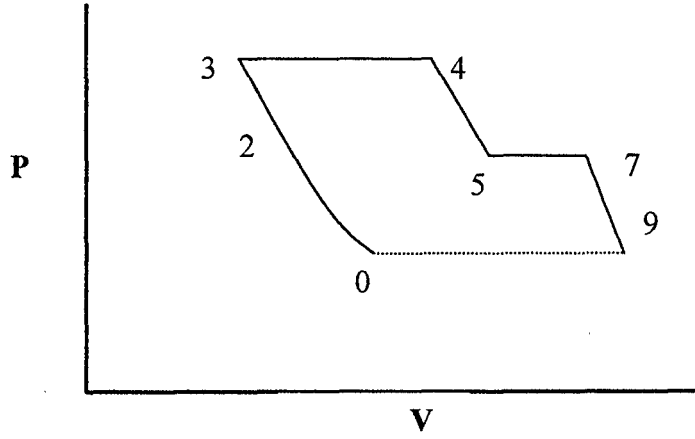
2.11. Ardyanmalı İdeal Turbojet Motoru

Motor itki kuvvetini artırmanın diğer bir yolu, türbin çıkışına ardyanma ilave etmektir. Egzos çıkışına entalpi eklenmesiyle ilave itki kuvveti sağlanmış olur. Bununla birlikte özgül yakıt sarfiyatında artış olur. Bu motorun mekanik yapısı ve istasyon numaraları aşağıdaki şekilde gösterilmiştir.

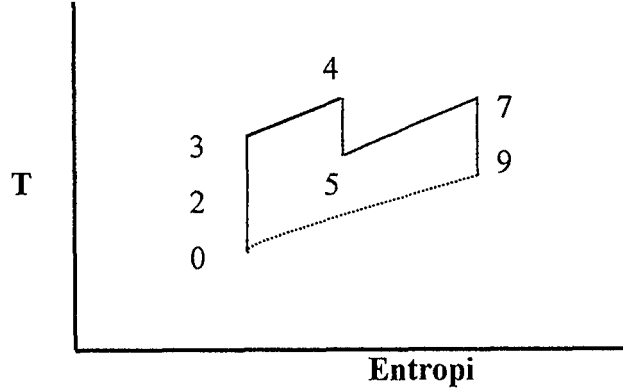


Şekil 2.15. İdeal ardyanmalı turbojet motoru istasyon numaraları

Aşağıdaki iki şekil ideal ardyanmalı turbojet motorunun termodinamik çevrimlerini göstermektedir.



Şekil 2.16. İdeal ardyanmalı turbojet motorunda P-V diagramı



Şekil 2.17. İdeal ardyanmalı turbojet motorunda T-Entropi diagramı

Bu çevrimde Bölüm 2.3'te belirtilen bileşen davranışlarına ilave olarak $\pi_{AB}=1$ 'dir.

2.11.1. İdeal ardyanmalı turbojet motorunun çevrim analizi

Burada yine bileşen verimleri mükemmel, gaz ideal ve mükemmel, egzoz çıkış statik basıncı atmosfer basıncına eşit ve ana yanma odası ve ardyanma yakıt-hava oranı birden küçüktür.

$$\text{Özgül İtke Kuvveti} = \frac{F}{\dot{m}} = a_0 M_0 \left(\frac{V_9}{V_0} - 1 \right) \quad [2.28]$$

$$\frac{F}{\dot{m}} = a_0 \left\{ \left[\frac{2}{\gamma - 1} \frac{\tau_{\lambda AB}}{\tau_r \tau_c \tau_t} (\tau_r \tau_c \tau_t - 1) \right]^{1/2} - M_0 \right\} \quad [2.29]$$

Kompresör ve türbinde enerji dengesinin değişmediği kabul edilirse,

$$\tau_t = 1 - (\tau_r / \tau_\lambda)(\tau_c - 1)$$

Ardyanma için yakıt-hava oranı, yanma odası entalpi dengesinden aşağıdaki şekilde elde edilir.

$$\dot{m}_{fAB} h_{PR} = (\dot{m} + \dot{m}_f + \dot{m}_{fAB}) C_p T_{t8} - (\dot{m} + \dot{m}_f) C_p T_{t5}$$

ya da

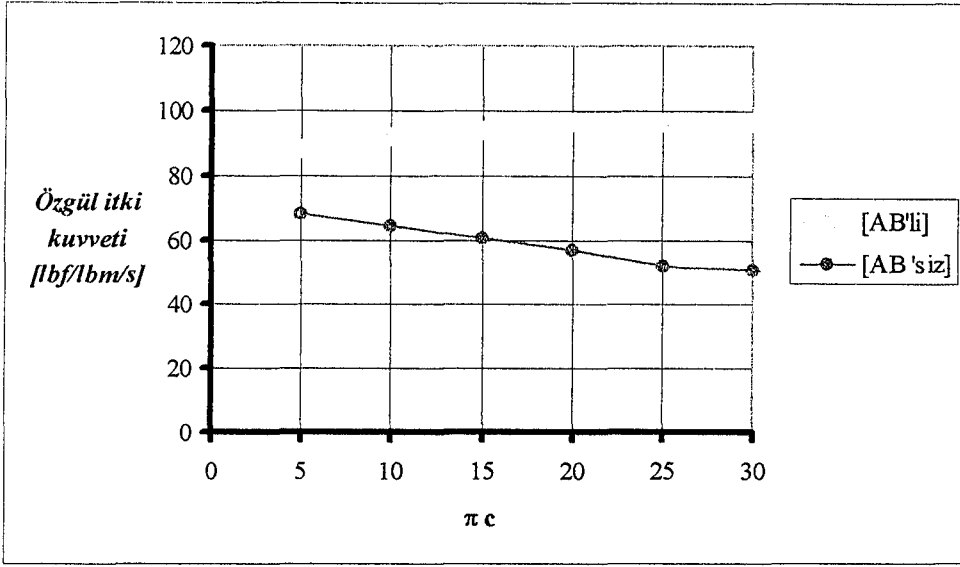
$$f_{AB} = \frac{\dot{m}_{fAB}}{\dot{m}} = \frac{C_p T_0}{h_{PR}} (\tau_{\lambda AB} - \tau_\lambda \tau_t) \quad [2.30]$$

Toplam yakıt-hava oranı f_{tot} ,

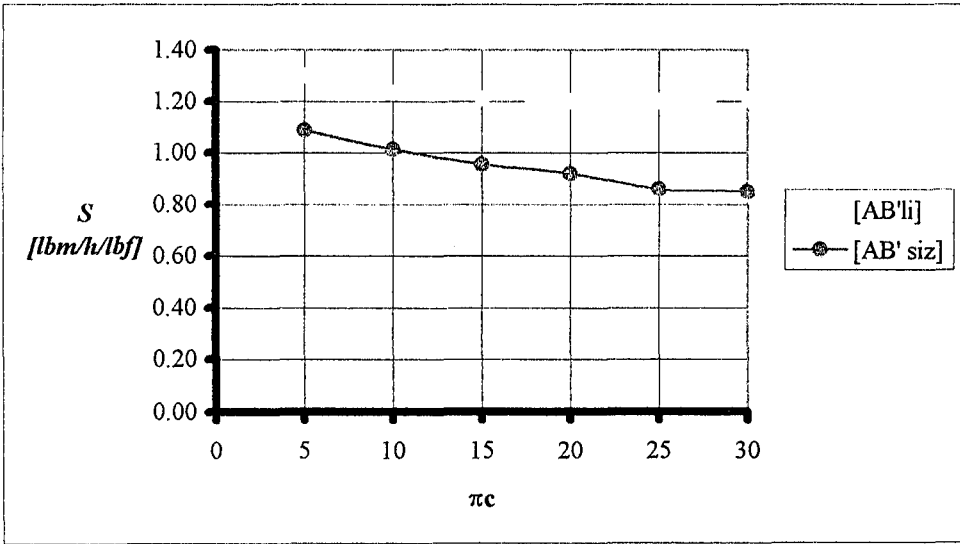
$$f_{tot} = \frac{\dot{m} + \dot{m}_{fAB}}{\dot{m}} = \frac{C_p T_0}{h_{PR}} (\tau_{\lambda AB} - \tau_r) \quad [2.31]$$

Uçuş Mach sayısı 2 olan bir turbojet motorunda, $\gamma=1.4$, $T_0=420^\circ \text{R}$, $h_{PR}=19500 \text{ Btu/lbm}$, $C_p=0.24 \text{ Btu/lbm}^\circ \text{R}$, $\tau_\lambda=7$, $\tau_{\lambda AB}=8$ koşullarında, ardyanmalı ve ardyanmasız durumlarında kompresör sıkıştırma oranıyla özgül itke kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı, sırasıyla şekil 2.18 ve 2.19'da gösterilmiştir.

Ardyanmalı turbojet motorunda, ardyanma özgül itke kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatını arttırmaktadır. Maksimum özgül itke kuvveti, ardyanmalı motorda görülmektedir. Özgül itke kuvvetinin τ_c 'ye göre türevinin alınmasıyla maksimum özgül itke kuvvetinin, $\tau_r \tau_c \tau_t$ 'nin maksimum olduğu noktada en yüksek değeri aldığı görülür. $\tau_r \tau_c \tau_t$ 'nin en yüksek değeri alması demek, $\pi_r \pi_c \pi_t = p_{t5}/p_0 = p_{t5}/p_9$ eşitliğinde egzoz basınç oranının maksimum olması demektir.



Şekil 2.18. İdeal turbojet motorunda özgül itki kuvveti- π_c grafiği



Şekil 2.19. İdeal turbojet motorunda S- π_c grafiği

Maksimum itki kuvveti noktasındaki kompresör sıkıştırma oranı,

$$\pi_{cmaks} = [(\tau_\lambda + \tau_r) / 2\tau_r]^{\gamma/(\gamma-1)} \quad [2.32]$$

olarak bulunur.

2.12. Ayırık Akımlı İdeal Turbofan Motoru

2.12.1. Ayırık akımlı ideal turbofan motorunun çevrim analizi

Bölüm 2.8’de açıklanan çevrim analiz metodu, bu bölümde de uygulanmıştır. Çevrim analizini uygularken, birincil(çekirdek motor) ve ikincil(fan) akımlarının itki kuvvetleri de hesaba katılmış ve türbin çıkış gücü, kompresör ve fan giriş gücüne eşitlenmiştir. Bileşen verimleri mükemmel, gaz mükemmel bir akışkan, yanma odası yakıt-hava oranı birden küçük, birincil ve ikincil akım çıkış statik basınçları atmosfer basıncına eşit alınmıştır.

İki akımdaki itki kuvvetlerinin toplamı,

$$F = \dot{m}_c(V_9 - V_0) + \dot{m}_F(V_{9'} - V_0)$$
$$\frac{F}{\dot{m}_c + \dot{m}_F} = \frac{a_0 M_0}{1 + \alpha} \left[\left(\frac{V_9}{V_0} - 1 \right) + \alpha \left(\frac{V_{9'}}{V_0} - 1 \right) \right] \quad [2.33]$$

Burada \dot{m}_c birincil akımdaki hava debisi, \dot{m}_F ise ikincil akımdaki hava debisi ve bypass oranı $\alpha = \dot{m}_F / \dot{m}_c$ ’dir.

İkincil akım:

$$(V_{9'} / V_0)^2 = (T_{9'} / T_0)(M_{9'} / M_0)^2 \quad [2.34]$$

$$T_{t9'} = T_{9'} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{9'}^2 \right) = T_0 \tau_r \tau_c \quad [2.35]$$

$$p_{t9'} = p_{9'} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{9'}^2 \right)^{\gamma / (\gamma - 1)} = p_0 \pi_r \pi_c \quad [2.36]$$

$$M_0 \left(\frac{V_{9'}}{V_0} - 1 \right) = \left[\frac{2}{\gamma - 1} (\tau_r \tau_c - 1) \right]^{1/2} - M_0 \quad [2.37]$$

Birincil akım:

$$M_0 \left(\frac{V_9}{V_0} - 1 \right) = \left[\frac{2}{\gamma - 1} \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} (\tau_r \tau_c \tau_t - 1) \right]^{1/2} - M_0 \quad [2.38]$$

Güç dengesi: Türbinden çıkan güç, fan ve kompresöre giren güce eşitlenir.

$$\dot{m}_c C_p (T_{t4} - T_{t5}) = \dot{m}_c C_p (T_{t3} - T_{t2}) + \dot{m}_F C_p (T_{t3'} - T_{t2})$$

ya da

$$\tau_\lambda (1 - \tau_t) = \tau_r (\tau_c - 1) + \alpha \tau_r (\tau_{r'} - 1)$$
$$\tau_t = 1 - (\tau_r / \tau_\lambda) [(\tau_c - 1) + \alpha (\tau_{c'} - 1)] \quad [2.39]$$

olarak bulunur.

Özgül yakıt sarfiyatı: Yanma odasındaki entalpi dengesinden

$$f = \dot{m}_f / \dot{m}_c = (C_p T_0 / h_{PR})(\tau_\lambda - \tau_r \tau_c) \quad [2.40]$$

$$\text{Özgül yakıt sarfiyatı } S = \frac{f(10^6)}{(1 + \alpha)[F/(\dot{m}_c + \dot{m}_F)]} \quad [2.41]$$

2.12.2. Minimum yakıt sarfiyatı için bypass oranı

Belirlenen çalışma koşullarında (T_0 , M_0), tasarım limiti (τ_λ) ve tasarım seçimlerinde (π_c , π_c'), özgül yakıt sarfiyatını minimum seviyede tutacak bypass oranı α değerinin seçimi önemlidir.

Aşağıdaki [2.42] eşitliğinin maksimum değeri, özgül yakıt sarfiyatının minimum olmasını sağlar.

$$\frac{(1 + \alpha) F}{a_0 \dot{m}_c + \dot{m}_F} = M_0 \frac{V_9}{V_0} - M_0 + \alpha (M_0 \frac{V_{9'}}{V_0} - M_0) \quad [2.42]$$

Yukarıdaki eşitliğin α 'ya göre türevi alınır ve çeşitli düzenlemelerle,

$$M_0 \frac{V_9}{V_0} = \frac{1}{2} (M_0 \frac{V_{9'}}{V_0} + M_0) \quad [2.43]$$

Yukarıdaki [2.43] denkleme göre özgül yakıt sarfiyatının minimum olduğu noktadaki bypass oranında, çekirdek motorun (birincil akımın) özgül itki kuvveti, fan akımının (ikincil akım) özgül itki kuvvetinin yarısıdır. Bu sonuç ilginçtir. Eğer bileşenlerdeki kayıplar hesaba katılırsa, birincil akımdaki optimum özgül itki kuvveti, fan akımının daha yüksek oranlı bir değerine eşit olacaktır.

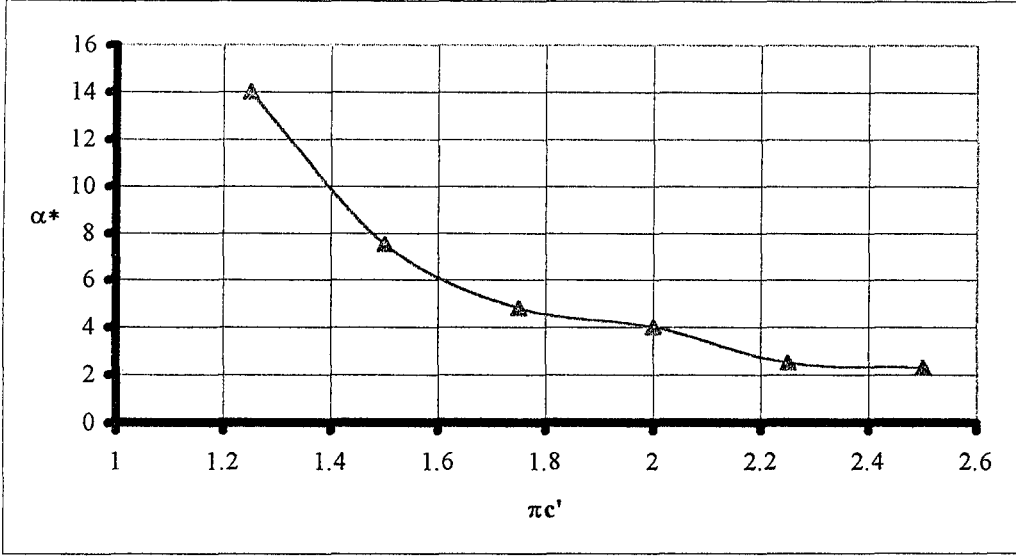
Optimum durumda türbin sıcaklık oranı τ^* ,

$$\tau_t^* = \frac{1}{\tau_r \tau_c} + \frac{1}{4\tau_\lambda} [(\tau_r \tau_c' - 1)^{1/2} + (\tau_r - 1)^{1/2}]^2 \quad [2.44]$$

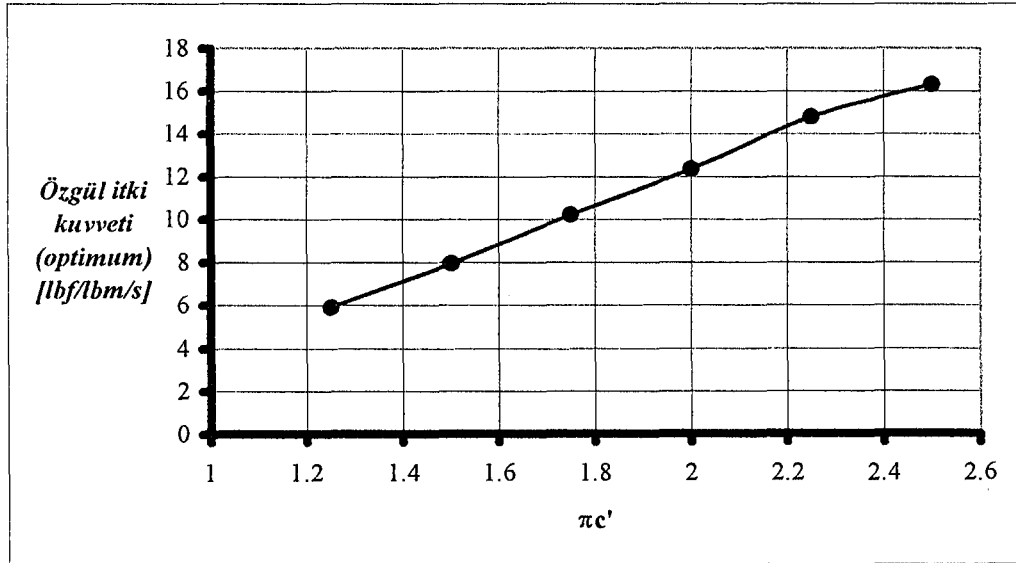
Optimum bypass oranı α^* ,

$$\alpha^* = \frac{1}{\tau_c' - 1} \left[\frac{\tau_\lambda}{\tau_r} (1 - \tau_t^*) - (\tau_c - 1) \right] \quad [2.45]$$

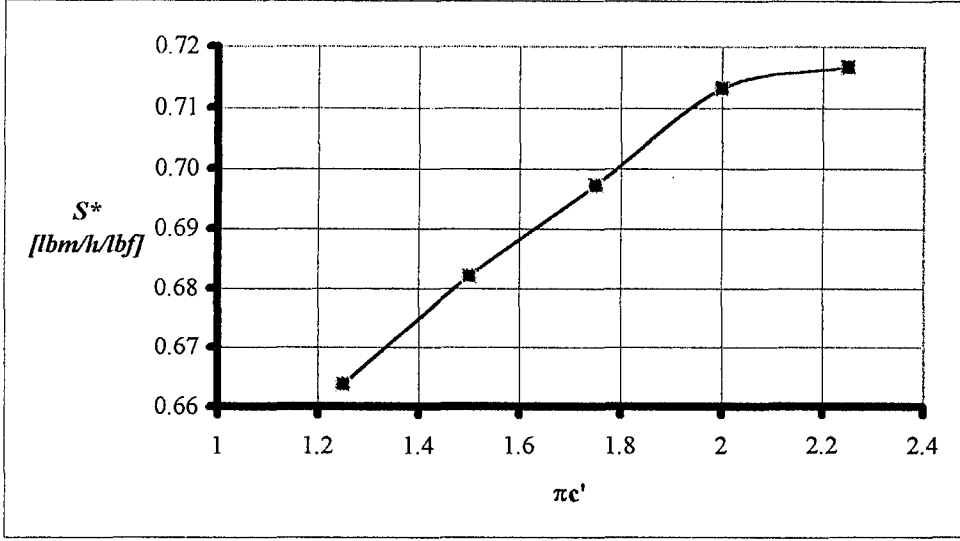
Çalışma koşulları $M_0=2$, $\pi_c=20$, $\tau_\lambda=6.5$, $C_p=0.2403$ Btu/(lbm °R), $h_{PR}=19000$, $T_0=233.3$ °K, $\gamma=1.4$ olan ayırık akımlı turbofan motorunun optimum koşullardaki performans parametrelerinin değişimi aşağıdaki grafikler yardımıyla izlenebilir.



Şekil 2.20. Ayırık akımlı ideal turbofan motorunda $\alpha^* - \pi_{c'}$ grafiği



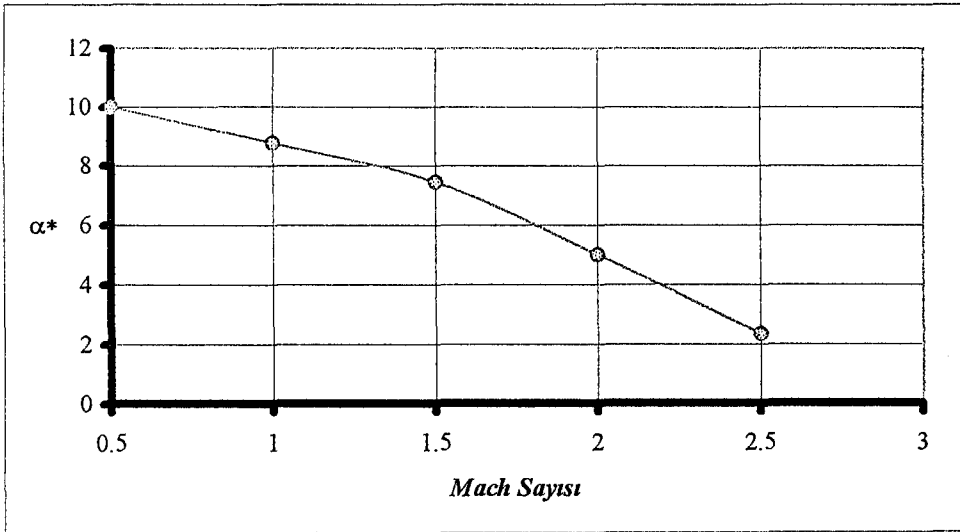
Şekil 2.21. Ayırık akımlı ideal turbofan motorunda özgül itki kuvveti(optimum)- $\pi_{c'}$ grafiği



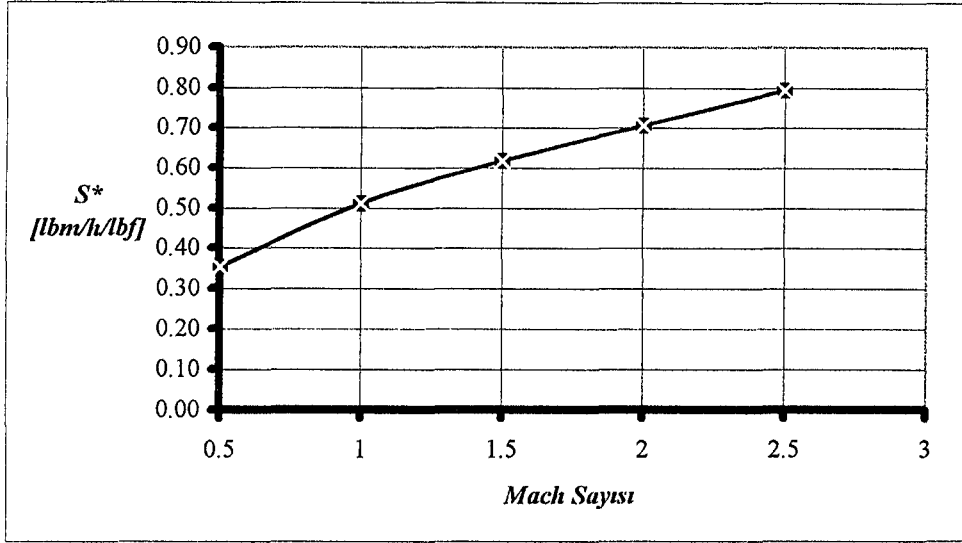
Şekil 2.22. Ayırık akımlı ideal turbofan motorunun S^* - $\pi_{c'}$ grafiği

Düşük fan çıkış hızında (düşük $\pi_{c'}$), itki verimi düşük olacaktır. Düşük bypass oranı değerinde optimum bypass oranının yüksek çıkması, kayıplı bileşenli hesaplamalarda gerçekleşmez. Çünkü kayıplı bileşen hesaplamalarında, bypass akımına iletilen optimum enerji oranı azalır.

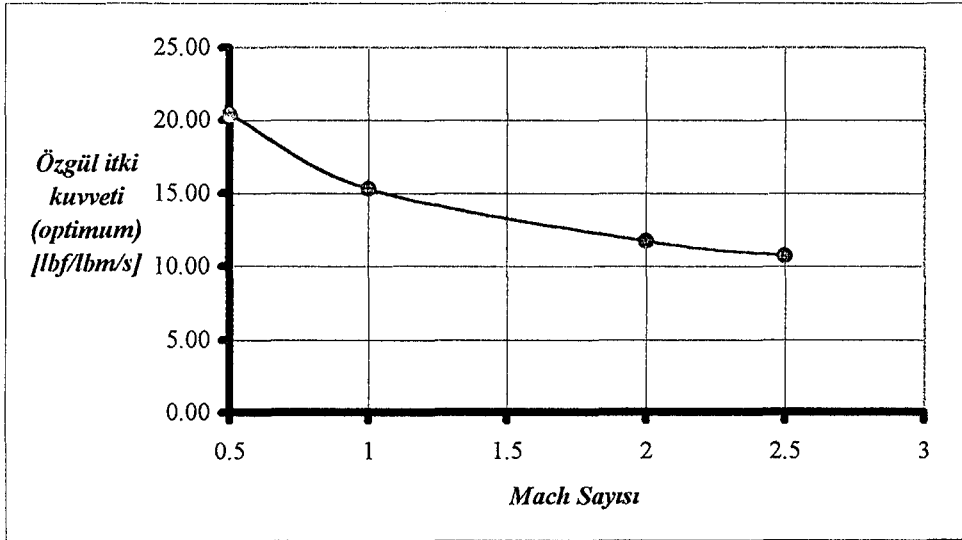
Mach sayısı ile α^* , S^* ve $F^*/(\dot{m}_c + \dot{m}_F)$ arasındaki ilişki sırasıyla Şekil 2.23, 2.24 ve 2.25'te gösterilmiştir. $\pi_{c'}=2.0$ 'dir.



Şekil 2.23. Ayırık akımlı ideal turbofan motorunda α^* - M_0 grafiği



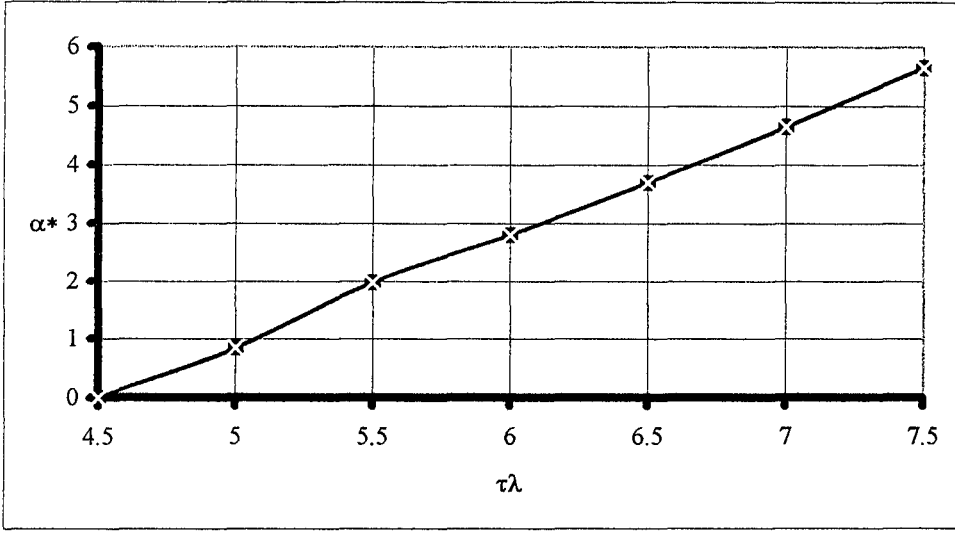
Şekil 2.24. Ayrık akımlı ideal turbofan motorunda S^*-M_0 grafiği



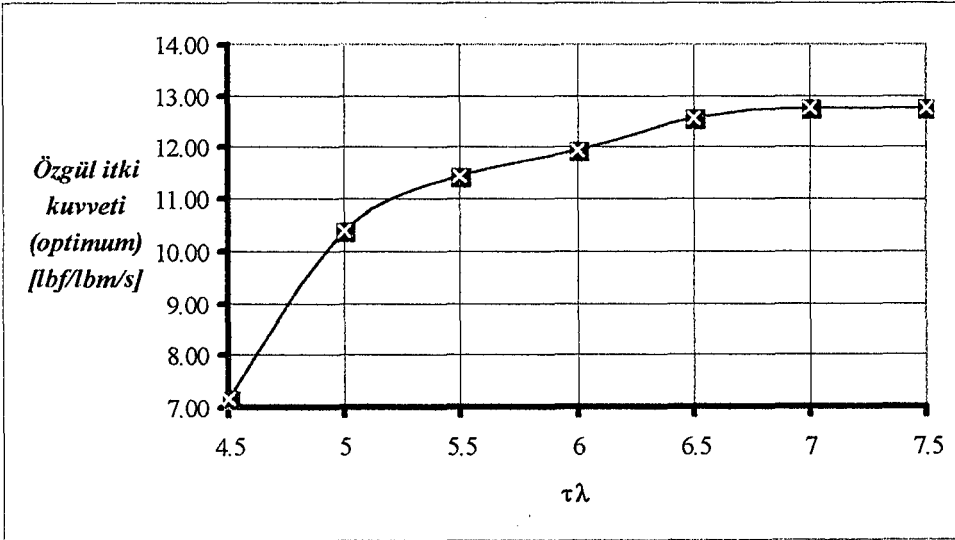
Şekil 2.25. Ayrık akımlı ideal turbofan motorunda özgül itki kuvveti(optimum)- M_0 grafiği

Yukarıdaki grafiklerden de görüldüğü gibi Mach sayısının artması, fan ve birincil motora giren entalpiyi artırarak, birim kütle başına düşen işin artmasına neden olur. Sonuç olarak sabit giriş entalpisine sahip olan türbin, büyük bypass oranına sahip fanı döndürecek kadar enerjiyi bulamaz ve bypass oranı düşmek zorunda kalır.

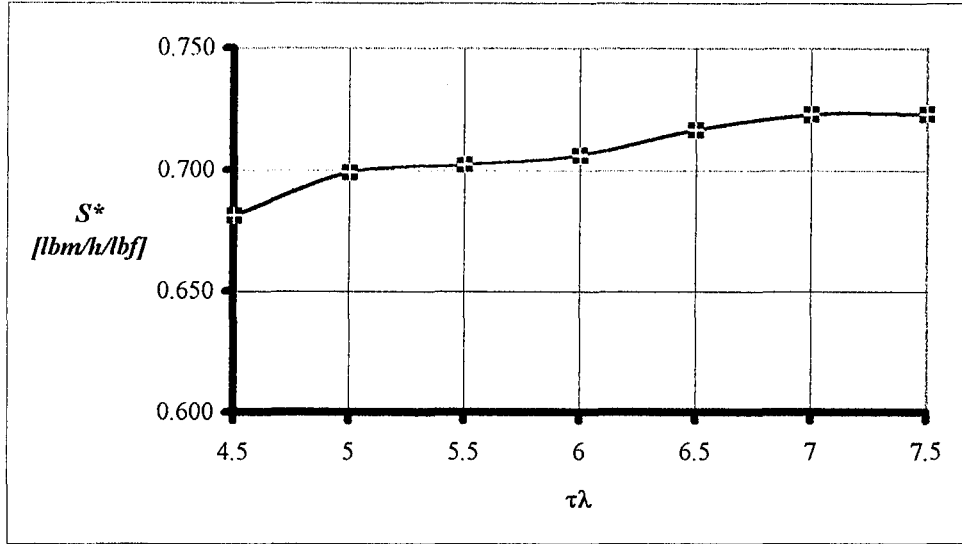
Şekil 2.26, 2.27 ve 2.28'de, τ_λ 'nın optimum bypass oranı, optimum özgül itki kuvveti ve optimum özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkileri görülmektedir. Burada $M_0=2$ 'dir. İdeal durumda $\tau_\lambda=T_{14}/T_0$ 'dır.



Şekil 2.26. Ayırık akımlı ideal turbofan motorunda $\alpha^* - \tau\lambda$ grafiği



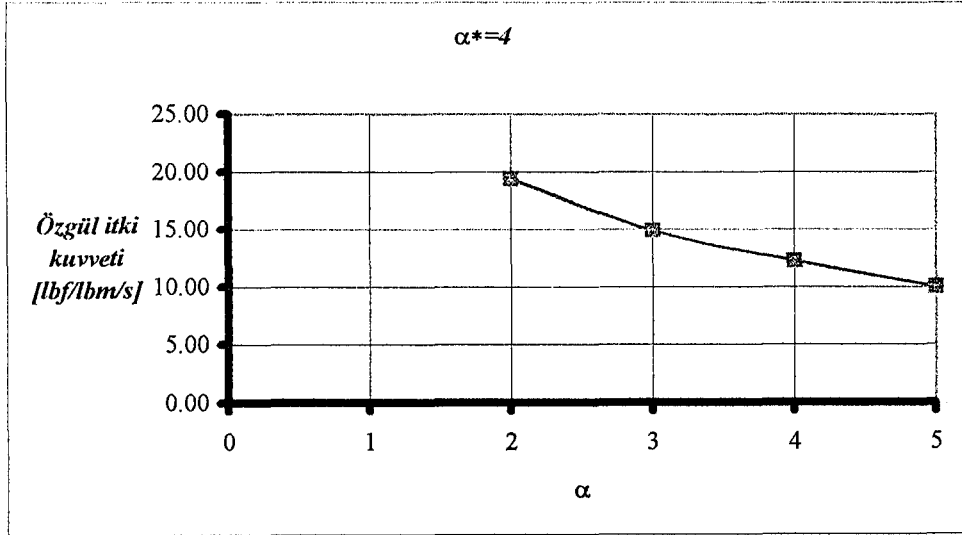
Şekil 2.27. Ayırık akımlı ideal turbofan motorunda özgül itki kuvveti(optimum)- $\tau\lambda$ grafiği



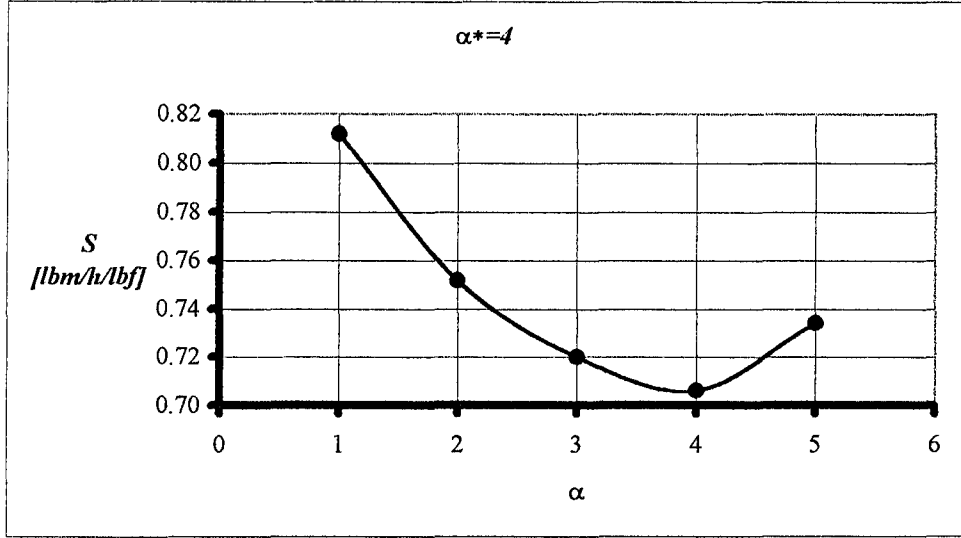
Şekil 2.28. Ayrık akımlı ideal turbofan motorunda S^* - $\tau\lambda$ grafiği

$\tau\lambda$ 'nın artması türbinin gücünün artırır. $\tau\lambda$ 'nın yüksek değerlerinde özgül yakıt sarfiyatının az miktarda yükselmesi, yüksek türbin giriş sıcaklık değerlerine çıkıldıkça itki kuvvetindeki artış avantajını sağlar. Ancak kayıplı bileşen hesaplamalarında $\tau\lambda$ arttıkça özgül yakıt sarfiyatı azalmaktadır.

Son olarak ayırık akımlı ideal turbofan motorunda, bypass oranının optimum bypass oranından farklı değerlerde değişimi şekil 2.29 ve 2.30'da gösterilmiştir.



Şekil 2.29. Ayrık akımlı ideal turbofan motorunda özgül itki kuvveti- α grafiği



Şekil 2.30. Ayrık akımlı ideal turbofan motorunda S - α grafiği

Yukarıdaki iki grafikten de görüldüğü gibi $\alpha^*=3.91$ 'den farklı olarak $\alpha=3$ seçilmesi, özgül itki kuvvetinde %21'lik, özgül yakıt sarfiyatında %1.5'luk bir artış sağlar. Motor boyutu, ağırlığı ve yerleşim etkileri gözönüne alındığında bypass oranı değeri, optimum bypass oranından küçük olmalıdır.

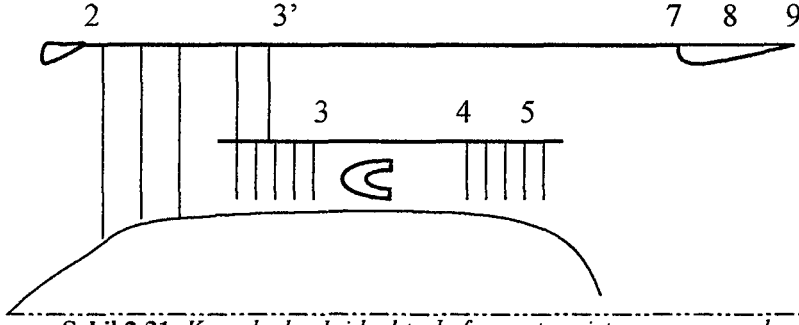
2.13. Karışık Akımlı İdeal Turbofan Motoru

Çoğu motor yerleşiminde, özellikle uçak gövdesine monteli motorlarda, birincil ve ikincil akımın ortak bir çıkış lülesinden atılması uygundur. Yani akımların karışması durumunda 2.12 bölümündeki analizler geçerlidir. Çoğu uygulamada karışım odası kullanılarak akımın karışımı artırılır. Bu uygulamanın avantajı, performans parametrelerinde iyileşme ve egzodaki sesin azalmasıdır.

Karışık akımlı ideal turbofan motorunun analizini yaparken, karışım odası ideal olarak ele alınmıştır. Yani karışım odasında duvar sürtünmesi yoktur. Karışım odası bileşeninde giriş koşullarının bir fonksiyonu olarak çıkış koşulları bulunur ve motor performans parametreleri hesaplanır.

2.13.1. Karışık akımlı ideal turbofan motorunun çevrim analizi

Bu motorun yapısı şekil 2.31'de gösterilmiştir. Bütün verimler mükemmel, egzoz çıkış basıncı atmosfer basıncına eşit, gaz mükemmel bir akışkan ve egzoz çıkış basıncı atmosfer basıncına eşit alınmıştır. Yanma odası yakıt-hava oranı birden çok küçük bir değerdedir.



Şekil 2.31. Karışık akımlı ideal turbofan motoru istasyon numaraları

Bu motor tipi için özgül itki kuvveti önceki denklemlerden faydalanarak yazılırsa,

$$\frac{F}{\dot{m}_c + \dot{m}_F} = a_0 \left\{ \left[\frac{2/(\gamma-1)}{1+\alpha} \left(1 - \frac{1}{\tau_r \tau_c (p_{t9}/p_{t3'})^{(\gamma-1)/\gamma}} (\tau_\lambda \tau_t + \alpha \tau_r \tau_c) \right)^{1/2} - M_0 \right] \right\} \quad [2.46]$$

$$f = \dot{m}_f / \dot{m}_c = (C_p T_0 / h_{PR}) (\tau_\lambda - \tau_r \tau_c) \quad [2.47]$$

$$S = \frac{f(10^6)}{(1+\alpha)[F/(\dot{m}_c + \dot{m}_F)]} \quad [2.48]$$

Kompresör, fan ve türbinde güç dengesi değişmediğinden,

$$\tau_t = 1 - (\tau_r / \tau_\lambda) [(\tau_c - 1) + \alpha(\tau_c' - 1)] \quad [2.49]$$

$$\frac{p_{t9}}{p_{t3'}} = \frac{p_{t9}}{p_{t5}} \frac{\pi_c \pi_t}{\pi_c'} \quad [2.50]$$

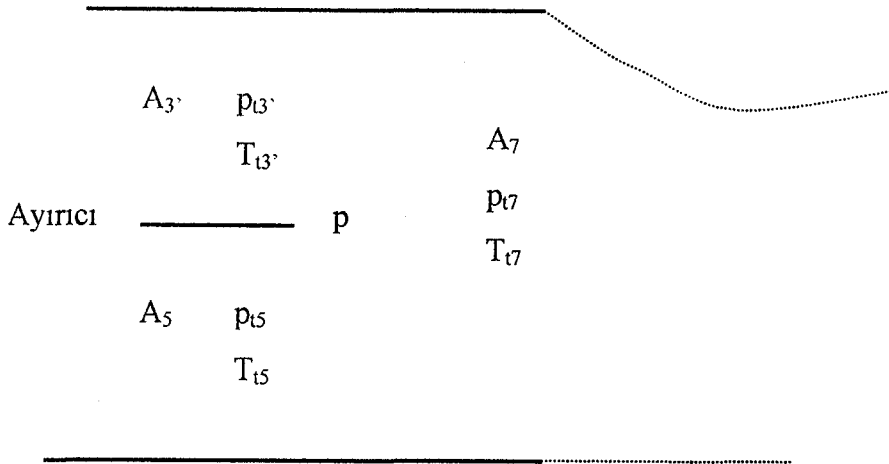
2.13.2. Sabit alanlı ideal karışım odası

Sabit alanlı ideal karışım odası şekil 2.32'de gösterilmiştir. p_{t5} , T_{t5} , M_5 , $p_{t3'}$, $T_{t3'}$ ve α değerlerinin bilindiğini kabul edelim. Ayırıcıdaki statik basınç p ,

$$\frac{p_{t5}}{p} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_5^2 \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad [2.51]$$

$$f = f(M_7) = (1+\alpha) \left(1 + \alpha \frac{T_{t3'}}{T_{t5}} \right) \left[\frac{1}{\sqrt{f(M_5)}} + \frac{\alpha \sqrt{T_{t3'}/T_{t5}}}{\sqrt{f(M_{3'})}} \right]^2 \quad [2.52]$$

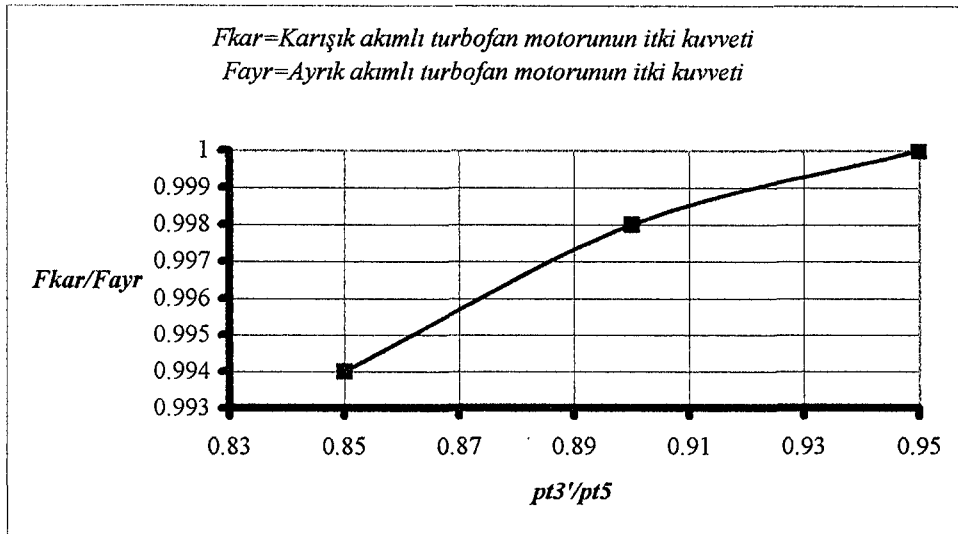
$$\frac{p_{t7}}{p_{t5}} = \left[(1+\alpha) \left(1 + \alpha \frac{T_{t3'}}{T_{t5}} \right) \right]^{1/2} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_7^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_5^2} \right)^{\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}} \frac{M_5}{M_7} \frac{1}{1 + \frac{A_{3'}}{A_5}} \quad [2.53]$$



Şekil 2.32. Sabit alanlı ideal karışım odası

Aşağıdaki şekil 2.33 ve 2.34'te, $\alpha=2$, $M_5=0.5$ ve $\gamma=1.4$ şartlarında, sıcaklık oranı T_{13}/T_{15} , akım basınç oranı p_{13}/p_{15} değerlerindeki değişimin karışım odasındaki etkileri görülmektedir.

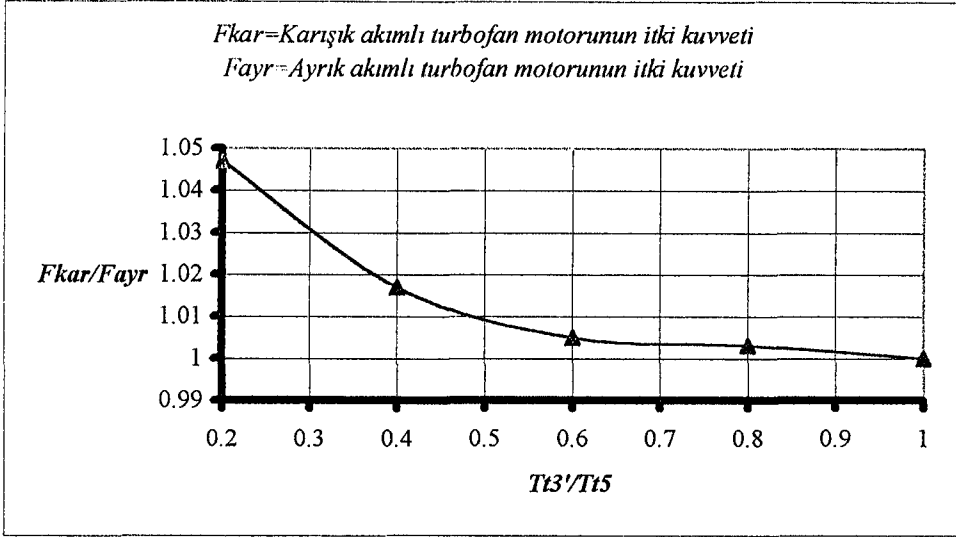
Karışım odasında durgunluk sıcaklıklarının farklı olması, durgunluk basınç kayıplarını dolayısıyla itki kuvvetindeki azalmayı önleyerek karışım odası entalpisi korunacaktır.



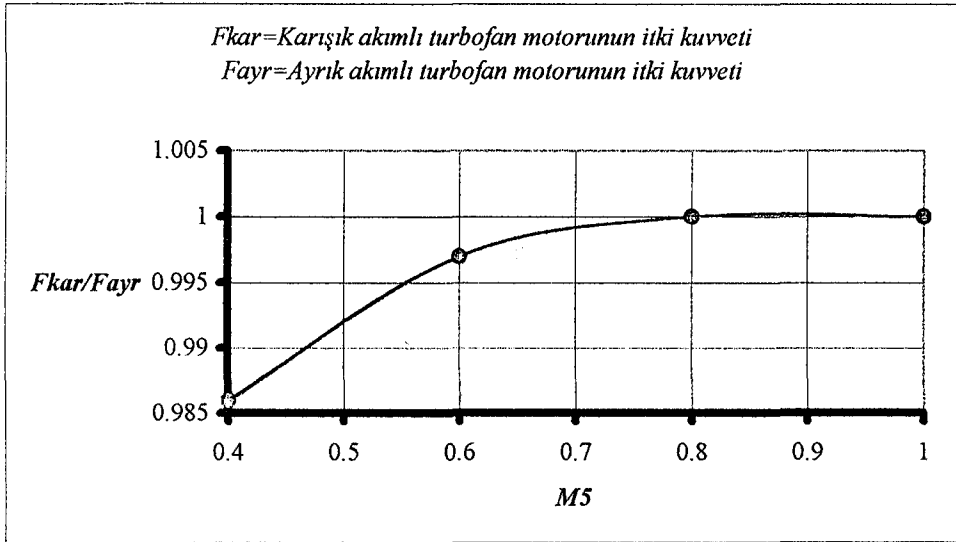
Şekil 2.33. Sabit alanlı ideal karışım odasında akım basınç oranındaki değişimin etkisi

Şekil 2.35'te karışım odası giriş Mach sayısının karışım odası üzerinde $\alpha=2$, $T_{13}/T_{15}=1$, $p_{13}/p_{15}=0.9$ koşullarında etkileri görülmektedir. Karışım odası giriş Mach sayısı arttıkça, karışım odasında meydana gelen kayıplar azalmaktadır. M_5 değeri azaldıkça, ayırıcı tabakadaki basınç artar, $M_{3'}$ değeri de azalır. Böylece

bileşke hız farkından dolayı karışım odası kayıpları meydana gelir. Eğer yüzey sürtünmesi hesaba katılırsa M_5 değerinin artmasıyla, bu etkiler tersine döner.



Şekil 2.34. Sabit alanlı ideal karışım odasında akım sıcaklık oranının etkisi



Şekil 2.35. Sabit alanlı ideal karışım odasında karışım odası giriş Mach sayısının etkisi

Gerçek bir karışım odasının tasarımı, tasarım parametrelerinin optimum seçimi ve yukarıdaki etkiler gözönünde bulundurularak yapılmalıdır.

2.14. Ardyanmalı İdeal Turbofan Motoru

Sesüstü uçuşlarda, ikincil akım ardyanması, sesaltı düz uçuşlarda kullanılmaz. Bazı durumlarda fan ve kompresörün ihtiyaç duyduğu güç çok fazladır ve bu da türbin çıkış basıncını oldukça düşürmektedir. Birincil akımdaki egzoz çıkış basıncı düşeceğinden, ardyanmanın etkisi azalacaktır. Aşağıdaki

analizler, ikincil akımı da içine alacak şekilde birincil akımlı ideal turbofan motorunun analizlerini içermektedir.

2.14.1. Ardyanmalı ideal turbofan motorunun çevrim analizi

Bu çevrimde yine bileşen verimleri mükemmel, yanma odası yakıt-hava oranı çok küçük, gaz mükemmel bir akışkan ve birincil ve ikincil akımlardaki egzoz çıkış basıncı atmosfer basıncına eşittir.

$$\frac{F}{\dot{m}_c + \dot{m}_F} = \frac{a_0 M_0}{1 + \alpha} \left[\left(\frac{V_9}{V_0} - 1 \right) + \alpha \left(\frac{V_{9'}}{V_0} - 1 \right) \right] \quad [2.54]$$

İkincil akım:

$$M_0 \left(\frac{V_{9'}}{V_0} - 1 \right) = \left[\frac{2}{\gamma - 1} \frac{\tau_{\lambda AB'}}{\tau_r \tau_{c'}} (\tau_r \tau_{c'} - 1) \right]^{1/2} - M_0 \quad [2.55]$$

Birincil akım:

$$M_0 \left(\frac{V_9}{V_0} - 1 \right) = \left[\frac{2}{\gamma - 1} \frac{\tau_{\lambda AB}}{\tau_r \tau_c \tau_t} (\tau_r \tau_c \tau_t - 1) \right]^{1/2} - M_0 \quad [2.56]$$

Güç dengesi:

$$\tau_t = 1 - (\tau_r / \tau_{\lambda}) [(\tau_c - 1) + \alpha(\tau_{c'} - 1)] \quad [2.57]$$

Özgül yakıt sarfiyatı:

$$f_{\text{toplam}} = \frac{\dot{m}_f + \dot{m}_{fAB} + \dot{m}_{fAB'}}{\dot{m}_c} = \frac{C_p T_0}{h_{PR}} [\tau_{\lambda AB} + \alpha \tau_{\lambda AB'} - (1 + \alpha) \tau_r] \quad [2.58]$$

$$S = \frac{\dot{m}_f + \dot{m}_{fAB} + \dot{m}_{fAB'}}{F} = \frac{f_{\text{toplam}} 10^6}{(1 + \alpha) [F / (\dot{m}_c + \dot{m}_F)]} \quad [2.59]$$

Eğer sadece ikincil akımda ardyanma düşünülüyorsa,

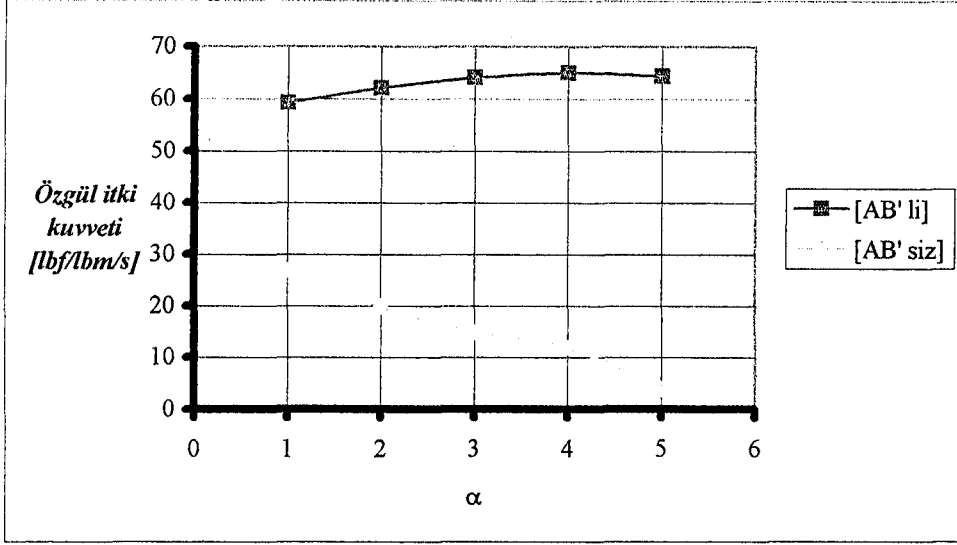
$$(\tau_{\lambda AB})_{\min} = \tau_{\lambda} \tau_t \quad [2.60]$$

Eğer ikincil akımda ardyanma yoksa,

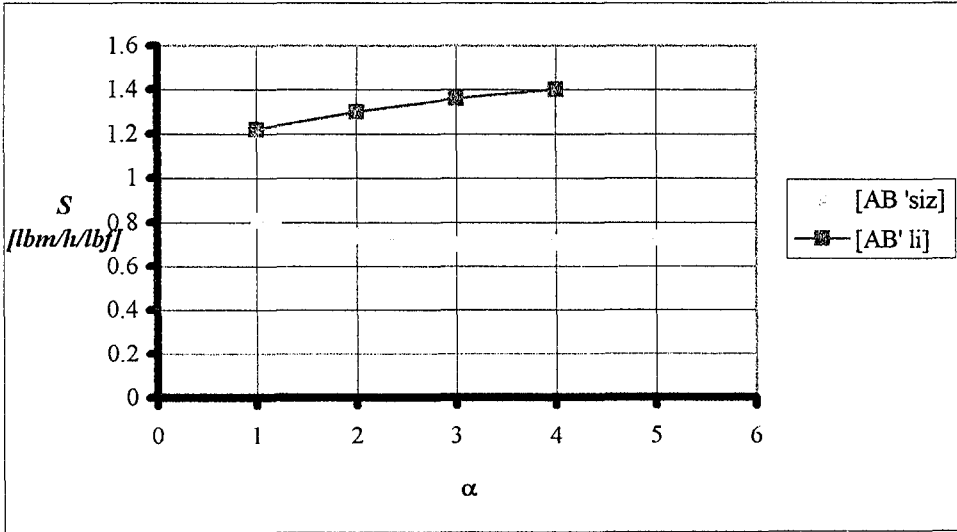
$$(\tau_{\lambda AB'})_{\min} = \tau_r \tau_{c'} \quad [2.61]$$

Ardyanmalı turbojet motoru için, yukarıdaki denklemlerde bypass oranı $\alpha=0$ alınır.

Şekil 2.36 ve 2.37'de, çalışma koşulları $\gamma=1.4$, $T_0=420$ ° R, $h_{PR}=19000$ Btu/lbm, $C_p=0.24$ Btu/lbm ° R, $\pi_c=20$, $\tau_{\lambda}=6.5$, $M_0=2$ ve $\pi_{c'}=2$ olmak üzere bypass oranıyla motor performans parametrelerinin değişimi görülmektedir.



Şekil 2.36. İkincil ardyanmalı turbofan motorunda özgül itki kuvveti- α grafiği



Şekil 2.37. İkincil ardyanmalı turbofan motorunda S- α grafiği

3. BİLEŞEN PERFORMANSI

Bu bölümde motor bileşenlerinin davranışları, gerçek koşulları içine alacak şekilde incelenmiştir. Farklı bileşenlerin performansı belirlenirken, çevrim analizlerindeki kayıplar hesaba katılmıştır. Herbir bileşenin bu şekilde davranışının ortaya çıkarılmasıyla, kayıplı haldeki motor itki kuvveti hesaplanmış olur.

3.1. Hava Giriş Lülesi

Hava giriş lülesindeki kayıplar, yüzey sürtünmesi, şok dalgaları ve akım ayrılmasından kaynaklanır. Bütün bu kayıplar, durgunluk basıncının düşmesine sebep olur.

$$\pi_d < 1$$

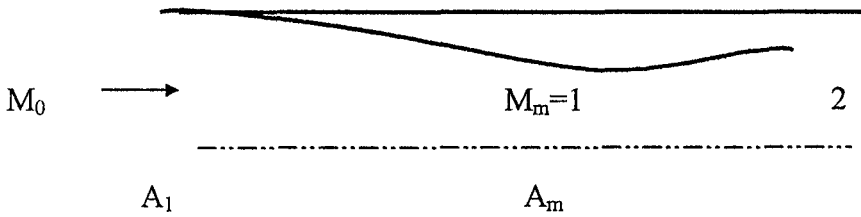
Hava giriş lülesi adyabatik kabul edildiğinden,

$$\tau_d = 1$$

Hava giriş lülesinin tasarımı, fazla hücum açısında akım ayrılmasını ve yüksek hava akımı girişini(özellikle çift motorlu uçaklarda kalkışta motor arızasına sebep olur) önleyecek şekilde gerçekleştirilmelidir. Ayrıca transonik uçuşta dahili ve harici şok dalgaları engellenmelidir.

3.1.1. Sesüstü hava giriş lülesi

Sesüstü hava giriş lülesindeki kayıpların tahmini, sesaltı hava giriş lülesine göre daha kolaydır. Çünkü kayıpların çoğu şok dalgalarından kaynaklanmaktadır ve şok dalgası formülleri yardımıyla hesaplanabilir.

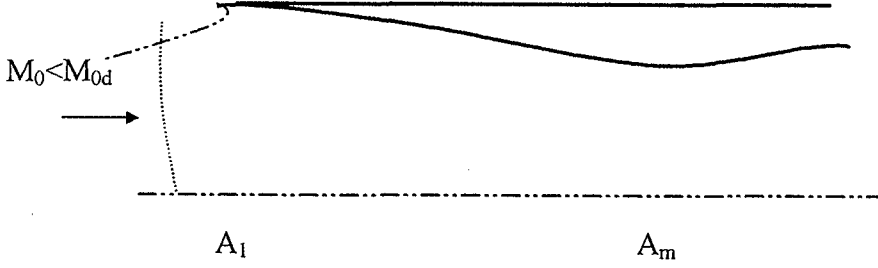


Şekil 3.1. Sabit geometrili hava giriş lülesi

Uçuş Mach sayısı 1'den büyük olduğunda, boğaz bölgesinde Mach sayısı 1'e eşit, 2 istasyonunda ise Mach sayısı 1'den küçük olmaktadır.

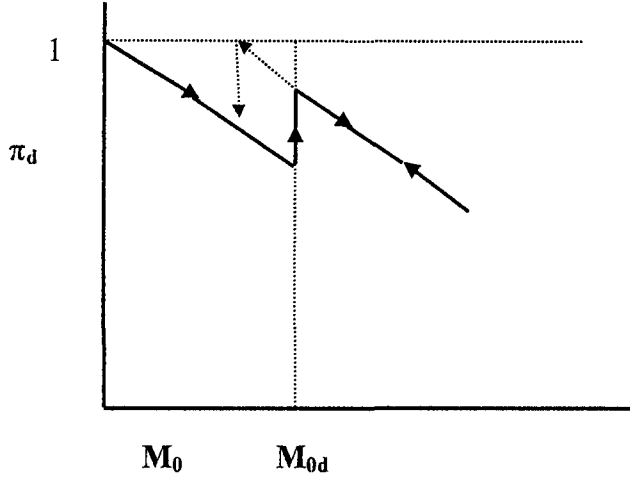
Şekil 3.2'de çalışma öncesi koşulunda, sabit geometrili hava giriş lülesinin davranışı görülmektedir. Çalışma esnasında, hava giriş lülesi Mach sayısı M_0 , tasarımdaki uçuş Mach sayısı M_{0d} değerinden küçüktür. Hava giriş lülesinde $M_0 = M_{0d}$ eşitliğinin gerçekleşmesi durumunda, hava giriş lülesi önünde görülen

normal şok dalgası, durgunluk basıncının düşmesine sebep olacak ve lüenin boğaz bölgesi, yeterli hava akışını sağlayamaz ve şok dalgası hava giriş lüesinin önünde kalır.



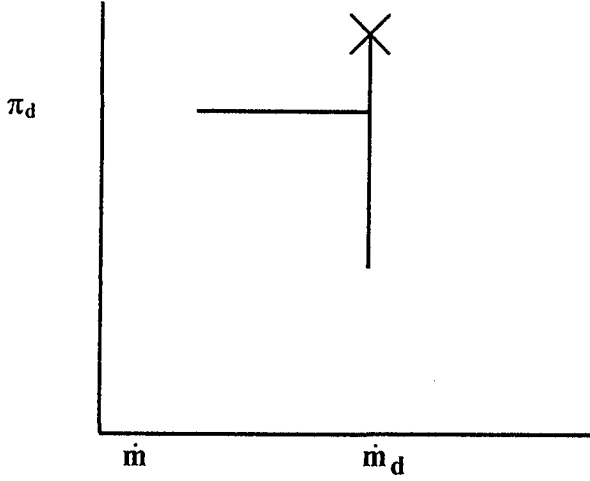
Şekil 3.2. Sabit geometrili hava giriş lüesinin çalışma öncesi durumu

Şekil 3.3'te M_0 'ın artmasıyla giriş lüesinin toplam basınç oranındaki değişim görülmektedir. M_{0d} değeri M_0 değerine ulaştığında tasarım noktasındaki π_d elde edilir. M_0 artmaya devam ettiğinde şok kayıpları artmaya devam eder.



Şekil 3.3. Sabit geometrili hava giriş lüesinin tasarım dışı $\pi_d - M_0$ diagramı

Sabit bir uçuş Mach sayısında hava giriş lüesinin hava debisiyle değişimi şekil 3.4'te görülmektedir. Eğer gereken hava debisi, tasarımdaki hava debisinden düşük olursa, giriş basıncı yüksek olur. Gereken hava debisinin yüksek olması durumunda ise hava giriş lüesindeki hava akışı, lüenin boğaz bölgesinde değerine eşit olur, fakat normal şok dalgası lüenin önünde kalır ve sonuç olarak durgunluk basıncı düşer.



Şekil 3.4. Hava debisinin değişimiyle sabit geometrili hava giriş lülesinin davranışı

3.2. Kompresör

Adyabatik bir bileşen olan kompresörde birim kütle başına düşen iş, birim kütle için durgunluk entalpisindeki değişime eşittir. Gaz mükemmel bir akışkan kabul edildiğinde sıcaklık değişimlerine bağlı olarak basınç değişimi kolaylıkla bulunabilir.

3.2.1. Kompresör verimi, η_c

Kompresör verimi η_c aşağıdaki gibi tanımlanır.

$$\eta_c = \frac{\text{verilen basınç oranında ideal iş}}{\text{verilen basınç oranında gerçek iş}}$$

İdeal bir proses, izantropik kabul edildiğinden,

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1}{\tau_c - 1} \quad [3.1]$$

Böylelikle kompresör sıkıştırma oranı ve kompresör verimi bilindiğinde, durgunluk sıcaklık oranı ve kompresör için gerekli iş bulunabilir.

3.2.2. Kompresör polytropik verimi, e_c

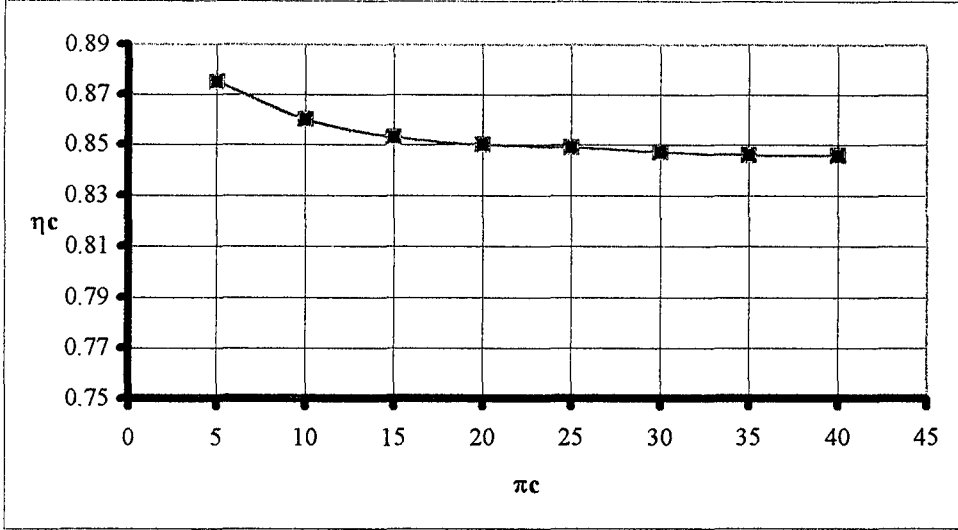
Bu verim ifadesi, kompresör verimiyle bağlantılıdır.

$$e_c = \frac{\text{fark basıncı değişimi ideal işi}}{\text{fark basıncı değişimi gerçek işi}}$$

Kompresör kademe verimleri, kompresör boyunca değişmediği kabulüyle elde edilir. Yani kompresör kademe verimi, polytropik verime çok yakın bir değerdedir. Sonuç olarak e_c sabit alınabilir.

e_c , η_c ve π_c arasındaki ilişki [3.2] denkleminde verilmiştir.

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}{\pi_c^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} e_c - 1} \quad [3.2]$$



Şekil 3.5. Tasarım noktasında η_c - π_c grafiği

Şekil 3.5'te $\gamma_c=1.4$ ve $e_c=0.9$ koşullarında kompresör sıkıştırma oranı arttığında kompresör verimi azalmaktadır. Grafikteki eğim, farklı kademe sayısı, dolayısıyla farklı kompresör sıkıştırma oranı değerlerinde tahmin edilen kompresör davranışını göstermektedir. Ancak aynı davranış, tasarım dışı analizlerinde görülmez.

3.2.3. Kompresör kademe verimi

Kompresör kademe veriminde referans olarak alınan basınç oranı, kademenin sahip olduğu basınç oranıdır.

$$\eta_{cj} = \frac{(\pi_{cj})^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}{\tau_{cj} - 1} \quad [3.3]$$

Burada j , j 'inci kademeyi, N , toplam kademe sayısını gösterir.

Özel bir durum olarak bütün kademelerin verimi η_s olmak üzere,

$$\eta_c = \frac{(\pi_c)^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}{[1 + (1/\eta_s)(\pi_c)^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1]^N - 1} \quad [3.4]$$

3.2.4. Kompresör, kademe ve polytropik verimler arasındaki ilişki

$$\eta_s = \frac{\pi_s^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}{\pi_s^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} e_c - 1} \quad [3.5]$$

$$e_c = \frac{(\gamma_c - 1)/\gamma_c \ln \pi_s}{\ln[1 + (1/\eta_s)(\pi_s^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1)]} \quad [3.6]$$

3.3. Yanma Odası

Yanma odası performansını belirlemede, tam gerçekleşmeyen yanma ve durgunluk basınç kaybı, iki önemli performans parametresidir. Yanma odası verimi η_b aşağıdaki şekilde formüle edilir.

$$\begin{aligned} \eta_b &= \frac{1}{\dot{m}_f h_{PR}} [(\dot{m} + \dot{m}_f) h_{t4} - \dot{m} h_{t3}] \\ &= \frac{1}{\dot{m}_f h_{PR}} [(\dot{m} + \dot{m}_f) C_{pt} T_{t4} - \dot{m} C_{pc} T_{t3}] \end{aligned} \quad [3.7]$$

Burada h_t , durgunluk entalpisi ($C_p T_t$), h_{PR} yakıtın ısı değeri ve \dot{m}_f , yakıtın debisidir.

Yanma odasındaki basınç kaybı, yanma odasındaki viskoz kuvvetler ve sonlu sayıdaki Mach sayısında entalpi girişinden dolayı meydana gelen durgunluk basınç kayıplarıdır ve

$$\pi_b = p_{t4} / p_{t3} < 1 \quad [3.8]$$

sonucu ortaya çıkar.

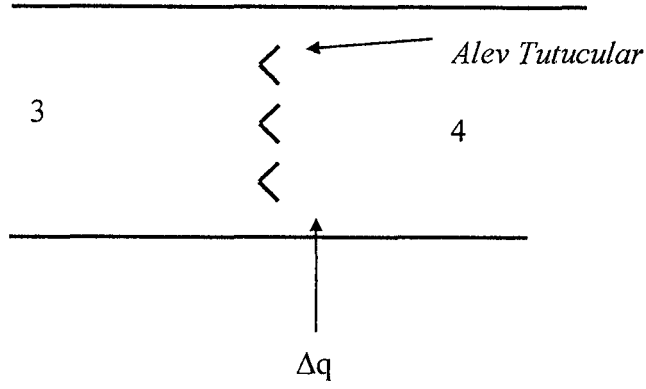
3.3.1. Yanma odası durgunluk basınç oranının bir boyutlu analizi

Sonlu Mach sayısında yanma odası entalpi artışı ve alev tutucu sürtünmesi hesaba katılıp, gaz mükemmel bir akışkan ve yakıt debisi hava debisine nazaran çok küçük kabul edilip momentum denklemi yazılırsa,

$$\begin{aligned} p_3 + \rho_3 V_3^2 &= p_4 + \rho_4 V_4^2 + (1/2 \rho_3 V_3^2) C_D \\ \frac{p_4}{p_3} &= \frac{1 + \gamma_c M_3^2 [1 - (C_D / 2)]}{1 + \gamma_t M_4^2} \end{aligned} \quad [3.9]$$

$$\frac{T_4}{T_3} = \frac{\gamma_t M_4^2}{\gamma_c M_3^2} \left(\frac{p_4}{p_3} \right)^2 \quad [3.10]$$

(C_D : Sürtünme katsayısı)



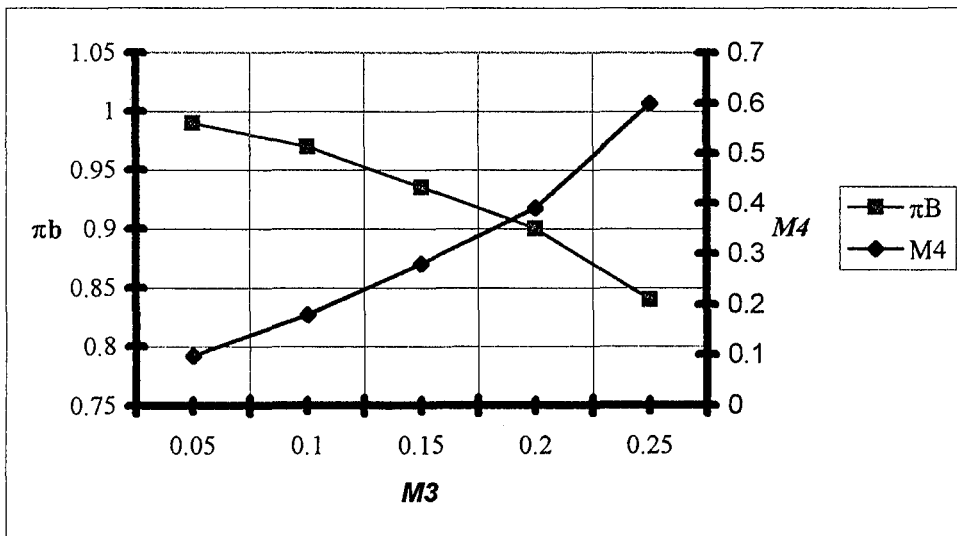
Şekil 3.6. Sabit alanlı yanma odası

$$\chi = \frac{\gamma_c}{\gamma_t} \frac{M_3^2 \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_3^2\right)}{\left[1 + \gamma_c M_3^2 \left(1 - \frac{C_D}{2}\right)\right]^2} \frac{T_{t4}}{T_{t3}} \quad [3.11]$$

$$M_4^2 = \frac{2\chi}{1 - 2\gamma_t \chi + [1 - 2(\gamma_t + 1)\chi]^{1/2}} \quad [3.12]$$

$$\frac{p_{t4}}{p_{t3}} = \pi_b = \frac{\left(1 + \frac{\gamma_t - 1}{2} M_4^2\right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)} p_4}{\left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_3^2\right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)} p_3} \quad [3.13]$$

$$\frac{T_{t4}}{T_{t3}} = \frac{T_{t4} / T_0}{\tau_c \tau_r} \quad [3.14]$$



Şekil 3.7. Yanma odası toplam basınç oranı ve çıkış Mach sayısının, M_3 değeriyle değişimi

3.4. Türbin

Kompresörden farklı olarak türbinin özellikle ilk kademeleri daima soğutulur. Soğutma işlemi, kompresörden gelen havanın türbin kanatçıklarına gönderilmesiyle gerçekleşir. Soğutma havasından kaynaklanan kayıplar, akımın soğutma ve ana akım olarak ikiye ayırarak çok akımlı adyabatik akış hesabıyla bulunur.

3.4.1. Türbin verimi, η_t

Türbin verimi, tanım olarak aşağıdaki şekilde tanımlanır.

$$\eta_t = \frac{\text{belirli bir basınç oranında gerçek iş etkileşimi}}{\text{belirli bir basınç oranında ideal iş etkileşimi}} = \frac{1 - \tau_t}{1 - \tau_{ti}} \quad [3.15]$$

İdeal proses izantropik olduğundan, $\eta_t = \frac{1 - \tau_t}{1 - \pi_t^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}}$ yazılabilir.

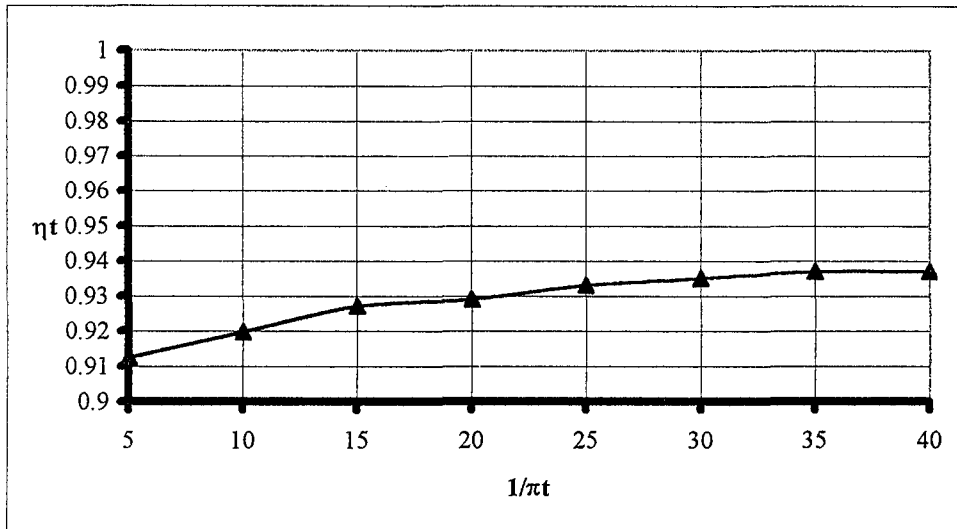
3.4.2. Türbin polytropik verimi, e_t

Türbin polytropik verimi aşağıdaki gibi tanımlanır.

$$e_c = \frac{\text{belirli bir fark basıncı değişimi için gerçek iş etkileşimi}}{\text{belirli bir fark basıncı değişimi için ideal iş etkileşimi}}$$
$$\eta_t = \frac{1 - \pi_t^{e_t(\gamma_t - 1)/\gamma_t}}{1 - \pi_t^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}} = \frac{1 - \tau_t}{1 - \tau_t^{1/e_t}} \quad [3.16]$$

Şekil 3.8'de türbin tasarım verimiyle basınç oranı arasındaki ilişki görülmektedir.

($\gamma_t=1.3$, $e_t=0.9$)



Şekil 3.8. Türbin tasarım verimiyle türbin basınç oranı arasındaki ilişki

3.4.3. Türbin kademe verimi

Türbin kademe verimi, türbin verimine benzer şekilde yazılabilir.

$$\eta_{tj} = \frac{1 - \tau_{tj}}{1 - \pi_{tj}^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}} \quad [3.17]$$

(j:j inci kademe, N:Kademe sayısı)

$$\tau_t = \prod_{j=1}^N \tau_{tj} \quad \text{ve} \quad \tau_{tj} = 1 - \eta_{tj} [1 - \pi_{tj}^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}]$$

$$\eta_t = \frac{1 - \prod_{j=1}^N \{1 - \eta_{tj} [1 - \pi_{tj}^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}]\}}{1 - \pi_t^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}} \quad [3.18]$$

Özel bir durum olarak bütün kademe verimleri η_s ve kademe basınç oranları eşit olsun.

$$\eta_t = \frac{1 - \{1 - \eta_s [1 - \pi_t^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}]\}^N}{1 - \pi_t^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}} \quad [3.19]$$

3.5. Egzos Lülesi

Egzos lülesindeki kayıpların nedeni egzos çıkışında oluşan basınç dengesizliğidir.

Türbin çıkış ve egzos çıkışındaki bütün kayıplar hesaba katıldığında,

$$\pi_n = p_{t9}/p_{t5} < 1 \text{ olur.} \quad [3.20]$$

Ardyanmalı motorlarda π_n değeri yaklaşık olarak 0.99 ve daha fazladır.

Eğer alev tutucular varsa bu değer daha da düşmektedir ($\pi_n=0.97$) [7].

Çizelge 3.1. Bileşen davranışları [7]

İdeal Davranış	Gerçek Davranış	İfade ve Simge
Hava Giriş Lülesi		
İzantropik $\tau_d = 1, \pi_d = 1$	Adyabatik, İzantropik değil $\tau_d = 1, \pi_d \neq 1$	π_d
Kompresör		
İzantropik $-\Delta w_m = C_{pc} T_{t2} (\tau_c - 1)$ $\pi_c = \tau_c^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}$	Adyabatik, İzantropik değil $-\Delta w_m = C_{p2} T_{t2} (\tau_c - 1)$ $\pi_c = [1 + \eta_c (\tau_c - 1)]^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}$ $\tau_c = 1 + \frac{1}{\eta_c} (\pi_c^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c} - 1)$	$\eta_c = \frac{\pi_c^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c} - 1}{\tau_c - 1}$ $\eta_c = \frac{\pi_c^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c} - 1}{\pi_c^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c e_c} - 1}$
Yanma Odası		
Durgunluk basınç kaybı yok, Tam yanma $\pi_b = 1$ $(\dot{m} + \dot{m}_f) C_{pt} T_{t4} - \dot{m} C_{p3} T_{t3} = \dot{m}_f h_{PR}$	Durgunluk basınç kaybı var, Tam yanma yok $\pi_b \neq 1$ $(\dot{m} + \dot{m}_f) C_{pt} T_{t4} = \dot{m} C_{p3} T_{t3} + \eta_b \dot{m}_f h_{PR}$	π_b $\eta_b = \frac{(\dot{m} + \dot{m}_f) C_{pt} T_{t4} - \dot{m} C_{p3} T_{t3}}{\dot{m}_f h_{PR}}$
Türbin		
İzantropik $\Delta w_m = C_{pt} T_{t4} (1 - \tau_t)$ $\pi_t = \tau_t^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}$	Adyabatik, izantropik değil $\Delta w_m = C_{pt} T_{t4} (1 - \tau_t)$ $\pi_t = [1 - \frac{1}{\eta_t} (1 - \tau_t)]^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}$ $\tau_t = [1 - \eta_t (1 - \pi_t^{(\gamma_t - 1) / \gamma_t})]$	$\eta_t = \frac{1 - \tau_t}{1 - \pi_t^{(\gamma_t - 1) / \gamma_t}}$ $\eta_t = \frac{1 - \tau_t}{1 - \tau_t^{1/e_t}}$
Egzos Lülesi		
İzantropik $\tau_n = 1, \pi_n = 1$	Adyabatik $\tau_n = 1, \pi_n \neq 1$	π_n

Çizelge 3.2. Parametrelerin alt ve üst limitleri [7]

$T_0, ^\circ R$	380→580 (Yüksek irtifa, sıcak gün, deniz seviyesi)
$T_{t4}, ^\circ R$	2400→2900
$T_{t8}, T_{t8}', ^\circ R$	2700→3400(Üst limit olarak)
$\gamma_b, \gamma_{AB}, \gamma_{AB}'$	1.35→1.25(γ , sıcaklıkla ters orantılıdır)
$h_{PR}, Btu/lbm$	18500→19500
$C_{pc}, Btu/lbm ^\circ R$	≈0.24
π_d Sesaltı Sesüstü	0.98→0.998 $\pi_d=1.006-0.016 M_0^2$
π_b	0.93→0.98
η_b	0.96→0.998
π_{AB}, π_{AB}'	0.93→0.99
η_{AB}, η_{AB}'	0.92→0.98
π_n, π_n'	0.99→0.998
η_m	1→0.9
e_c	0.86→0.94
e_c'	0.85→0.92
e_t	0.85→0.92

4. GAZTUSIM PROGRAMI

4.1. Giriş

GAZTUSIM, gaz türbin simülasyon kelimelerinin kısaltmasından oluşmuştur ve GAZTUSIM programı Visual Basic 6.0 programlama dilinde yazılmıştır.

Visual Basic programlama dili hem Basic dilinin getirdiği kolaylığı hem de Windows ortamının getirdiği görselliği en üst seviyede programcıya sunabilmektedir.

Windows'un ve Visual programlama yapısının programlamaya getirdiği yeni boyut, programlama dillerini monotonluktan kurtarmış ve büyük kolaylıkların programlama dilleri içerisinde yer almasına sebep olmuştur[8].

Visual Basic, çok amaçlı ve aynı zamanda kolay bir şekilde program geliştirmemizi sağlayan bir programlama ortamıdır. Visual sözcüğü Windows işletim sisteminin grafik ara biriminin özelliklerinden gelir. Visual olmak, simgelerle yapılan iletişimi ifade eder. Bu ortamda işlemlerin yapılması için kod yazmak yerine fare(mouse) ile birçok işin yapılması sağlanır.

Visual Basic, sadece program geliştirme ile sınırlı değildir. Visual Basic, VBA(Visual Basic Application) olarak bilinen ve Microsoft Office içinde;Microsoft Excel, Word ve Access programlarında da kullanılır. Ayrıca internet uygulamalarında kullanılan VBScript de Visual Basic'in bir alt setidir.

Visual Basic programı belirli kısımlardan oluşur:

- Kullanıcı arabirimi
- Bilgi işleme
- Bilgi saklama(veritabanı işlemleri)
- Raporları işleme

Kullanıcı arabirimi, bir program ekranını oluşturur. Diğer bir deyişle kullanıcıların bilgi girdiği etkileşimli ekrandır. İyi bir kullanıcı arabirimi geliştirmenin yöntemleri şunlardır:

- Anlaşılabilir, kolay ve çok yönlü kullanılabilir olması.
- Veriyi net bir biçimde ifade etmeleri.
- Komutları açıkça sergilemeleri.
- Menü, araç çubukları, fare ve klavye aracılığıyla kullanılabilir olması[9].

4.2. GAZTUSIM Programının Yapısı

GAZTUSIM programı, 7 farklı motor tipinin tasarım performansı ve bunlardan 3 motor tipinin de tasarım dışı performansını hesaplayan bir programdır. Tasarım performansı hesaplanan 7 motor tipi,

1. Turbojet Motoru
2. Ardyanmalı Turbojet (Turbojet-AB)
3. Ayrık Akımlı Turbofan Motoru
4. Ayrık Akımlı ve Ardyanmalı Turbofan Motoru(Ayrık Akımlı Turbofan-AB)
5. Karışık Akımlı ve Ardyanma Turbofan Motoru(Karışık Akımlı Turbofan-AB)
6. Yüksek Bypass Oranlı Turbofan Motoru
7. Turboprop Motoru

Yukarıdaki 7 farklı motorun tasarım performansına ilaveten, karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan, yüksek bypass oranlı turbofan ve turboprop motorlarının tasarım dışı performansları hesaplanmıştır.

Programda toplam 83 form görünümü kullanılmıştır. Herbir form, programın arabirimi görevini görmektedir. Formlar yardımıyla, parametre girişi, hesaplanan değerlerin ekranda gösterilmesi amacıyla kullanılmasına ek olarak kelime işlemci, elektronik tablolar gibi programlarla da bağlantı kurulmuştur.

4.3. GAZTUSIM Programının Çalışması

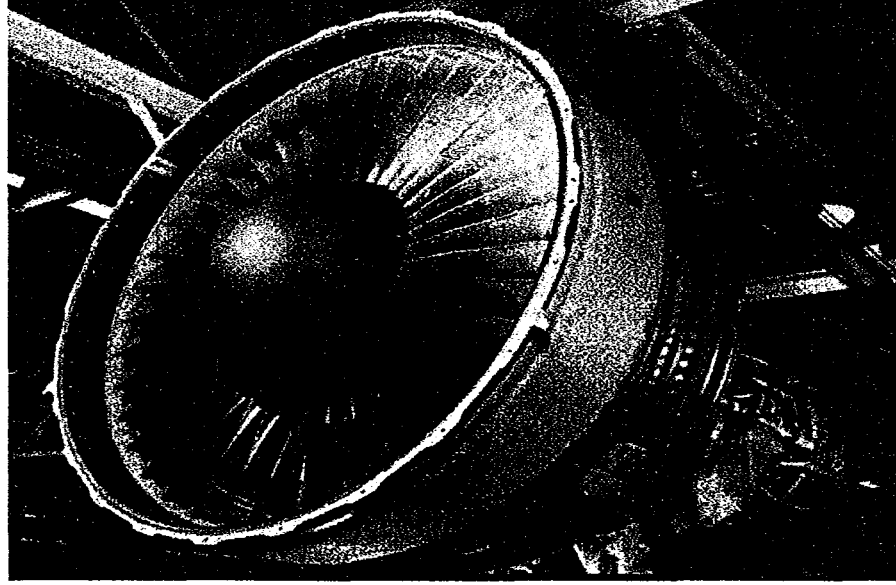
4.3.1. Ana giriş formu ve motor tipi seçimi

Programın çalıştırılmasıyla birlikte ilk olarak giriş formu karşımıza çıkar. Şekil 4.1’de görülen bu formda 3 tane komut düğmesi mevcuttur. Bu üç komut düğmeleri sırasıyla motor tipi seçimi, programda kullanılan semboller ve programdan çıkış komut düğmeleridir. Programdan çıkış düğmesi tamamıyla programı kapatır. Programda kullanılan semboller görülmek istenirse, “Kullanılan Semboller” komut düğmesine basılmalıdır. Eğer “Motor Tipi Seçimi” komut düğmesine basılırsa şekil 4.2’deki motor tipi seçim formuna geçiş sağlanır ve burada istenilen motor seçimi komut düğmesine basılır.

Motor Tipi Seçimi

Kullanılan Semboller

Programdan Çıkış



Şekil 4.1. GAZTUSIM programının giriş formu(Form1)

Turbojet Motoru

Ardyanmah Turbojet Motoru

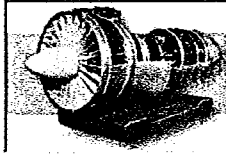
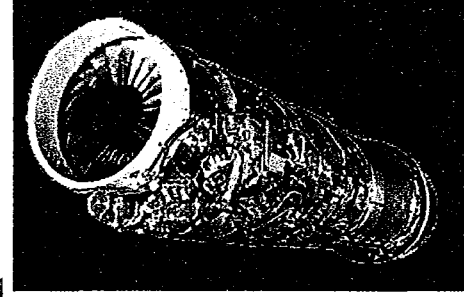
Ayrık Akmalı Turbofan Motoru

Ayrık Akmalı Ve Ardyanmah Turbofan Motoru

Karışık Akmalı Ve Ardyanmah Turbofan Motoru

Yüksek Bypass Oranlı Turbofan Motoru

Turboprop Motoru



Ana Meritçe Dönüş

Şekil 4.2. GAZTUSIM programının motor tipi seçimine ait form görünümü(Form2)

Şekil 4.2'deki form görünümünde yedi farklı motor tipi için ayrı ayrı komut düğmeleri mevcuttur. Bunun haricinde “Ana Menüye Dönüş” komut düğmesinden ana forma dönülebilir.

Yukarıdaki belirtilen yedi farklı motor tipinden herhangi birinin seçilmesi halinde ekrana gelen ilk görüntü, o motora ait tasarım parametreleri giriş formu olacaktır.

4.3.2. GAZTUSIM programında turbojet motoru tasarım analizi

Turbojet motoruna ait komut düğmesine basıldığında ekrana gelen görüntü şekil 4.3'te görülmektedir. Burada tasarım giriş parametresi olarak 20 adet değişken kullanılmıştır. Programda herbir değişken için, değişkenin adını belirten bir etiket kutusu ve değişkenin alacağı farklı değerleri ifade eden bir metin kutusu bulunmaktadır. Etiket üzerinde yazılı olan değişkenin isimleri, değişkeni ifade eden simgenin okunuşu gibidir. Örneğin kompresör sıkıştırma oranı simgesi π_c , değişken etiket kutusunda PIC olarak, yanma odası girişi sabit basınçta özgül ısılar oranı olarak gösterilen γ_c , ekranda Gamma C olarak gösterilmiştir.

Programın özelliklerinden bir tanesi, etiket üzerine fare ile yaklaşarak şekil 4.3'te T_0 değerinin atmosfer sıcaklığını belirtmesi gibi diğer tüm değişkenlerin açık ismi ekrana gelmektedir. Form üzerinde bulunan “Ana Menüye Dönüş” komut düğmesine basıldığında form1'e dönülür ve başka bir motor tipi seçilebilir.

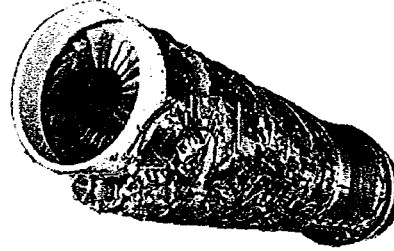
Bütün motor tiplerinin parametre giriş formlarında, giriş parametrelerinden irtifa değeri girildiğinde, atmosfer sıcaklığı ve basıncı değerleri, ait oldukları metin kutularına otomatik olarak yazılır ve bu iki değeri ayrıca girmeye gerek yoktur.

Form3'ün sol üst köşesinde bulunan “İSTASYON NUMARALARI” menüsünde, turbojet motoruna ait istasyon numaraları görülebilir. Şekil 4.4'te istasyon numaralarının form görünümü görülmektedir.

Form3'te bulunan “Turbojet Motorunun Performans Hesabı” komut düğmesine basıldığında şekil 4.5'te görülen form5 görünümü ekrana gelir. Tasarımda hesaplanan performans parametreleri form5'te ekrana gelir. “Turbojet Parametre Giriş Menüsü” komut düğmesine basıldığında giriş parametreleri istenildiğinde değiştirilerek tekrar hesaplama yapılabilir. Form5'in sol üst köşesinde bulunan üç menü, motora ait grafikleri içerir.

Turbojet Motorunun Tasarım Parametreleri Giriş Menüsü

İrtifa[ft]	35000
T0[R]	393.8544
P0[psia]	3.4601
Gamma C	1.4
Gamma T	1.35
Cp C[Btu/lbm.R]	0.238
Cp T[Btu/lbm.R]	0.262
hPR[Btu/lbm]	19500
PI D	0.9425
PI B	0.98

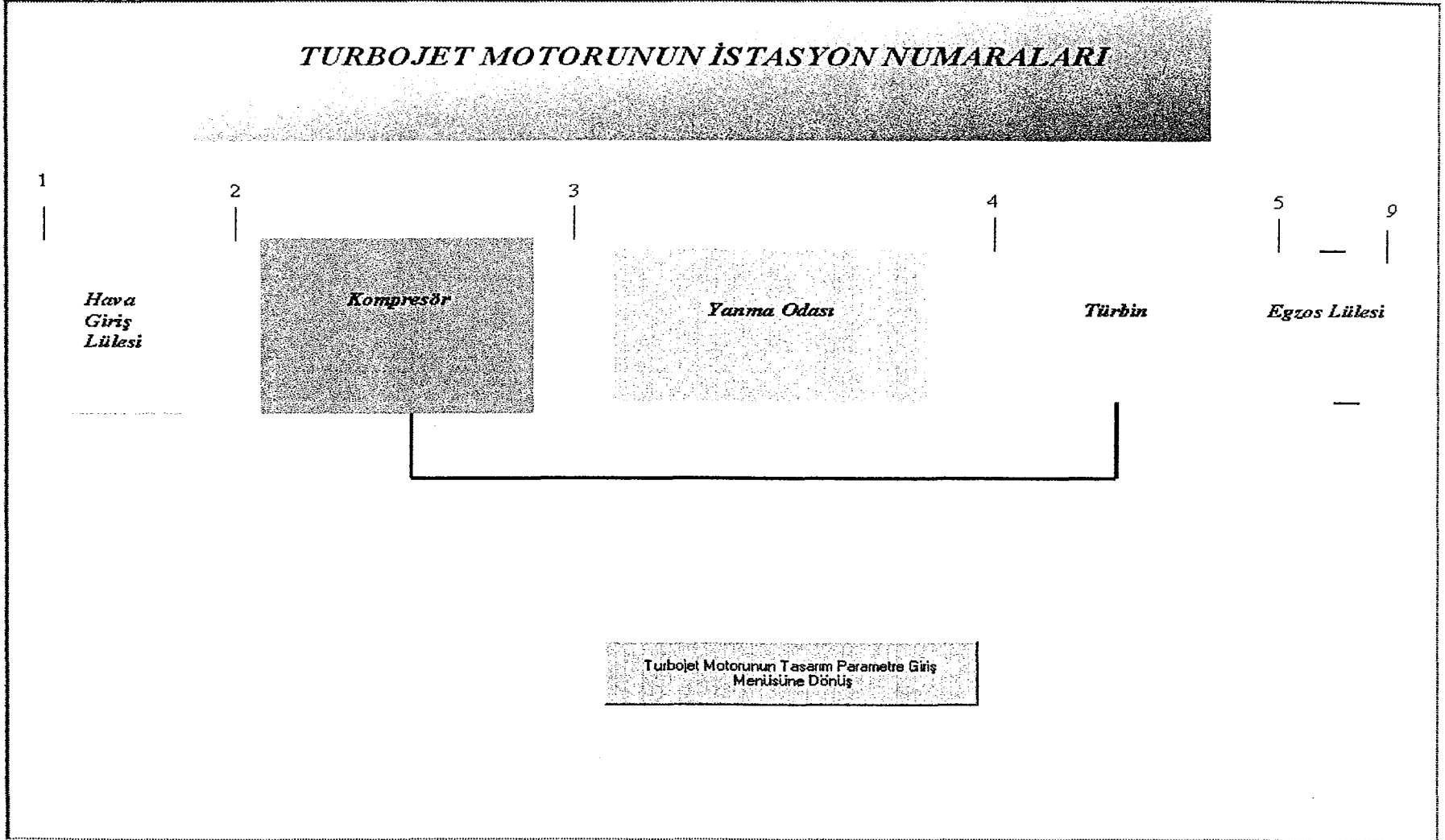


Turbojet Motorunun Performans Hesabı

Ana Menüye Dönüş

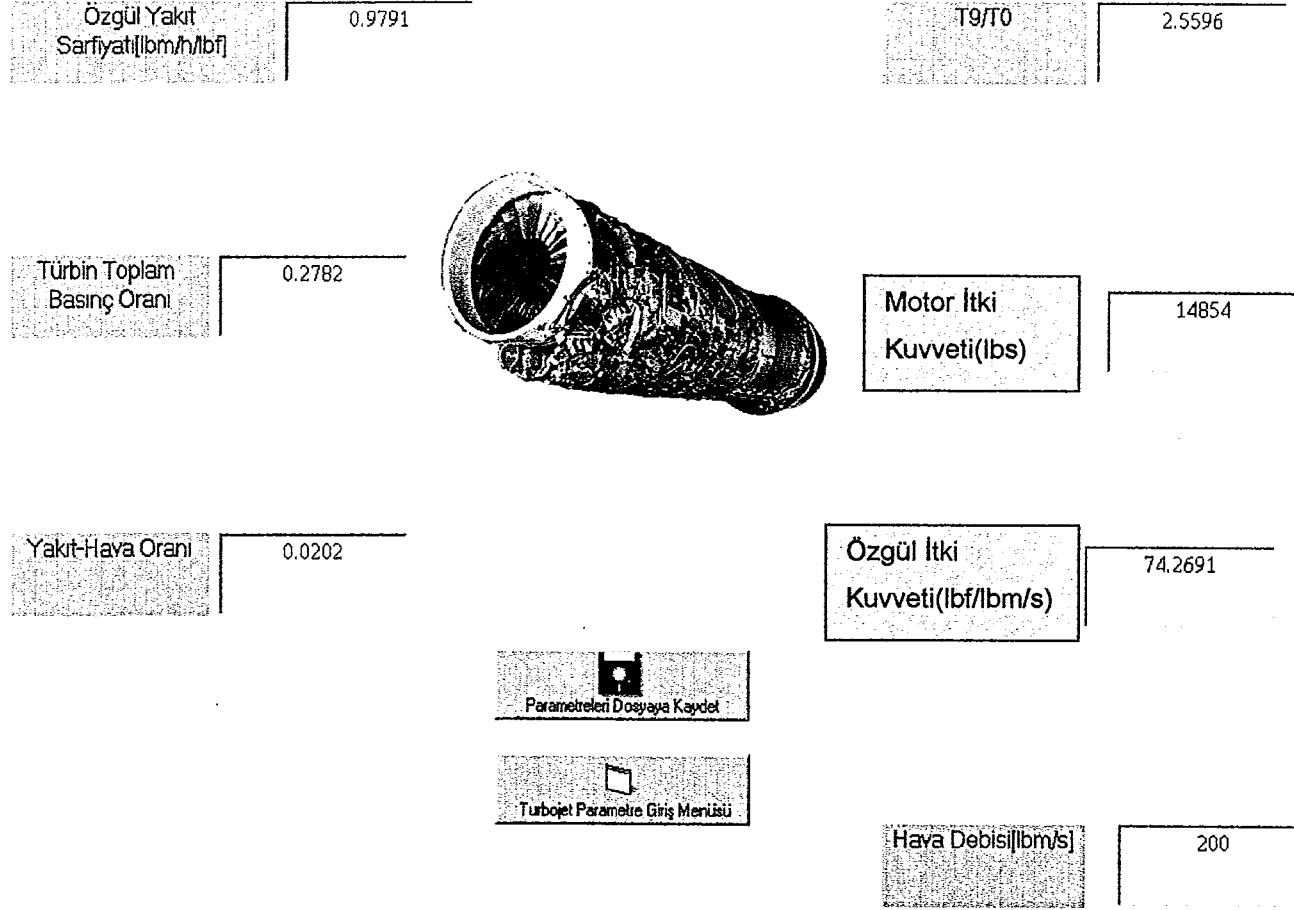
PI N	0.99
nb	0.97
rim	0.99
ec	0.92
et	0.91
Türbin Polytropik Verimi P9/P0	1
T4[R]	2900
PI C	17
M0	1.6
Hava Debisi[lbm/s]	200

Şekil 4.3. GAZTUSIM programının turbojet motoruna ait tasarım parametre giriş formu(Form3)



Şekil 4.4. GAZTUSIM programında turbojet motorunun istasyon numaraları form görünümü(Form4)

Turbojet Motorunun Tasarım Performans Sonuçları



Şekil 4.5. GAZTUSIM programında turbojet motorunun performans parametreleri form görünümü (Form5)

Form5'teki 3 menü şu grafikleri içerir:

Mach sayısı menüsü: Özgül itki kuvveti- M_0 ve S- M_0 grafikleri

P_9/P_0 menüsü: S- P_9/P_0 grafiği

Kompresör sıkıştırma oranı menüsü: S- π_c ve Özgül itki kuvveti- π_c grafikleri

Yukarıdaki grafik seçeneklerinden birine basıldığında o değişkenlere ait performans grafiği ekrana gelecektir. Örneğin M_0-F/m_0 grafiği seçeneğine basıldığında ekrana şekil 4.6'daki form görünümü ekrana gelecektir. Form6'daki komut düğmesine basıldığında tekrar performans çıkış menüsüne dönülür.

Form5'te yer alan "Parametreleri Dosyaya Kaydet" komut düğmesi girdi ve çıktı parametrelerinin bir dosyaya kaydedilmesini sağlar. Bu komut düğmesine basıldığında ekrana bir mesaj kutusu gelir ve dosya adıyla hangi klasöre kaydedildiğini bildirir. Turbojet motoru için mesaj kutusunda yazan "Dosya Adı C:\JETHESABI\tjet.xls" mesajıdır. Bu dosyada, turbojet motorunun bütün girdi ve çıktı parametreleri görülmektedir. Örnek bir turbojet dosyası, çizelge 4.1'de görülmektedir.

Turbojet motorunun tasarım performans analizleri ve GAZTUSIM programı analiz sonuçları, 5. Bölümde ele alınmıştır.

4.3.3. GAZTUSIM programında ardyanmalı turbojet motoru tasarım analizi

Şekil 4.7'de görüldüğü gibi ardyanmalı turbojet motorunun(turbojet-AB) toplam parametre sayısı 24'tür. Sol üst köşede bulunan "İSTASYON NUMARALARI" menüsüne basıldığında ekrana şekil 4.8'deki form görünümü ekrana gelir.

Form7'deki "Turbojet-AB Motorunun Performans Hesabı" komut düğmesine basıldığında, hesaplanan değerler form9'da ekrana gelir. Sol üst köşedeki iki menüde ardyanmalı turbojet motoruna ait grafikler yer alır.

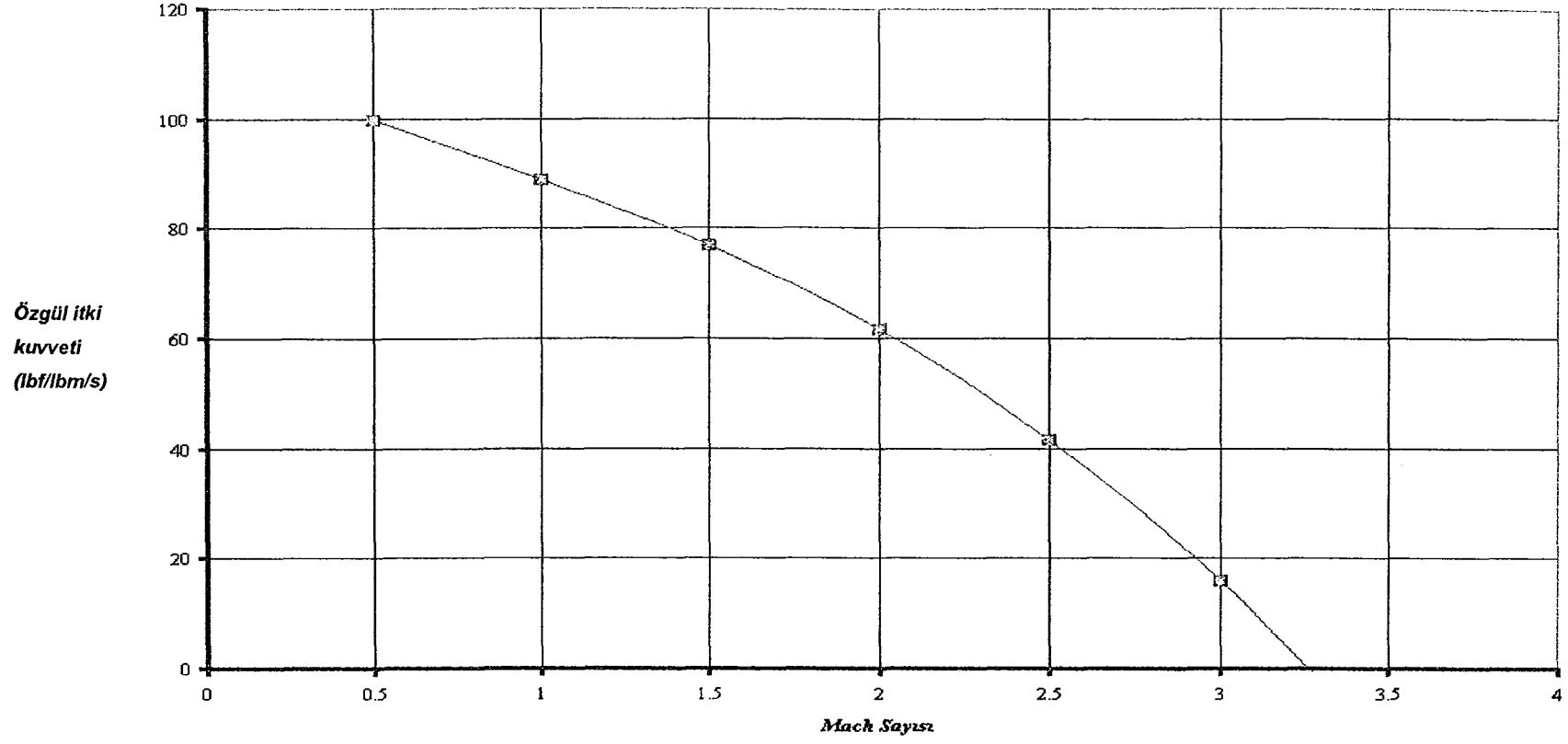
Mach sayısı menüsü: Özgül itki kuvveti- M_0 ve S- M_0 grafikleri

Kompresör sıkıştırma oranı menüsü: Özgül itki kuvveti- π_c ve S- π_c grafikleri yer alır. Bu menülerden istenilen grafikler görülebilir.

"Parametreleri Dosyaya Kaydet" komut düğmesine basıldığında mesaj kutusu ekrana gelir ve "Dosya Adı C:\JETHESABI\tjetAB.xls" mesajını verir. Girdi ve çıktı parametreleri bu dosyaya kaydedilir. Ardyanmalı turbojet motoruna ait örnek dosya çıktısı çizelge 4.2'de gösterilmiştir.

Çizelge 4.1. Turbojet motoru örnek dosya çıktısı (tjet.xls)

Uçuş Mach Sayısı	1.6
Uçuş İrtifası[ft]	35000
Atmosfer Sıcaklığı(R)	393.8544
Atmosfer Basıncı(psia)	3.4601
Gamma C	1.4
Gamma T	1.35
Cpc[Btu/lbmR]	0.238
Cpt[Btu/lbmR]	0.262
hPR[Btu/lbmR]	19500
PI D	0.9425
PI B	0.98
PI N	0.99
nb	0.97
nm	0.99
ec	0.92
et	0.91
P9/P0	1
Türbin Giriş Sıcaklığı-Tt4(R)	2900
PI C	17
S[lbm/h/lbf]	0.9791
Özgül İtki Kuvveti-F/m[lbf/lbm/s]	74.2691
f	0.0202
PI D	0.2782
T9/T0	2.5596
Motor İtki Kuvveti-F[lbs]	14853.82
Hava Debisi-m[lbm/s]	200
Düzeltilmiş Hava Debisi-mcorr[lbm/s]	214.0532

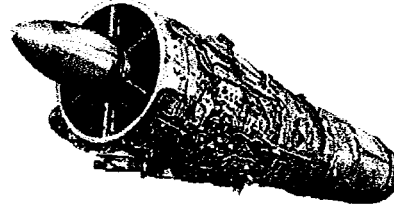


Turbojet Parametre Çıkış Menüsüne Dönüş

Şekil 4.6. GAZTUSIM programında turbojet motoru için örnek grafik seçim formu(Form6)

Turbojet-AB Tasarım Parametre Giriş Menüsü

İrifaft)	35000	PI N	0.99
T0(R)	393.8544	nb	0.97
P0(psia)	3.4601	nAB	0.97
Gamma C	1.4	nm	0.99
Gamma T	1.35	ec	0.92
Gamma AB	1.35	et	0.91
Cp C	0.238	P9/P0	1
Cp T	0.262	T4(R)	2900
Cp AB	0.262	T8(R)	3000
Ardyanma Çıkışında Sabit Basıncda Özgül Isı[(Btu/lbm.R) R/R(lbm/lbm)]	19500	PI C	17
PI D	0.9425	M0	1.6
PI B	0.98	Hava Debisi[lbm/s]	200



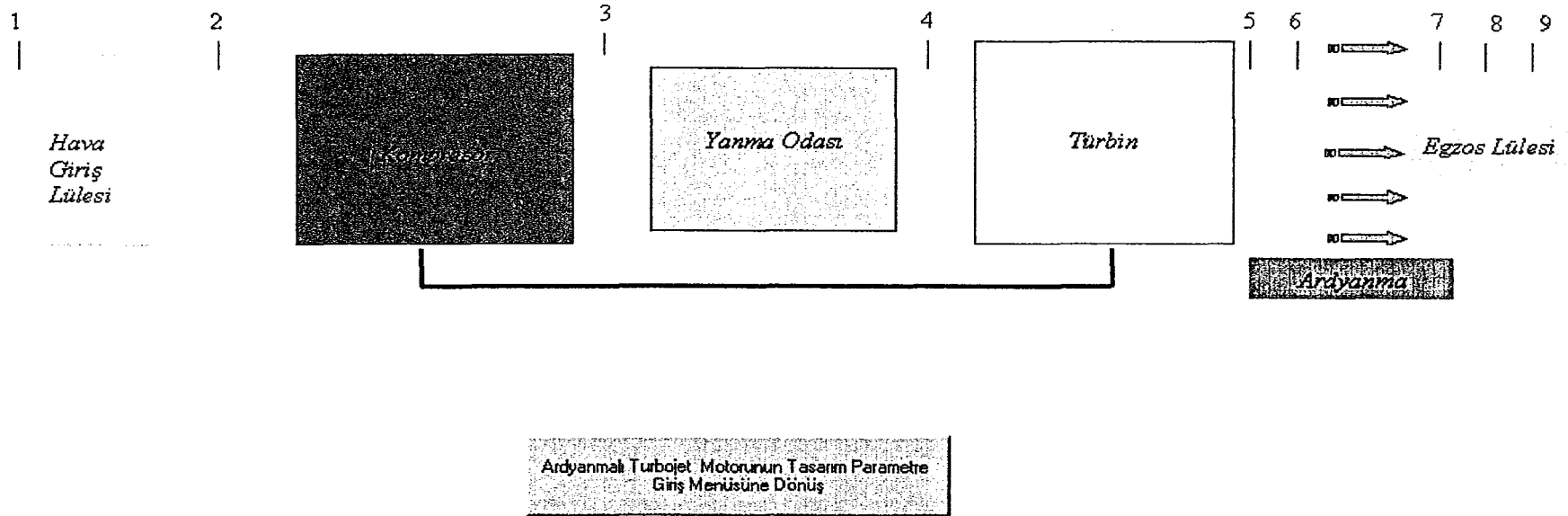
Turbojet-AB Motorunun Performans Hesabi

Ana Menüye Dönüş

Şekil 4.7. GAZTUSIM programında ardyannalı turbojet(turbojet-AB) motorunun parametre giriş formu(Form7)

ARDYANMALI TURBOJET MOTORUNUN İSTASYON NUMARALARI

62



Şekil 4.8. GAZTUSIM programında ardayanmalı turbojet motorunun istasyon numaraları formu(Form8)

Yanma Odası
Yakıt-Hava Oranı

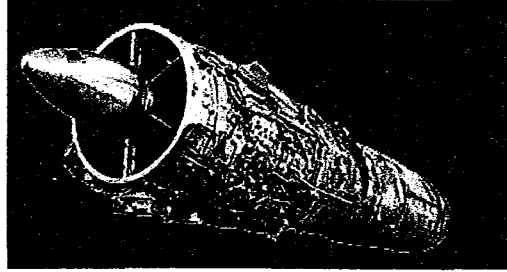
0.0202

Özgül Yakıt Sarfiyatı[lbm/h/lbf]

1.1436

Ardyanma
Yakıt-Hava Oranı

0.011

Özgül İtki
kuvveti(lbf/lbm/s)

98.2137

Türbin Toplam
Basınç Oranı

0.2782

Motor itki
kuvveti(lbs)

19643

Turbojet-AB Parametre Giriş
Menüsü

Parametreleri Dosyaya Kaydet

T9/T0

3.5807

Hava Debisi[lbm/s]

200

Şekil 4.9. GAZTUSIM programında ardyanmalı turbojet motorunun tasarım performans formu(Form9)

Çizelge 4.2. Ardyanmalı turbojet motoru örnek dosya çıktısı(tjetAB.xls)

Uçuş Mach Sayısı	1.6
Uçağın İrtifası[ft]	35000
Atmosfer Sıcaklığı(R)	393.8544
Atmosfer Basıncı(psia)	3.4601
Yanma Odası Girişi Özgül Isılar Oranı	1.4
Yanma Odası Çıkışı Özgül Isılar Oranı	1.35
Cpc[Btu/lbmR]	0.238
Cpt[Btu/lbmR]	0.262
Yakıtın Isıl Değeri[Btu/lbmR]	19500
Hava Giriş Lülesi Toplam Basınç Oranı	0.9425
Yanma Odası Toplam Basınç Oranı	0.98
Egzos Lülesi Toplam Basınç Oranı	0.99
Yanma Odası Verimi	0.97
Şaftın Mekanik Verimi	0.99
Kompresör Polytropik Verimi	0.92
Türbin Polytropik Verimi	0.91
P9/P0	1
Türbin Giriş Sıcaklığı-Tt4(R)	2900
Kompresör Sıkıştırma Oranı	17
Özgül Yakıt Sarfiyatı[lbm/h/lbf]	1.1436
Özgül İtki Kuvveti[lbf/lbm/s]	98.2137
Yakıt-Hava Oranı	0.0202
Türbin Toplam Basınç Oranı	0.2782
T9/T0	3.5807
Ardyanma Giriş Özgül Isılar Oranı	1.35
CpAB[Btu/lbmR]	0.262
Ardyanma Verimi	0.97
Egzos Lülesi Toplam Sıcaklığı[Rankin]	3000
Ardyanma Yakıt-Hava Oranı	0.011
Motor İtki Kuvveti[lbs]	19642.74
Hava Debisi(lbm/s)	200
Düzeltilmiş Hava Debisi[lbm/s]	214.0532

4.3.4. GAZTUSIM programında ayırık akımlı turbofan motorunun tasarım analizi

Ayrık akımlı turbofan motorunun tasarım analizi için parametre giriş formu şekil 4.10'daki gibidir. 27 parametre girişi ve varsayım değerler bu formda görülebilir. İstenildiğinde bu değerler değiştirilebilir. Bu parametrelerden irtifa değeri girildiğinde, diğer tüm motor tiplerinde olduğu gibi atmosfer sıcaklığı ve basıncı otomatik olarak hesaplanır ve ait oldukları metin kutularına yazılırlar.

Formun sol üst köşesinde bulunan "İSTASYON NUMARALARI" menüsü, ardyanmalı ve ardyanmasız turbofan motor tiplerinin her ikisinin de şekil 4.11'de görülen istasyon numaralarını göstermektedir.

"Ana Menüye Dönüş" komut düğmesine basıldığında ana forma dönüş gerçekleşir.

"Ayrık Akımlı Turbofan Motorunun Performans Hesabı" komut düğmesine basıldığında ise şekil 4.12'deki form görünümü ekrana gelir. Formun sol üst köşesinde bulunan iki menüde bu motor tipine ait performans grafikleri formları ekrana gelir.

Kompresör sıkıştırma oranı menüsü: Özgül itki kuvveti- π_c ve S- π_c grafikleri

Bypass oranı menüsü: Özgül itki kuvveti- α ve S- α grafikleri

Form12'deki "Ayrık Akımlı Turbofan Performans Giriş Menüsü" komut düğmesine basıldığında form11 görünümü ekrana gelir ve istenirse giriş parametreleri değiştirilerek başka hesaplamalar gerçekleştirilebilir.

Aynı form üzerindeki "Parametreleri Dosyaya Kaydet" komut düğmesine basıldığında, ayırık akımlı turbofan motoruna ait girdi ve çıktı parametreleri bir dosyaya kaydedilir. Ekrana gelen mesaj kutusunda "Dosya Adı C:\JETHESABI\tfass.xls" mesajı ekranda gözükür ve dosya adıyla dosyanın hangi klasöre kaydedildiği kullanıcıya iletilmiş olur. Ayrık akımlı turbofan motoruna ait örnek dosya çıktısı çizelge 4.3'te gösterilmiştir.

Ayrık akımlı turbofan motoruna ait tasarım analiz sonuçları ve GAZTUSIM programından elde edilen sonuç ve grafikler 5.Bölümde incelenmiştir.

Ayrık Akımlı Turbofan Motorunun Tasarım Parametre Giriş Menüsü

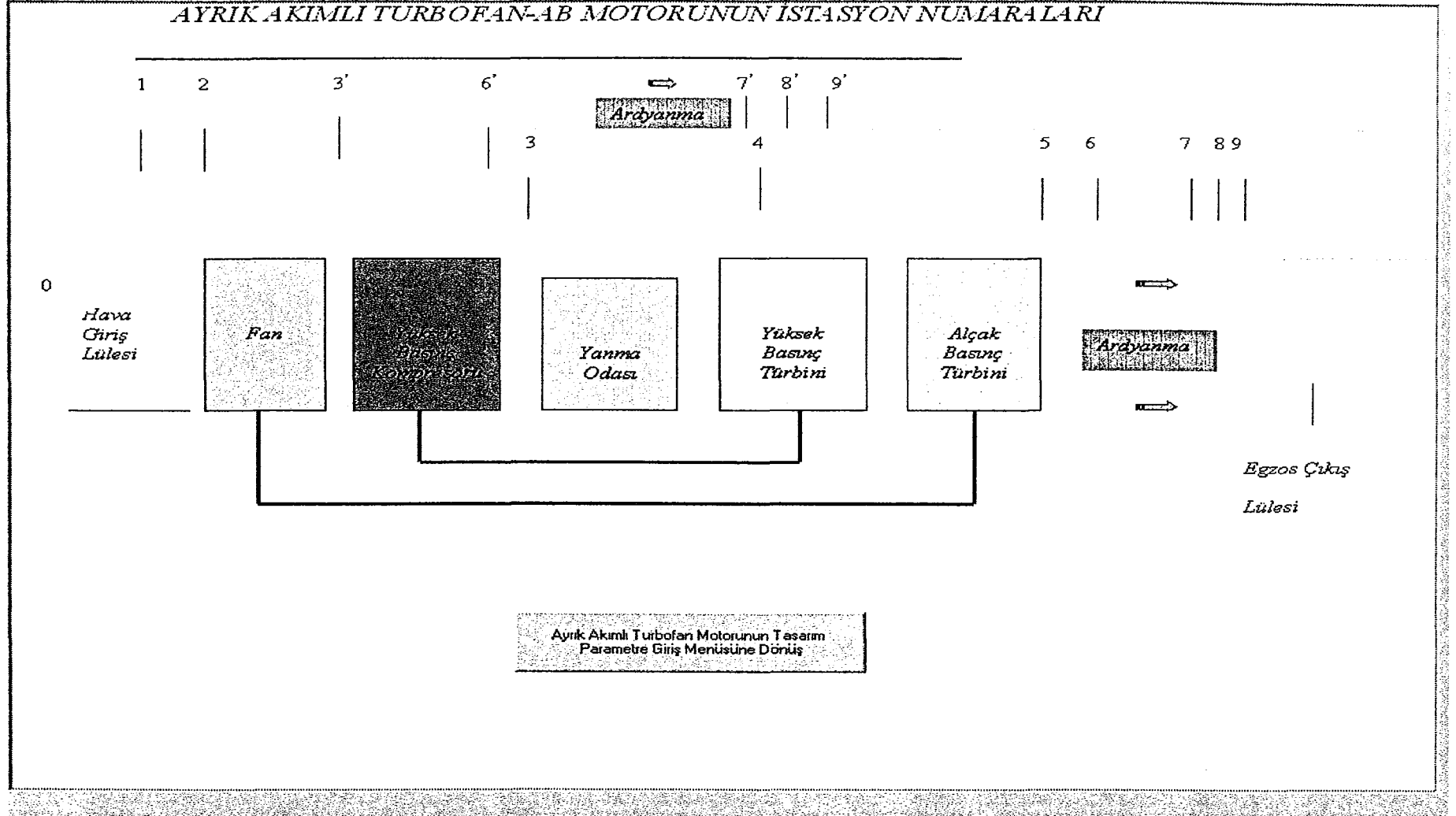
İrtifa[ft]	35000	ec	0.92
T0[R]	393.8544	ec'	0.90
P0[psia]	3.4601	et	0.91
Gamma C	1.4	P9/P0	1
Gamma T	1.35	P9'/P0	1
Cp C[Btu/lbm.R]	0.238	T4[R]	2900
Cp T[Btu/lbm.R]	0.262	T10[R]	3200
hPR[Btu/lbm]	19500	T10'[R]	3200
PI N	0.99	PI C	17
PI N'	0.99	PI C'	3.2
PI D	0.9425	Fan Sıkıştırma Oranı	
PI B	0.98	Bypass Oranı	0.3
nm	0.99	M0	1.6
Hava Debişi[lbm/s]	200	nb	0.97



Ayrık Akımlı Turbofan Motorunun
Performans Hesabı

Ana Menüye Dönüş

Şekil 4.10. GAZTUSIM programında ayırık akımlı turbofan motorunun parametre giriş formu(Form10)



Şekil 4.11. GAZTUSIM programında ayrıklı akımlı turbofan motorunun istasyon numaraları formu (Form 11)

Ayrık Akımlı Turbofan Motorunun Tasarım Performans Parametreleri

Yanma Odası
Yakıt-Hava
Oranı

0.023

Özgül Yakıt Sarfıyatı
(lbm /h)/lbf)

1.0667

PT9/P9'

12.6911

Hava Debisi(lbm/s)

200

PT9/P9

15.9896

Mötor Tepki Kuvveti(lbs)

11941.5

Türbin Toplam
Basınç Oranı

0.242

Özgül Tepki Kuvveti
(lbf /lbm/s)

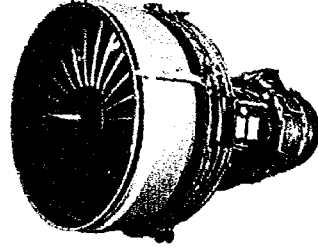
59.7075

T9/T0

2.5678

T9'/T0

1.0584



Ayrık Akımlı Turbofan Motoru Performans
Giriş Menüsü

Parametreleri Dosyaya Kaydet

Şekil 4.12. GAZTUSIM programında ayırık akımlı turbofan motorunun performans çıktı formu(Form12)

Çizelge 4.3. Ayrık akımlı turbofan motoruna ait örnek dosya çıktısı(tfanss.xls)

Uçuş Mach Sayısı	1.6
Uçuş İrtifası[ft]	35000
Atmosfer Sıcaklığı(R)	393.8544
Atmosfer Basıncı(psia)	3.4601
Gamma C	1.4
Gamma T	1.35
Cpc[Btu/lbmR]	0.238
Cpt[Btu/lbmR]	0.262
hPR[Btu/lbmR]	19500
PI D	0.9425
PI B	0.98
PI N	0.99
nb	0.97
nm	0.99
ec	0.92
et	0.91
P9/P0	1
Türbin Giriş Sıcaklığı-Tt4(R)	2900
PI C	17
S[lbm/h/lbf]	1.0667
Özgül İtke Kuvveti[lbf/lbm/s]	59.7075
f	0.023
PI T	0.242
T9/T0	2.5678
TAU N	3200
PI N'	0.99
ec'	0.9
P9'/P0	1
Tt8'[R]	3200
PI C'	3.2
Tt9'/T0	1.0584
Pt9'/P9'	12.6911
Pt9/P9	15.9896
Motor İtke Kuvveti-F[lbs]	11941.5
Hava Debisi[lbm/s]	200
Düzeltilmiş Hava Debisi[lbm/s]	214.0532

4.3.5. GAZTUSIM programında ayırık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım analizi

Ayrık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun(ayırık akımlı turbofan-AB) motorunun, parametre giriş formu, şekil 4.13'te gösterilmiştir. Bu motor tipi için toplam 33 giriş parametresi vardır. Programın diğer tüm formlarında olduğu gibi herbir değişkene ait etiket kutusuna gelindiğinde, o değişkenin açıklaması belirten bir yazı ekrana gelir. Etiket üzerinde yer alan kısaltılmış olan değişken adı, o değişkenin ifade edildiği simgenin okunuşu gibidir. (örneğin Γ , π_n) Programın diğer tüm formlarında bu özellik geçerlidir.

Form13'ün sol üst köşesinde yer alan "İSTASYON NUMARALARI" menüsüne basıldığında, şekil 4.11'de gösterilen form görünümü ekrana gelir.

Form13'te bulunan "Ayrık Akımlı Turbofan-AB Motorunun Performans Hesabı" komut düğmesine basıldığında form14 ekrana gelir. Bu formda ekrana aynı motor tipinin performans parametreleri görülebilir. İstenildiğinde "Ayrık Akımlı Turbofan-AB Parametre Giriş Menüsü" komut düğmesine basılarak giriş parametreleri değiştirilebilir. Form14'ün sol üst köşesinde bulunan iki menü, bu motora ait performans grafiklerini içerir.

Kompresör sıkıştırma oranı menüsü:Özgül itki kuvveti- π_c ve $S-\pi_c$ grafikleri

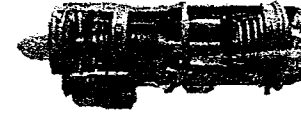
Bypass oranı menüsü:Özgül itki kuvveti- α ve $S-\alpha$ grafiklerini içerirler.

"Parametreleri Dosyaya Kaydet" komut düğmesine basıldığında, tüm girdi ve çıktı parametreler bir dosyaya kaydedilir. Ekrana gelen mesaj kutusunda "Dosya Adı C:\JETHESABI\fanssAB.xls" mesajı yazar ve dosyanın hangi adla hangi klasöre kaydedildiğini belirtir. Ayrık akımlı ve ardyanmalı turbofan motoruna ait örnek dosya çıktısı çizelge 4.4'te gösterilmiştir.

Ayrık akımlı ve ardyanmalı turbofan motoruna ait tasarım analizleri, 5.Bölüm'de incelenmiş ve GAZTUSIM programından elde edilen performans sonuçları ve grafikleri aynı bölümde gösterilmiştir.

Ayrık Akımlı Turbofan-AB Motorunun Tasarım Parametreleri Giriş Menüsü

İrtifa[ft]	35000	ec	0.92
T0[R]	393.8544	ec'	0.90
P0[psia]	3.4601	et	0.91
Gamma C	1.4	P9/P0	1
Gamma T	1.35	P9'/P0	1
Gamma AB	1.32	T4[R]	2900
Gamma AB'	1.32	T8[R]	3200
Cp C[Btu/lbm.R]	0.238	T8'[R]	3200
Cp T[Btu/lbm.R]	0.262	PI C	17
Cp AB[Btu/lbm.R]	0.262	PI C'	3.2
Cp AB'[Btu/lbm.R]	0.262	Bypass Oranı	1.5
hPR[Btu/lbm]	19500	M0	1.6
PI N	0.99	nb	0.97
PI N'	0.99	nm	0.99
İkinci Egzos Lülesi Toplam Basınç Oranı		nAB	0.92
PI B	0.98	nAB'	0.92
Hava Debi[fm ³ /s]	200		



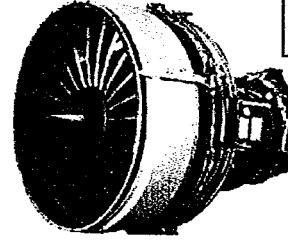
Ayrık Akımlı Turbofan-AB
Motorunun Performans Hesabı

Ana Menüye Dönüş

Şekil 4.13. GAZTUSIM programında ayırık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun parametre giriş formu(Form13)

Ayrık Akımlı Turbofan-AB Motorunun Tasarım Performans Parametreleri

Yanma Odası Yakıt-Hava Oranı	0.023	Özgül Yakıt Sarfiyatı(lbm/h/lbf)	1.6025
Birinci Ardyanma Yakıt-Hava Oranı	0.0221	Hava Debisi(lbm/s)	200
İkinci Ardyanma Yakıt-Hava Oranı	0.037	Özgül İtki Kuvveti(lbf/m/lbm/s)	90.4009
Türbin Toplam Basınç Oranı	0.129	Motor İtki Kuvveti(lbs)	18080.18
T9/T0	4.8329	Ayrık Akımlı Turbofan-AB Parametre Giriş Menüsü	Pt9/P9
T9/T0	4.8883	Parametreleri Dosyaya Kaydet	Pt9/PP9
			8.5234
			12.6911



Şekil 4.14. GAZTUSIM programında ayrık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım performans formu(Form14)

Çizelge 4.4. Ayırık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun örnek dosya çıktısı(TfanssAB.xls)

Uçuş Mach Sayısı =1.6	Uçuş İrtifası[ft]=0
Atmosfer Sıcaklığı(R)=518.67	Atmosfer Basıncı(psia)=14.6953
Gamma C=1.4	Gamma T=1.35
Cpc[Btu/lbmR]=0.238	Cpt[Btu/lbmR]=0.262
hPR[Btu/lbmR]=19500	PI D=0.9425
PI B=0.98	PI N=0.99
nb=0.97	nm=0.99
ec=0.92	et=0.91
P9/P0=1	Türbin Giriş Sıcaklığı-Tt4(R)=2900
PI C=17	S[lbm/h/lbf]=1.904
Özgül itki kuvveti[lbf/lbm/s]=71.4693	f=0.0171
PI T=0.0496	T9/T0=4.6269
Gamma AB=1.32	CpAB[Btu/lbmR]=0.262
nAB=0.92	TAU N=3.200
fAB=0.0276	Gamma AB'=1.32
Cp AB'[Btu/lbmR]=0.262	PI N'=0.99
ec'=0.9	P9'/P0=1
Tt8'[R]=3200	PI C'=3.2
nAB'=0.92	fAB'=0.0332
Tt9'/T0=3.3323	Pt9'/P9'=12.6911
Pt9'/P9=3.2772	Motor itki kuvveti[lbs]=14293.86
Hava debisi[lbm/s]=200	

4.3.6. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım ve tasarım dışı analizleri

Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun parametre giriş formu şekil 4.15'te görülmektedir. Bu motor tipi için toplam 37 giriş parametresi kullanılmıştır. Bu parametrelerden irtifa değeri girildiğinde, atmosfer sıcaklığı ve basıncı otomatik olarak hesaplanır.

Form15'in sol üst köşesinde bulunan "İSTASYON NUMARALARI" menüsünde bu motor tipine ait istasyon numaralarını şekil 4.16'da gösteren form16 görünümü vardır.

Form15'teki "Karışık Akımlı Turbofan-AB Motorunun Performans Hesabı" komut düğmesine basıldığında ekrana form17 görünümü gelir. Bu formda performans parametreleri otomatik olarak hesaplanarak ekrandaki metin kutularına yazılır. Form17 üzerinde sol üst köşede 4 adet menü bulunur.

Tasarım dışı analizler menüsü:Tasarım dışı analiz giriş formu

Özgül itki kuvveti menüsü:Özgül itki kuvveti-S(Bypass oranı=0.4) ve Özgül itki kuvveti-S(Bypass oranı=0) grafikleri

Mach sayısı menüsü:Özgül itki kuvveti- M_0 ve S- M_0 grafikleri

Kompresör sıkıştırma oranı menüsü:Özgül itki kuvveti- π_c ve S- π_c grafikleri yer alır.

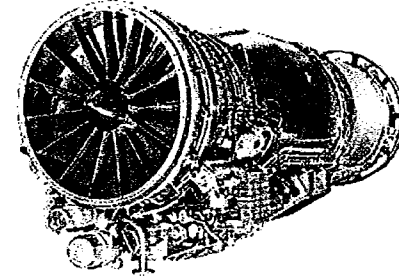
Form17 üzerinde bulunan "Karışık Akımlı Turbofan-AB Motorunun Parametre Giriş Menüsü" komut düğmesine basıldığında istenildiği takdirde giriş parametreleri değiştirilebilir.

"Parametreleri Dosyaya Kaydet" komut düğmesine basıldığında, tüm girdi ve çıktı parametreleri bir dosyaya kaydedilir. Ekrana gelen mesaj kutusunda "Dosya Adı C:\JETHESABITFMEAB.xls" mesajı ekrana gelerek dosya adı ve hangi klasörde olduğu mesajı iletilir.

Form15 ve form17'deki etiket yazan değişkenlerin isimleri, kullanılan değişkenin simgesinin okunuşu olarak etiketlerde yazılıdır. Ayrıca herbir etiketin üstüne gelindiğinde o değişkenin isminin açık hali yazılmaktadır. (Örneğin τ_{th} , TAU TH olarak etiket kutusuna yazılmıştır)

Karışık Akımlı Turbofan-AB Motorunun Tasarım Parametreleri Giriş Menüsü

M0	1.6	CpAB (Btu/lbm-R)	0.295	ecH	0.90
İrtifa(ft)	35000	hPR (Btu/lbm-R)	18000	eH	0.89
T0 (R)	393.8544	Soğutma Hava#1(%)	5	eL	0.91
P0 (psia)	3.4601	Soğutma Hava#2(%)	5	nb	0.98
Besleme Hava Oranı(%)	1	PIB	0.97	nAB	0.97
Şaft Kayma	0.0150	PID Max	0.97	nnL	0.91
Gamma C	1.4	PI M Max	0.97	nnP	0.98
Gamma T	1.3	PI AB	0.96	nnH	0.98
Gamma AB	1.3	PI N	0.98	PI C	3.80
Cpc (Btu/lbm-R)	0.238	ec	0.89	PI C	17.00
Cpt (Btu/lbm-R)	0.295	Hava Debişi(lbm/s)	200		
Bypass Oranı	0.4				
Tt4 (R)	3200				
Tt7 (R)	3600				
Ardyanma Çıkışı Toplam Sıcaklığı(R)					
M5	0.4				
POMP9	1				

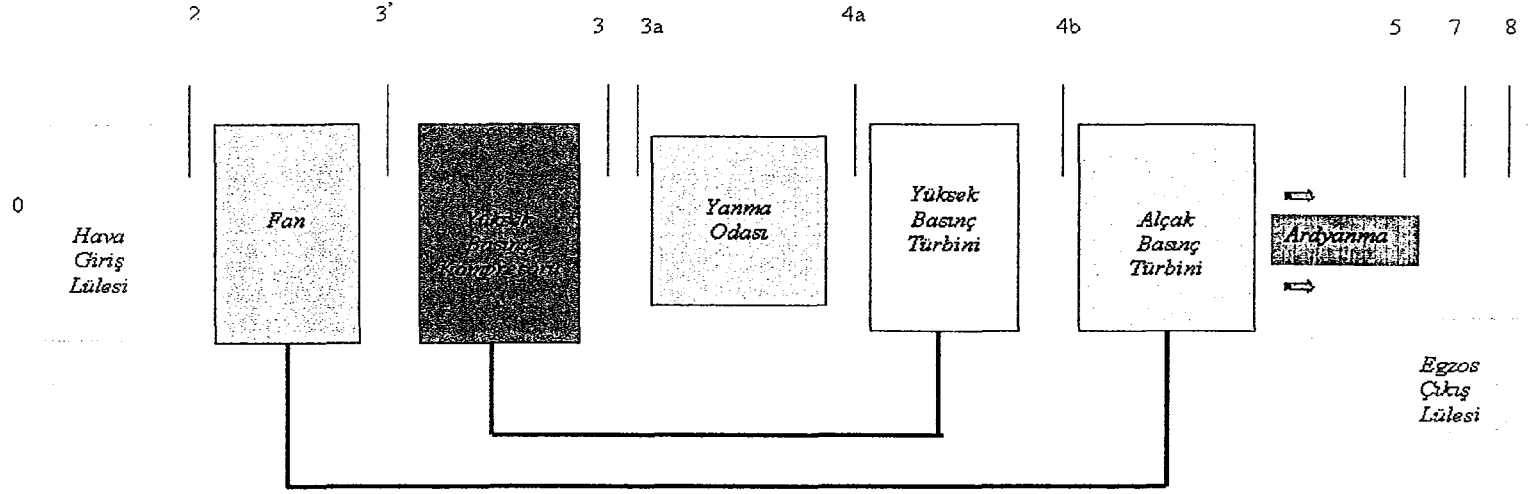


Karışık Akımlı Turbofan
Motorunun Performans Hesabı

Ana Menüye Dönüş

Şekil 4.15. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım parametre giriş formu(Form15)

KARIŞIK AKIMLI TURBOFAN-AB MOTORUNUN İSTASYON NUMARALARI



Karışık Akımlı Turbofan Motorunun Tasarım
Parametre Giriş Menüsüne Dönüş

Şekil 4.16. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun istasyon numaraları formu(Form16)

Karışık Akımlı Turbofan-AB Motorunun Performans Parametreleri

Motor Performans Parametreleri

Üzgöl Tepki Kuvveti(lbf/lbm/s)	110.6749
Üzgöl Yakıt Sarfiyatı(l/h)	6.815
Toplam Yakıt-Hava Oranı	0.0558
Tepki Verimi (%)	49.0513
İsı Verim (%)	44.8924
VS/V0	3.144
PT9/P9	12.9945
T9/T0	5.0576
Yanma Odası Yakıt-Hava Oranı	0.0356

Hava Debisi (Lbm/s) 200

Motor Tepki Kuvveti(lbs) 22134.98



Parametreleri Dosyaya Kaydet

Karışık Akımlı Turbofan-AB Motorunun Parametre Özgöl Menüsü

Bileşen Davranışı

PITH	0.4473	TAUC	1.5351	TAUTL	0.8589	Yanma Odası Yakıt-Hava Oranı	0.0356
Yüksek Basıncı Türbin Toplam Basıncı Oranı		TAUCH	1.609	TAU LMD	10.0707	Ardyanma Yakıt-Hava Oranı	0.0334
P1L	0.4847	TAUTH	0.8477	TAULMD AB	11.3295	nc	0.8678
PIM	0.9737	nH	0.8988	nL	0.9168	M5	0.4894
ncH	0.8773			M9	2.3199	M6	0.4329

Şekil 4.17. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun performans formu(Form 17)

Çizelge 4.5. Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun örnek dosya çıktısı(TFMEAB.xls)

Uçuş Mach Sayısı	1.6
Uçuş İrtifası[ft]	35000
Atmosfer Sıcaklığı(R)	393.8544
Atmosfer Basıncı(psia)	3.4601
Besleme Havası(%)	0.01
CTO	0.015
GammaC	1.4
GammaT	1.3
GammaAB	1.3
Cpc[Btu/lbmR]	0.238
Cpt[Btu/lbmR]	0.295
CpAB[Btu/lbmR]	0.295
Bypass Oranı	0.4
Tt4(R)	3200
Tt7(R)	3600
M5	0.4
P0/P9	1
hPR[Btu/lbmR]	18000
Soğutma Havası Oranı#1	0.05
Soğutma Havası Oranı #2	0.05
PIB	0.97
PID	0.97
PIM	0.97
PIAB	0.96
PIN	0.98
ec'	0.89
ecH	0.9
etH	0.89
etL	0.91
nb	0.98
nAB	0.97
nmL	0.99
nmP	0.98
nmH	0.98
PIC'	3.8
PIC	17

Çizelge 4.5. (Devamı)

M5'	0.4894
M6	0.4329
M9	2.3199
Özgül İtke Kuvveti(lbf/lbm/s)	110.6749
Özgül Yakıt Sarfıyatı(1/h)	1.815
Toplam Yakıt-Hava Oranı	0.0558
İtke Verimi(%)	49.0513
Isıl Verim(%)	44.8924
V9/V0	3.144
PT9/P9	12.9945
T9/T0	5.0576
PITH	0.4473
PITL	0.4847
PIM	0.9737
TAUC'	1.5351
TAUCH	1.609
TAUTH	0.8477
TAUTL	0.8589
TAULMD	10.07069
TAULMD AB	11.32953
f	0.0356
fAB	0.0334
nc'	0.8678
ncH	0.8773
ntH	0.8988
ntL	0.9168
Hava Debisi(lb/s)	200
Motor İtke Kuvveti(lbs)	22134.98
A5'/A5	0.1966
A0(ft ²)	5.408
A0*(ft ²)	4.326
Düzeltilmiş Hava Debisi[lbm/s]	214.0532

Şekil 4.18’de bulunan karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım dışı parametre giriş formunda toplam 34 adet giriş parametresi yer almaktadır. Herbir parametrenin etiket kutusuna yaklaşıldığında o parametrenin açıklaması ekranda yer alır. (Örneğin n_{CH} :Yüksek basınç kompresörü verimi)

Form18’deki “Ana Menüye Dönüş” komut düğmesine basıldığında ana form ekrana gelerek başka bir motor tipi seçilebilir.

Form18’deki formda bulunan “Karışık Akımlı Turbofan-AB Motorunun Tasarım Dışı Performans Hesabı” komut düğmesine basıldığında, giriş parametre değerlerine bağlı olarak motorun performans değerleri hesaplanır ve form19 ekrana gelir.

Şekil 19’da gösterilen karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım dışı performans formunda hesaplanan değerler metin kutularına yazılırlar. İstenildiği takdirde, “Karışık Akımlı Turbofan-AB Parametre Giriş Menüsü” komut düğmesine basıldığında, giriş parametre değerleri değiştirilerek yeni hesaplamalar gerçekleştirilebilir.

Form19’un sol üst köşesinde bulunan menüler, motorun tasarım dışı performans grafiklerini temsil eder.

Mach sayısı menüsü: İtke Kuvveti- M_0 , Düzeltilmiş hava debisi- M_0 , Hava debisi- M_0 , π_c - M_0 , π_{cH} - M_0 , S- M_0 ve α - M_0 grafikleri

Düzeltilmiş hava debisi menüsü: π_c -Düzeltilmiş hava debisi ve π_{cH} -Düzeltilmiş hava debisi grafikleri yer alır.

Form19’da yeralan “Parametreleri Dosyaya Kaydet” komut düğmesine basılınca, karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım dışı girdi ve çıktı parametreleri bir dosyaya kaydedilir. Ekrana gelen mesaj kutusunda “Dosya Adı C:\JETHESABI\OFFTFANMEAB.XLS” mesajı ekrana gelir ve açılan dosyanın ismi ve hangi klasörde olduğu mesajı iletilir.

Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım dışı performans analizleri, 6.Bölüm’de ele alınmıştır. Ayrıca GAZTUSIM programından elde edilen analiz sonuçları ve performans grafikleri 6.Bölüm’de açıklanmıştır.

Karışık Akımlı Turbofan-AB Motorunun Tasarım Dışı Parametre Giriş Menüsü

Mach Sayısı	1.6	CpAB (Btu/lbm-R)	0.295	TAU M2	0.9732
İnlet (ft)	35000	hPR (Btu/lbm-R)	18000	n C	0.8678
T0 (R)	393.8544	Soğutma Havaşı#1[%]	5	n CH	0.8773
P0 (psia)	3.4601	Soğutma Havaşı #2[%]	5	nb	0.98
Besleme Havaşı %	1	PI B	0.97	nAB	0.97
A5/A5	0.2096	PI D Max	0.97	n TL	0.9168
Gamma C	1.4	PI M Max	0.97	nmP	0.98
Gamma T	1.3	PI AB	0.96	nmH	0.98
Yanma Odası Çıkışı Üzgül İstiler Oranı gammaAb	1.3	PI N	0.98	P0/P9	1
Cpc (Btu/lbm-R)	0.238	PI TH	0.4473		
Cp (Btu/lbm-R)	0.295	TAU TH	0.8477		
T4 (R)	3200	TAU M1	0.9676		
T(7)(R)	3600				

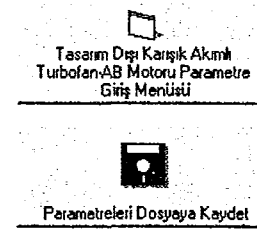
Karışık Akımlı Turbofan-AB
Motorunun Tasarım Dışı
Performans Hesabı

Ana Menüye Dönüş

Şekil 4.18. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve arıyanmalı turbofan motorunun tasarım dışı parametre giriş formu(Form18)

Karışık Akımlı Turbofan Motorunun Tasarım Dışı Performans Parametreleri

Motor Tepki Kuvveti(lbs)	16619.9902	Düzeltilmiş Hava Debisi(lbm/s)	103.9532
Üzgül Tepki Kuvveti(lbm/s)	85.5568	P1M	0.3915
Hava Debisi(lbm/s)	194.2568	TAUC	1.5187
Üzgül Yakıt Sachyası(l/h)	2.5331	TAUCH	1.6155
Toplam Yakıt-Hava Oranı	0.0602	TAU TL	0.7212
Tepki Verim(%)	56.2392	TAUM	0.868
Isıl Verim(%)	28.0984	TAULMD	10.0707
Bypass Oranı	0.4433	TAULMD AB	11.3295
V9/V0	2.6353	Ardyanma Entalpi Oranı	0.0357
P9/P9	5.115	Yakıt-Hava Oranı	0.0385
T9/T0	6.2717	Ardyanma Yakıt-Hava Oranı	0.0385
P1C	3.6722	M5	0.4
P1CH	4.5321	M5	0.5494
P1TL	0.4847	M6	0.4401
		M9	1.7462



Şekil 4.19. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım dışı performans formu(Form19)

4.3.7. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı turbofan motorunun tasarım ve tasarım dışı analizleri

Yüksek bypasslı turbofan motorunun tasarım analiz parametre giriş formu şekil 4.20’de gösterilmektedir. 30 adet giriş parametresi içeren bu formun sol üst köşesinde bulunan “İSTASYON NUMARALARI” menüsüne basıldığında ekrana şekil 4.21’deki form21 görünümü gelmektedir.

Herbir giriş parametresinin etiket kutusuna gelindiğinde o parametrenin açıklamasını belirten bir yazı ekrana gelir. (Örneğin n_{ml} :Alçak basınç şaftı mekanik verimi) Ekrandaki metin kutularında bulunan değerler, o değişkenin varsayılan değerleridir. İstenildiğinde bu değerler değiştirilebilir.

Form20’deki “Yüksek Bypasslı Turbofan Motorunun Performans Hesabı” komut düğmesine basıldığında ekrana şekil 4.22’deki form22 görünümü ekrana gelir. Bu formda yüksek bypasslı turbofan motorunun tasarım performans parametreleri otomatik olarak hesaplanarak metin kutularında gösterilir.

Form22’deki ekranın sol üst köşesinde 4 adet menü bulunur.

Tasarım dışı analizler menüsü:Tasarım dışı analiz giriş menüsüne giriş

Mach sayısı menüsü:Özgül itki kuvveti- M_0 , S- M_0 grafikleri

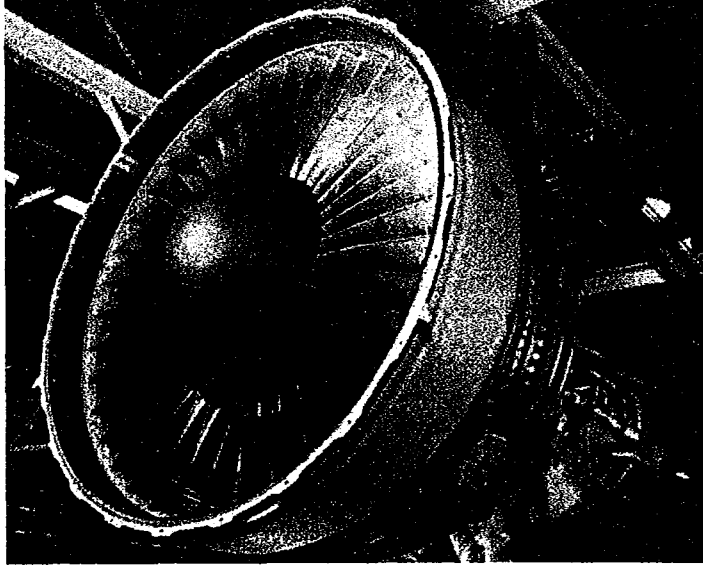
Kompresör sıkıştırma oranı menüsü:Özgül itki kuvveti- π_c , S- π_c grafikleri

Bypass oranı menüsü:S- α grafikleri yer alır.

Form22’de yeralan “Yüksek Bypasslı Turbofan Motorunun Parametre Giriş” komut düğmesine basıldığında, form20 ekrana gelir ve parametre değişikliği yapılabilir. “Parametreleri Dosyaya Kaydet” komut düğmesine basıldığında ise, girdi ve çıktı parametreleri dosyaya kaydedilir. Ekrana gelen mesaj kutusunda “Dosya Adı C:\JETHESABI\HBtfan.xls” mesajı ekrana gelir ve dosyanın adı ve hangi klasöre kaydedildiği ekrana yansır. Yüksek bypass oranlı turbofan motoruna ait tasarım analizi örnek dosya çıktısı çizelge 4.12’de gösterilmiştir.

Yüksek bypass akımlı turbofan motorunun tasarım performans analizi, GAZTUSIM programı analiz sonuçları ve performans grafikleri 5.Bölüm’de, tasarım dışı analizler ise 6.Bölüm’de incelenmiştir.

Yüksek Bypass Oranlı Turbofan Motorunun Tasarım Parametre Giriş Menüsü



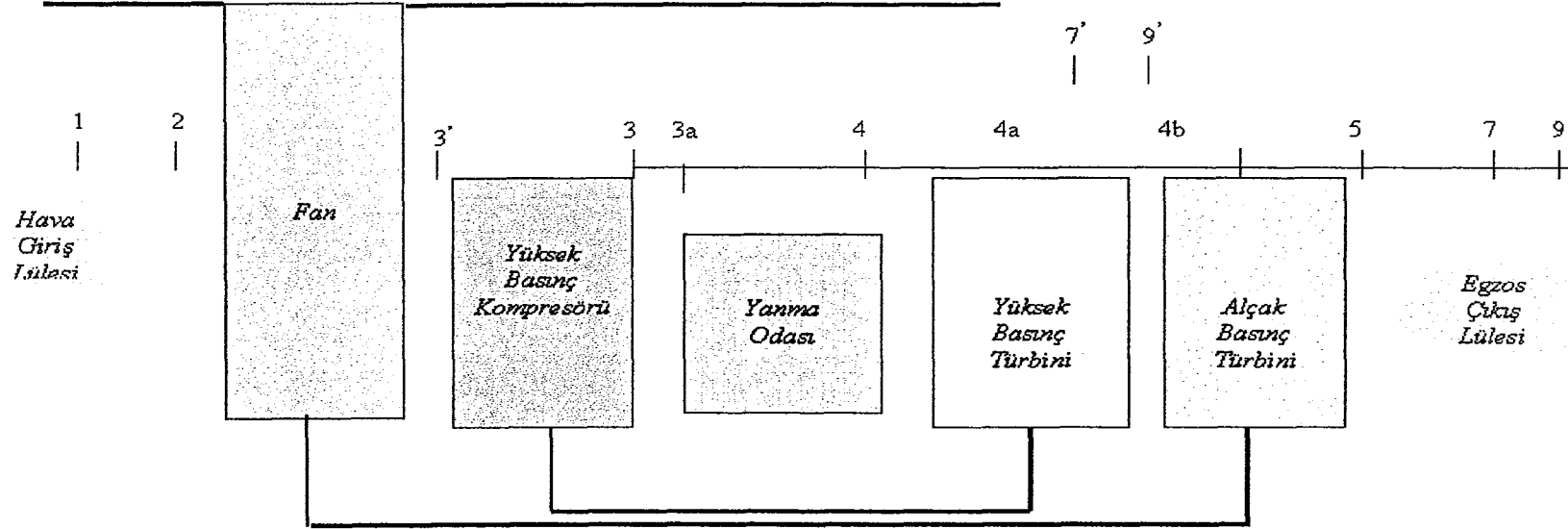
Yüksek Bypass Turbofan
Motorunun Performans Hesabı

Ana Menüye Dönüş

Mach Sayısı	0.8	Soğutma Hava Oranı [%]	3
İrtifa [ft]	30000	PIB	0.97
TOT [R]	411.6852	PID	0.97
P0 [psia]	4.3651	PIN	0.98
Atmosfer Basıncı [psia] Soğutma Hava Oranı [%]	3	PIN	0.98
Şaft Kayması	0.01	ec	0.89
Gamma C	1.4	eCH	0.90
Gamma T	1.35	eTH	0.89
Cp C [Btu/lbm R]	0.238	eTL	0.91
Cp T [Btu/lbm R]	0.262	nmH	0.98
HPR [Btu/lbm]	18000	nmL	0.99
Soğutma Hava Oranı [%]	4	nmP	0.98
nb	0.98	Bypass Oranı	10
PI C	1.3	T4 [R]	2600
PI L	25	Hava Debi [lbm/s]	1700

Şekil 4.20. GAZTUSIM programında yüksek bypass oranlı turbofan motorunun tasarım parametre giriş formu (Form20)

YÜKSEK BYPASS ORANLI TURBOFAN MOTORUNUN İSTASYON NUMARALARI



Yüksek Bypass Oranlı Turbofan Motorunun
Tasarım Parametre Giriş Menüsüne Dönüş

Şekil 4.21. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı turbofan motorunun istasyon numaraları formu (Form21)

Yüksek Bypass Oranlı Turbofan Motorunun Tasarım Performans Parametreleri

V9/V0 2.014

V9/V0 1.2596

P1H 0.2146

P1TL 0.2784

TAUC 1.0879

TAUCH 2.5563

Yüksek Basınç Kompresörü Toplam Sıcaklık Oranı

TAUTH 0.7011

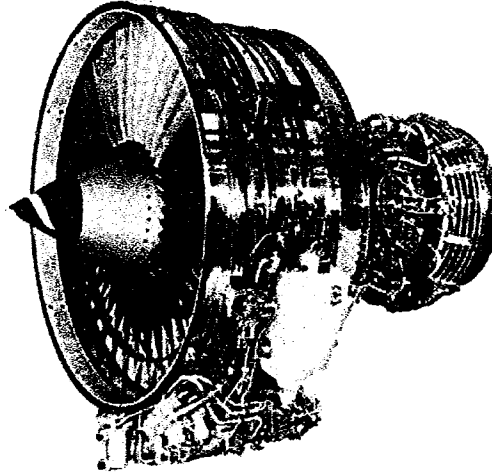
TAUTL 0.7396

TAULMD 6.9524

nC 0.8856

Yüksek Bypass Oranlı Motorun
Parametre Giriş Merkezi

Parametreleri Dosyaya Kaydet



nCH 0.8529

nTH 0.9085

nTL 0.9229

M9 1

M9' 0.9958

P9/P9 1.8627

T9/T0 2.6952

P0/P9 0.8873

P9/P9' 1.8837

T9/T0 1.0241

P0/P9 1

Hava Değişimisi 1700

Motor Tepki Kuvveti[N/s] 18189.49

Özgül Tepki Kuvveti[N/(kg/s)] 10.6997

Özgül Yakıt Sarfıyot [1/h] 0.6056

Toplam Yakıt-Hava Oranı 0.0018

Yanma Odanı Yakıt-Hava Oranı 0.022

Tepki Verimi[%] 53.8076

İsıl Verimi[%] 34.275

Şekil 4.22. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı turbofan motorunun tasarım performans formu(Form22)

Çizelge 4.6. Yüksek bypass oranlı turbofan motorunun örnek dosya çıktısı(HBtfan.xls)

Uçuş Mach Sayısı	0.8
Uçuş İrtifası[ft]	30000
Atmosfer Sıcaklığı[R]	411.6852
Atmosfer Basıncı[psia]	4.3651
Besleme Havası[%]	3
Şaft Katsayısı[CTO]	0.01
Gamma C	1.4
Gamma T	1.35
Cp C[Btu/lbm-R]	0.238
Cp T[Btu/lbm-R]	0.262
hPR-(Btu/lbm)	18000
Soğutma Havası #1[%]	4
Soğutma Havası#2[%]	3
PI B	0.97
PI D	0.97
PI N	0.98
PI N'	0.98
ec'	0.89
ecH	0.9
etH	0.89
etL	0.91
nmH	0.98
nmL	0.99
nmP	0.98
nb	0.98
PI C'	1.3
PI CH	25
Bypass Oranı	10
Tt4[R]	2600
Özgül itki kuvveti[lbf/lbm/s]	10.6997
S[1/h]	0.6056
fo	0.0018
f	0.022
İtki Verimi[%]	53.8076
Isıl Verim[%]	34.275
V9/V0	2.014

Çizelge 4.6. (Devamı)

PI TH	0.2146
PI TL	0.2784
TAU C'	1.0879
TAU CH	2.5563
TAU TH	0.7011
TAU TL	0.7396
TAU LMD	6.9524
nc'	0.8856
ncH	0.8529
ntH	0.9085
ntL	0.9229
M9	1
M9'	0.9958
Pt9/P9	1.8627
T9/T0	2.6952
P0/P9	0.8873
Pt9'/P9'	1.8837
T9'/T0	1.0241
P0/P9'	1
Motor İtke Kuvveti[lbs]	18189.49
Hava Debisi[lbm/s]	1700
Düzeltilmiş Hava Debisi[lbm/s]	1775.611
V9'/V0	1.2596

Şekil 4.23 ve 4.24'te aynı motor tipinin tasarım dışı parametre giriş ve performans çıkış formları görülmektedir.

Form 24'ün sol üst köşesinde iki adet menü bulunur.

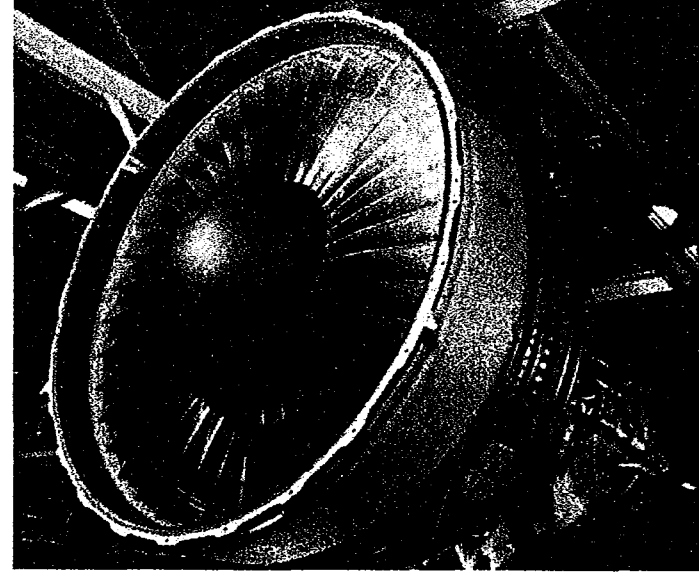
Mach sayısı menüsü: İtke kuvveti- M_0 , m_{corr} - M_0 , π_c - M_0 , S- M_0 ve α - M_0 grafikleri

Düzeltilmiş hava debisi menüsü: π_c - m_{corr} grafikleri yer alır.

Form24'te bulunan "Yüksek Bypasslı Turbofan Motorunun Parametre Giriş Menüsü" komut düğmesine basıldığında tasarım dışı parametrelerde değişiklik yapılabilir. "Parametreleri Dosyaya Kaydet" komut düğmesine basıldığında ise ekrana dosya adı ve hangi klasörde olduğunu belirten bir mesaj ekrana gelir. Bu motor tipinin örnek dosya çıktısı çizelge 4.7'deki gibidir.

Yüksek Bypass Oranlı Turbofan Motorunun Tasarım Dışı Parametre Giriş Menüsü

Mach Sayısı	0.8	Soğutma Hava #2(%)	3
İtaka(°)	30000	PIB	0.97
TO[R]	411.6852	PIDMax	0.97
P0[psia]	4.3651	PIN	0.98
Besleme Hava(%)	3	PIN'	0.98
Gamma C	1.4	PI TB	0.2146
Gamma T	1.35	Tan M1	0.9676
Cp C [Btu/lbm R]	0.238	4- 4 Toplam Sıcaklık Oranı	0.9732
Cp T [Btu/lbm R]	0.262	Tan TH	0.7011
HPR[Btu/lbm]	18000	n C	0.8856
Soğutma Hava #1(%)	4	n CB	0.8773
nB	0.98	n TL	0.9229
nmH	0.98	T(R)	3200
nmP	0.98		



Yüksek Bypass Oranlı Turbofan
Motorunun Tasarım Dışı
Performans Hesabı

Ana Menüye Dönüş

Şekil 4.23. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı turbofan motorunun tasarım dışı parametre giriş formu(Form23)

Mach Sayısı Düzeltmiş Hava Debişi

Yüksek Bypasslı Turbofan Motorunun Tasarım Dışı Performans Parametreleri

V9/V0	2.2049	Motor Tepki Kuvveti[ts]	20681.396	Düzeltmiş Hava Debişi[ton/s]	3652.6849
V97V0	1.2783	Üçgüç Tepki Kuvveti[ts/km/s]	5.9138		
PI C	1.3	Üçgüç Yakıt Sarfıyah [1/h]	0.5479		
PI TL	0.2784	Toplam Yakıt-Hava Oranı	0.0018		
TAU C	1.1203	Yanma Odası Yakıt-Hava Oranı	0.0197		
TAU CH	4.1033	Tepki Verim[%]	49.9971		
PI CH	49.7624	Isı Verim[%]	40.2021		
TAU TL	0.7396	M9	1		
TAU LMD	8.5568	M9	0.9958		
P9/P9	1.8627	T9/T0	3.2301		
P9/P9	1.8837	T9/T0	1.0546		
Bypass Oranı	8.7013	Hava Debişi[ton/s]	3497.1416		

Yüksek Bypasslı Turbofan Motorunun Parametre Giriş Menüsü

Parametreleri Dosyaya Kaydet

Şekil 4.24. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı turbofan motorunun tasarım dışı performans formu(Form24)

Çizelge 4.7. Yüksek bypasslı turbofan motorunun tasarım dışı örnek dosya çıktısı(OFFHBtfan.xls)

Uçuş Mach Sayısı	0.8
Uçuş İrtifası[ft]	30000
Atmosfer Sıcaklığı[R]	411.6852
Atmosfer Basıncı[psia]	4.3651
Besleme Havası[%]	3
CTO	0.01
Gamma C	1.4
Gamma T	1.35
Cp C[Btu/lbm-R]	0.238
Cp T[Btu/lbm-R]	0.262
hPR-(Btu/lbm)	18000
Soğutma Havası #1[%]	4
Soğutma Havası#2[%]	3
PIB	0.97
PID	0.97
PIN	0.98
PIN'	0.98
nc'	0.8856
ncH	0.8773
nb	0.98
ntL	0.9229
nmH	0.98
nmP	0.98
TAU M1	0.9676
TAU M2	0.9732
TAU TH	0.7011
PIC'	1.3
Tt4[R]	3200
Bypass Oranı-Referans	10
PIC-Referans	19.2308
Atmosfer Basıncı(psia)- Referans	4.3651
Atmosfer Sıcaklığı(R)	411.6852
TAUR- Referans	1.128
PIR-Referans	1.5243
PID-Referans	0.97
PIC'-Referans	1.3

Çizelge 4.7. (Devamı)

PICH-Referans	19.2308
PI TL- Referans	0.2784
TAUC'- Referans	1.0879
TAUCH- Referans	2.5563
TAUTL- Referans	0.7396
Uçuş Mach Sayısı- Referans	0.8
M9- Referans	1
M9'- Referans	0.9958
CTO- Referans	0.01
Özgül İtki Kuvveti[lbf/lbm/s]	5.9138
Özgül Yakıt Sarfiyatı[l/h]	0.5479
Toplam Yakıt-Hava Oranı	0.0018
Yanma Odası Yakıt-Hava Oranı	0.0197
İtki Verimi[%]	49.9971
İsl Verim[%]	40.2021
V9/V0	2.2049
V9'/V0	1.2783
PICH	49.7624
PITL	0.2784
PIC'	1.3
TAUCH	4.1033
TAUC'	1.1203
TAUTL	0.7396
TAULMD	8.5568
M9	1
M9'	0.9958
Pt9/P9	1.8627
T9/T0	3.2301
P0/P9	0.3429
Pt9'/P9'	1.8837
T9'/T0	1.0546
P0/P9'	1
Motor İtki Kuvveti[lbs]	7299.316
Hava Debisi[lbm/s]	1234.285
Düzeltilmiş Hava Debisi[lbm/s]	1289.183

4.3.8. GAZTUSIM programında turboprop motorunun tasarım ve tasarım dışı analizi

GAZTUSIM programında turboprop motorunun parametre giriş formu şekil 4.25'te gösterilmiştir. 29 giriş parametresi, metin kutularında varsayılan değerleriyle birlikte görülmektedir. Herbir değişkeni simgeleyen etiket üzerindeki adı, o değişkenin simgesinin okunuşu gibidir. (Örneğin τ_t , TAU T olarak etiket kutusunda isimlendirilmiştir)

Form25'in sol üst köşesinde bulunan "İSTASYON NUMARALARI" menüsüne basıldığında ekrana form26 görünümü gelir. Bu formda, programda belirli istasyonlara ait değerlerin daha kolay anlaşılması için istasyon numaralarının hangi bileşeni ifade ettiği belirtilmiştir.

Form25 üzerindeki "Turboprop Motorunun Performans Hesabı" komut düğmesine basıldığında, ekrana form27 görünümü gelir. Form27'nin sol üst köşesinde iki adet menü bulunur.

Tasarım dışı analiz menüsü: Tasarım dışı analiz giriş menüsü

Grafikler menüsü: İtki kuvveti-Mach sayısı grafiği, Özgül itki kuvveti- τ_t ve S- τ_t grafikleri yer alır.

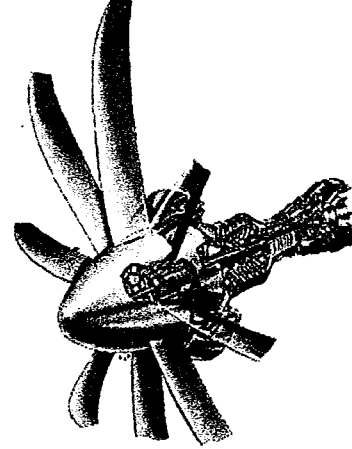
Form27 üzerindeki "Parametreleri Dosyaya Kaydet" komut düğmesine basıldığında, ekrana "Dosya Adı C:\JETHESABI\TPROP.xls" mesajı kullanıcıya iletilir ve açılan dosyanın adı ve hangi klasörde olduğu belirtilir. Turboprop motorunun tasarım girdi ve çıktı parametreleri çizelge 4.8'de gösterilmiştir.

Tasarım dışı analiz menüsüne basıldığında, tasarım dışı analizleri hesaplamak için ekrana form28 görünümü gelir. Burada giriş parametreleri girildikten sonra "Turboprop Motorunun Tasarım Dışı Performans Hesabı" komut düğmesine basıldığında performans değerleri otomatik olarak hesaplanarak form29 ekranında ait oldukları metin kutularına yazılırlar.

Form29 formunda yer alan "Turboprop Parametre Giriş Menüsü" komut düğmesine basıldığında form28 görünümüne geri dönülerek giriş parametrelerinde değişiklik yapılabilir. Form29 üzerindeki diğer komut düğmesi "Parametreleri Dosyaya Kaydet" komut düğmesine basıldığında, ekrana "Dosya Adı C:\JETHESABI\TPROP-OFF.xls" mesajı gelir ve dosyanın adı ve hangi klasöre kaydedildiği kullanıcıya bildirilir.

Turboprop Motorunun Tasarım Parametre Giriş Menüsü

Mach Sayısı	0.8	Soğutma Hava %21	5
İritaj [R]	25000	PIB	0.97
TO [B]	429.16	PID	0.97
PO [psia]	5.4553	PIN	0.98
Baseme Hava %	0	nPROP	0.82
Şaft Katsayısı	0.00	nG	0.99
Gamma C	1.4	eC	0.90
Gamma T	1.30	eTH	0.89
Cp C [Btu/lbm R]	0.238	eTL	0.91
Cp T [Btu/lbm R]	0.295	mH	0.98
HPR [Btu/lbm]	18000	Yüksek Basınç Şaftının Mekanik Verimi	0.99
Soğutma Hava %11	5	mnP	0.98
nB	0.98	TAUT	0.50
PI C	25	T4 [R]	3200
		Hava Debi [km ³ /s]	1.4

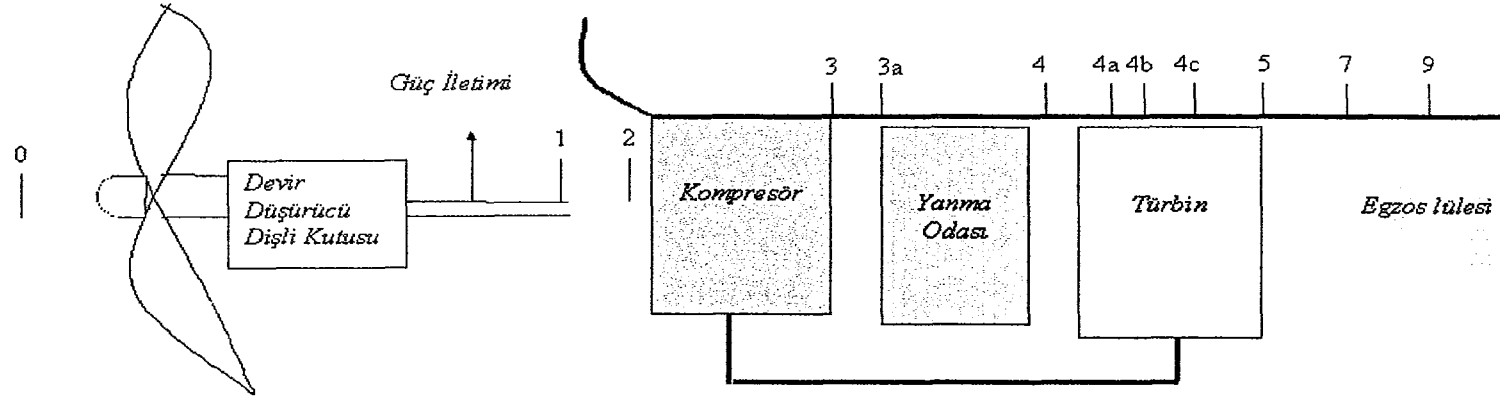


Turboprop Motorunun
Performans Hesabı

Ana Menüye Dönüş

Şekil 4.25. GAZTUSIM programında turboprop motorunun tasarım parametre giriş formu (Form 25)

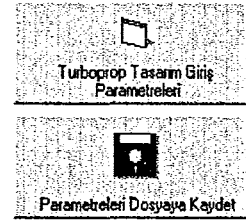
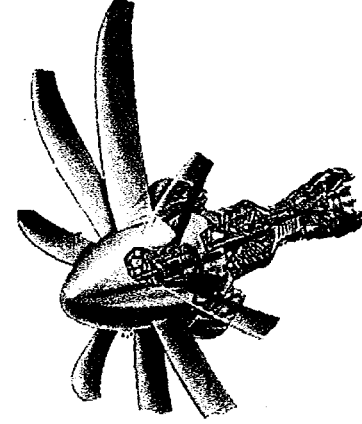
TURBOPROP MOTORUNUN İSTASYON NUMARALARI



Şekil 4.26. GAZTUSIM programında turboprop motorunun istasyon numaraları formu(Form26)

Turboprop Motorunun Tasarım Performans Parametreleri

V9V0	2.0195	Motor Tepki Kuvveti [Ns]	2725.097
P1IL	0.1741	Üzgül Tepki Kuvveti [N/m ² s]	194.6498
TAUIL	0.6927	Üzgül Yakıt Sarfıyatı [1/h]	0.6233
nTH	0.9039	Toplam Yakıt-Hava Oranı	0.0337
nIL	0.9257	Yanma Odası Yakıt-Hava Oranı	0.0374
M9	0.9214	Tepki Verimi [%]	79.6238
Pt9/P9	1.6811	İsl Verimi [%]	33.3647
T9/T0	3.2819	Uçaja İletilen Güç	0.2784
P0/P9	1	Pervane İy Katsayısı	1.7031
Hava Debi [kg/s]	14	Toplam İy İletim Katsayısı	1.9815
Motorun Üzgül Gücü [Btu/hhp]	286.3495	Güç Üzgül Yakıt Sarfıyatı [lbm/hhp]	4.1688
Kompresör Verimi	0.8482		



Şekil 4.27. GAZTUSIM programında turboprop motorunun tasarım performans formu (Form27)

Çizelge 4.8. Turboprop motorunun örnek dosya çıktısı(TPROP.xls)

Uçuş Mach Sayısı	0.8
Uçuş İrtifası[ft]	25000
Atmosfer Sıcaklığı[R]	429.16
Atmosfer Basıncı[psia]	5.4553
Besleme Havası[%]	0
Şaft Katsayısı[CTO]	0
Gamma C	1.4
Gamma T	1.3
Cp C[Btu/lbm-R]	0.238
Cp T[Btu/lbm-R]	0.295
hPR-(Btu/lbm)	18000
Soğutma Havası #1[%]	5
Soğutma Havası#2[%]	5
PI B	0.97
PI D	0.97
PI N	0.98
TAU T	0.5
ec	0.9
etH	0.89
etL	0.91
nmH	0.98
nmL	0.99
nmP	0.98
nb	0.98
nG	0.99
PI C	25
nP	0.82
Tt4[R]	3200
Özgül itki kuvveti[lbf/lbm/s]	194.6498
S[1/h]	0.6233
fo	0.0337
f	0.0374
İtki Verimi[%]	79.6238
Isıl Verim[%]	33.3647
V9/V0	2.0195
Sp[lbm/h/hp]	4.1688

Çizelge 4.8. (Devamı)

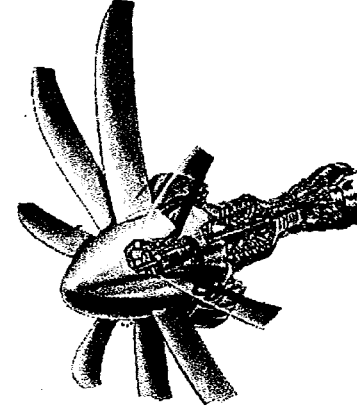
PI TH	0.2748
PI TL	0.1741
Özgül Güç[Btu/lbm]	286.3495
Cc	0.2784
TAU TH	0.767
TAU TL	0.6927
TAU LMD	9.2422
Cprop	1.7031
nc	0.8482
ntH	0.9039
ntL	0.9257
M9	0.9214
Ctotal	1.9815
Pt9/P9	1.6811
T9/T0	3.2819
P0/P9	1
Motor İtke Kuvveti[lbs]	2725.097
Hava Debisi[lbm/s]	14
Düzeltilmiş Hava Debisi[lbm/s]	23.8924

Turboprop motorunun tasarım dışı tüm girdi ve çıktı parametreleri çizelge 4.9'daki örnek dosya çıktısında görülebilir.

Turboprop motorunun tasarım analizleri ve GAZTUSIM programından elde edilen sonuç ve grafikler diğer motor tiplerinde olduğu gibi 5.Bölüm'de, tasarım dışı analiz ve sonuçlar ise 6.Bölüm'de açıklanmıştır.

Turboprop Motorunun Tasarım Dışı Parametre Giriş Menüsü

Mach Sayısı	0.8	Soğutma Hava Oranı [%]	5
İrifa [ft]	25000	PIB	0.97
TO [R]	429.16	Yanma Odası Toplam Basınç Oranı	0.97
PO [psia]	5.4553	PI N	0.98
Besleme Hava Oranı [%]	0	PI TH	0.4470
Gamma C	1.4	nmH	0.98
Gamma T	1.30	n TL	0.98
Cp C [Btu/lbm R]	0.238	nmP	0.98
Cp T [Btu/lbm R]	0.295	T4 [R]	3200
HPR [Btu/lbm]	18000	Tacm1	0.9676
Soğutma Hava Oranı [%]	5	Tacm2	0.9732
nb	0.98	Tac TH	0.8242
		n C	0.8482

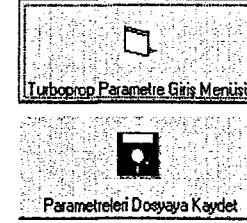


<input type="checkbox"/>	Turboprop Motorunun Tasarım Dışı Performans Hesabı
<input type="checkbox"/>	Ana Menüye Dönüş

Şekil 4.28. GAZTUSIM programında turboprop motorunun tasarım dışı parametre giriş formu (Form 28)

Turboprop Motorunun Tasarım Dışı Performans Parametreleri

V9/V0	2.2161	Motor Tepki Kuvveti(kb)	3055.486
PI TL	0.1709	Üzgül Tepki Kuvveti(kb/ton)	232.1947
TAU TL	0.6719	Üzgül Yakıt Sarfıyah (l/h)	0.5225
PI C	24.9984	Toplam Yakıt-Hava Oranı	0.0337
nIL	0.98	Yanma Odası Yakıt-Hava Oranı	0.0374
M9	1	Tepki Verim[%]	81.3334
P9/P9	1.8324	İsl Verim[%]	39.8003
T9/T0	3.3812	Motorun Verilen Güç	0.4736
P0/P9	0.6827	Pervane İş Katsayısı	1.8901
Hava Debisi(lm/s)	13.159154	Toplam İş İletim Katsayısı	2.3637
Motorun Üzgül Gücü(Bta/ton)	341.5818	Güç Üzgül Yakıt Sarfıyah(lm/h/ton)	0.3552
TAU C	2.7784	Düzeltilmiş Hava Debisi(lm/s)	22.4574
Kompresör Toplam Sıcaklık Oranı			



Şekil 4.29. GAZTUSIM programında turboprop motorunun tasarım dışı performans formu(Form29)

Çizelge 4.9. Turboprop motorunun tasarım dışı örnek dosya çıktısı(TPROP-OFF.xls)

Uçuş Mach Sayısı	0.8
Uçuş İrtifası[ft]	25000
Atmosfer Sıcaklığı[R]	429.16
Atmosfer Basıncı[psia]	5.4553
Besleme Havası[%]	0
Gamma C	1.4
Gamma T	1.3
Cp C[Btu/lbm-R]	0.238
Cp T[Btu/lbm-R]	0.295
hPR-(Btu/lbm)	18000
Soğutma Havası #1[%]	5
Soğutma Havası#2[%]	5
PI B	0.97
PI D	0.97
PI N	0.98
TAU TH	0.8242
TAU M1	0.9676
TAU M2	0.9732
nc	0.8482
ntL	0.98
nmH	0.98
nb	0.98
nmP	0.98
PI TH	0.447
Tt4[R]	3200
Referans Koşulları	
Atmosfer Sıcaklığı-Ref[R]	429.16
Atmosfer Basıncı-Ref[psia]	5.4553
TAUR-Ref	1.128
PIR-Ref	1.5243
PID-Ref	0.97
PIC-Ref	25
PITL-Ref	0.1741
TAUC-Ref	2.7784
TAUTL-Ref	0.6927
Uçuş Mach Sayısı-M0-Ref	0.8

Çizelge 4.9. (Devamı)

M9-Ref	0.9214
CTO-Ref	0
Özgül İtke Kuvveti[lbf/lbm/s]	232.1947
Özgül Yakıt Sarfiyatı[l/h]	0.5225
Toplam Yakıt-Hava Oranı	0.0337
Yanma Odası Yakıt-Hava Oranı	0.0374
İtke Verimi[%]	81.3334
Isıl Verim[%]	39.8003
V9/V0	2.2161
Sp[lbm/h/hp]	0.3552
Pt9/P9	1.8324
PI TL	0.1709
P/m0[Btu/lbm]	341.5818
Cc	0.4736
TAU C	2.7784
TAU TL	0.6719
TAU LMD	9.2422
Hava Debisi[lbm/s]	13.15915
Motor İtke Kuvveti[lbs]	3055.486
Kompresör Sıkıştırma Oranı	24.9984
T9/T0	3.3812
M9	1
Ctotal	2.3637
Cprop	1.8901
Düzeltilmiş Hava Debisi[lbm/s]	22.4574

5. TASARIM ANALİZLERİ

5.1. Giriş

Bu bölümde tasarım analizleri(çevrim analizleri), farklı motor tiplerine uygulanmıştır. Burada elde edilen sonuçlar, 2.Bölüm'deki sonuçlardan farklıdır. Çünkü ideal olmayan bileşen prosesleri hesaba katılmış ve yanma odası ve ardyanma odasında farklı termodinamik özellikler kullanılmıştır. GAZTUSIM programından elde edilen performans sonuçları ve grafikler bu bölümde açıklanmıştır. Herbir motorun istasyon numaraları ve notasyonlar, 2.Bölüm'de belirtildiği gibidir.

5.2. Ardyanmalı ve Ardyanmasız Turbojet Motorunun Tasarım Analizi

Tüm bileşenler boyunca akışkan gaz mükemmel bir akışkan olarak ele alınmış ve özellikleri, kompresör çıkışında γ_c , C_{pc} , yanma odası çıkışında γ_t , C_{pt} , eğer ardyanma varsa akışkan gazın özellikleri γ_{AB} , C_{pAB} olarak belirtilmiştir. Sabit türbin ve kompresör polytropik verimi alarak kompresör ve türbin verimleri tanımlanmıştır. Gaz kaçaqları ihmal edilmiş ve yedek güç ünitesinden gelen hava hesaba katılmamıştır.

$$F = \dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_0 V_0 + (p_9 - p_0)A_9 \quad [5.1]$$

Gaz kaçağı ve yedek güç ünitesinden gelen hava ihmal edildiğinde,

$$\dot{m}_9 = \dot{m}_0 + \dot{m}_f + \dot{m}_{fAB} = \dot{m}_0(1 + f + f_{AB}) \quad [5.2]$$

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = a_0[(1 + f + f_{AB})M_0 \frac{V_9}{V_0} - M_0 + (1 + f + f_{AB}) \frac{1}{\gamma_c M_0 (V_9/V_0)} \frac{T_9}{T_0} (1 - \frac{p_0}{p_9})] \quad [5.3]$$

$$T_{t9} = T_9(1 + \frac{\gamma_{AB} - 1}{2} M_9^2) = T_0 \frac{C_{pc}}{C_{pAB}} \tau_{\lambda AB} \quad [5.4]$$

$$p_{t9} = p_9(1 + \frac{\gamma_{AB} - 1}{2} M_9^2)^{\frac{\gamma_{AB}}{\gamma_{AB} - 1}} = p_0 \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_n \quad [5.5]$$

$$M_9^2 = \frac{2}{\gamma_{AB} - 1} [(\frac{p_{t9}}{p_9})^{(\gamma_{AB} - 1)/\gamma_{AB}} - 1] \quad [5.6]$$

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{(C_{pc}/C_{pAB})\tau_{\lambda AB}}{(\frac{p_{t9}}{p_9})^{(\gamma_{AB} - 1)/\gamma_{AB}}} \quad [5.7]$$

$$\tau_t = 1 - \frac{1}{\eta_m(1+f)} \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} (\tau_c - 1) \quad [5.8]$$

$$\pi_t = \tau_t^{\gamma_t / (\gamma_t - 1) e_t} \quad [5.9]$$

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{(h_{PR} \eta_b / C_{pc} T_0) - \tau_\lambda} \quad [5.10]$$

$$f_{AB} = (1+f) \frac{\tau_{\lambda AB} - \tau_\lambda \tau_t}{(h_{PR} \eta_{AB} / C_{pc} T_0) - \tau_{\lambda AB}} \quad [5.11]$$

$$S = \frac{\dot{m}_f + \dot{m}_{fAB}}{F} 10^6 = \frac{f + f_{AB}}{F / \dot{m}_0} 10^6 \quad [5.12]$$

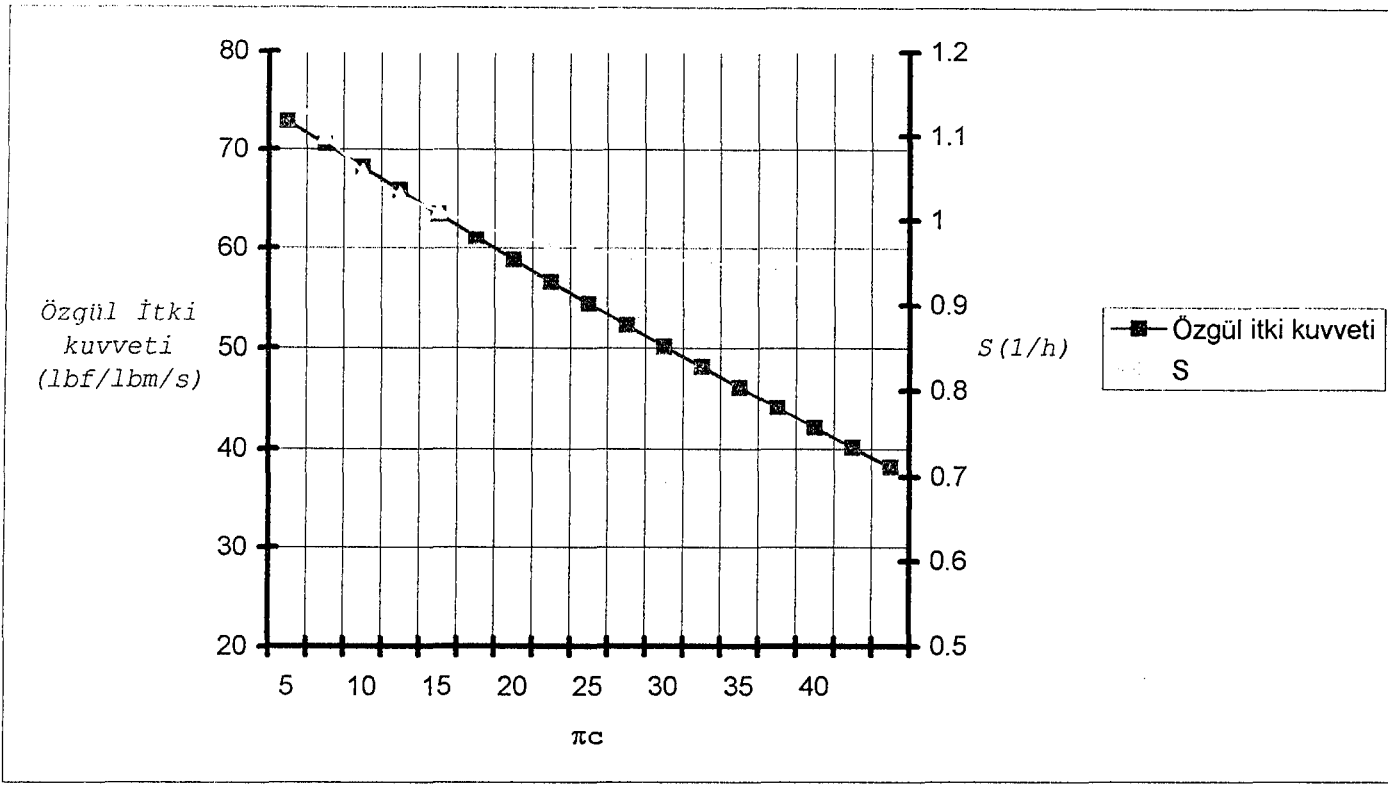
Örnek turbojet motorunun aşağıdaki giriş koşullarında performans grafikleri şekil 5.1'de görülmektedir.

Çizelge 5.1. Ardyanmasız örnek turbojet motoru tasarım giriş parametreleri

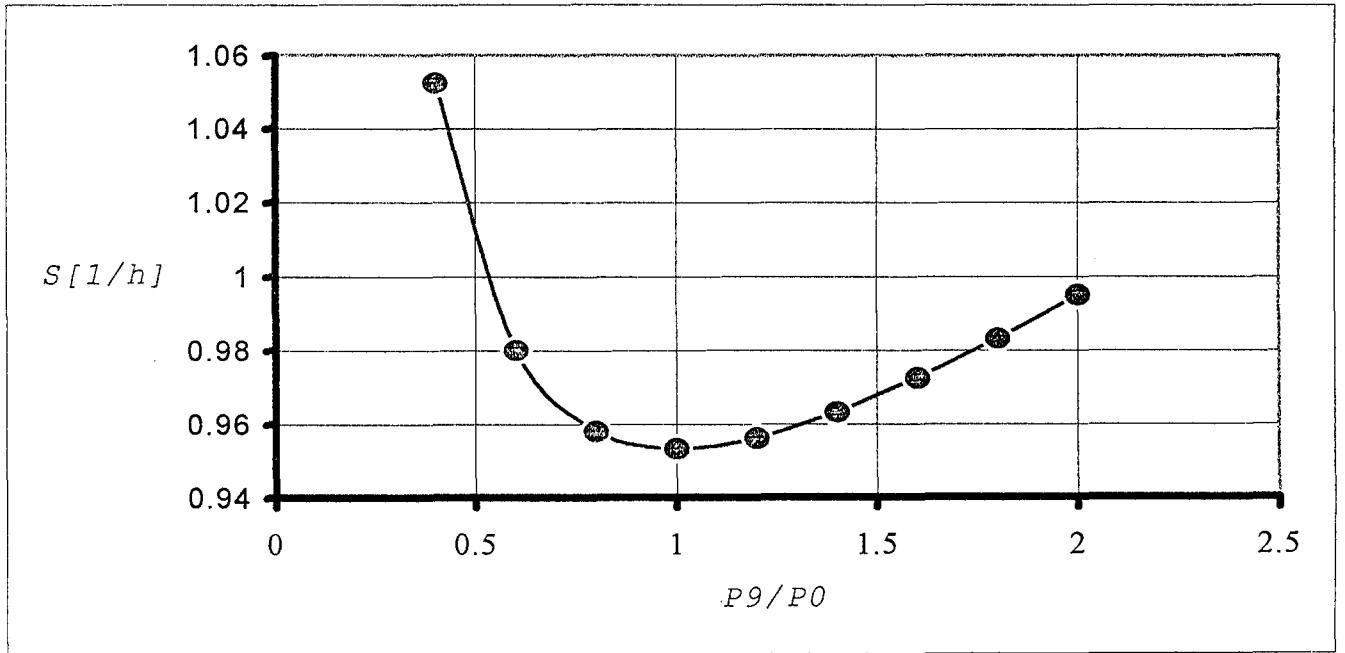
h=15000 ft	$\gamma_c=1.4$	$C_{pt}=0.262$ Btu/lbm R	$\pi_b=0.98$	$\eta_m=0.99$	$P_9/P_0=1$
$T_0=465.1776^0 R$	$\gamma_t=1.35$	$h_{PR}=19500$ Btu/lbm	$\pi_n=0.99$	$e_c=0.92$	$T_{t4}=2900^0 R$
$P_0=8.2939$ psia	$C_{pc}=0.238$ Btu/lbm R	$\pi_d=0.9425$	$\eta_b=0.97$	$e_t=0.91$	$M_0=1.6$

Şekil 5.1'de görüldüğü gibi kompresör sıkıştırma oranıyla özgül itki kuvveti, ideal çevrim analizleriyle benzer özellik göstermekte ve kompresör sıkıştırma oranı arttıkça özgül itki kuvveti azalmaktadır. Aynı durum özgül yakıt sarfiyatı için geçerli değildir. İdeal çevrim analizlerinde özgül yakıt sarfiyatı kompresör sıkıştırma oranıyla azalmaktaydı. Ancak şekil 5.1'de görüldüğü gibi özgül yakıt sarfiyatı belirli bir minimum noktadan geçtikten sonra hafif bir artış göstermektedir.

Eğer tasarımda ardyanmasız bir motor düşünülüyorsa, düşük itki kuvveti-yüksek sıkıştırma oranı-düşük özgül yakıt sarfiyatı ve yüksek itki kuvveti-düşük sıkıştırma oranı-yüksek özgül yakıt sarfiyatı seçeneklerinden birisi seçilecektir. Sesüstü bir taşıma amaçlı uçak seçimi için minimum özgül yakıt sarfiyatı ve bu noktaya karşılık gelen kompresör sıkıştırma oranı en uygun değerler olacaktır.



Şekil 5.1. GAZTUSIM programında örnek ardyanmasız turbojet motorunda kompresör sıkıştırma oranının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkileri



Şekil 5.2. GAZTUSIM programında egzoz çıkış statik basıncının özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi

Şekil 5.2’de görüldüğü gibi egzoz çıkış basıncının özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkileri görülmektedir. P_9/P_0 değerinin 1 olduğu noktada özgül yakıt sarfiyatı minimum değerdedir. Diğer parametreler çizelge 5.1’de belirtildiği gibidir.

Giriş koşulları çizelge 1’deki şartlar olmak üzere şekil 5.3’te ardyanmasız turbojet motorunda Mach sayısının özgül yakıt sarfiyatı ve özgül itki kuvveti üzerindeki etkileri görülmektedir. Mach sayısının artmasıyla beraber özgül itki kuvveti, ideal çevrimde olduğu gibi tasarım analizlerinde de azalmaktadır. Özgül yakıt sarfiyatının Mach sayısının artışıyla birlikte arttığı gözlemlenir. Ancak yüksek Mach sayılarında ($M_0 \geq 3$) bu davranış tersine döner ve özgül yakıt sarfiyatında azalma görülür.

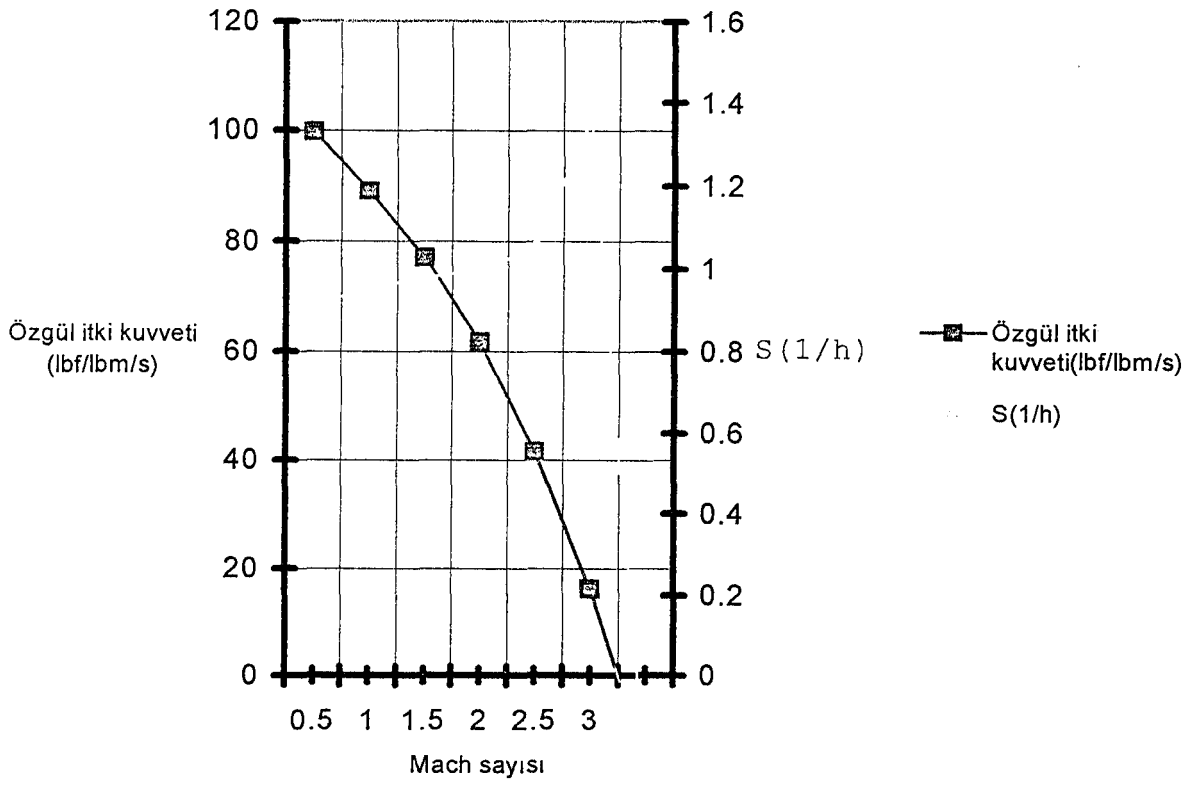
Aşağıdaki çizelgede ardyanmalı bir turbojet motorunun tasarım giriş parametreleri görülmektedir.

Çizelge 5.2. Ardyanmalı örnek turbojet motoru tasarım giriş parametreleri

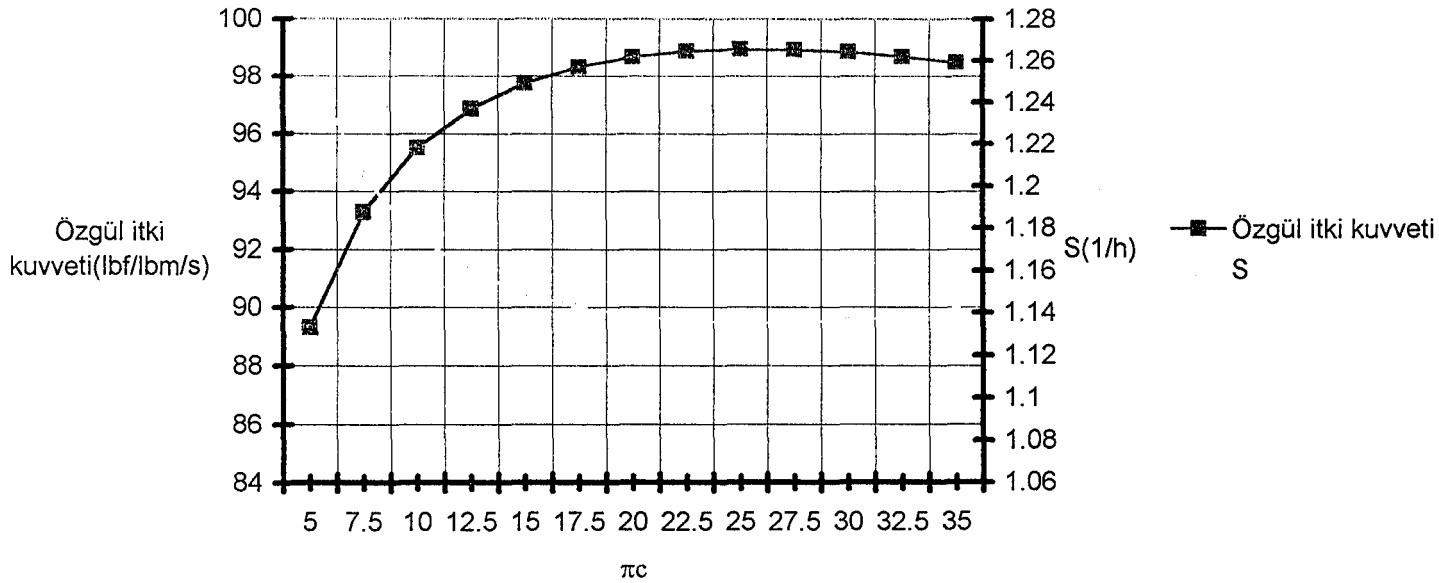
$h=35000$ ft	$\gamma_c=1.4$	$C_{pt}=0.262$ Btu/lbm R	$\pi_b=0.98$	$\eta_m=0.99$	$P_9/P_0=1$
$T_0=393.8544$ °R	$\gamma_t=1.35$	$h_{PR}=19500$ Btu/lbm	$\pi_n=0.99$	$e_c=0.92$	$T_{14}=2900$ °R
$P_0=3.4601$ psia	$C_{pc}=0.238$ Btu/lbm R	$\pi_d=0.9425$	$\eta_b=0.97$	$e_t=0.91$	$M_0=1.6$
$\gamma_{AB}=1.35$	$C_{pAB}=0.262$	$\eta_{AB}=0.97$	$T_{18}=3000$ °R		

Şekil 5.4’te görüldüğü gibi çizelge 5.2’deki giriş koşullarında, ardyanmalı turbojet motorunun kompresör sıkıştırma oranı arttığında özgül itki kuvveti de artmaktadır. Ancak kompresör sıkıştırma oranı 20 değerinden sonra özgül itki kuvvetinde azalma görülür. Ardyanmasız bir turbojet motorunda ise özgül itki kuvveti sürekli bir azalma gösteriyordu.

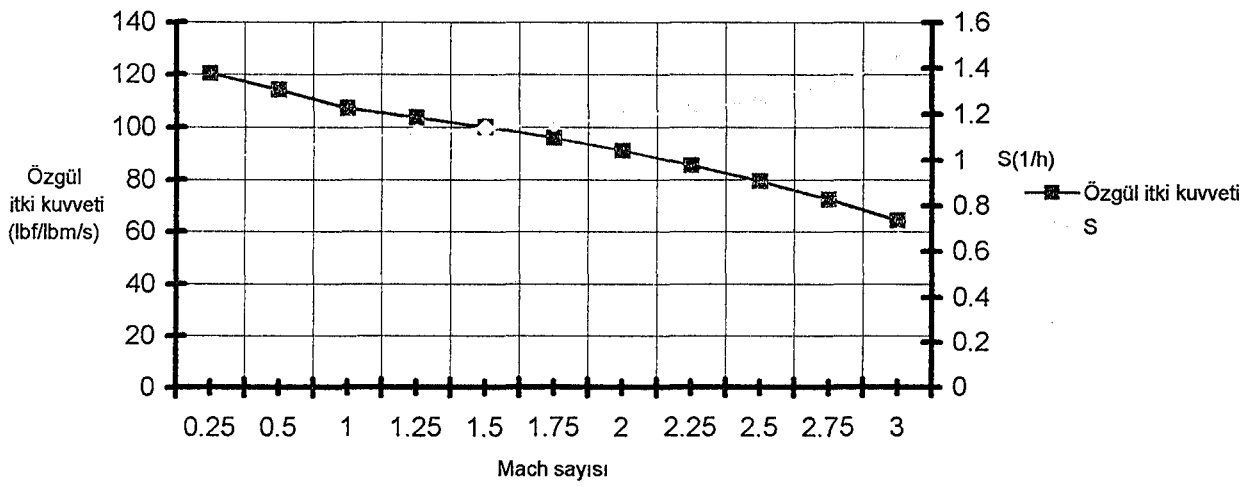
Şekil 5.4’te ardyanmalı turbojet motorunda kompresör sıkıştırma oranıyla özgül yakıt sarfiyatının değişimi de görülmektedir. Ardyanmasız durumda özgül yakıt sarfiyatı, $\pi_c=20$ değerinden sonra çok hafif artış gösterirken, ardyanma varken S değerindeki artış miktarı daha fazladır. Ardyanmalı turbojet motorunun M_0 , S ve özgül itki kuvveti arasındaki ilişki şekil 5.5’ te görülmektedir.



Şekil 5.3. GAZTUSIM programında ardyanmasız örnek turbojet motorunun tasarım noktasında uçuş Mach sayısının özgül yakıt sarfiyatı ve özgül itki kuvveti üzerindeki etkisi



Şekil 5.4. GAZTUSIM programında ardyanmalı örnek turbojet motorunda kompresör sıkıştırma oranının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi



Şekil 5.5. GAZTUSIM programında örnek ardyanmalı turbojet motorunda uçuş Mach sayısının özgül yakıt sarfiyatı ve özgül itki kuvveti üzerindeki etkisi

5.3. Ayrık Akımlı Ardyanmalı ve Ardyanmasız Turbofan Motorunun

Tasarım Analizi

Ayrık akımlı turbofan motorunun performans analizinde kullanılan metodlar, turbojet motorunda kullanılan metodlarla aynıdır. Birincil ve ikincil akım ve kayıplı bileşen hesaplamalarıyla beraber denklemler çıkarılmıştır. Bu motor tipinin istasyon numaraları 2.Bölüm'deki ideal çevrim analizlerinde belirtilmiştir.

$$\frac{F}{\dot{m}_c + \dot{m}_F} = \frac{a_0}{1 + \alpha} \left\{ (1 + f + f_{AB}) \left(M_0 \frac{V_9}{V_0} \right) - M_0 + (1 + f + f_{AB}) \frac{1}{\gamma_c M_0 \left(\frac{V_9}{V_0} \right)} \frac{T_9}{T_0} \left(1 - \frac{p_0}{p_9} \right) \right. \\ \left. + \alpha \left[(1 + f_{AB}) \left(M_0 \frac{V_{9'}}{V_0} \right) - M_0 + (1 + f_{AB'}) \frac{1}{\gamma_c M_0 \left(\frac{V_{9'}}{V_0} \right)} \frac{T_{9'}}{T_0} \left(1 - \frac{p_0}{p_{9'}} \right) \right] \right\} \quad [5.13]$$

İkincil akım için sıcaklık ve basınç ilişkileri aşağıdaki gibidir.

$$T_{t9'} = T_{9'} \left(1 + \frac{\gamma_{AB'} - 1}{2} M_{9'}^2 \right) = T_0 \frac{C_{pc}}{C_{pAB'}} \tau_{\lambda AB'} \quad [5.14]$$

$$p_{t9'} = p_{9'} \left(1 + \frac{\gamma_{AB'} - 1}{2} M_{9'}^2 \right)^{\gamma_{AB'}} \quad [5.15]$$

$$\frac{p_{t9'}}{p_{9'}} = \frac{p_0}{p_9} \pi_r \pi_d \pi_c \pi_n \quad [5.16]$$

Birincil akım için aşağıdaki denklem geçerlidir.

$$\tau_t = 1 - \frac{1}{\eta_m (1 + f)} \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} [(\tau_c - 1) + \alpha(\tau_c' - 1)] \quad [5.17]$$

$$\pi_t = \tau_t^{\gamma_t} \quad [5.18]$$

Yakıt-hava oranını bulmak için yanma odası etrafındaki entalpi eşitliği kullanılır.

$$f_{AB'} = \frac{\tau_{\lambda AB'} - \tau_r \tau_c'}{(\eta_{AB'} h_{PR} / C_{pc} T_0) - \tau_{\lambda AB'}} \quad [5.19]$$

Özgül yakıt sarfiyatı aşağıdaki denklemde belirtilmiştir.

$$S = \frac{(f + f_{AB} + \alpha f_{AB'})}{(1 + \alpha) [F / (\dot{m}_c + \dot{m}_F)]} 10^6 \quad [5.20]$$

Yukarıdaki denklemler turbofan motorunun performansını tanımlayan denklemlerdir.

Çizelge 5.3. Ardyanmalı ve ardyanmasız ayırık akımlı örnek turbofan motorunun giriş parametreleri

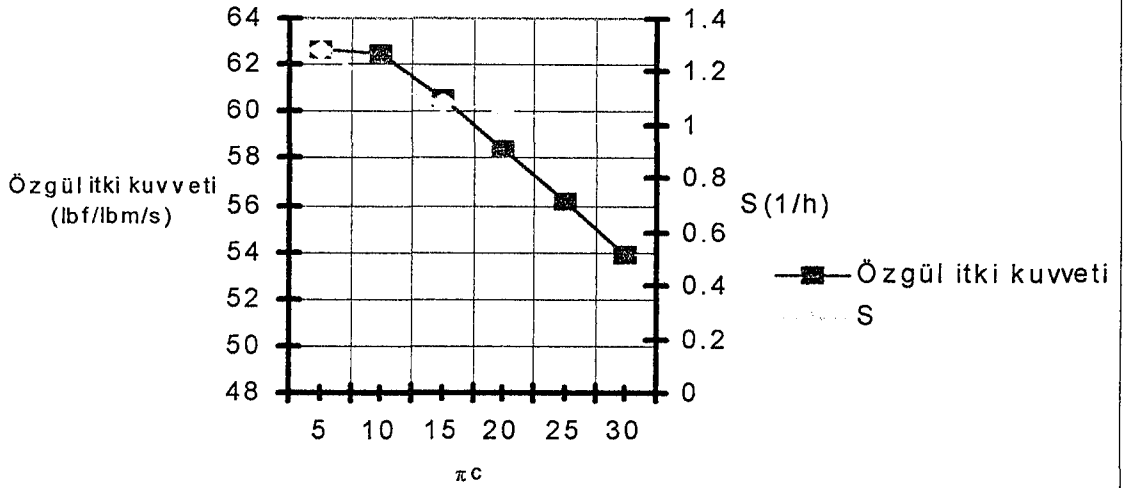
$h=35000$ ft	$\gamma_c=1.4$	$C_{pi}=0.262$ Btu/lbm R	$\pi_b=0.98$	$\eta_m=0.99$	$P_9/P_0=P_9/P_0=1$
$T_0=393.8544$ °R	$\gamma_t=1.35$	$h_{PR}=19500$ Btu/lbm	$\pi_n=0.99$	$e_c=0.92$	$T_{14}=2900$ °R
$P_0=3.4601$ psia	$C_{pc}=0.238$ Btu/lbm R	$\pi_d=0.9425$	$\eta_b=0.97$	$e_t=0.91$	$M_0=1.6$
$\gamma_{AB}=\gamma_{AB}=1.35$	$C_{pAB}=0.262$	$\eta_{AB}=0.97$	$T_{18}=3000$ °R	$T_{18}^*=3200$ °R	$\pi_n=0.99$
$e_c=0.90$	$P_9/P_0=1$	$\pi_c=3.2$	$\alpha=0.3$	$\eta_{AB}^*=0.92$	$C_{pAB}^*=0.262$ Btu/lbm R

Şekil 5.6 ve 5.7’de kompresör sıkıştırma oranının, motor performans parametreleri özgül itki kuvveti ve S üzerindeki etkileri görülmektedir. Kompresör sıkıştırma oranının artmasıyla birlikte ardyanma yokken her iki parametrede de azalma görülür.

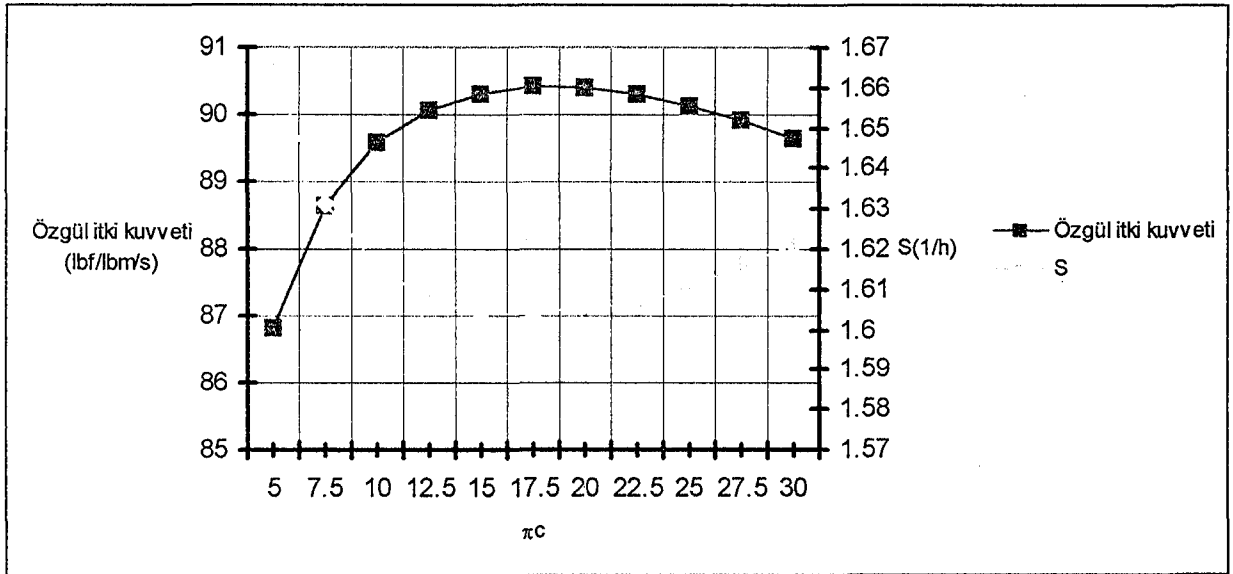
Şekil 5.7’de ayırık akımlı turbofan motoruna ardyanma ilavesinin, motor performans parametreleri üzerindeki etkileri görülmektedir. Ardyanmalı turbofan motorunun belirli bir π_c değerine kadar olan artışında özgül itki kuvveti artar. Çizelge 5.3’te belirlenen koşullar için özgül itki kuvveti, $\pi_c \cong 17$ değerinde maksimum değere ulaşır. Aynı koşullarda π_c değerinin artması, S parametresinin azalmasını sağlar. $\pi_c \cong 17$ değerinde, S değeri minimum seviyede kalır ve bu noktadan sonra artar.

Şekil 5.8 ve 5.9’da bypass oranının, özgül itki kuvveti üzerindeki etkisi görülmektedir. Ardyanmalı ve ardyanmasız durumda, bypass oranının artması özgül itki kuvvetini azaltmaktadır.

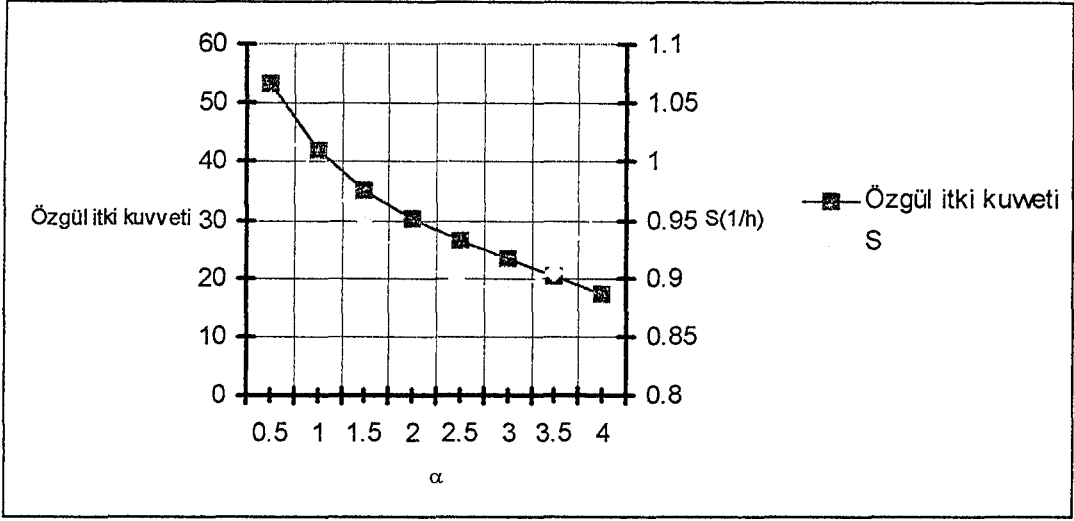
Şekil 5.8’de bypass oranının artması, ardyanmasız durumda özgül yakıt sarfiyatının belirli bir seviyeye kadar azalmasını sağlar. (Çizelge 5.3’teki şartlar için bu değer $\alpha \cong 2.5$) Bu değerden sonra özgül yakıt sarfiyatı artmaktadır. Ancak ardyanmalı durumda bypass oranının artması özgül yakıt sarfiyatını sürekli olarak artırmaktadır.



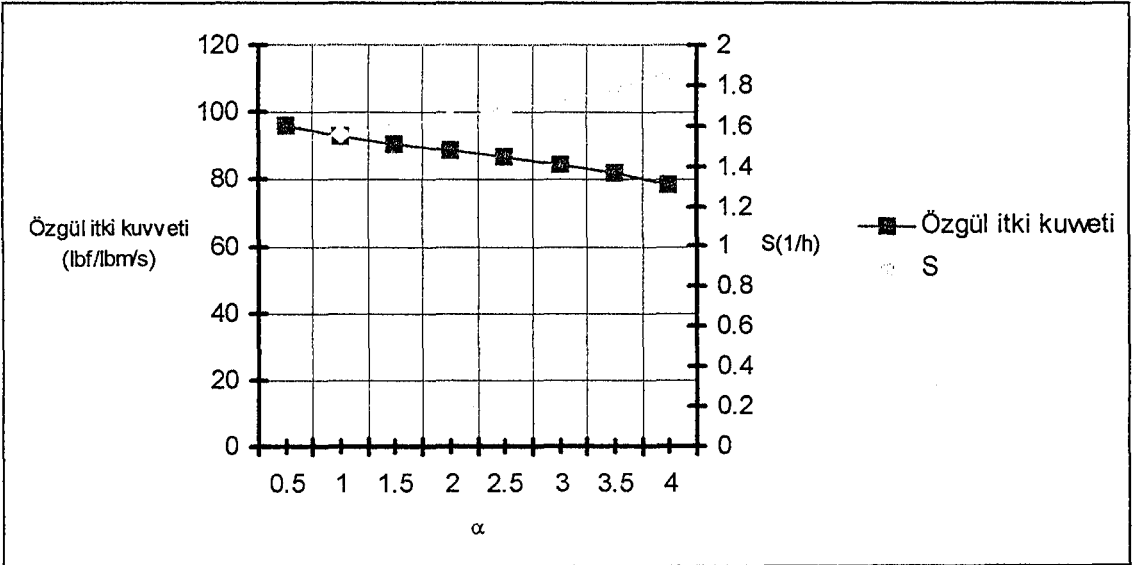
Şekil 5.6. GAZTUSIM programında ardyanmasız ve ayırık akımlı örnek turbofan motorunda kompresör sıkıştırma oranının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi



Şekil 5.7. GAZTUSIM programında ardyanmalı ve ayırık akımlı turbofan motorunda kompresör sıkıştırma oranının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi



Şekil 5.8. GAZTUSIM programında ardyanmasız ve ayırık akımlı örnek turbofan motorunda bypass oranının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkileri



Şekil 5.9. GAZTUSIM programında ardyanmalı ve ayırık akımlı örnek turbofan motorunda bypass oranının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkileri

5.4. Karışık Akımlı ve Ardyanmalı Turbofan Motorunun Tasarım Analizi

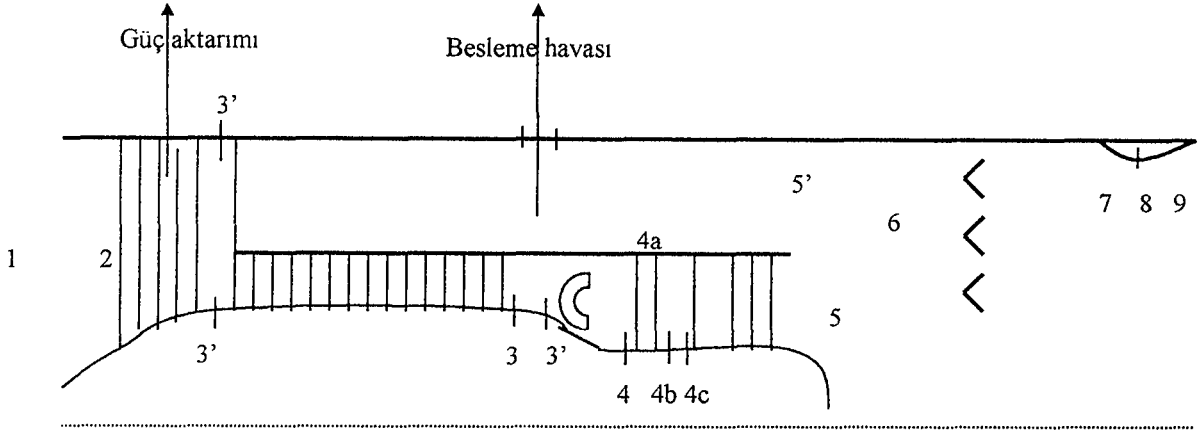
Bu bölümde, karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım analizi incelenmiştir. Bu analizlerde diğer analizlerden farklı olarak hava soğutması, besleme hava miktarı ve aksesuar kısımlarına güç aktarımı da hesaba katılmıştır. GAZTUSIM programından elde edilen sonuçlar ve grafikler bu bölümde incelenmiştir. Bu bölümde yapılan analizlerin geniş tutulmasının nedeni, diğer tüm çevrim analizlerini de kapsamasıdır.

5.4.1. İstasyon numaraları

Aşağıda belirtilen numaralandırma sistemi, karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım ve tasarım dışı analizleri için geçerlidir.

Çizelge 5.4. Karışık akımlı turbofan motorunun istasyon numaralarının isimlendirilmesi

<u>İstasyon</u>	<u>İstasyon adı</u>
0	Bağımsız akış
1	Hava giriş lülesi girişi
2	Hava giriş lülesi çıkışı, fan girişi
3'	Fan çıkışı, yüksek basınç kompresörü girişi
3	Yüksek basınç kompresörü çıkışı
3a	Yanma odası girişi
4	Yanma odası çıkışı
	Yüksek basınç türbini girişi
	Soğutma karışım odası#1 girişi
	Nozul kanatçık çıkışı
4a	Soğutma karışım odası#1 çıkışı
	Yüksek basınç türbini girişi, nozul kanatçık çıkışı
4b	Yüksek basınç türbini çıkışı
	Soğutma karışım odası#2 girişi
4c	Soğutma karışım odası#2 çıkışı
	Alçak basınç türbini girişi
5	Karışım odası girişi, alçak basınç türbini çıkışı
5'	Fan bypass akımı, karışım odası girişi
6	Karışım odası çıkışı, ardyanma girişi
7	Ardyanma çıkışı, egzoz lülesi girişi
8	Egzoz lülesi boğaz bölgesi
9	Egzoz lülesi çıkışı



Şekil 5.10. Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun istasyon numaraları

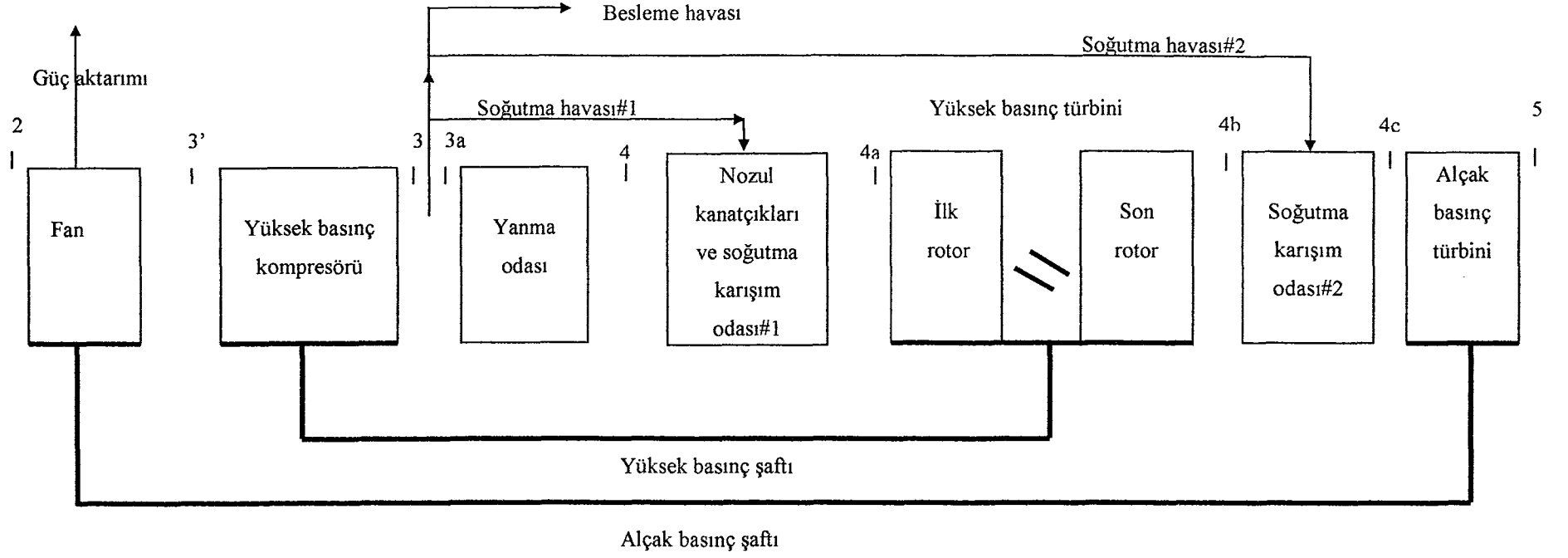
Çizelge 5.5. Alt simgeler ve açıklamaları

<u>Alt simge</u>	<u>Bileşen</u>	<u>İstasyon</u>
AB	Ardyanma	6→7
b	Yanma odası	3a→4
c	Kompresör	2→3
cH	Yüksek basınç kompresörü	3'→3
c'	Fan	2→3'
d	Hava giriş lülesi	0→2
m1	Soğutma karışım odası#1	4→4a
m2	Soğutma karışım odası#2	4b→4c
M	Karışım odası	5→6
n	Egzos lülesi	7→9
t	Türbin	4→5
tH	Yüksek basınç türbini	4→4c
tL	Alçak basınç türbini	4c→5

5.4.2. Durgunluk özellikleri

Toplam(izanotropik durgunluk) basınç oranı π ve toplam(adyabatik durgunluk) sıcaklık oranı τ aşağıdaki şekilde tanımlanır.

$$\pi = \frac{\text{bileşen çıkışında toplam basınç}}{\text{bileşen girişinde toplam basınç}}$$



Şekil 5.11. Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun besleme ve türbin soğutma havası akış diagramı

$$\tau = \frac{\text{bileşen çıkışında toplam sıcaklık}}{\text{bileşen girişinde toplam sıcaklık}}$$

Örneğin π_c, τ_c =Kompresör toplam basınç ve sıcaklık oranları

Bu tanımdan farklı olarak τ_r ve π_r serbest akışı temsil eder ve aşağıdaki şekilde gösterilirler.

$$\tau_r = \frac{T_{t0}}{T_0} \text{ ve } \pi_r = \frac{p_{t0}}{p_0}$$

Maksimum türbin giriş sıcaklığına bağlı olarak ifade edilen iki entalpi oranı parametrelerinin gösterimi de yukarıdaki tanımdan farklıdır.

$$\tau_\lambda = \frac{C_{pt} T_{t4}}{C_{pc} T_0} \quad \tau_{\lambda AB} = \frac{C_{pAB} T_{t4}}{C_{pc} T_0}$$

Herbir motor bileşeni için durgunluk değerleri aşağıdaki simgelerle ifade edilir.

Hava giriş lülesi: $\pi_d = \frac{p_{t2}}{p_{t0}} \quad \tau_d = \frac{T_{t2}}{T_{t0}}$

Fan: $\pi_{c'} = \frac{p_{t3'}}{p_{t2}} \quad \tau_{c'} = \frac{T_{t3'}}{T_{t2}}$

Yüksek basınç kompresörü: $\pi_{cH} = \frac{p_{t3}}{p_{t3'}} \quad \tau_{cH} = \frac{T_{t3}}{T_{t3'}}$

Kompresör: $\pi_c = \frac{p_{t3}}{p_{t2}} = \pi_{c'} \pi_{cH} \quad \tau_c = \frac{T_{t3}}{T_{t2}} = \tau_{c'} \tau_{cH}$

Yanma odası: $\pi_b = \frac{p_{t4}}{p_{t3a}} \quad \tau_b = \frac{T_{t4}}{T_{t3a}}$

Soğutma karışım odası#1: $\pi_{m1} = \frac{p_{t4a}}{p_{t4}} \quad \tau_b = \frac{T_{t4a}}{T_{t4}}$

Yüksek basınç türbini: $\pi_{tH} = \frac{p_{t4b}}{p_{t4}} \quad \tau_{tH} = \frac{\tau_{t4b}}{\tau_{t4}}$

Soğutma karışım odası#2: $\pi_{m2} = \frac{p_{t4c}}{p_{t4b}} = 1 \quad \tau_{m2} = \frac{T_{t4c}}{T_{t4b}}$

Alçak basınç türbini: $\pi_{tL} = \frac{p_{t5}}{p_{t4c}} \quad \tau_{tL} = \frac{\tau_{t5}}{\tau_{t4c}}$

$$\begin{aligned} \text{Karışım odası:} \quad \pi_M &= \frac{p_{t6}}{p_{t5}} & \tau_M &= \frac{T_{t6}}{T_{t5}} \\ \text{Arдынma:} \quad \pi_{AB} &= \frac{p_{t7}}{p_{t6}} & \tau_{AB} &= \frac{T_{t7}}{T_{t6}} \\ \text{Egzos lülesi:} \quad \pi_n &= \frac{p_{t9}}{p_{t7}} & \tau_n &= \frac{T_{t9}}{T_{t7}} = 1 \end{aligned}$$

Karışık akımlı ve arдынmalı turbofan motorunda, besleme, soğutma havasının hesaplamalara katılmasıyla beraber yakıt ve hava akışı hesaplamaları oldukça karmaşıktır. Bu bölümde m simgesiyle gösterilen hava debisinin alt karakterleri ve açıklamaları aşağıdaki çizelgede verilmiştir.

Çizelge 5.6. Hava debisi alt simge ve açıklamaları

Alt simge	Açıklama	İstasyon numarası
b	Besleme havası	3-3a
C	Motorun ana bileşenlerine giden hava	3',3
c1	Yüksek basınç türbini nozul kanatçıklarına giden soğutma havası	3-3a,4-4a
c2	Yüksek basınç türbininin geri kalan kısmına giden soğutma havası	3-3a,4b-4c
F	Fan hava akışı	3',5'
f	Yanma odasına giden yakıt akışı	3a-4
f _{AB}	Arдынmaya giden yakıt akışı	6-7
0-9	Numaralı kısımlardaki hava akışı	

Tasarım analizlerinde boyutsuz hava debisi hesaplamaları oldukça faydalı bir yöntemdir. Aşağıdaki terimler, boyutsuz hava debilerini ifade eder.

$$\text{Bypass oranı:}(\alpha) \quad \alpha = \frac{\text{bypass akımı}}{\text{motora giren hava akımı}} = \frac{m_F}{m_C}$$

$$\text{Besleme havası oranı:}(\beta) \quad \beta = \frac{\text{besleme akımı}}{\text{motora giren hava akımı}} = \frac{m_b}{m_C}$$

$$\text{Soğutma havası oranları:}(\varepsilon_1 \text{ ve } \varepsilon_2) \quad \varepsilon_1 = \frac{m_{c1}}{m_C}, \varepsilon_2 = \frac{m_{c2}}{m_C}$$

$$\text{Yanma odası yakıt/hava oranı:}(f) \quad f = \frac{\text{yanma odası yakıt akışı}}{\text{yanma odasına giren hava akışı}} = \frac{m_f}{m_{3a}}$$

$$\text{Karışım odası bypass oranı:}(\alpha') \quad \alpha' = \frac{\text{karışım odasına gelen fan havası}}{\text{türbinden karışım odasına gelen hava}} = \frac{m_5'}{m_5}$$

$$\text{Ardyanma yakıt/hava oranı:}(f_{AB}) \quad f_{AB} = \frac{\text{ardyanma yakıt akışı}}{\text{ardyanma hava akışı}} = \frac{m_{fAB}}{m_C + m_F - m_b}$$

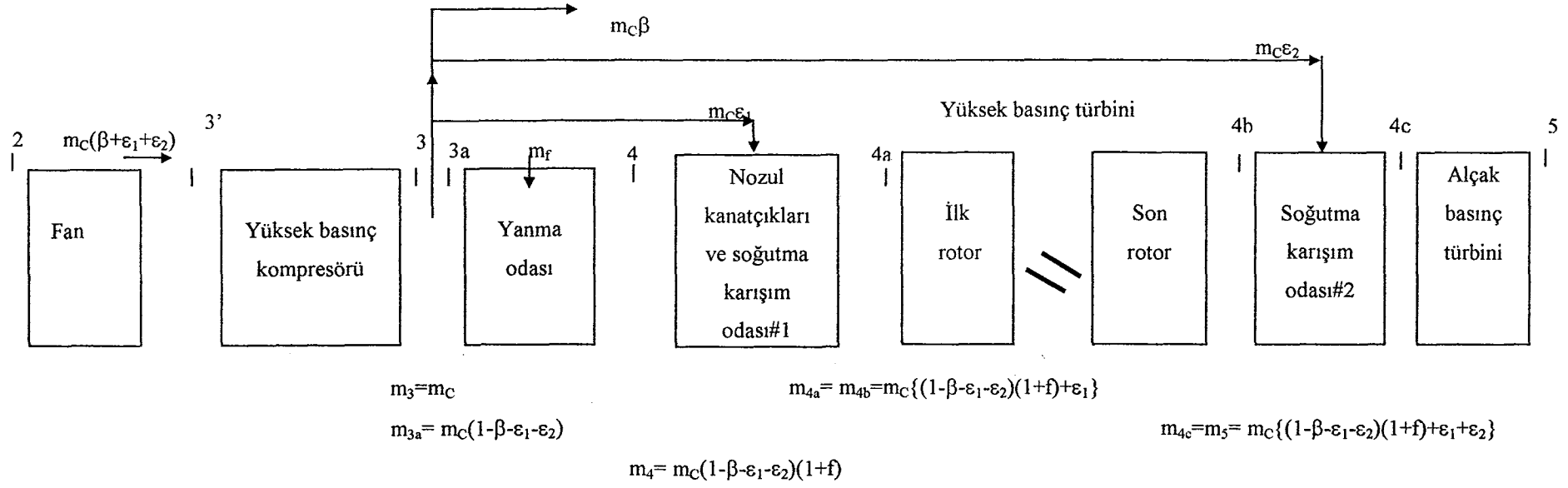
$$\text{Toplam yakıt/hava oranı:}(f_o) \quad f_o = \frac{\text{toplam yakıt akışı}}{\text{motora giren hava debisi}} = \frac{m_f + m_{fAB}}{m_C + m_F}$$

5.4.2. Türbin soğutması

Türbin için soğuma havası şekil 5.12'de görüldüğü gibi kompresörden gelmektedir. Soğutma havasının bir kısmı($m_{c1}=m_C\varepsilon_1$) yüksek basınç türbini nozul kanatçıklarını soğutmada kullanılırken, diğer soğutma havası($m_{c2}=m_C\varepsilon_2$) yüksek basınç türbin rotorunu soğutur. m_{c1} ve m_{c2} soğutma havaları, soğutma karışım odası#1 ve #2'ye gönderilir. Analizlerde soğutma karışım odası #2'de basınç kaybı olmadığı kabul edilmiş ve alçak basınç türbininde soğutma havası kullanılmamıştır.

5.4.3. Bileşen verimleri

Bileşen verimlerinde, kayıplar hesaba katılmış haldeki π ve τ parametreleriyle ilişkili olarak iki verim parametresi kullanılır. η bileşen verimi tüm π ve τ parametreleriyle, e polytropik verimi ise π ve τ parametrelerinin keyfi olarak 1 değerine çok yakın değerlerin seçilmesiyle ilgilidir. Polytropik verim, bileşenin davranışından ziyade o bileşenin teknoloji seviyesini ifade eder. Aşağıda herbir bileşenin verim ifadeleri yer almaktadır.



Şekil 5.12. Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun hava akış şeması

$$\text{Fan:} \quad \tau_{c'} = \pi_{c'}^{(\gamma_c - 1)/(\gamma_c e_{c'})} \quad \eta_{c'} = \frac{\pi_{c'}^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1}{\tau_{c'} - 1}$$

$$\text{Yüksek basınç kompresörü:} \quad \tau_{cH} = \pi_{cH}^{(\gamma_c - 1)/(\gamma_c e_{cH})} \quad \eta_{cH} = \frac{\pi_{cH}^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1}{\tau_{cH} - 1}$$

$$\text{Yüksek basınç türbini:} \quad \pi_{tH} = \tau_{tH}^{(\gamma_t - 1)/(\gamma_t e_{tH})} \quad \eta_{tH} = \frac{1 - \tau_{tH}}{1 - \pi_{tH}^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}}$$

$$\text{Alçak basınç türbini:} \quad \pi_{tL} = \tau_{tL}^{(\gamma_t - 1)/(\gamma_t e_{tL})} \quad \eta_{tL} = \frac{1 - \tau_{tL}}{1 - \pi_{tL}^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}}$$

Yanma odası verimi, yanma reaksiyonunun hangi ölçüde tam reaksiyona yaklaştığını karakterize eder. Verimler, gerçek ısı enerjisi artışının maksimum ısı enerjisi artışına oranı olarak ifade edilir.

$$\text{Yanma odası:} \quad \eta_b = \frac{m_4 C_{pt} T_{t4} - m_{3a} C_{pc} T_{t3a}}{m_f h_{PR}} \leq 1$$

$$\text{Ardyanma:} \quad \eta_{AB} = \frac{m_7 C_{pAB} T_{t7} - m_6 C_{pM} T_{t6}}{m_f h_{PR}} \leq 1$$

Güç iletim bileşenleri için, şaft, dişliler v.s. gibi bileşenlerin mekanik verim ifadeleri tanım olarak aşağıdaki gibidir.

$$\eta_m = \frac{\text{mekanik güç çıkışı}}{\text{mekanik güç girişi}}$$

Yüksek basınç türbini için η_{mH} , alçak basınç şaftı için η_{mL} ve aksesuar şaftı için η_{mP} verim ifadeleri kullanılır.

5.4.4. Kabuller

Analizler yapılırken hesaplamaları kolaylaştırmak bazı kabuller yapılmıştır. Bunlar :

- Akış süreklidir.
- Akış, herbir bileşen boyunca tek boyutludur.
- Akışkan gaz mükemmel bir gazdır ve herbir bileşende sabit C_p , C_v ve γ değerlerine sahiptir.
- C_p , C_v , γ ve R değerleri yanma odası, karışım odası ve ardyanmada farklı değerler almaktadır.

- Hava giriş lülesinin toplam basınç oranı $\pi_d = \pi_{d \max} \eta_{Rspec}$ olarak ifade edilir. Burada $\pi_{d \max}$, duvar sürtünmesi dahil edilmiş haldeki toplam basınç oranıdır.

$$\eta_{Rspec} = 1 \quad M_0 \leq 1$$

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

- Fan, alçak basınç türbini tarafından, alçak basınç türbini de aksesuar tarafından mekanik güç alırlar.
- Yüksek basınç kompresörü doğrudan fandan havayı alır ve yüksek basınç türbinini döndürür.
- Yüksek basınçlı besleme ve soğutma havası 3 ve 3a istasyonlarından havayı alır.
- Bypass hattındaki akış(3'-5' istasyonları) izantropiktir.
- Soğutma havasının türbin verimi üzerindeki etkisi hesaba katılmıştır.
- Fan ve ana bileşen havası karışım odasında tam olarak karışmaktadır ve gerçek toplam basınç oranı π_M aşağıdaki denklemle bulunur.

$$\pi_M = \pi_{Mideal} \pi_{Mmax}$$

π_{Mideal} : İdeal sabit alanlı karışım odası toplam basınç oranı

π_{Mmax} : Duvar sürtünmesi hesaba katılmış haldeki toplam basınç oranı

5.4.5. Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun performans

sonuçları

Bu motor tipine ait tüm bileşenler için performans denklemleri Ekler bölümünde belirtilmiştir. Bu bölümde GAZTUSIM programından elde edilen sonuçlar ve grafikler açıklanmıştır.

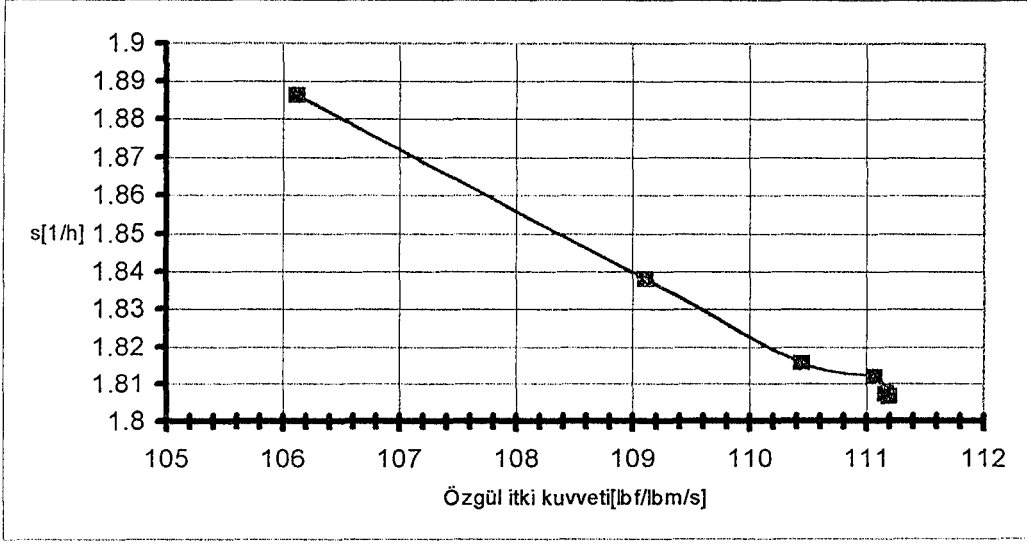
Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun giriş koşulları çizelge 5.7'de belirtildiği gibidir.

Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun çizelge 5.7'deki giriş parametrelerine bağlı olarak performans grafikleri çizilmiştir. Şekil 5.13'te özgül itki kuvvetiyle özgül yakıt sarfiyatının değişimi görülmektedir. Bu grafiğe göre özgül itki kuvveti arttığında özgül yakıt sarfiyatı azalmaktadır. Bu iki parametre birbiriyle ters orantılı olarak değişmektedir.

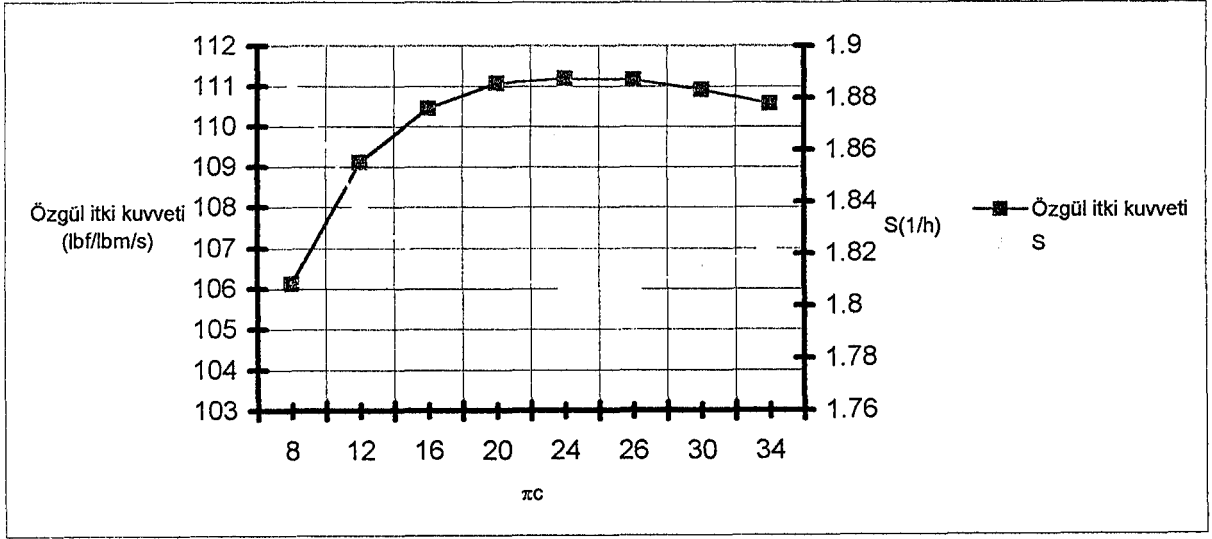
Çizelge 5.7. Karışık akımlı ve arçyanmalı örnek turbofan motorunun tasarım giriş parametreleri

$M_0=1.6$	İrtifa=35000 ft
$T_0=393.8544^0$ R	$p_0=3.4601$ psia
$\beta(\%)=1$	$C_{TO}=0.0150$
$\gamma_c=1.4$	$\gamma_t=1.3$
$\gamma_{AB}=1.3$	$C_{pc}=0.238$ Btu/lbm R
$C_{pt}=0.238$ Btu/lbm R	$C_{pAB}=0.238$ Btu/lbm R
$\alpha=0.4$	$T_{t4}=3200^0$ R
$T_{t7}=3200^0$ R	$M_5=0.4$
$P_0/P_9=1$	$h_{PR}=18000$ Btu/lbm
$\varepsilon_1(\%)=5$	$\varepsilon_2(\%)=5$
$\pi_b=0.97$	$\pi_{dmax}=0.97$
$\pi_{Mmax}=0.97$	$\pi_{AB}=0.96$
$\pi_N=0.98$	$e_c=0.89$
$e_{cH}=0.90$	$e_{tH}=0.89$
$e_{tL}=0.91$	$\eta_b=0.98$
$\eta_{AB}=0.97$	$\eta_{mL}=0.91$
$\eta_{mP}=0.98$	$\pi_c=3.80$
$\pi_c=3.80$	Hava debisi=200 lb

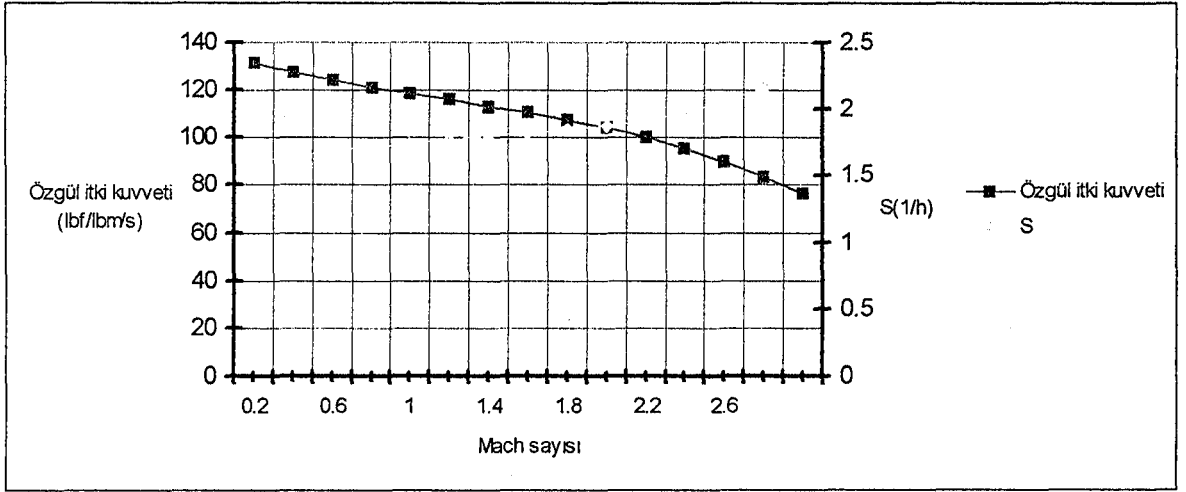
Şekil 5.14'te kompresör sıkıştırma oranının, özgül yakıt sarfiyatı ve özgül itki kuvveti üzerindeki etkileri görülmektedir. Şekil 5.14 grafiğine göre kompresör sıkıştırma arttıkça özgül yakıt sarfiyatı artmaktadır. $\pi_c=25$ değerinden sonra özgül yakıt sarfiyatı artmaktadır. Özgül yakıt sarfiyatı, $\pi_c=25$ değerinde minimum seviyede kalmaktadır. Özgül itki kuvveti ise $\pi_c=25$ değerine kadar artar ve bu değerden sonra özgül yakıt sarfiyatının tersine $\pi_c=25$ değerinden sonra azalmaya başlar ve $\pi_c=25$ değerinde maksimum seviyededir.



Şekil 5.13. GAZTUSIM programında örnek karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunda özgül itki kuvvetinin özgül yakıt sarfiyatıyla değişimi



Şekil 5.14. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunda kompresör sıkıştırma oranının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi



Şekil 5.15. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunda Mach sayısının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkileri

Şekil 5.15'te karışık akımlı turbofan motorunda Mach sayısının motor performansı üzerindeki etkisi görülmektedir. Çizelge 5.7'deki giriş parametrelerine göre çizilen bu grafiklerde uçuş Mach sayısının artmasıyla özgül yakıt sarfiyatı artarken, özgül itki kuvveti azalmaktadır.

Bu bölümde karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım analizleri incelenmiştir. Bu motor tipine ait tasarım dışı analizler ve GAZTUSIM programından elde edilen sonuç ve grafikler 6.Bölüm'de açıklanmıştır.

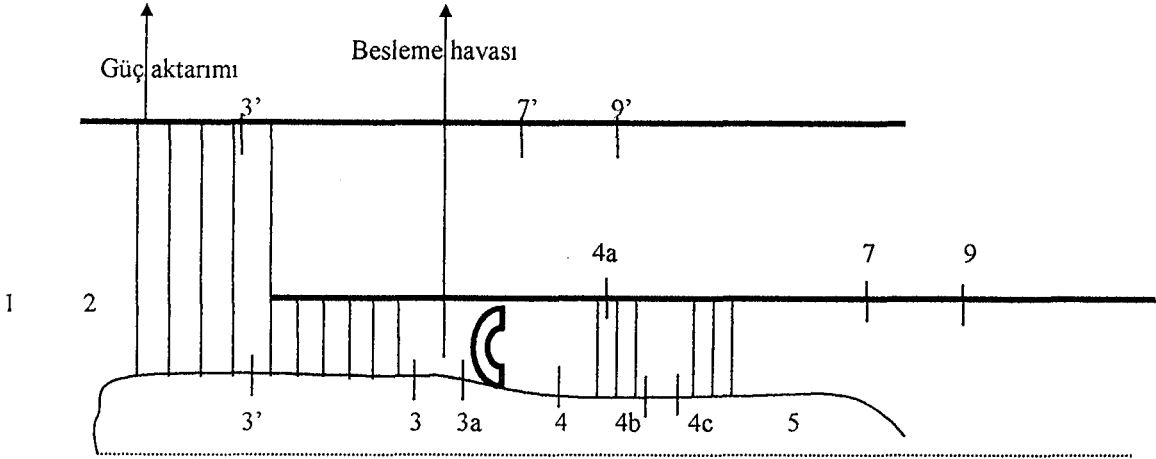
5.5. Yüksek Bypass Oranlı Turbofan Motorunun Tasarım Analizi

Bu bölümde ardyanmasız ayırık akımlı yüksek bypass oranlı turbofan motorunun tasarım analizi işlenmiştir. Bu motor tipinin avantajı, yüksek itki kuvveti ve düşük özgül yakıt sarfiyatına sahip olmasıdır. Uçuş Mach sayısı 0.9 değerini aşmaz. Çizelge 5.8'de bu motor tipine ait istasyon numaralarının isimlendirilmesi yer almaktadır.

Çizelge 5.8. Yüksek bypass oranlı turbofan motorunun istasyon isimlendirilmesi

İstasyon	İstasyon Adı
0	Bağımsız akış
1	Hava giriş lülesi girişi
2	Hava giriş lülesi çıkışı
3'	Fan çıkışı
3	Yüksek basınç kompresörü çıkışı
3a	Yanma odası girişi
4	Yanma odası çıkışı
4a	Soğutma karışım odası#1 çıkışı
4b	Yüksek basınç türbini çıkışı
4c	Soğutma karışım odası#2 çıkışı
5	Alçak basınç türbini çıkışı
7	Ana egzoz lülesi girişi
9	Ana egzoz lülesi çıkışı
7'	Bypass egzoz lülesi girişi
9'	Bypass egzoz lülesi çıkışı

Aşağıdaki şekil 5.16'da bu motor tipinin istasyon numaraları görülmektedir.



Şekil 5.16. Yüksek bypasslı turbofan motorunun istasyon numaraları

Bu motor tipinde bileşenlerin π , τ değerleriyle bileşen verimleri ve analizlerdeki kabuller, karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunda olduğu gibidir. Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorundan farklı olarak ardyanmanın olmaması ve ana hava akımı ve bypass akımlarının farklı egzoz lülelerinden gitmeleridir. Bypass akımındaki toplam basınç oranı aşağıdaki gibi ifade edilir.

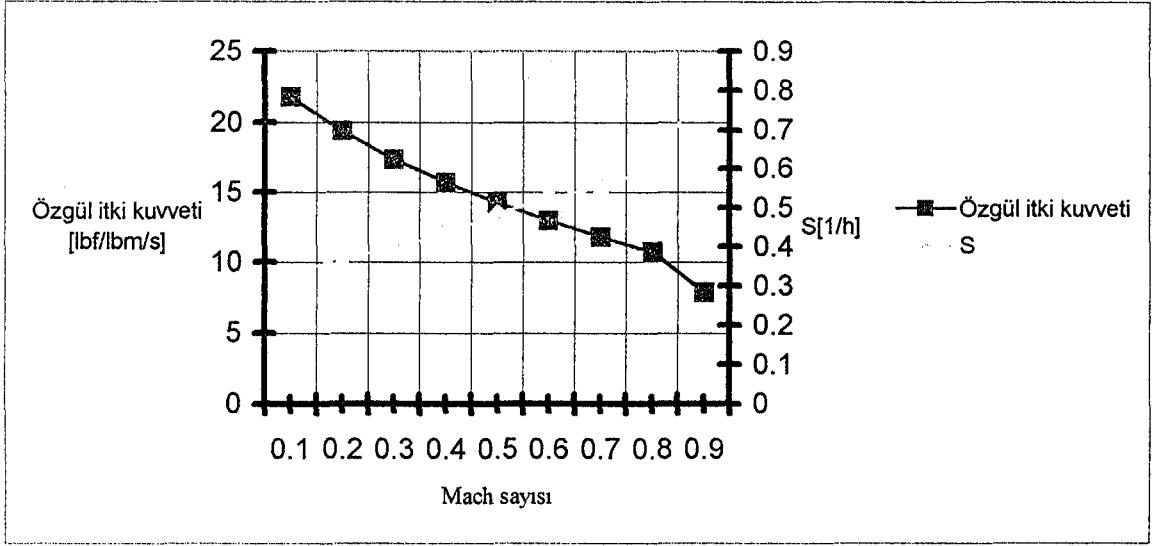
$$\pi_{n'} = p_{t9'} / p_{t7'}$$

Yine benzer şekilde türbin soğutması da karışık akımlı turbofan motorunda olduğu gibidir ve şekil 5.11'de gösterilen hava akış şeması bu motor tipinde kullanılabilir.

Yüksek bypasslı örnek turbofan motorunun her iki akımdaki egzoz lülesi yakınsak bir lüledir. Böylelikle egzoz çıkışındaki basınç atmosfer basıncına eşit olmaktadır.

Yüksek bypasslı turbofan motorunun tasarım analizinde kullanılan denklemler Ekler bölümünde yer almaktadır. Ayrıca aynı motor tipinin tasarım dışı analizleri ve GAZTUSIM programından elde edilen sonuç ve grafikler 6.Bölümde incelenmiştir.

Şekil 5.17'de yüksek bypasslı turbofan motorunda uçuş Mach sayısının motor performansı üzerindeki etkileri görülmektedir. Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunda olduğu gibi uçuş Mach sayısının artması özgül itki kuvvetini azaltırken, özgül yakıt sarfiyatı artmaktadır.



Şekil 5.17. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı örnek turbofan motorunda Mach sayısının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi

Çizelge 5.9. Yüksek bypasslı turbofan motorunun tasarım giriş parametreleri

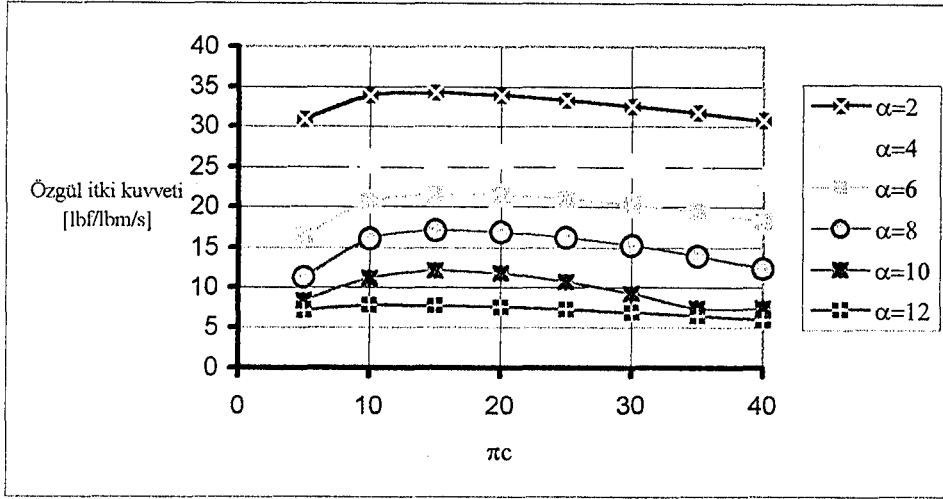
$M_0=0.8$	İrtifa=30000 ft	$T_0=411.6852^0 \text{ R}$
$p_0=4.3652 \text{ psia}$	$\beta(\%)=3$	$C_{TO}=0.01$
$\gamma_c=1.4$	$\gamma_i=1.35$	$C_{pc}(\text{Btu/lbmR})=0.238$
$C_{pi}(\text{Btu/lbmR})=0.262$	$h_{PR}(\text{Btu/lbm})=18000$	$\epsilon_1(\%)=4$
$\epsilon_2(\%)=3$	$\eta_b=0.98$	$\pi_c=1.3$
$\pi_c=25$	$\pi_b=0.97$	$\pi_d=0.97$
$\pi_n=0.98$	$\pi_n=0.98$	$e_c=0.89$
$e_{cH}=0.90$	$e_{cH}=0.89$	$e_{cL}=0.91$
$\eta_{mH}=0.98$	$\eta_{mL}=0.99$	$\eta_{mP}=0.98$
$\alpha=10$	$T_{t4}=2600^0 \text{ R}$	

Şekil 5.17'deki performans eğrilerinin giriş parametreleri çizelge 5.9'da belirtilmiştir.

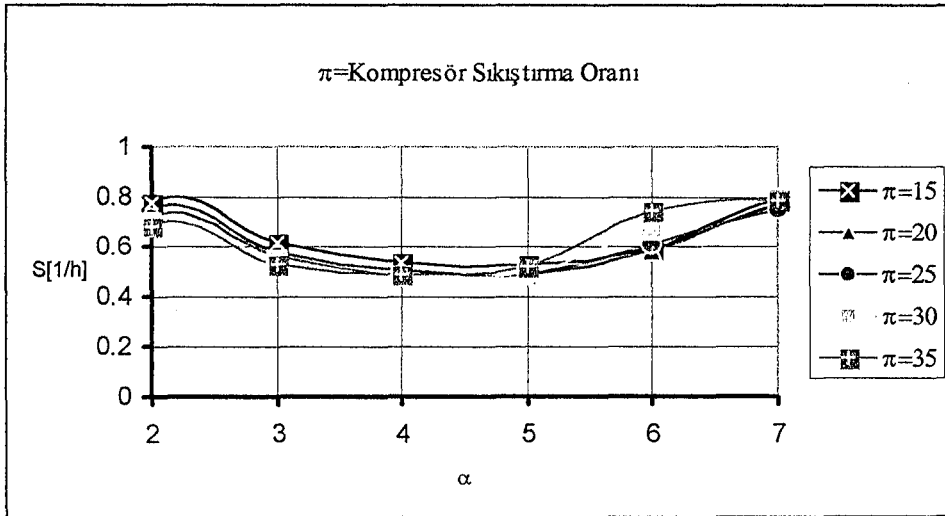
Şekil 5.18'de farklı bypass oranlarında kompresör sıkıştırma oranıyla özgül itki kuvvetinin değişimi görülmektedir. Kompresör sıkıştırma oranının küçük değerlerinde π_c değerinin artmasıyla özgül itki kuvveti de artmaktadır. ($\pi_c \approx 10$) Bu değerden sonra π_c değerinin artması özgül itki kuvvetini sürekli olarak düşürür. Yine aynı grafikte farklı bypass oranı değerlerinde özgül itki kuvveti de farklı olmakta ve bypass oranı arttıkça özgül itki kuvveti azalmaktadır.

Şekil 5.19'da farklı kompresör sıkıştırma oranı değerlerinde bypass oranının özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkileri görülmektedir. Bypass oranının artmasıyla birlikte özgül yakıt sarfiyatı azalmaktadır. Farklı kompresör sıkıştırma oranı değerlerinde özgül yakıt sarfiyatı değerleri de farklıdır ve kompresör sıkıştırma oranı arttıkça özgül yakıt sarfiyatı da azalmaktadır. Fakat bypass oranının belirli bir değerinde sonra ($\alpha \approx 4.7$) bu eğilim tersine dönmekte ve bypass oranının bu değerden sonra artması özgül yakıt sarfiyatını da arttırmaktadır. Bu durumda kompresör sıkıştırma oranının yüksek olduğu noktada özgül yakıt sarfiyatı da yüksek değerdedir.

Şekil 5.17, 5.18 ve 5.19'daki grafiklerde kullanılan parametrelerin dışındaki diğer giriş parametreleri çizelge 5.9'da verilmiştir.



Şekil 5.18. GAZTUSIM programında yüksek bypass oranlı örnek turbofan motorunda kompresör sıkıştırma oranının farklı bypass oranlarında özgül itki kuvveti üzerindeki etkisi



Şekil 5.19. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı turbofan motorunda bypass oranının farklı kompresör sıkıştırma oranı değerlerinde özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi

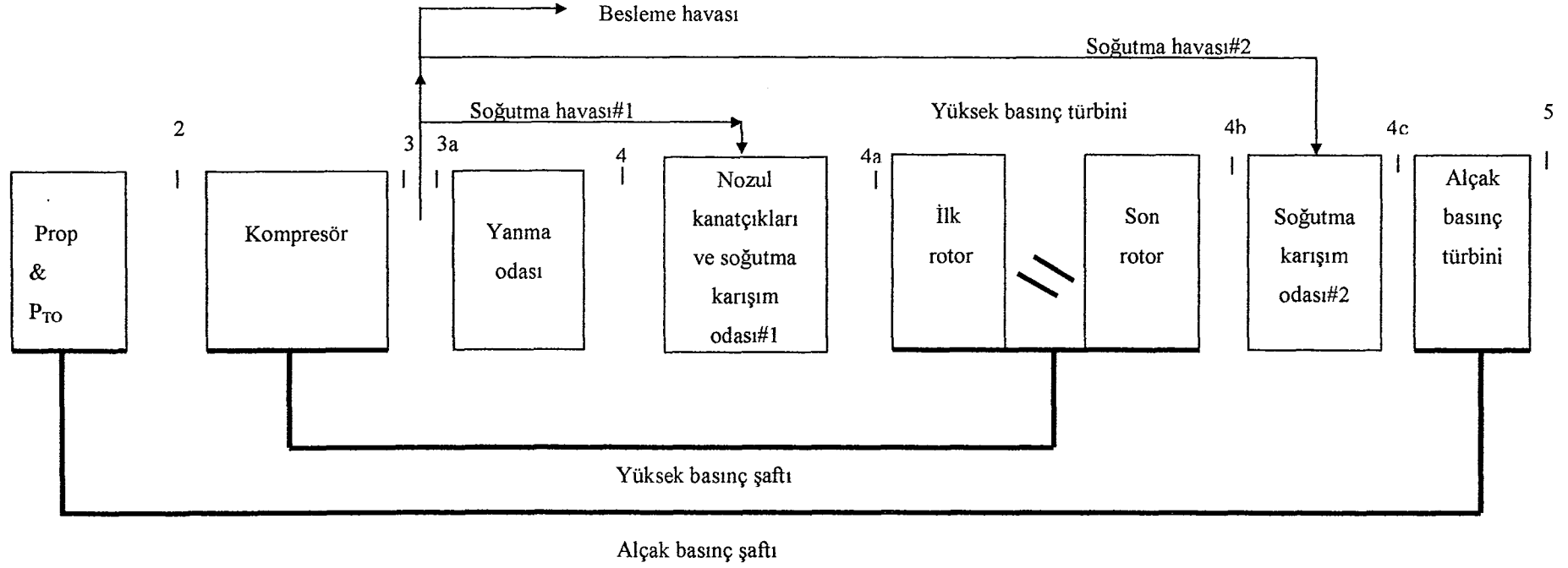
5.6. Turboprop Motorunun Tasarım Analizi

Bu bölümde turboprop motorunun tasarım analizi incelenmiştir. Yüksek itki kuvveti ve düşük özgül yakıt sarfiyatı elde etmek için seçilen turboprop motorunun uçuş Mach sayısı maksimum 0.8 civarındadır.

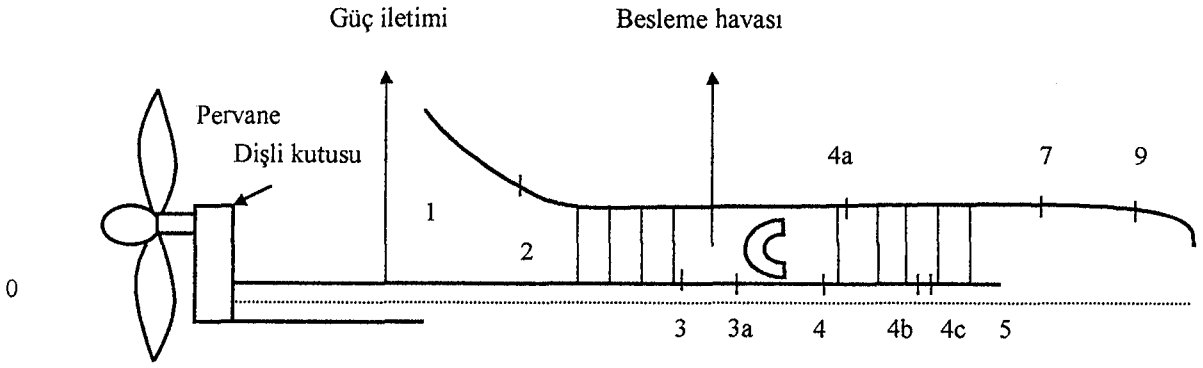
Bu motor tipi için istasyon numaralarının isimlendirilmesi çizelge 5.10'da belirtilmiştir.

Çizelge 5.10. Turboprop motorunun istasyon isimlendirmesi

<i>İstasyon</i>	<i>İstasyon Adı</i>
0	Bağımsız akış
1	Hava giriş lülesi
2	Kompresör girişi, hava giriş lülesi çıkışı
3	Kompresör çıkışı
3a	Yanma odası girişi
4	Soğutma karışım odası#1 girişi
4a	Soğutma karışım odası#1 çıkışı, yüksek basınç türbini girişi
4b	Soğutma karışım odası#2 girişi, yüksek basınç türbini çıkışı
4c	Soğutma karışım odası#2 çıkışı, alçak basınç türbini girişi
5	Alçak basınç türbini çıkışı
7	Egzos lülesi girişi
9	Egzos lülesi çıkışı



Şekil 5.20. Turboprop motorunun besleme ve türbin soğutma havası akış diagramı



Şekil 5.21 . Tuboprop motorunun istasyon numaraları

Bileşen τ , π ve verim değerleri, yanma odası ve ardyanma hesaplamaları dışında karışık akımlı turbofan motoru tasarım analizlerinde belirtildiği gibidir. Bu motor tipinde fan ve dolayısıyla bypass akımı yoktur. Türbin soğutma modeli karışık akımlı turbofan motorunda olduğu gibidir.

Turboprop motorunun kompresörü, yüksek basınç türbini tarafından döndürülürken alçak basınç türbini de pervaneye mekanik güç sağlar. Bu motor tipinin egzoz lülesi sabit alanlı yakınsak bir lüledir.

İş etkileşim katsayısı(C), motorla uçak arasındaki iş iletimini ifade eder. Boyutsuz olan bu parametre aşağıdaki şekilde tanımlanır.

$$C = \frac{\text{uçığa verilen toplam güç}}{\text{motora giren hava debisi}} / C_{pc} T_0$$

Pervane için uçakla motor arasındaki toplam iş etkileşimi $\eta_{prop} P_{prop} / m_0$ olarak ifade edilir. Burada η_{prop} pervane verimi, P_{prop} pervaneye verilen güçü ifade eder. Pervanenin toplam güç etkileşimi pervanenin efektif itki kuvvetiyle (F_{prop}) V_0 uçuş hızının çarpımını vermektedir.

$$\text{Pervanenin toplam iş etkileşimi} = \eta_{prop} P_{prop} = F_{prop} V_0$$

$$C_{prop} = \frac{\eta_{prop} P_{prop}}{m_0 C_{pc} T_0} = \frac{F_{prop} V_0}{m_0 C_{pc} T_0}$$

Benzer şekilde motor için iş etkileşim katsayısı uçığa verilen güç ile ilgilidir (itki kuvveti \times hız) ve aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$C_C = \frac{F_C V_0}{m_0 C_{pc} T_0}$$

Turboprop motorunun toplam iş etkileşim katsayısı C_C ve C_{prop} katsayılarının toplamına eşittir. $C_{TOTAL} = C_{prop} + C_C$

C_{TOTAL} değeri uçağa verilen toplam güçle ilgilidir. Motorun efektif itki kuvveti aşağıdaki denklem yardımıyla bulunur.

$$F = F_{prop} + F_C = \frac{C_{TOTAL} m_0 C_{pc} T_0}{V_0}$$

Özgül itki kuvveti (F_C / m_0) aşağıdaki denklemde ifade edilmiştir.

$$\frac{F_C}{m_0} = \frac{V_0}{g_c} \left\{ (1 + f_0 - \beta) \frac{V_9}{V_0} - 1 + (1 + f_0 - \beta) \frac{R_t}{R_c} \frac{T_9 / T_0}{V_9 / V_0} \frac{(1 - P_0 / P_9)}{\gamma_c M_0^2} \right\}$$

$$(f_0 = f(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2))$$

Böylelikle motorun iş etkileşim katsayısı aşağıdaki şekilde ifade edilir.

$$C_C = (\gamma_c - 1) M_0^2 \left\{ (1 + f_0 - \beta) \frac{V_9}{V_0} - 1 + (1 + f_0 - \beta) \frac{R_t}{R_c} \frac{T_9 / T_0}{V_9 / V_0} \frac{(1 - P_0 / P_9)}{\gamma_c M_0^2} \right\}$$

Pervane iş etkileşim katsayısı (C_{prop}), alçak basınç şaftındaki güç dengesi eşitliğinden elde edilebilir.

$$C_{prop} = \eta_{prop} \eta_g \left\{ \eta_{mL} (1 + f_0 - \beta) \tau_\lambda \tau_{m1} \tau_{m2} \tau_{tH} (1 - \tau_{tL}) \right\} - \frac{C_{TO}}{\eta_{mP}}$$

Motorun özgül gücü (P / m_0) ve özgül güç yakıt sarfiyatı (S_P) aşağıdaki denklemler yardımıyla elde edilir.

$$\frac{P}{m_0} = C_{TOTAL} C_{pc} T_0$$

$$S_P = \frac{m_f}{P} = \frac{f_0}{C_{TOTAL} C_{pc} T_0}$$

Motorun eşdeğer özgül itki kuvveti (F / m_0) ve özgül yakıt sarfiyatı (S),

$$\frac{F}{m_0} = \frac{C_{TOTAL} C_{pc} T_0}{V_0}$$

$$S = \frac{m_f}{F} = \frac{f_0 V_0}{C_{TOTAL} C_{pc} T_0} \text{ olarak ifade edilirler.}$$

Turboprop motorunun itki verimi (η_P) uçakla olan toplam iş etkileşiminin toplam enerjiye oranına eşittir.

$$\eta_P = \frac{m_0 C_{pc} T_0 C_{TOTAL}}{P_{prop} + (m_9 V_9^2 - m_0 V_0^2) / 2g_c}$$

Turboprop motorunun ısıl verimi(η_{TH}), motorun ürettiği toplam gücün yakıtın enerjisine oranıdır.

$$\eta_{TH} = \frac{C_{TOTAL} + C_{TO}}{f_0 h_{PR} / (C_{pc} T_0)}$$

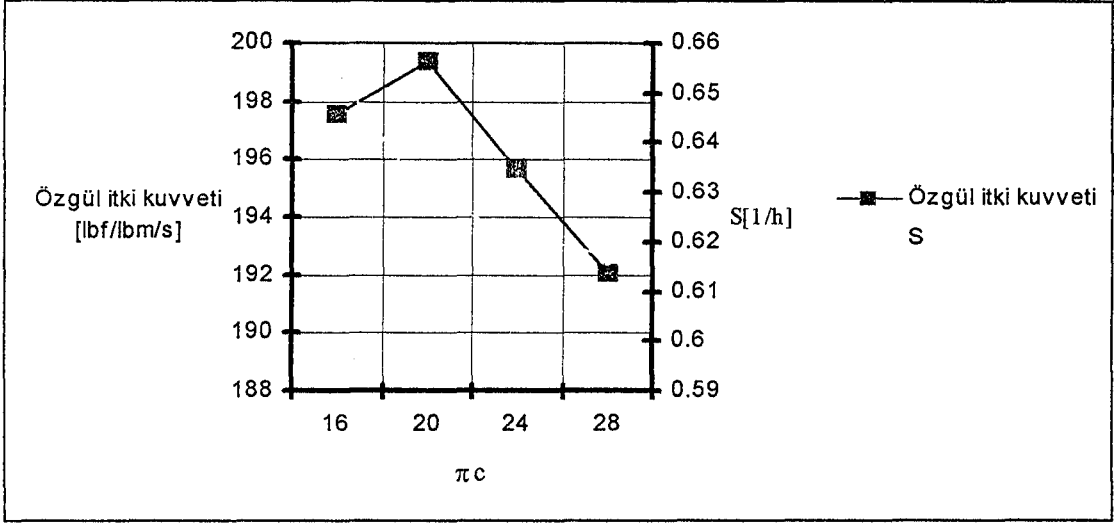
Turboprop motoruna ait tasarım denklemlerinin tamamı Ekler bölümünde belirtilmiştir.

Çizelge 5.11. Örnek turboprop motorunun tasarım giriş parametreleri

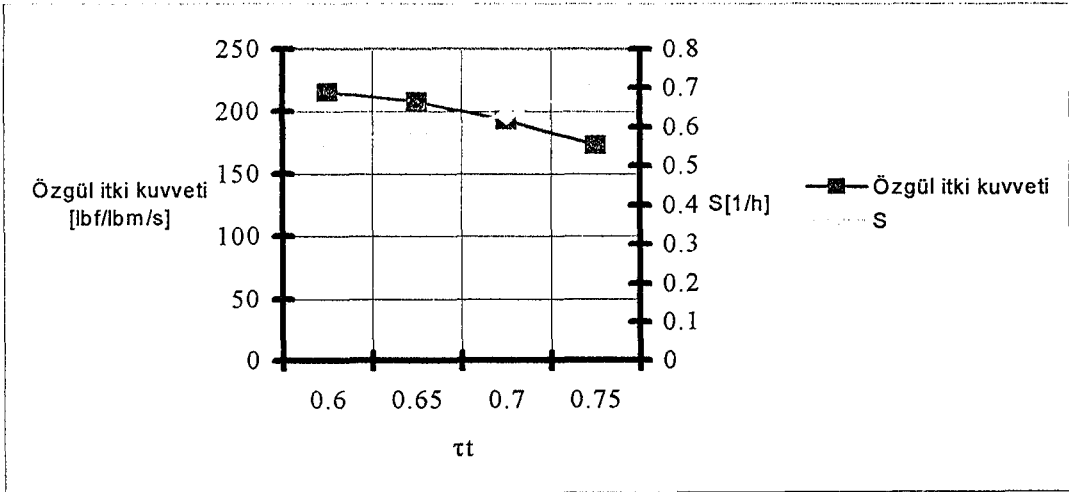
$M_0=0.8$	$h=25000$ ft
$T_0=429.16$ °R	$P_0=5.4553$ psia
$\beta(\%)=0$	$C_{TO}=0.00$
$\gamma_c=1.4$	$\gamma_t=1.30$
$C_{pc}=0.238$ Btu/lbm R	$C_{pt}=0.295$ Btu/lbm R
$h_{PR}=18000$ Btu/lbm	$\epsilon_1(\%)=5$
$\epsilon_2(\%)=5$	$\eta_b=0.98$
$\pi_c=25$	$\pi_b=0.97$
$\pi_d=0.97$	$\pi_n=0.98$
$\eta_{prop}=0.82$	$\eta_G=0.99$
$e_c=0.90$	$e_{tH}=0.89$
$e_{tL}=0.91$	$\eta_{mH}=0.98$
$\eta_{mL}=0.99$	$\eta_{mP}=0.98$
$\tau_t=0.50$	$T_{t4}=3200$ °R

Şekil 5.22'deki grafikler, çizelge 5.11'de belirtilen giriş parametre değerleri alınarak çizilmiştir. Şekil 5.22'de kompresör sıkıştırma oranının motor performansı üzerindeki etkisi görülmektedir. Kompresör sıkıştırma oranının artmasıyla özgül yakıt sarfiyatı azalırken, özgül itki kuvveti kompresör sıkıştırma oranının 20 değerine kadar artar. Bu değerden sonra kompresör sıkıştırma oranının artmasıyla özgül itki kuvveti azalmaktadır. Şekil 5.23'te ise türbin toplam sıcaklık oranının motor performansı üzerindeki etkisi görülmektedir. τ_t değerinin artmasıyla özgül yakıt sarfiyatı artarken, özgül itki kuvveti azalmaktadır.

Turboprop motorunun tasarım dışı analizleri ve GAZTUSIM programından elde edilen sonuç ve grafikler 6.Bölüm'de incelenmiştir.



Şekil 5.22. GAZTUSIM programında örnek turboprop motorunda kompresör sıkıştırma oranının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfıyatı üzerindeki etkisi



Şekil 5.23. GAZTUSIM programında örnek turboprop motorunda türbin durgunluk sıcaklığının özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfıyatı üzerindeki etkileri

6. TASARIM DIŞI ANALİZLER

6.1.Giriş

5.Bölüm'deki tasarım analizlerinde, motorun tasarım seçimlerine göre tasarım performansının hesaplanması açıklanmıştı. Motor performansının tasarım değişkenleri ve tasarım parametrelerine göre zamandan bağımsız nasıl bir davranış gösterdiği belirtilmişti. Bu bölümde aksenal akışlı olmak üzere, arduyanmalı ve karışık akımlı turbofan, yüksek bypass oranlı turbofan ve turboprop motorlarının zamandan bağımsız tasarım dışı analizleri, GAZTUSIM programı yardımıyla incelenmiştir.

Tasarım dışı analizinin amacı, tasarım noktası dışında motor performansını hesaplamak ve motor performansını gerçek çalışma koşullarında tahmin edebilmektir. Tasarım dışı analizleri, tasarım analizlerinden oldukça farklıdır. Tasarım analizlerinde uçuş şartları da dahil olmak üzere tüm tasarım seçimleri tasarımcının seçimine göredir ve motor performans karakteristiği, seçilen bu parametrelere bağlıdır[10]. Örneğin tasarım değişkenleri π_c , π_c' ve α değerleri tasarımcı tarafından belirlenmekteydi. Halbuki bu parametrelere bağlı olarak türbin, fan ve kompresör arasındaki güç dengesi, atmosfer sıcaklığı, türbin sıcaklığı ve uçuş mach sayısından etkilenmektedir. Dolayısıyla π_c , π_c' ve α değerleri, tasarımdaki değerlerden farklı olacaktır[7]. Diğer taraftan tasarım dışı analizleri, tasarım parametreleri belirlendikten sonra tüm çalışma koşulları için geçerlidir. Tasarım dışı analizlerinde bağımsız ve bağımlı değişkenler mevcuttur. Tasarım dışı analizleri için bağımsız değişkenler, uçuş şartları, güç seviyesi ve egzoz lülesi davranışdır. Motorun yapısal olarak ölçülendirilmesi ve hava debisinin tespitinden sonra, tasarım dışı analizleri yardımıyla seçilen motor tipinin performansı bütün çalışma koşullarında tespit edilebilir.

Tasarım dışı analizlerinde herbir motor bileşeninin performansı, çalışma koşullarının bir fonksiyonu olarak modellenmiştir.

Tasarım dışı analizler yapılmadan önce tasarım analizlerinin yapılmış olması gerekir. Çünkü tasarım dışı analizleri için motor referans parametreleri(S_R , $[F/m_0]_R$, motor bileşenleri($\pi_{c'R}$, $\tau_{c'R}$ v.s.) ve uçuş koşulları(M_{OR} , P_{OR} , T_{OR}) gibi referans parametreleri tasarım analizlerindeki parametrelerdir[10].

6.2. Karışık Akımlı ve Ardyanmalı Turbofan Motorunun Tasarım Dışı Analizi

Bu motor tipine ait istasyon numaraları ve hava akış şeması 5.Bölüm'de belirtilmişti. Tasarım analizlerinde 15 bağımsız değişken yardımıyla, τ_c , τ_{cH} , τ_{m1} , f , τ_{tH} , τ_{m2} , τ_{tL} , π_{tH} , π_{tL} , α , τ_M , M_5 , M_6 , π_M ve f_{AB} olmak üzere 15 adet bileşen performansı, uçuş koşulları, uçak sistem parametreleri ve tasarım seçimlerine bağlı olarak hesaplanmıştı. Ayrıca motor performansı da F/m_0 , S , η_P ve η_{TH} olarak ifade edilmişti.

Bu motor tipinin tasarım dışı analizinde ise herbir bileşen performans değerini bulmak için bağımlı değişkenler kullanılır. Bağımlı ve bağımsız değişkenler aşağıdaki çizelgede gösterilmiştir.

Çizelge 6.1. Karışık akımlı turbofan motorunun tasarım dışı performans değişkenleri

Bileşen	Değişkenler		
	Bağımsız	Sabit ya da bilinen	Bağımlı
Motor	M_0, T_0, P_0	-	m_0, α
Hava giriş lülesi	-	$\pi_d = f(M_0), \tau_d$	-
Fan	-	-	τ_c, π_c
Yüksek basınç kompresörü	-	-	τ_{cH}, π_{cH}
Yanma odası	T_{t4}	π_b	-
Soğutma karışım odası#1	-	τ_{m1}	-
Yüksek basınç türbini	-	τ_{tH}, π_{tH}	-
Soğutma karışım odası#2	-	τ_{m2}, π_{m2}	-
Alçak basınç türbini	-	-	τ_{tL}, π_{tL}
Karışım odası	-	π_{Mmax}	$\tau_M, \tau_{M'}, M_5, M_5', \alpha, M_6$
Ardyanma	T_{t7}	π_{AB}	-
Egzos lülesi	P_9/P_0 ya da A_9/A_{9R}	π_n, τ_n	-
Toplam sayı	6	-	14

Çizelge 6.1'deki değişkenlerden π_b , π_{AB} ve π_n değerlerinin sabit kaldığı kabul edilmiş, τ_d , π_{m2} ve τ_n değerleri bire eşit alınmış ve hava debisi için tahmini bir değer verilmiştir.

6.2.1. Tasarım dışı analizler için kabuller

- Yüksek basınç türbini girişi(4 nolu istasyon), alçak basınç türbini girişi(4c istasyonu) ve egzos lülesinde (8 nolu istasyon) akış boğulmuştur. Ayrıca egzos lülesi boğulmamış akış durumu da bu analizlerde gözönünde bulundurulmuştur.
- Bileşen verimleri η_c , η_{cH} , η_b , η_{tH} , η_{tL} , η_{AB} , η_{mL} , η_{mH} , η_{mP} ve toplam basınç oranları π_b , π_{Mmax} , π_{AB} , π_n değerleri tasarım değerleriyle aynıdır.
- Besleme havası ve soğutma hava oranı değerleri sabittir. Kaçaklar ihmal edilmiştir.
- Akışkan gaz mükemmel bir gazdır. Yanma odası ve ardyanma giriş çıkış noktalarında γ_t , C_{pt} ve γ_{AB} ve C_{pAB} değerlerini alır. γ_6 ve C_{p6} değerleri, bypass oranının farklı bir değer alması durumunda değişir.
- Egzos çıkış alanı(A_9) değişebilir ve bu sebepten dolayı P_0/P_9 değeri ayarlanabilir.
- Motorun herbir istasyonundaki alan sabittir. Ancak 8 istasyonundaki alan ardyanmanın etkisine göre değişebilir.
- Yakıt-hava oranları(f ve f_{AB}) bir değerinden çok küçüktür ve ihmal edilebilir.

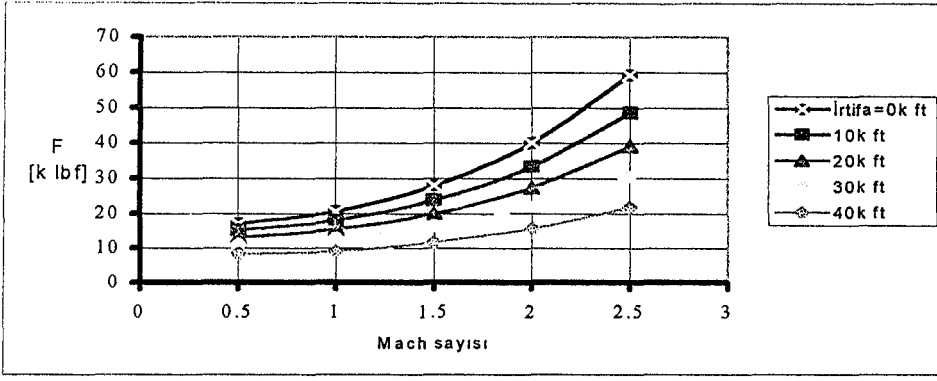
Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım dışı analizleriyle ilgili tüm eşitlikler Ekler bölümünde verilmiştir.

Şekil 6.1'deki grafikte bu motor tipi için uçuş mach sayısı ile motor tepki kuvvetinin değişimi görülmektedir. Uçuş mach sayısının artmasıyla motor tepki kuvveti artmaktadır. İrtifa değeri arttıkça, aynı mach sayısında, motor tepki kuvveti azalmaktadır.

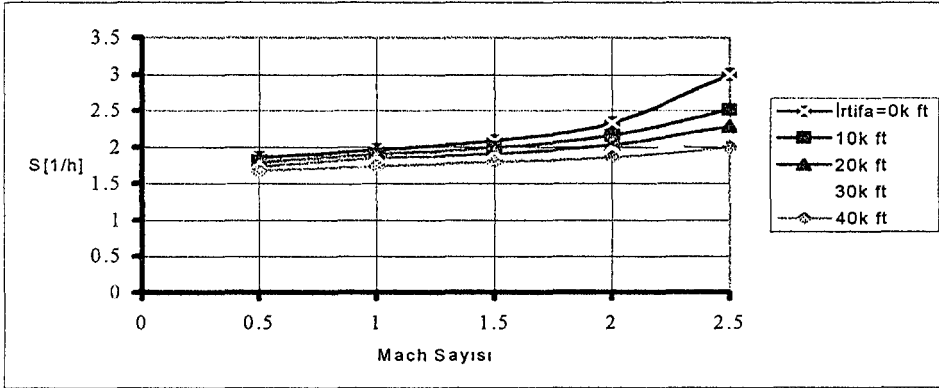
Şekil 6.2'de uçuş mach sayısının özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkileri görülmektedir. Grafiğe göre uçuş mach sayısının artması, özgül yakıt sarfiyatını arttırmaktadır. Aynı mach sayısında, irtifa arttıkça özgül yakıt sarfiyatı azalmaktadır.

Şekil 6.3'teki grafikte uçuş mach sayısının bypass oranı üzerindeki etkisi görülmektedir. Uçuş mach sayısının artmasıyla bypass oranı da artmaktadır. Aynı mach sayısında irtifa değerinin artması, motorun bypass oranını azaltmaktadır.

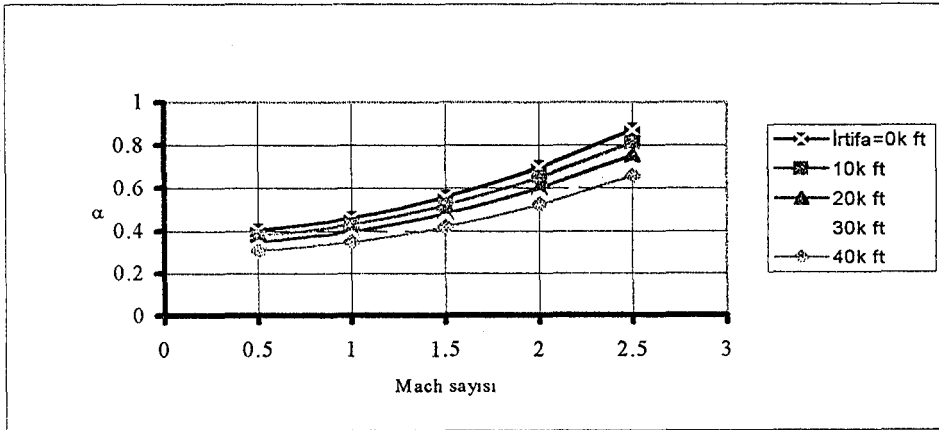
Bu grafiklere ait tasarım dışı giriş parametreleri, çizelge 6.2'de verilmiştir.



Şekil 6.1. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının motor itki kuvveti üzerindeki etkisi



Şekil 6.2. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkisi



Şekil 6.3. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının bypass oranı üzerindeki etkisi

Çizelge 6.2. Örnek turbofan motorunun tasarım dışı giriş parametreleri

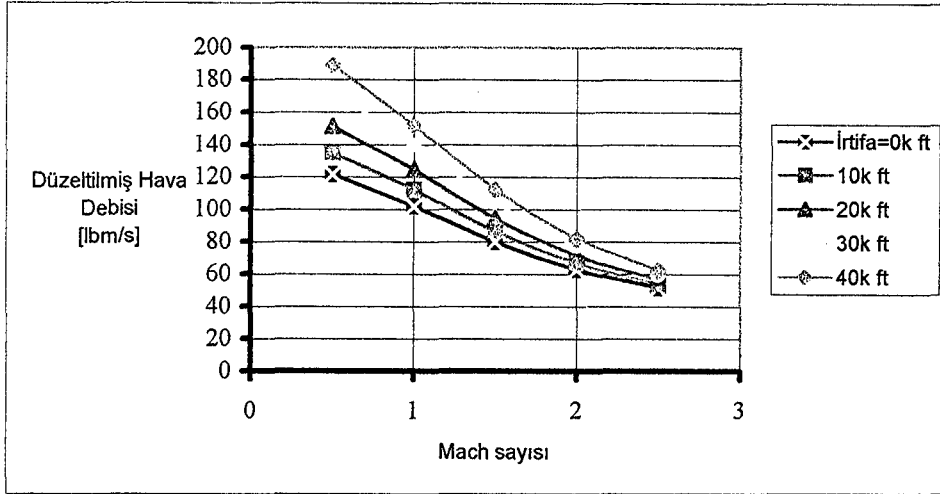
$M_0=1.6$	$T_0=395.8544 \text{ } ^\circ\text{R}$
$P_0=3.4601 \text{ psia}$	$\beta(\%)=1$
$A_5/A_5=0.2096$	$\gamma_c=1.4$
$\gamma_i=1.3$	$\gamma_{AB}=1.3$
$C_{pc}=0.238 \text{ Btu/lbm R}$	$C_{pt}=0.295 \text{ Btu/lbm R}$
$C_{pAB}=0.295 \text{ Btu/lbm R}$	$T_{t4}=3200 \text{ } ^\circ\text{R}$
$T_{t7}=3600 \text{ } ^\circ\text{R}$	$h_{PR}=18000 \text{ Btu/lbm}$
$\varepsilon_1(\%)=5$	$\varepsilon_2(\%)=5$
$\pi_b=0.97$	$\pi_{dmax}=0.97$
$\pi_{Mmax}=0.97$	$\pi_{AB}=0.96$
$\pi_n=0.98$	$\pi_{tH}=0.4473$
$\tau_{tH}=0.8477$	$\tau_{M1}=0.9676$
$\tau_{M2}=0.9732$	$\eta_c=0.8678$
$\eta_{cH}=0.8773$	$\eta_b=0.98$
$\eta_{AB}=0.97$	$\eta_{tL}=0.9168$
$\eta_{mP}=0.98$	$\eta_{mH}=0.98$
$P_0/P_9=1$	$h=35000 \text{ ft}$

Şekil 6.4'te uçuş mach sayısının düzeltilmiş hava debisi üzerindeki etkileri görülmektedir. Uçuş mach sayısının artmasıyla düzeltilmiş hava debisi azalmaktadır. Mach sayısı aynı kalmak şartıyla, yüksek irtifada düzeltilmiş hava debisi daha fazladır.

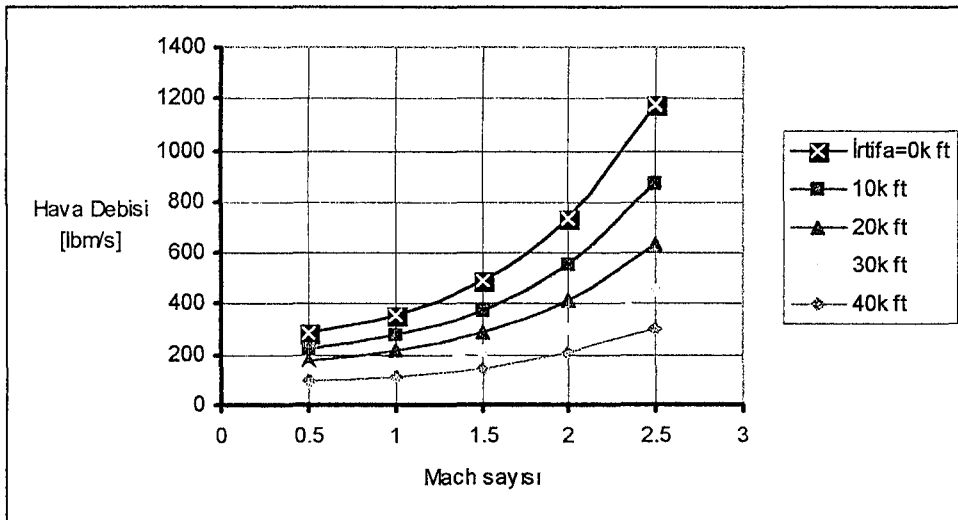
Şekil 6.5'te görüldüğü gibi uçuş mach sayısının artması, hava debisini artırır. Düzeltilmiş hava debisinden farklı olarak aynı mach sayısında irtifa arttıkça hava debisi azalmaktadır.

Şekil 6.6 ve 6.7'de görüldüğü gibi uçuş mach sayısının artmasıyla fan ve kompresörün sıkıştırma oranı azalmaktadır. Yüksek irtifada, fan ve kompresörün sıkıştırma oranı daha fazladır.

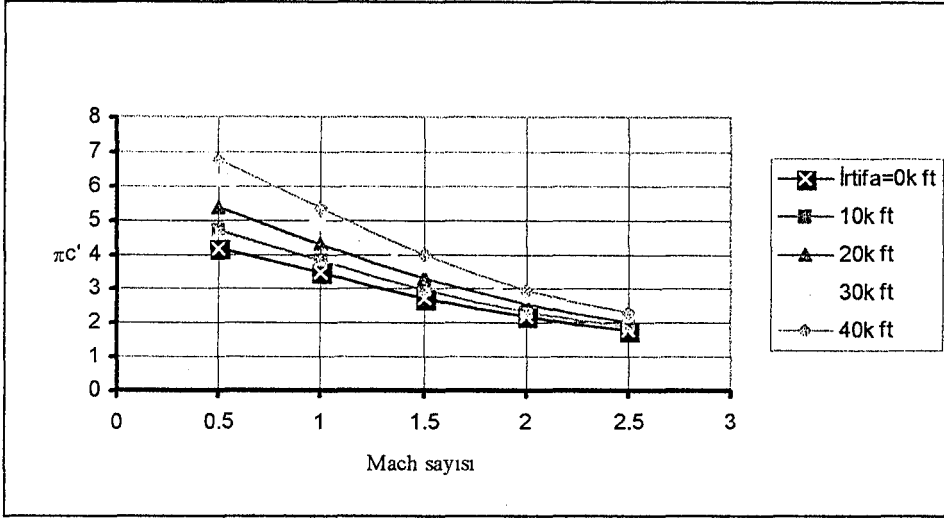
Şekil 6.8 ve 6.9'da fan ve yüksek basınç kompresörünün düzeltilmiş hava debisiyle değişimi görülmektedir. Fan ve yüksek basınç kompresörünün bu çalışma hattında, düzeltilmiş hava debisinin artması, fan ve yüksek basınç kompresörünün sıkıştırma oranını arttırmaktadır.



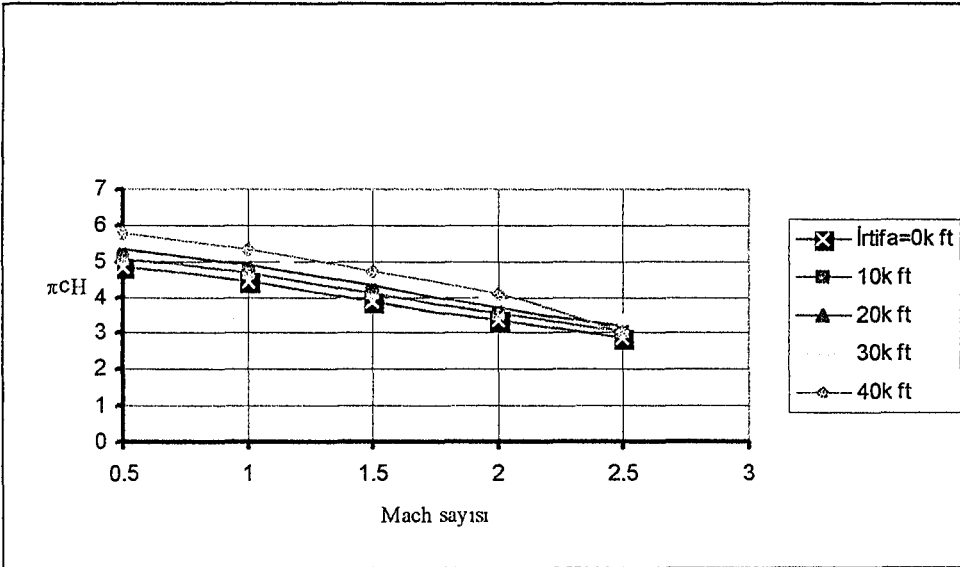
Şekil 6.4. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının düzeltilmiş hava debisi üzerindeki etkileri



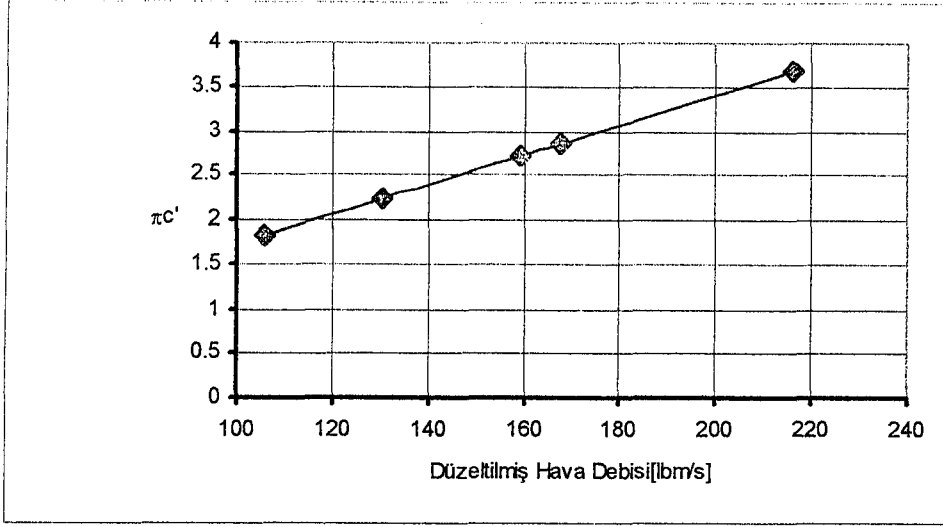
Şekil 6.5. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının hava debisi üzerindeki etkisi



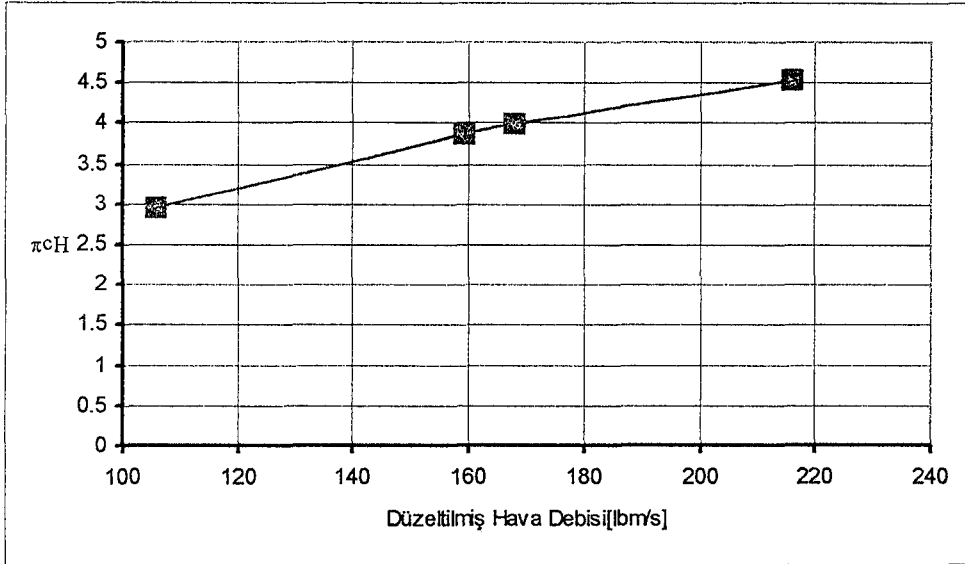
Şekil 6.6. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının fan sıkıştırma oranı üzerindeki etkisi



Şekil 6.7. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının kompresör sıkıştırma oranı üzerindeki etkisi



Şekil 6.8. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunda düzeltilmiş hava debisiyle fan sıkıştırma oranının değişimi



Şekil 6.9. GAZTUSIM programında karışık akımlı ve ardyanmalı örnek turbofan motorunda düzeltilmiş hava debisiyle kompresör sıkıştırma oranının değişimi

6.3. Yüksek Bypasslı Turbofan Motorunun Tasarım Dışı Analizi

Yüksek bypasslı turbofan motorunun tasarım dışı analizleri, karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunda olduğu gibi bağımlı ve bağımsız değişkenleri içerir.

Çizelge 6.3. Yüksek bypasslı turbofan motorunun tasarım dışı performans değişkenleri

Bileşen	Değişkenler		
	Bağımsız	Sabit ya da bilinen	Bağımlı
Motor	M_0, T_0, P_0	-	m_0, α
Hava giriş lülesi	-	$\pi_d = f(M_0), \tau_d$	-
Fan	-	-	τ_c, π_c
Yüksek basınç kompresörü	-	-	τ_{cH}, π_{cH}
Yanma odası	T_{t4}	π_b	-
Soğutma karışım odası#1	-	τ_{m1}	-
Yüksek basınç türbini	-	τ_{tH}, π_{tH}	-
Soğutma karışım odası#2	-	τ_{m2}, π_{m2}	-
Alçak basınç türbini	-	-	τ_{tL}, π_{tL}
Egzos lülesi	-	π_n, τ_n π_n', τ_n'	P_9/P_0 P_9'/P_0
Toplam sayı	4	-	10

Yüksek bypasslı turbofan için kabuller, karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorundaki kabullerle aynıdır. Ancak bu motor tipinde egzos sabit alanlıdır ve karışım odası ve ardyanma yoktur.

Yüksek bypasslı turbofan motorunun tasarım dışı analizleri için geliştirilen ifade ve eşitlikler Ekler bölümünde verilmiştir.

Bu motor tipine ait istasyon numaralandırması ve hava akış diagramı 5.Bölüm'deki tasarım analizlerinde belirtilmiştir.

Çizelge 6.4'teki tasarım dışı giriş koşullarına göre tasarım dışı performans grafikleri incelenmiştir. Şekil 6.10'da uçuş Mach sayısı ile motor itki kuvvetinin değişimi görülmektedir. Uçuş Mach sayısının artmasıyla motorun itki kuvveti azalmaktadır. İrtifa değeri arttıkça motor itki kuvveti azalmaktadır.

Çizelge 6.4. Yüksek bypasslı örnek turbofan motorunun tasarım dışı giriş parametreleri

$M_0=0.8$	$h=30000$ ft
$T_0=411.6852$ °R	$P_0=4.3651$ psia
$\beta(\%)=3$	$\gamma_c=1.4$
$\gamma_t=1.35$	$C_{pc}=0.238$ Btu/lbm R
$C_{pt}=0.262$ Btu/lbm R	$T_{t4}=3200$ °R
$h_{PR}=18000$ Btu/lbm	$\varepsilon_1(\%)=4$
$\varepsilon_2(\%)=3$	$\pi_b=0.97$
$\pi_{dmax}=0.97$	$\pi_n=0.98$
$\pi_n=0.98$	$\pi_{tH}=0.2146$
$\tau_{tH}=0.7011$	$\tau_{m1}=0.9676$
$\tau_{m2}=0.9732$	$\eta_c=0.8856$
$\eta_{cH}=0.8773$	$\eta_b=0.98$
$\eta_{tL}=0.9229$	$\eta_{mP}=0.98$
$\eta_{m1f}=0.98$	

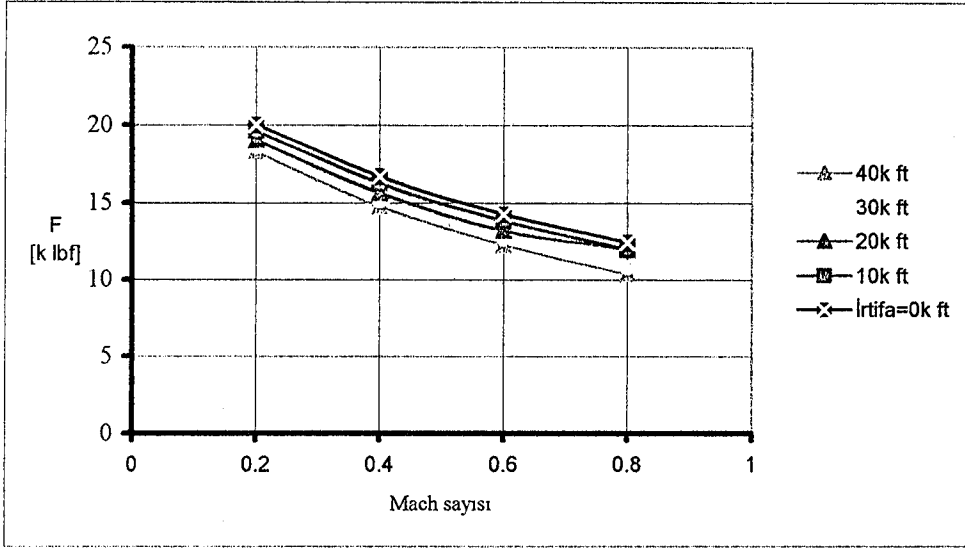
Şekil 6.11’de ise uçuş Mach sayısının artmasıyla özgül yakıt sarfiyatı artmaktadır. Aynı Mach sayısında irtifa değeri arttıkça özgül yakıt sarfiyatında azalma gözlenir.

Şekil 6.12’de uçuş Mach sayısının düzeltilmiş hava debisi üzerindeki etkisi görülmektedir. Uçuş Mach sayısının artmasıyla düzeltilmiş hava debisi azalmaktadır. Yüksek irtifada düzeltilmiş hava debisi daha fazladır.

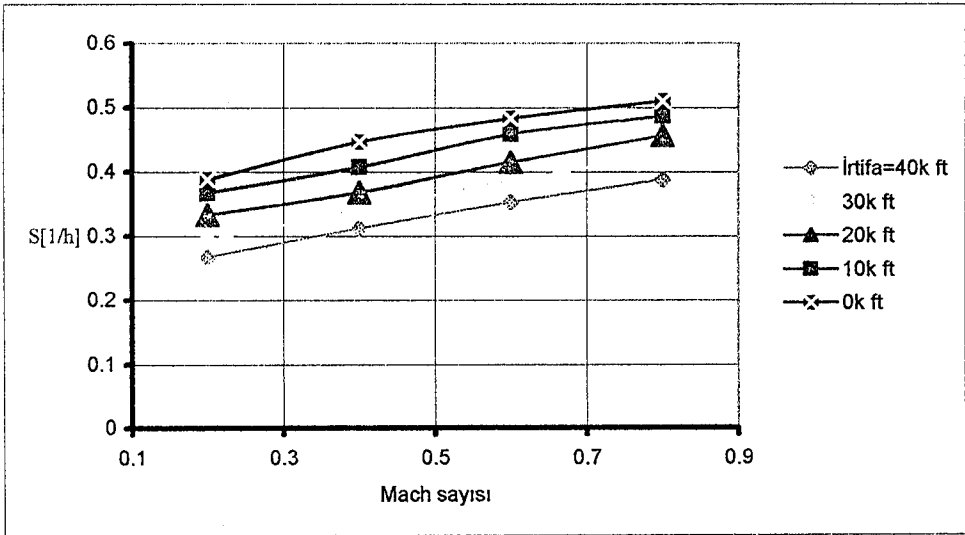
Şekil 6.13’teki grafiğe göre uçuş Mach sayısının artmasıyla bypass oranı artmaktadır. İrtifa değeri arttıkça bypass oranı azalmaktadır.

Şekil 6.14’teki grafikte ise uçuş Mach sayısının yüksek basınç kompresörü sıkıştırma oranı üzerindeki etkisi görülmektedir. Düşük Mach sayısında kompresör sıkıştırma oranı daha fazladır ve Mach sayısının artması kompresör sıkıştırma oranını azaltır. Ayrıca irtifa değeri arttıkça kompresör sıkıştırma oranı da artmaktadır.

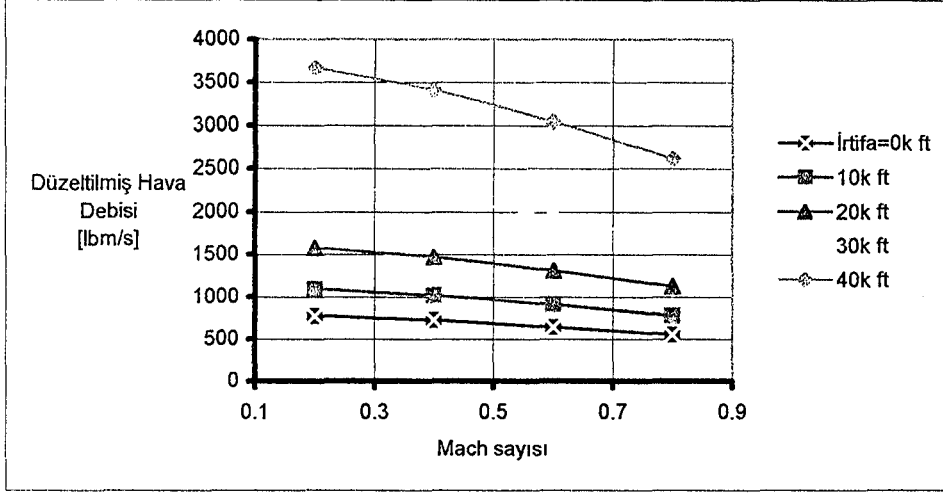
Şekil 6.15’te düzeltilmiş hava debisiyle kompresör sıkıştırma oranı arasındaki değişim görülmektedir. Düzeltilmiş hava debisinin artmasıyla kompresör sıkıştırma oranı da artmaktadır.



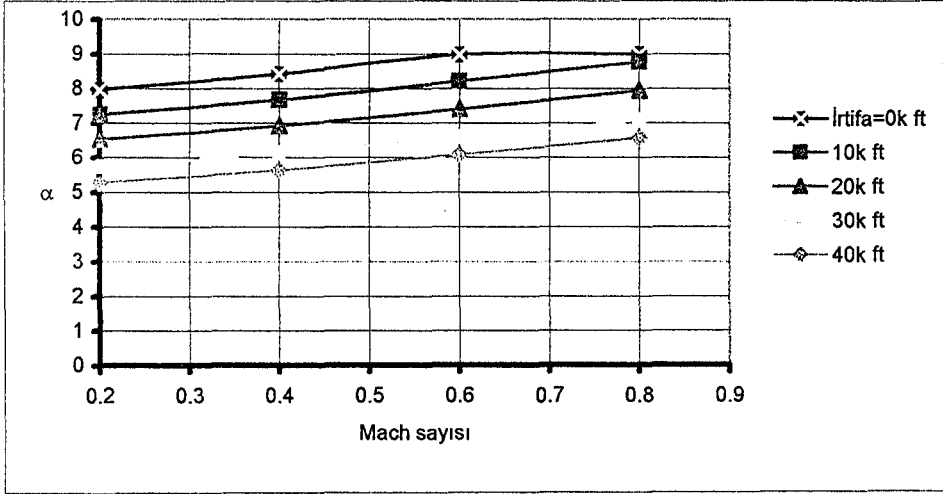
Şekil 6.10. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının motor itki kuvveti üzerindeki etkisi



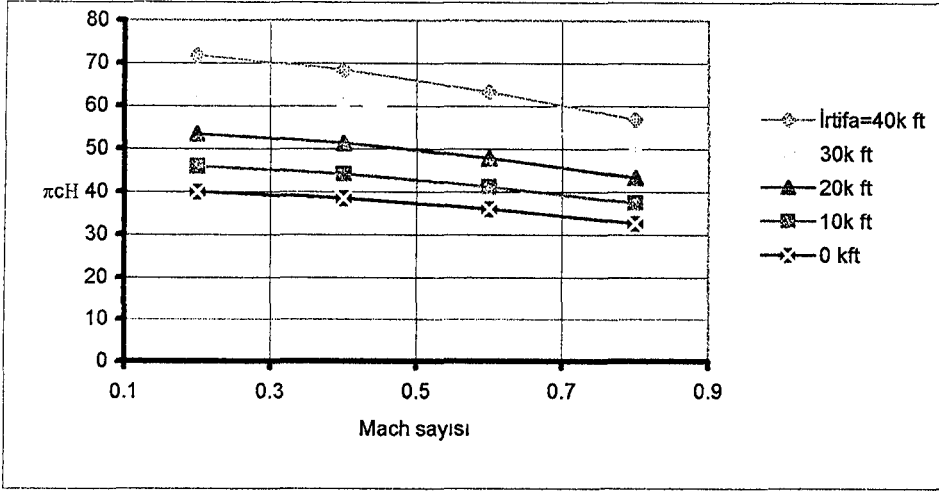
Şekil 6.11. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının özgül yakıt sarfıyatı üzerindeki etkisi



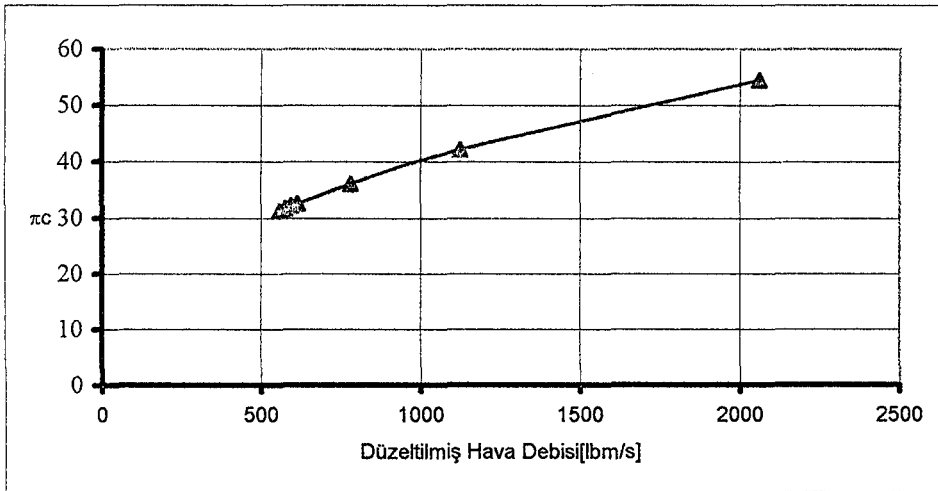
Şekil 6.12. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının düzeltilmiş hava debisi üzerindeki etkisi



Şekil 6.13. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının bypass oranı üzerindeki etkisi



Şekil 6.14. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının kompresör sıkıştırma oranı üzerindeki etkisi



Şekil 6.15. GAZTUSIM programında yüksek bypasslı örnek turbofan motorunun tasarım noktası dışında düzeltilmiş hava debisiyle kompresör sıkıştırma oranının değişimi

6.4. Turboprop Motorunun Tasarım Dışı Analizi

Bu bölümde turboprop motorunun seçilen bir tasarım noktasına bağlı olarak tasarım dışı analizleri incelenmiştir. Turboprop motoruna ait istasyon numaraları ve hava akış şeması 5.Bölüm’de belirtilmiştir. Diğer motor tiplerinin tasarım dışı analizlerinde olduğu gibi turboprop motorunun tasarım dışı analizinde de bağımlı ve bağımsız değişkenler vardır. Çizelge 6.5’te bu değişkenler görülmektedir.

Çizelge 6.5. Turboprop motorunun tasarım dışı performans değişkenleri

Bileşen	Değişkenler		
	Bağımsız	Sabit ya da bilinen	Bağımlı
Motor	M_0, T_0, P_0	-	m_0
Hava giriş lülesi	-	$\pi_d=f(M_0), \tau_d$	-
Kompresör	-	-	τ_c, π_c
Yanma odası	T_{14}	π_b	-
Soğutma karışım odası#1	-	τ_{m1}	-
Yüksek basınç türbini	-	τ_{1H}, π_{1H}	-
Soğutma karışım odası#2	-	τ_{m2}, π_{m2}	-
Alçak basınç türbini	-	-	τ_{1L}, π_{1L}
Egzos lülesi, pervane	-	$\eta_{prop}=f(M_0)$	P_9/P_0
Toplam sayı	4	-	6

Turboprop motoruna ait tasarım dışı denklemleri Ekler bölümünde belirtilmiştir.

Çizelge 6.6’daki giriş şartlarına göre turboprop motorunun tasarım dışı analizleri incelenmiş ve GAZTUSIM programı yardımıyla performans grafikleri çizilmiştir.

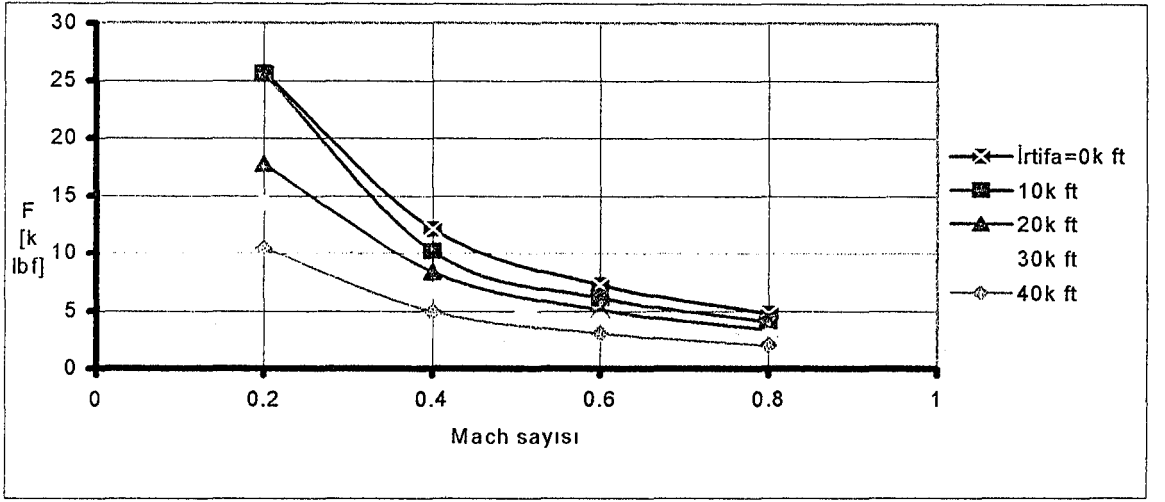
Şekil 6.16’da turboprop motorunun uçuş Mach sayısı ile itki kuvvetinin değişimi görülmektedir. Uçuş Mach sayısının artması motor itki kuvvetini düşürmektedir. Ayrıca aynı Mach sayısında irtifa değeri arttıkça motor itki kuvveti de azalmaktadır.

Çizelge 6.6. Örnek turboprop motorunun tasarım dışı girdi parametreleri

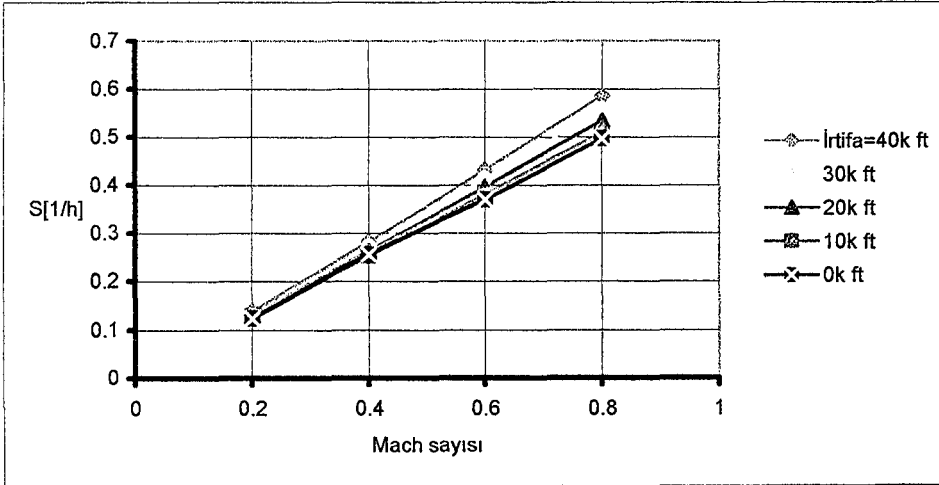
$M_0=0.8$	$h=25000$ ft
$T_0=429.16$ °R	$P_0=5.4553$ psia
$\beta(\%)=0$	$\gamma_c=1.4$
$\gamma_t=1.30$	$C_{pc}=0.238$ Btu/lbm R
$C_{pt}=0.295$ Btu/lbm R	$T_{i4}=3200$ °R
$h_{PR}=18000$ Btu/lbm	$\varepsilon_1(\%)=5$
$\varepsilon_2(\%)=5$	$\pi_b=0.98$
$\pi_d=0.97$	$\pi_n=0.98$
$\eta_{mH}=0.98$	$\pi_{tH}=0.4470$
$\tau_{tH}=0.8242$	$\tau_{m1}=0.9676$
$\tau_{m2}=0.9732$	$\eta_{tL}=0.98$
$\eta_c=0.8482$	$\eta_b=0.98$

Şekil 6.17’de örnek turboprop motorunda uçuş Mach sayısı ile özgül yakıt sarfiyatı arasındaki ilişki farklı irtifa değerlerinde görülmektedir. Uçuş Mach sayısının artmasıyla birlikte özgül yakıt sarfiyatı da artmaktadır. Aynı uçuş Mach sayısında yüksek irtifada özgül yakıt sarfiyatı bu motor tipi için daha fazladır.

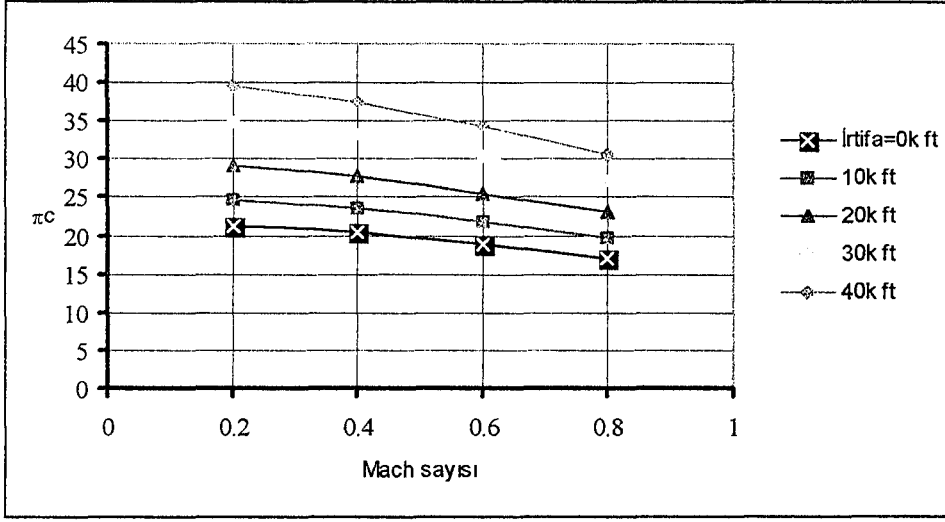
Şekil 6.18’de ise örnek turboprop motorunun uçuş Mach sayısı ile kompresör sıkıştırma oranı arasındaki ilişki farklı irtifa değerlerinde açıklanmıştır. Uçuş Mach sayısının artması kompresör sıkıştırma oranını azaltmaktadır. Aynı uçuş Mach sayısı değerinde yüksek irtifadaki kompresör sıkıştırma oranı daha fazladır.



Şekil 6.16. GAZTUSIM programında örnek turboprop motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısı ile itki kuvvetinin değişimi



Şekil 6.17. GAZTUSIM programında örnek turboprop motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısı ile özgül yakıt sarfiyatının değişimi



Şekil 6.18. GAZTUSIM programında örnek turboprop motorunun tasarım noktası dışında Mach sayısının kompresör sıkıştırma oranı üzerindeki etkisi

7. SONUÇLAR

Bu tez çalışmasında, uçaklarda kullanılan aksenal akışlı altı farklı motor tipinin zamandan bağımsız tasarım analizleri incelenmiştir. Ardyanmalı ve ardyanmasız turbojet, ayırık akımlı turbofan, karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan, yüksek bypass oranlı turbofan ve turboprop motorları, örnek motor tipleri olarak seçilmiş, farklı uçuş ve tasarım giriş koşullarına göre herbir örnek motor tipinin performansının değişimi, Visual Basic 6.0 programlama dilinde oluşturulan GAZTUSIM programı yardımıyla incelenmiştir.

Ayrıca aksenal akışlı olmak üzere, karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan, yüksek bypasslı turbofan ve turboprop motorlarının zamandan bağımsız tasarım dışı performansı, tasarım analizinde sabit alınan bazı parametrelerin, gerçek çalışma koşullarındaki değişimi ve birbirleriyle olan ilişkisi, GAZTUSIM programında tasarım dışı analizleri adı altında incelenmiştir.

Tasarım analizlerinde, performans parametreleri özgül itki kuvveti (F/\dot{m}_0) ve özgül yakıt sarfiyatının (S) değişimi, farklı değişken parametrelere bağlı olarak incelenmiştir. Bu parametreler, kompresör sıkıştırma oranı (π_c), uçuş Mach sayısı (M_0), bypass oranı (α), turboprop motorları için pervane verimi (η_{prop}) ve türbin giriş sıcaklığı (τ_t) parametreleridir.

Tasarım dışı analizlerde ise karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan, yüksek bypass oranlı turbofan ve turboprop olmak üzere üç farklı motor tipinin itki kuvveti (F), düzeltilmiş hava debisi (\dot{m}_{0corr}), hava debisi (\dot{m}_0), fan sıkıştırma oranı (π_c'), kompresör sıkıştırma oranı (π_c), özgül yakıt sarfiyatı (S) ve bypass oranı (α) değerlerinin değişimi, farklı uçuş şartlarında incelenmiştir. GAZTUSIM programından elde edilen performans grafikleri yardımıyla performans değişimi açıklanmıştır.

Günümüzde şirketler özellikle türbin giriş sıcaklığını arttırıcı yönde çalışmalar yapmaktadır. Bunun turbojetler için öncelikli faydası özgül itki kuvvetini arttırmasıdır. Turbofan motorlarda da türbin giriş sıcaklığının artmasıyla iş kapasitesi artışı sağlanabilir.

Diğer bileşenler için de önemli değişiklikler türbin giriş sıcaklığının artmasıyla elde edilir. Genel olarak yüksek basınç oranı yüksek ısı verim sağlar.

Yanma odasında, yanma odası çıkış sıcaklığı arttığında yanma odası giriş Mach sayısı azaltılmadığı zaman istasyon basıncındaki kayıplar artar. Bu etkilerden dolayı kompresörler aşırı küçük, yanma odalarının çok büyük olmaları gerekir.

Diğer bileşenlerinin tasarımları da motor performansında önemli etkiye sahiptir. Eğer hava giriş lülesi verimi türbin giriş sıcaklığı oranında artarsa optimum bypass oranı çok büyük olur. Yüksek bypass oranlı motorlar düşük gürültü ve yüksek itki verimine rağmen büyük iniş takımı ve büyük boyutlu motorlar gerektirirler.

Bu ve bunun gibi tasarım etkileşimleri başarılı bir uçak tasarımını etkiler. Fakat bunların tam olarak incelenebilmesi için tasarım dışı hesaplamalar üzerinde durulması gerekir.

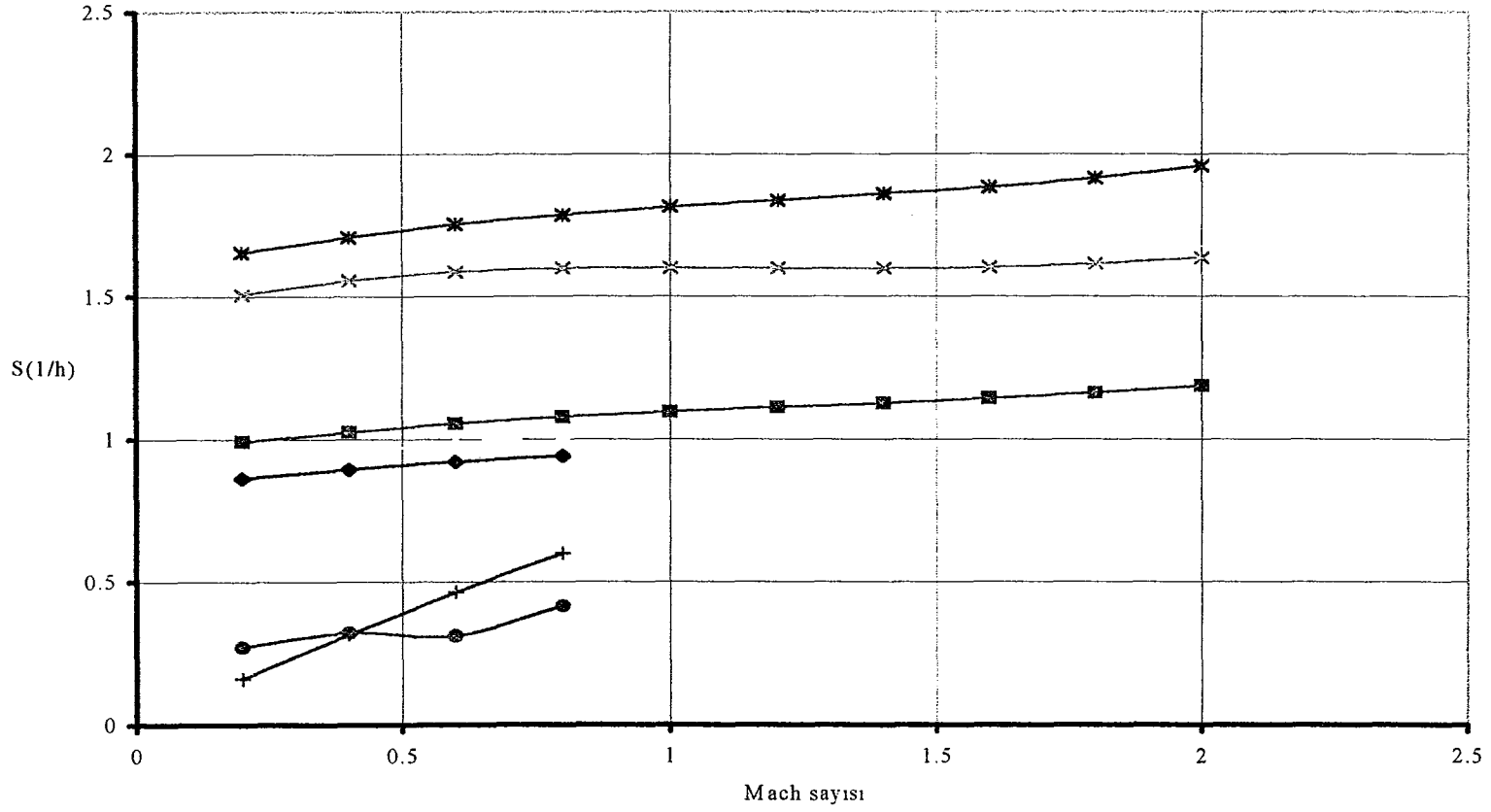
Şekil 7.1'de görüldüğü gibi, tasarım analizleri sonuçlarına göre altı farklı motor tipinin özgül yakıt sarfiyatının uçuş Mach sayısı ile değişimi görülmektedir. Düşük uçuş Mach sayılarında düşük özgül yakıt sarfiyatı, yüksek bypasslı turbofan ve turboprop motorlarında görülebilmektedir. Ticari uçaklarda yakıt sarfiyatı önemli bir seçim parametresi olduğundan, özellikle yüksek bypasslı turbofan motorları, günümüzde de ticari ve taşıma amaçlı uçaklarda yaygın olarak kullanılmaktadır.

Askeri ve sivil uçaklarda, uçağın hızlı hareket edebilme ve gerekli akrobatik hareketleri yapabilmesi ve yüksek itki kuvveti elde edebilmesi için ardyanmalı turbofan motorlarının seçimi önem kazanmıştır. Özgül yakıt sarfiyatı, bu amaçlar için ikinci planda kalmaktadır. Ardyanma ilave edilmesiyle özgül yakıt sarfiyatı, şekil 7.1'de görüldüğü gibi bu motor tipinde en üst seviyeye ulaşmaktadır.

GAZTUSIM programının tasarım ve tasarım dışı performans analiz sonuçlarından elde edilerek çizilen performans grafikleri, referans olarak kullanılan kaynaklardaki performans grafikleriyle aynı özellikleri taşımaktadır.

TEI'de montaj ve testi yapılan F110-GE-129 motoru, karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motoru olduğundan, GAZTUSIM programında bu motor tipi için gerekli olan girdi parametreleri verilmiş ve yüksek uçuş Mach sayısı değerinde ardyanmalı test adımıyla elde edilen test sonuçlarıyla, GAZTUSIM programından elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. Özellikle itki kuvvetinde

İrtifa=35 kft



Şekil 7.1. Farklı motor tiplerinin özgül yakıt sarfiyatı

%99'luk(\cong 250 lb) doğruluk oranıyla sonuç elde edilmiştir.

GAZTUSIM programında, zamandan bağımsız performans hesaplamaları oluşturulurken, bileşen eşleştirme tekniği kullanılmamıştır. Motor performansının daha az hatayla hesaplanabilmesi için bu tekniğin de kullanılmasında fayda vardır.

İleriki çalışmalarda yapılacak işlerin başında, programların giriş parametrelerine ilave olarak gaz kolu pozisyonu ve dolayısıyla herbir devir değerinde motor performansının değişiminin incelenmesi ve kontrol sistemlerinin matematik modellemesinin oluşturulmasıyla birlikte, TEI'de testi olacak motor tipleri seçilerek simülasyon programları oluşturulabilir.

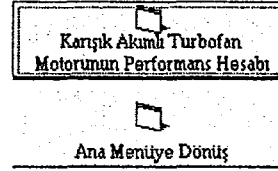
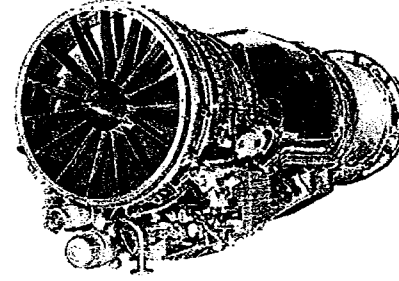
Bunlara ilave olarak, nem oranının motor performansı üzerindeki etkilerini incelenmesi amacıyla, motor test sonuçlarının incelenerek bunların bir veritabanı programında toplanması ve motor performansı üzerindeki etkileri araştırılabilir.

Motor performansı üzerinde yakıtın yanma ve buharlaşma etkisi, farklı yakıt tipleri seçilerek incelenebilir. Gaz türbinli motorun yakıt değişiminin ve bu yakıtın yanma ve buharlaşma özelliklerinin, yanma odası, dolayısıyla motor performansı üzerindeki etkisi araştırılabilir.

Oluşturulan simülasyon programlarına ilave olarak, motor çalışması esnasında bileşenlerde oluşabilecek hasarda motor davranışının nasıl olacağı, simülasyon programına ilave edilebilir ve bu şekilde farklı motor tipleri üzerinde hata modellemesi uygulamaları yapılabilir.

Ayrıca bu tez çalışmasında performans analizi yapılan 7 farklı motor tipine ek olarak turboşaft motorlarının performans analiz incelemesi için bir bilgisayar programı oluşturulabilir. Bu amaçla oluşturulacak simülasyon programı, TEI'de test ve montajı olacak turboşaft motorlarına uygulanabilir.

M0	1.95	CpAB (Btu/lbm-R)	0.295	ecH	0.90
İrtifa(ft)	2585	hPR (Btu/lbm-R)	18681	etH	0.89
T0 (R)	509.4515	Soğutma Hava%1(%)	5	etL	0.91
P0 (psia)	13.373	Soğutma Hava%2(%)	5	nb	0.98
Besleme Hava Oranı(%)	1	PIB	0.97	nAB	0.97
Şaft Katsayısı	0.0150	PI D Max	0.97	nnL	0.91
Gamma C	1.4	PI M Max	0.97	nnP	0.98
Gamma T	1.3	PI AB	0.96	nnH	0.98
Gamma AB	1.3	PI N	0.98	PI C	3.341
Cpc (Btu/lbm-R)	0.238	ec	0.89	PI C	28.9
Cpt (Btu/lbm-R)	0.295	Hava Debsi(lbm/s)	261.6		
Bypass Oranı	0.8				
T4(R)	2100				
T7(R)	2200				
M5	0.4				
POP9	1				



Şekil 7.2. F110-GE-129 giriş parametreleri

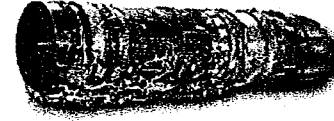
Kangık Akımlı Turbofan-AB Motorunun Performans Parametreleri

Motor Performans Parametreleri

Üzgöl Tepki Kuvveti(lbf/lbm/s)	95.6311
Üzgöl Yakıt Sarfiyatı(1/h)	0.9637
Toplam Yakıt-Hava Oranı	0.0256
Tepki Verimi (%)	59.6886
Isı Verim (%)	92.8906
V9/V0	2.3841
PT9/P9	0.0769
T9/T0	7.8057
Yanma Odası Yakıt-Hava Oranı	0.0002

Hava Debisi (Lbm/s) 261.6

Motor Tepki Kuvveti(lbs) 25017.0967



Parametreleri Dosyaya Kaydet

Kangık Akımlı Turbofan-AB Motorunun
Parametre Giriş Menüsü

Bileşen Davranışı

PITH	0.0224	TAUC	1.4729	TAUTL	0.3706	Yanma Odası Yakıt-Hava Oranı	0.0002
PITL	0.0089	TAUCH	1.9837	TAU LMD	5.1093	Ardyanma Yakıt-Hava Oranı	0.0256
PIM	2.2407	TAUTH	0.4584	TAULMD AB	5.3526	nc	0.8701
ncH	0.8665	nTH	0.9277	nL	0.9484	M5	5.1952
				M9	1.7259	M6	0.4202

Şekil 7.3. F110-GE-129 performans parametreleri

8.KAYNAKLAR

1. IVANOV, M.Ja, *Mathematical Models Of Gas Turbine Engines and Their Component*, AGARD-LS-198, 1994
2. ÜÇER, Ahmet S., *Turbomachinery Design Using CFD*, AGARD-LS-195, 1994
3. RAYMER, Daniel P., *Aircraft Design:A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, Third Printing, 1989
4. COVERT, E.Eugene, JAMES, R.J., KIMZEY,F.William, RICHEY,K.George, ROONEY, C. Eugene, *Thrust and Drag :Its Prediction and Verification*, AIAA Education Series,1985
5. BATHIE, William W., *Fundamentals Of Gas Turbine Engines*, John Wiley&Sons, Inc., Second Edition, 1996
6. COHEN, H., ROGERS, G.F.C., SARAVANAMUTTOO, H.I.H., *Gas Turbine Theory*, Third Edition, Longman Scientific&Technical, 1987
7. OATES, Gordon C., *Aerothermodynamic Of Gas Turbine and Rocket Propulsion*, AIAA Education Series, Second Edition, 1984
8. KARAGÜLLE, İhsan, PALA, Zeydin, *Microsoft Visual Basic 6.0*, Türkmen Kitapevi, 1999
9. ÇUBUKÇU, Faruk, *Microsoft Visual Basic 6.0*, Alfa Basım Yayım, 2. Baskı, 1999
10. MATTINGLY, D.Jack, HEISER, H. William, DALEY, H. Daniel, *Aircraft Engine Design*, AIAA Education Series, Third Printing, 1987
11. *Aerodinamik*, Hava Harp Okulu Yayınları, 1990

9. EKLER

Ek-1. Tasarım Analiz Denklemleri

Arđyanmalı ve arđyanmasız turbojet motorunun tasarım analiz denklemleri:

Girdi parametreleri:

T_0 ($^{\circ}\text{R}$), γ_c , γ_t , γ_{AB} , C_{pc} , C_{pt} , C_{pAB} (Btu/lbm $^{\circ}\text{R}$), h_{pR} (Btu/lbm), π_d , π_b , π_n , η_b , η_{AB} ,
 η_m , e_c , e_t , p_9/p_0 , τ_λ , $\tau_{\lambda AB}$, π_c , M_0 , h (ft), p_0 (psia), \dot{m}_0 (lbm/s)

Çıktı parametreleri:

$\frac{F}{\dot{m}_0}$ (lbm/lbm/s), S (lbm/h/lbf), f , f_{AB} , τ_t , π_t , p_{t9}/p_9 , T_9/T_0 , F

Denklemler:

$$T_0 = (T_{SL} - 6.5 \cdot 10^{-3} h \cdot 0.3048) \cdot 1.8 \quad [11] \quad [9.1]$$

$$p_0 = p_{SL} \left(1 - \frac{h \cdot 0.3048}{44330}\right)^{5.256} \cdot 0.000145077 \quad [9.1]$$

$$R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} C_{pc} (2.505) 10^4 \quad [9.2]$$

$$a_0 = \sqrt{\gamma_c R_c T_0} \quad [9.3]$$

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \quad [9.4]$$

$$\pi_r = \tau_r^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)} \quad [9.5]$$

$$\tau_c = \pi_c^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c e_c} \quad [9.6]$$

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{(h_{pR} \eta_b / C_{pc} T_0) - \tau_\lambda} \quad [9.7]$$

$$\tau_t = 1 - \frac{1}{\eta_m (1 + f)} \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} (\tau_c - 1) \quad [9.8]$$

$$\pi_t = \tau_t^{\gamma_t / (\gamma_t - 1) e_t} \quad [9.9]$$

$$\frac{p_{t9}}{p_9} = \frac{p_0}{p_9} \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_n \quad [9.10]$$

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{(C_{pc} / C_{pAB}) \tau_{\lambda AB}}{(p_{t9} / p_9)^{(\gamma_{AB} - 1) / \gamma_{AB}}} \quad [9.11]$$

Eğer ardyanma yoksa $\tau_{\lambda AB}$ yerine $\tau_{\lambda} \tau_t$ yazılabilir. Aynı zamanda C_{pAB} ve γ_{AB} yerine C_{pt} ve γ_t konulur.

$$f_{AB} = (1+f) \frac{\tau_{\lambda AB} - \tau_{\lambda} \tau_t}{(h_{PR} \eta_{AB} / C_{pc} T_0) - \tau_{\lambda AB}} \quad [9.12]$$

$$M_0 \frac{V_9}{V_0} = \left\{ \frac{2}{\gamma_c - 1} \tau_{\lambda AB} \left[1 - \left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{(1-\gamma_{AB})/\gamma_{AB}} \right] \right\}^{1/2} \quad [9.13]$$

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = a_0 \left\{ (1+f+f_{AB}) \left(M_0 \frac{V_9}{V_0} \right) - M_0 + \frac{(1+f+f_{AB})(T_9/T_0)}{\gamma_c \left(M_0 \frac{V_9}{V_0} \right)} \left(1 - \frac{P_0}{P_9} \right) \right\} \quad [9.14]$$

$$S = \frac{3600(f+f_{AB})}{F/g_0 \dot{m}_0} \quad [9.15]$$

$$F = (F/\dot{m}_0) \dot{m}_0 \quad [9.16]$$

Ayrık akımlı turbofan motorunun tasarım analiz denklemleri:

Girdi parametreleri:

T_0 ($^{\circ}R$), γ_c , γ_t , γ_{AB} , $\gamma_{AB'}$, C_{pc} , C_{pt} , C_{pAB} , $C_{pAB'}$ (Btu/lbm $^{\circ}R$), h_{PR} (Btu/lbm)
 π_d , π_b , π_n , π_n' , η_b , η_{AB} , $\eta_{AB'}$, η_m , e_c , e_c' , e_t , P_9/P_0 , P_9'/P_0 , τ_{λ} , $\tau_{\lambda AB}$, $\tau_{\lambda AB'}$
 π_c , π_c' , M_0 , h (ft), P_0 (psia), \dot{m}_0 ($\dot{m}_c + \dot{m}_F$), (lbm/s), α

Çıktı parametreleri:

$\frac{F}{(\dot{m}_c + \dot{m}_F)g_0}$ (lbf/lbm/s), S (lbm/h/lbf), f , f_{AB} , $f_{AB'}$, τ_t , π_t , P_{t9}/P_9 , $P_{t9'}/P_9$
 T_9/T_0 , T_9'/T_0 , F

Denklemler:

$$T_0 = (T_{SL} - 6.5 \cdot 10^{-3} h \cdot 0.3048) \cdot 1.8$$

$$P_0 = P_{SL} \left(1 - \frac{h \cdot 0.3048}{44330} \right)^{5.256} \cdot 0.000145077$$

$$R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} C_{pc} (2.505) 10^4$$

$$a_0 = \sqrt{\gamma_c R_c T_0}$$

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2$$

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

$$\tau_c = \pi_c^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} e_c$$

$$\tau_{c'} = \pi_{c'}^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} e_{c'} \quad [9.17]$$

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

$$\tau_t = 1 - \frac{1}{\eta_m (1 + f)} \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} [(\tau_c - 1) + \alpha(\tau_{c'} - 1)] \quad [9.18]$$

$$\pi_t = \tau_t^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)} e_t$$

$$\frac{p_{t9}}{p_9} = \frac{p_0}{p_9} \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_n$$

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{(C_{pc} / C_{pAB}) \tau_{\lambda AB}}{(p_{t9} / p_9)^{(\gamma_{AB} - 1)/\gamma_{AB}}}$$

Eğer birincil ardyanma yoksa $\tau_{\lambda AB}$ yerine $\tau_\lambda \tau_t$ yazılabilir. Aynı zamanda C_{pAB} ve γ_{AB} yerine C_{pt} ve γ_t konulur.

$$M_0 \frac{V_9}{V_0} = \left\{ \frac{2}{\gamma_c - 1} \tau_{\lambda AB} \left[1 - \left(\frac{p_{t9}}{p_9} \right)^{(1 - \gamma_{AB})/\gamma_{AB}} \right] \right\}^{1/2}$$

$$\frac{p_{t9'}}{p_9'} = \frac{p_0}{p_9'} \pi_r \pi_d \pi_c \pi_n' \quad [9.19]$$

$$\frac{T_9'}{T_0} = \frac{(C_{pc} / C_{pAB'}) \tau_{\lambda AB'}}{(p_{t9'} / p_9')^{(\gamma_{AB'} - 1)/\gamma_{AB'}}} \quad [9.20]$$

Eğer ikincil akımda ardyanma yoksa $\tau_{\lambda AB'}$ yerine $\tau_r \tau_{c'}$, $C_{pAB'}$ ve $\gamma_{AB'}$ yerine C_{pc} ve γ_c değerleri yazılır.

$$M_0 \frac{V_9'}{V_0} = \left\{ \frac{2}{\gamma_c - 1} \tau_{\lambda AB'} \left[1 - \left(\frac{p_{t9'}}{p_9'} \right)^{(1 - \gamma_{AB'})/\gamma_{AB'}} \right] \right\}^{1/2} \quad [9.21]$$

$$f_{AB} = (1 + f) \frac{\tau_{\lambda AB} - \tau_\lambda \tau_t}{(h_{PR} \eta_{AB} / C_{pc} T_0) - \tau_{\lambda AB}}$$

$$f_{AB'} = \frac{\tau_{\lambda AB'} - \tau_r \tau_{c'}}{(h_{PR} \eta_{AB'} / C_{pc} T_0) - \tau_{\lambda AB'}} \quad [9.22]$$

$$\frac{F}{\dot{m}_c + \dot{m}_F} = a_0 / (1 + \alpha) \left\{ (1 + f + f_{AB}) \left(M_0 \frac{V_9}{V_0} \right) - M_0 + \frac{(1 + f + f_{AB})(T_9 / T_0)}{\gamma_c \left(M_0 \frac{V_9}{V_0} \right)} \left(1 - \frac{p_0}{p_9} \right) \right\} \\ + \alpha \left[(1 + f_{AB'}) \left(M_0 \frac{V_{9'}}{V_0} \right) - M_0 + (1 + f_{AB'}) \frac{1}{\gamma_c \left(M_0 \frac{V_{9'}}{V_0} \right)} \frac{T_{9'}}{T_0} \left(1 - \frac{p_0}{p_{9'}} \right) \right] \quad [9.23]$$

Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım analiz denklemleri:

Girdi parametreleri:

$M_0, h(\text{ft}), T_0(^{\circ}\text{R}), p_0(\text{psia}), \beta, C_{TO}, \gamma_c, \gamma_t, \gamma_{AB}, C_{pc}, C_{pt}, C_{pAB}(\text{Btu}/\text{lbm}^{\circ}\text{R})$
 $h_{PR}(\text{Btu}/\text{lbm}), \varepsilon_1, \varepsilon_2, \pi_b, \pi_{d \max}, \pi_{M \max}, \pi_{AB}, \pi_n, e_{c'}, e_{cH}, e_{tH}, e_{tL}, \eta_b, \eta_{AB}, \eta_{mL}$
 $\eta_{mP}, \eta_{mH}, \pi_{c'}, \pi_c, \alpha, T_{t4} (^{\circ}\text{R}), T_{t7} (^{\circ}\text{R}), M_5, p_0/p_9, \dot{m}_0(\text{lbm}/\text{s})$

Çıktı parametreleri:

$F(\text{lbs}), F/\dot{m}_0(\text{lb}/\text{lbm}/\text{s}), S(1/h), f_0, \eta_P, \eta_{TH}, V_9/V_0, p_{t9}/p_9, T_9/T_0, \pi_{tH}, \pi_{tL}, \pi_M$
 $\tau_{c'}, \tau_{cH}, \tau_{tH}, \tau_{tL}, \tau_\lambda, \tau_{\lambda AB}, f, f_{AB}, \eta_{c'}, \eta_{cH}, \eta_{tH}, \eta_{tL}, M_5', M_6, M_9$

Denklemler:

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2$$

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

$$\pi_d = \pi_{d \max} \quad M_0 \leq 1$$

$$\pi_d = \pi_{d \max} \{1 - 0.075(M_0 - 1)^{1.35}\} \quad M_0 > 1 \quad [9.24]$$

$$\tau_\lambda = \frac{C_{pc} T_{t4}}{C_{pc} T_0} \quad [9.25]$$

$$\tau_{\lambda AB} = \frac{C_{pAB} T_{t7}}{C_{pc} T_0} \quad [9.26]$$

$$\pi_{cH} = \pi_c / \pi_{c'} \quad [9.27]$$

$$R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} C_{pc} \times 778.16 \quad [9.28]$$

$$R_t = \frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} C_{pt} \times 778.16 \quad [9.29]$$

$$R_{AB} = \frac{\gamma_{AB} - 1}{\gamma_{AB}} C_{pAB} \times 778.16 \quad [9.30]$$

$$h_0 = C_{pc} T_0 \times 778.16 \quad [9.31]$$

$$\tau_{c'} = \pi_{c'}^{(\gamma_c - 1)/(\gamma_c e_{c'})} \quad [9.32]$$

$$\eta_{c'} = \frac{\pi_{c'}^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1}{\tau_{c'} - 1} \quad [9.33]$$

$$\tau_{cH} = \pi_{cH}^{(\gamma_c - 1)/(\gamma_c e_{cH})} \quad [9.34]$$

$$\eta_{cH} = \frac{\pi_{cH}^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1}{\tau_{cH} - 1} \quad [9.35]$$

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_{c'} \tau_{cH}}{h_{PR} \eta_b / (C_{pc} T_0) - \tau_\lambda} \quad [9.36]$$

$$\tau_{m1} = \frac{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 \tau_r \tau_{c'} \tau_{cH} / \tau_\lambda}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1} \quad [9.37]$$

$$\tau_{tH} = 1 - \frac{\tau_r \tau_{c'} (\tau_{cH} - 1)}{\eta_{mH} \tau_\lambda \{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 \tau_r \tau_{c'} \tau_{cH} / \tau_\lambda\}} \quad [9.38]$$

$$\pi_{tH} = \tau_{tH}^{\gamma_t / \{(\gamma_t - 1) e_{tH}\}} \quad [9.39]$$

$$\eta_{tH} = \frac{1 - \tau_{tH}}{1 - \pi_{tH}^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}} \quad [9.40]$$

$$\tau_{m2} = \frac{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2 \{ \tau_r \tau_{c'} \tau_{cH} [\tau_\lambda \tau_{m1} \tau_{tH}]^{-1} \}}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2} \quad [9.41]$$

$$\tau_{tL} = 1 - \frac{(1 + \alpha) \{ \tau_r (\tau_{c'} - 1) + C_{TO} / \eta_{mP} \}}{\eta_{mL} \tau_\lambda \tau_{tH} \{ (1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + (\varepsilon_1 + \varepsilon_2 / \tau_{tH}) \tau_r \tau_{c'} \tau_{cH} / \tau_\lambda \}} \quad [9.42]$$

$$\pi_{tL} = \tau_{tL}^{\gamma_t / \{(\gamma_t - 1) e_{tL}\}} \quad [9.43]$$

$$\eta_{tL} = \frac{1 - \tau_{tL}}{1 - \pi_{tL}^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}} \quad [9.44]$$

$$\frac{P_{t5'}}{P_{t5}} = \frac{1}{\pi_{cH} \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL}} \quad [9.45]$$

$$\frac{T_{t5'}}{T_{t5}} = \frac{C_{pt} \tau_r \tau_c'}{C_{pc} \tau_\lambda \tau_{m1} \tau_{tH} \tau_{m2} \tau_{tL}} \quad [9.46]$$

$$\alpha' = \frac{\alpha}{(1-\beta-\varepsilon_1-\varepsilon_2)(1+f)+\varepsilon_1+\varepsilon_2} \quad [9.47]$$

$$R_5 = R_t; R_{5'} = R_c; C_{p5} = C_{pt}; C_{p5'} = C_{pc}; \gamma_5 = \gamma_t; \gamma_{5'} = \gamma_c$$

$$C_{p6} = \frac{C_{p5} + \alpha' C_{p5'}}{1 + \alpha'} \quad [9.48]$$

$$R_6 = \frac{R_5 + \alpha' R_{5'}}{1 + \alpha'} \quad [9.49]$$

$$\gamma_6 = \frac{C_{p6}}{C_{p6} - R_6 / 778.16} \quad [9.50]$$

$$\tau_M = \frac{C_{p5} (1 + \alpha' (C_{p5'} T_{t5'}) / (C_{p5} T_{t5}))}{C_{p6} (1 + \alpha')} \quad [9.51]$$

$$M_{5'} = \left[\frac{2}{\gamma_{5'} - 1} \left\{ \left[\frac{p_{t5'}}{p_{t5}} \left(1 + \frac{\gamma_5 - 1}{2} M_5^2 \right) \gamma_5^{1/(\gamma_5 - 1)} \right]^{\gamma_{5'} / (\gamma_{5'} - 1)} - 1 \right\} \right]^{1/2} \quad [9.52]$$

$$\frac{A_{5'}}{A_5} = \alpha' \frac{M_5}{M_{5'}} \left\{ \frac{\gamma_5 R_5 T_{t5'} \left(1 + \frac{\gamma_5 - 1}{2} M_5^2 \right)}{\gamma_{5'} R_5 T_{t5} \left(1 + \frac{\gamma_{5'} - 1}{2} M_{5'}^2 \right)} \right\}^{1/2} \quad [9.53]$$

$$\varphi(M_5, \gamma_5) = \frac{M_5^2 \left(1 + \frac{\gamma_5 - 1}{2} M_5^2 \right)}{(1 + \gamma_5 M_5^2)^2} \quad [9.54]$$

$$\varphi(M_{5'}, \gamma_{5'}) = \frac{M_{5'}^2 \left(1 + \frac{\gamma_{5'} - 1}{2} M_{5'}^2 \right)}{(1 + \gamma_{5'} M_{5'}^2)^2} \quad [9.55]$$

$$\varphi = \left\{ \frac{1 + \alpha'}{\frac{1}{\sqrt{\varphi(M_5, \gamma_5)}} + \alpha' \sqrt{\frac{R_{5'} \gamma_5}{\gamma_{5'} R_5} \sqrt{\frac{T_{t5'}}{T_{t5}}}} \right\}^2 \frac{\gamma_5 R_6}{\gamma_6 R_5} \tau_M \quad [9.56]$$

$$M_6 = \left\{ \frac{2\varphi}{(1 - 2\gamma_6\varphi) + \sqrt{1 - 2(\gamma_6 + 1)\varphi}} \right\}^{1/2} \quad [9.57]$$

$$\text{MFP}(M_6, \gamma_6, R_6) = \frac{M_6 \sqrt{\gamma_6 g_c / R_6}}{\left(1 + \frac{\gamma_6 - 1}{2} M_6^2\right)^{\frac{\gamma_6 + 1}{2(\gamma_6 - 1)}}} \quad [9.58]$$

$$\text{MFP}(M_5, \gamma_5, R_5) = \frac{M_5 \sqrt{\gamma_5 g_c / R_5}}{\left(1 + \frac{\gamma_5 - 1}{2} M_5^2\right)^{\frac{\gamma_5 + 1}{2(\gamma_5 - 1)}}} \quad [9.59]$$

$$\pi_{\text{Mideal}} = \frac{1 + \alpha'}{1 + A_5' / A_5} \sqrt{\tau_M} \frac{\text{MFP}(M_5, \gamma_5, R_5)}{\text{MFP}(M_6, \gamma_6, R_6)} \quad [9.60]$$

$$\pi_M = \pi_{M \max} \pi_{\text{Mideal}} \quad [9.61]$$

$$f_{AB} = \left\{1 + f \frac{1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2}{1 + \alpha - \beta}\right\} \frac{\tau_{\lambda AB} - \tau_{\lambda} \tau_{m1} \tau_{tH} \tau_{m2} \tau_{tL} \tau_M (C_{p6} / C_{pt})}{h_{PR} \eta_{AB} / (C_{pc} T_0) - \tau_{\lambda AB}} \quad [9.62]$$

$$f_0 = [f(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) + f_{AB}(1 + \alpha - \beta)] / (1 + \alpha) \quad [9.63]$$

$$\frac{p_{t9}}{p_9} = \left(\frac{p_0}{p_9}\right) \pi_r \pi_d \pi_c' \pi_{cH} \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_M \pi_{AB} \pi_n \quad [9.64]$$

$$M_9 = \left\{ \frac{2}{\gamma_{AB} - 1} \left[\left(\frac{p_{t9}}{p_9}\right)^{\frac{\gamma_{AB} - 1}{\gamma_{AB}}} - 1 \right] \right\}^{1/2} \quad [9.65]$$

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{C_{pc} \tau_{\lambda AB} / C_{pAB}}{(p_{t9} / p_9)^{(\gamma_{AB} - 1) / \gamma_{AB}}} \quad [9.66]$$

$$\frac{V_9}{V_0} = \left\{ \frac{\tau_{\lambda AB}}{\tau_r - 1} \left[1 - (p_{t9} / p_9)^{(1 - \gamma_{AB}) / \gamma_{AB}} \right] \right\}^{1/2} \quad [9.67]$$

$$V_0 = M_0 \sqrt{\gamma_c R_c g_c T_0} \quad [9.68]$$

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{V_0}{g_c} \left\{ \left[\left(1 + f_0 - \frac{\beta}{1 + \alpha}\right) \frac{V_9}{V_0} - 1 \right] + \left[\left(1 + f_0 - \frac{\beta}{1 + \alpha}\right) \frac{R_{AB}}{R_c} \frac{V_0}{V_9} \frac{T_9}{T_0} \frac{(1 - p_0 / p_9)}{\gamma_c M_0^2} \right] \right\} \quad [9.69]$$

$$S = \frac{f_0 \times 3600}{F / \dot{m}_0} \quad [9.70]$$

$$\eta_P = \frac{2 \frac{F}{\dot{m}_0} \frac{g_c}{V_0}}{\left\{ 1 + f_0 - \left(\frac{\beta}{1 + \alpha}\right) \left(\frac{V_9}{V_0}\right)^2 - 1 \right\}} \quad [9.71]$$

$$\eta_{TH} = \frac{\frac{V_0^2}{2g_c} \left\{ 1 + f_0 - \left(\frac{\beta}{1 + \alpha} \right) \left(\frac{V_9}{V_0} \right)^2 - 1 \right\} + C_{TO} h_0}{f_0 h_{PR} \times 778.16} \quad [9.72]$$

$$F = (F / \dot{m}_0) \dot{m}_0 \quad [9.73]$$

Yüksek bypass oranlı turbofan motorunun tasarım analiz denklemleri:

Girdi parametreleri:

$$M_0, h(\text{ft}), T_0(^{\circ}\text{R}), p_0(\text{psia}), \beta, C_{TO}, \gamma_c, \gamma_t, C_{pc}, C_{pt}(\text{Btu/lbm}^{\circ}\text{R})$$

$$h_{PR}(\text{Btu/lbm}), \varepsilon_1, \varepsilon_2, \pi_b, \pi_{d \max}, \pi_{n'}, \pi_n, e_{c'}, e_{cH}, e_{tH}, e_{tL}, \eta_b, \eta_{mL}$$

$$\eta_{mP}, \eta_{mH}, \pi_{c'}, \pi_c, \alpha, T_{t4} (^{\circ}\text{R}), \dot{m}_0(\text{lbm/s})$$

Çıktı parametreleri:

$$F(\text{lbs}), F / \dot{m}_0(\text{lbm/s}), S(1/h), f_0, \eta_P, \eta_{TH}, V_9 / V_0, V_{9'} / V_0, p_{t9} / p_9, p_{t9'} / p_{9'}, T_9 / T_0, T_{9'} / T_0$$

$$\pi_{tH}, \pi_{tL}, \pi_M, \tau_{c'}, \tau_{cH}, \tau_{tH}, \tau_{tL}, \tau_{\lambda}, f, \eta_{c'}, \eta_{cH}, \eta_{tH}, \eta_{tL}, M_{9'}, M_9, p_0 / p_9, p_0 / p_{9'}$$

Denklemler:

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2$$

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

$$\pi_d = \pi_{d \max} \quad M_0 \leq 1$$

$$\pi_d = \pi_{d \max} \{ 1 - 0.075(M_0 - 1)^{1.35} \} \quad M_0 > 1$$

$$\tau_{\lambda} = \frac{C_{pc} T_{t4}}{C_{pc} T_0}$$

$$\pi_{cH} = \pi_c / \pi_{c'}$$

$$R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} C_{pc} \times 778.16$$

$$R_t = \frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} C_{pt} \times 778.16$$

$$h_0 = C_{pc} T_0 \times 778.16$$

$$\tau_{c'} = \pi_{c'}^{(\gamma_c - 1) / (\gamma_c e_{c'})}$$

$$\eta_{c'} = \frac{\pi_{c'}^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c} - 1}{\tau_{c'} - 1}$$

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

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

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

$$\tau_{m1} = \frac{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 \tau_r \tau_{c'} \tau_{cH} / \tau_\lambda}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1}$$

$$\tau_{tH} = 1 - \frac{\tau_r \tau_{c'} (\tau_{cH} - 1)}{\eta_{mH} \tau_\lambda \{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 \tau_r \tau_{c'} \tau_{cH} / \tau_\lambda\}}$$

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

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

$$\tau_{m2} = \frac{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2 \{ \tau_r \tau_{c'} \tau_{cH} [\tau_\lambda \tau_{m1} \tau_{tH}]^{-1} \}}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2}$$

$$\tau_{tL} = 1 - \frac{(1 + \alpha) \{ \tau_r (\tau_{c'} - 1) + C_{TO} / \eta_{mP} \}}{\eta_{mL} \tau_\lambda \tau_{tH} [(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + (\varepsilon_1 + \varepsilon_2 / \tau_{tH}) \tau_r \tau_{c'} \tau_{cH} / \tau_\lambda]}$$

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

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

$$p_{t9} / p_0 = \pi_r \pi_d \pi_{c'} \pi_{cH} \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_n \quad [9.74]$$

Eğer $p_{t9} / p_0 > \left(\frac{\gamma_t + 1}{2}\right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}$ ise

$$M_9 = 1, \quad \frac{p_{t9}}{p_9} = \left(\frac{\gamma_t + 1}{2}\right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}, \quad \frac{p_0}{p_9} = \frac{p_{t9}}{p_9 / p_0}$$

$$\text{değilse } \frac{p_0}{p_9} = 1, \quad \frac{p_{t9}}{p_9} = \frac{p_{t9}}{p_0} \text{ ve } M_9 = \left\{ \frac{2}{\gamma_t - 1} \left[\left(\frac{p_{t9}}{p_0}\right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} - 1 \right] \right\}^{1/2} \quad [9.75]$$

$$\frac{p_{t9}'}{p_0} = \pi_r \pi_d \pi_{c'} \pi_n' \quad [9.76]$$

Eğer $p_{t9'}/p_0 > (\frac{\gamma_c + 1}{2})^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}$ ise

$$M_{9'} = 1, \frac{p_{t9'}}{p_9} = (\frac{\gamma_c + 1}{2})^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}, \frac{p_0}{p_{9'}} = \frac{p_{t9'}/p_{9'}}{p_{t9'}/p_0}$$

$$\text{değilse } \frac{p_0}{p_{9'}} = 1, \frac{p_{t9'}}{p_{9'}} = \frac{p_{t9'}}{p_0} \text{ ve } M_{9'} = \left\{ \frac{2}{\gamma_c - 1} \left[\left(\frac{p_{t9'}}{p_0} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1 \right] \right\}^{1/2} \quad [9.77]$$

$$f_0 = f(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)/(1 + \alpha)$$

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{C_{pc} \tau_\lambda \tau_{m1} \tau_{tH} \tau_{m2} \tau_{tL}}{C_{pt} (p_{t9}/p_9)^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}} \quad [9.78]$$

$$\frac{T_{9'}}{T_0} = \frac{\tau_r \tau_{c'}}{(p_{t9'}/p_{9'})^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c}} \quad [9.79]$$

$$\frac{V_9}{V_0} = \left\{ \frac{\tau_\lambda \tau_{m1} \tau_{tH} \tau_{m2} \tau_{tL}}{\tau_r - 1} [1 - (p_{t9}/p_9)^{(1 - \gamma_t)/\gamma_t}] \right\}^{1/2} \quad [9.80]$$

$$\frac{V_{9'}}{V_0} = \left\{ \frac{\tau_r \tau_{c'}}{\tau_r - 1} [1 - (p_{t9'}/p_{9'})^{(1 - \gamma_c)/\gamma_c}] \right\}^{1/2} \quad [9.81]$$

$$V_0 = M_0 \sqrt{\gamma_c R_c g_c T_0}$$

$$\begin{aligned} \frac{F}{\dot{m}_0} = & \frac{V_0}{g_c} \frac{1}{1 + \alpha} \left\{ \left[\left(1 + f_0 - \frac{\beta}{1 + \alpha} \right) \frac{V_9}{V_0} - 1 \right] + \left[(1 + f_0(1 + \alpha) - \beta) \frac{R_t}{R_c} \frac{V_0}{V_9} \frac{T_9}{T_0} \frac{(1 - p_0/p_9)}{\gamma_c M_0^2} \right] \right. \\ & \left. + \alpha \left[\frac{V_{9'}}{V_0} - 1 + \frac{V_0}{V_{9'}} \frac{T_{9'}}{T_0} \frac{(1 - p_0/p_{9'})}{\gamma_c M_0^2} \right] \right\} \end{aligned} \quad [9.82]$$

$$S = \frac{f_0 \times 3600}{F/\dot{m}_0}$$

$$\eta_P = \frac{2(1 + \alpha) \frac{F}{\dot{m}_0} \frac{g_c}{V_0}}{\left\{ (1 + f_0(1 + \alpha) - \beta) \left(\frac{V_9}{V_0} \right)^2 - 1 + \alpha \left[\left(\frac{V_{9'}}{V_0} \right)^2 - 1 \right] \right\}} \quad [9.83]$$

$$\eta_{TH} = \frac{\frac{V_0^2}{g_c} \frac{1}{1 + \alpha} \left\{ \left(1 + f_0 - \frac{\beta}{1 + \alpha} \right) \left(\frac{V_9}{V_0} \right)^2 - 1 + \alpha \left[\left(\frac{V_{9'}}{V_0} \right)^2 - 1 \right] \right\} + C_{TO} h_0}{f_0 h_{PR} \times 778.16} \quad [9.84]$$

$$F = (F/\dot{m}_0) \dot{m}_0$$

Turboprop motorunun tasarım analiz denklemleri:

Girdi parametreleri:

$M_0, h(\text{ft}), T_0(^{\circ}\text{R}), p_0(\text{psia}), \beta, C_{T0}, \gamma_c, \gamma_t, C_{pc}, C_{pt}(\text{Btu}/\text{lbm}^{\circ}\text{R})$
 $h_{PR}(\text{Btu}/\text{lbm}), \varepsilon_1, \varepsilon_2, \pi_b, \pi_{d\max}, \pi_n, e_c, e_{tH}, e_{tL}, \eta_b, \eta_g, \eta_{prop}, \eta_{mL}$
 $\eta_{mP}, \eta_{mH}, \pi_c, T_{t4} (^{\circ}\text{R}), \dot{m}_0(\text{lbm}/\text{s})$

Çıktı parametreleri:

$F(\text{lbf}), F/\dot{m}_0(\text{lbf}/\text{lbm}/\text{s}), P/\dot{m}_0(\text{hp}/\text{lbm}/\text{s}), S(1/\text{h}), f_0, f, S_P(\text{lbm}/\text{h}/\text{hp}), \eta_P, \eta_{TH}, V_9/V_0$
 $C_C, C_{prop}, p_{t9}/p_9, T_9/T_0, \pi_{tH}, \pi_{tL}, \tau_c, \tau_{tH}, \tau_{tL}, \tau_\lambda, f, \eta_c, \eta_{tH}, \eta_{tL}, M_9, p_0/p_9$

Denklemler:

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2$$

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

$$\pi_d = \pi_{d\max} \quad M_0 \leq 1$$

$$\tau_\lambda = \frac{C_{pc} T_{t4}}{C_{pc} T_0}$$

$$R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} C_{pc} \times 778.16$$

$$R_t = \frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} C_{pt} \times 778.16$$

$$h_0 = C_{pc} T_0 \times 778.16$$

$$\tau_c = \pi_c^{(\gamma_c - 1) / (\gamma_c e_c)} \quad [9.85]$$

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c} - 1}{\tau_c - 1} \quad [9.86]$$

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{h_{PR} \eta_b / (C_{pc} T_0) - \tau_\lambda} \quad [9.87]$$

$$\tau_{mI} = \frac{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 \tau_r \tau_c / \tau_\lambda}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1} \quad [9.88]$$

$$\tau_{tH} = 1 - \frac{\tau_r(\tau_c - 1)}{\eta_{mH}\tau_\lambda \{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1\tau_r\tau_c / \tau_\lambda\}} \quad [9.89]$$

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

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

$$\tau_{m2} = \frac{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2 \{\tau_r\tau_c[\tau_\lambda\tau_{m1}\tau_{tH}]^{-1}\}}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2} \quad [9.90]$$

$$\tau_{tL} = \frac{\tau_t}{\tau_{m1}\tau_{m2}\tau_{tH}} \quad [9.91]$$

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

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

$$p_{t9} / p_0 = \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_n \quad [9.92]$$

Eğer $p_{t9} / p_0 > \left(\frac{\gamma_t + 1}{2}\right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}$ ise

$$M_9 = 1, \quad \frac{p_{t9}}{p_9} = \left(\frac{\gamma_t + 1}{2}\right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}, \quad \frac{p_0}{p_9} = \frac{p_{t9} / p_9}{p_{t9} / p_0}$$

$$\text{değilse } \frac{p_0}{p_9} = 1, \quad \frac{p_{t9}}{p_9} = \frac{p_{t9}}{p_0} \text{ ve } M_9 = \left\{ \frac{2}{\gamma_t - 1} \left[\left(\frac{p_{t9}}{p_0} \right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} - 1 \right] \right\}^{1/2} \quad [9.93]$$

$$f_0 = f(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) \quad [9.94]$$

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{C_{pc}\tau_\lambda\tau_{m1}\tau_{tH}\tau_{m2}\tau_{tL}}{C_{pt}(p_{t9}/p_9)^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}}$$

$$\frac{V_9}{V_0} = \left\{ \frac{\tau_\lambda\tau_{m1}\tau_{tH}\tau_{m2}\tau_{tL}}{\tau_r - 1} [1 - (p_{t9}/p_9)^{(1 - \gamma_t)/\gamma_t}] \right\}^{1/2}$$

$$V_0 = M_0 \sqrt{\gamma_c R_c g_c T_0}$$

$$C_C = (\gamma_c - 1)M_0^2 \left\{ [(1 + f_0 - \beta) \frac{V_9}{V_0} - 1] + [(1 + f_0 - \beta) \frac{R_t}{R_c} \frac{V_0}{V_9} \frac{T_9}{T_0} \frac{(1 - p_0/p_9)}{\gamma_c M_0^2}] \right\} \quad [9.95]$$

$$C_{prop} = \eta_{prop} \eta_g \left\{ \eta_{mL} (1 + f_0 - \beta) \tau_\lambda \tau_{m1} \tau_{m2} \tau_{tH} (1 - \tau_{tL}) - \frac{C_{TO}}{\eta_{mP}} \right\} \quad [9.96]$$

$$C_{\text{TOTAL}} = C_{\text{prop}} + C_C \quad [9.97]$$

$$\frac{P}{\dot{m}_0} = \frac{778.16}{550} C_{\text{TOTAL}} C_{\text{pc}} T_0 \quad [9.98]$$

$$S_P = \frac{32.174 \times 778.16 f_0}{C_{\text{TOTAL}} C_{\text{pc}} T_0} \quad [9.99]$$

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = 778.16 \frac{C_{\text{TOTAL}} C_{\text{pc}} T_0}{V_0} \quad [9.100]$$

$$S = \frac{3600}{778.16} \frac{f_0 V_0}{C_{\text{TOTAL}} C_{\text{pc}} T_0} \quad [9.101]$$

$$\eta_P = \frac{C_{\text{TOTAL}}}{\frac{C_{\text{prop}}}{\eta_{\text{prop}}} + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \left\{ (1 + f_0 - \beta) \left(\frac{V_0}{V_0} \right)^2 - 1 \right\}} \quad [9.102]$$

$$\eta_{\text{TH}} = \frac{C_{\text{TOTAL}} + C_{\text{TO}}}{f_0 h_{\text{PR}} / C_{\text{pc}} T_0} \quad [9.103]$$

$$F = (F / \dot{m}_0) \dot{m}_0$$

Ek-2 Tasarım Dışı Analiz Denklemleri

Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunun tasarım dışı analiz

denklemleri:

Girdi parametreleri:

$M_0, h(\text{ft}), T_0(^{\circ}\text{R}), p_0(\text{psia}), \beta, C_{TO}, \gamma_c, \gamma_t, \gamma_{AB}, C_{pc}, C_{pt}, C_{pAB} (\text{Btu} / \text{lbm}^{\circ}\text{R})$
 $h_{PR} (\text{Btu} / \text{lbm}), \varepsilon_1, \varepsilon_2, \pi_b, \pi_{d \max}, \pi_{M \max}, \pi_{AB}, \pi_n, \eta_b, \eta_{AB}, \eta_{mL}, \tau_{m1}, \tau_{m2}, \tau_{tH}, p_0 / p_9$
 $A_5' / A_5, \eta_{mP}, \eta_{mH}, \alpha, T_{t4} (^{\circ}\text{R}), T_{t7} (^{\circ}\text{R}), \eta_{c'}, \eta_{cH}, \eta_{tL}$
 $M_{0R}, p_{0R} (\text{psia}), T_{0R} (^{\circ}\text{R}), \tau_{tR}, \pi_{tR}, \pi_{dR}, \pi_{c'R}, \pi_{cHR}, \pi_{tLR}, \pi_{MR}, \tau_{c'R}, \tau_{cHR}, \tau_{tLR}, \tau_{MR}$
 $\alpha_R, \alpha'_R, \Gamma_{8R}, (A / A^*)_{5R}, (p_{t5'} / p_{t5})_R, C_{TOR}$

Çıktı parametreleri:

$F(\text{lb}f), \dot{m}_0 (\text{lbm} / \text{s}), S(\text{l} / \text{h}), f_0, \eta_P, \eta_{TH}, \alpha, V_9 / V_0, p_{t9} / p_9, T_9 / T_0, \pi_{cH}, \pi_{c'}, \pi_{tL}, \pi_M$
 $\tau_{c'}, \tau_{cH}, \tau_M, \tau_{tL}, \tau_{\lambda}, \tau_{\lambda AB}, f, f_{AB}, M_5, M_5', M_6, M_9$

Denklemler:

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2$$

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

$$\pi_d = \pi_{d \max} \quad M_0 \leq 1$$

$$\pi_d = \pi_{d \max} \{1 - 0.075(M_0 - 1)^{1.35}\} \quad M_0 > 1$$

$$\tau_{\lambda} = \frac{C_{pc} T_{t4}}{C_{pc} T_0}$$

$$\tau_{\lambda AB} = \frac{C_{pAB} T_{t7}}{C_{pc} T_0}$$

$$h_0 = C_{pc} T_0 \times 778.16$$

$$R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} C_{pc} \times 778.16$$

$$R_t = \frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} C_{pt} \times 778.16$$

$$R_{AB} = \frac{\gamma_{AB} - 1}{\gamma_{AB}} C_{pAB} \times 778.16 \quad ; R_{ABR} = R_{AB} ; C_{pABR} = C_{pAB}$$

τ_{tL}, \dot{m}_0 ve α ' ilk değerleri

$$\tau_{tL} = \tau_{tLR} ; \dot{m}_0 = \dot{m}_{0R} ; \alpha = \frac{\alpha_R T_0 \tau_r}{T_{0R} \tau_{rR}}$$

$$\alpha' = \frac{\alpha}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 - \varepsilon_2}$$

$$\pi_{tL} = \left\{ 1 - \frac{1 - \tau_{tL}}{\eta_{tL}} \right\} \gamma_t / (\gamma_t - 1) \quad [9.104]$$

$$\alpha = \alpha_R \frac{\alpha'}{\alpha'_R} \quad [9.105]$$

$$A = \left(\frac{1 - \tau_{tL}}{1 - \tau_{tLR}} \right) \frac{\tau_\lambda / \tau_r}{(\tau_\lambda / \tau_r)_R} \frac{1 + \alpha_R}{1 + \alpha}$$

$$\tau_{c'} = 1 + A(\tau_{c'R} - 1) + \left\{ \frac{C_{TO}}{\tau_r \eta_{mP}} \right\}_R \left\{ A - \frac{(\tau_r \dot{m}_0 T_0)_R}{\tau_r \dot{m}_0 T_0} \right\} \quad [9.106]$$

$$\pi_{c'} = \{ 1 + (\tau_{c'} - 1) \eta_{c'} \} \gamma_c / (\gamma_c - 1) \quad [9.107]$$

$$\tau_{cH} = \frac{1}{1 - \varepsilon_1 \eta_{mH} (1 - \tau_{tH})} + \frac{\tau_\lambda / \tau_r}{(\tau_\lambda / \tau_r)_R} \frac{\tau_{c'R}}{\tau_{c'}} \left\{ \tau_{cHR} - \frac{1}{1 - \varepsilon_1 \eta_{mH} (1 - \tau_{tH})} \right\} \quad [9.108]$$

$$\pi_{cH} = \{ 1 + (\tau_{cH} - 1) \eta_{cH} \} \gamma_c / (\gamma_c - 1) \quad [9.109]$$

$$R_5 = R_t, R_{5'} = R_c, C_{p5} = C_{pt}, C_{p5'} = C_{pc}, \gamma_5 = \gamma_t, \gamma_{5'} = \gamma_c$$

$$\frac{1}{M_5} \left\{ \frac{2}{\gamma_5 + 1} \left(1 + \frac{\gamma_5 - 1}{2} M_5^2 \right) \right\}^{\frac{\gamma_5 + 1}{2(\gamma_5 - 1)}} = \left[\left(\frac{A}{A^*} \right)_5 \right]_R \left(\frac{\pi_{tL}}{\pi_{tLR}} \right) \sqrt{\frac{\tau_{tLR}}{\tau_{tL}}} \quad [9.110]$$

$$\frac{p_{t5'}}{p_{t5}} = \frac{(\pi_{cH} \pi_{tL})_R}{\pi_{cH} \pi_{tL}} \left(\frac{p_{t5'}}{p_{t5}} \right)_R \left(1 + \frac{\gamma_5 - 1}{\gamma_5} M_5^2 \right)^{\frac{\gamma_5}{\gamma_5 - 1}} \quad [9.111]$$

Eğer $p_{t5'} > p_{t5}$ ise devam et. Değilse τ_{tL} değerini artır ve [9.104] denklemine geri dön.

$$M_{5'} = \left\{ \frac{2}{\gamma_{5'} - 1} \left[\left(\frac{p_{t5'}}{p_{5'}} \right)^{\frac{\gamma_{5'} - 1}{\gamma_{5'}}} - 1 \right] \right\}^{1/2} \quad [9.112]$$

Eğer $M_{5'} < 0.95$ ise devam et. Değilse τ_{tL} değerini artır ve [9.104] denklemine geri dön.

$$\tau_{tLN} = \frac{\tau_r \tau_{c'}}{\tau_\lambda \tau_{m1} \tau_{m2} \tau_{tH}} \left(\frac{\alpha' M_5}{A_{5'}/A_5 M_{5'}} \right) \frac{\gamma_5 C_{p5} \left(1 + \frac{\gamma_5 - 1}{2} M_5^2\right)}{\gamma_{5'} C_{p5'} \left(1 + \frac{\gamma_{5'} - 1}{2} M_{5'}^2\right)} \quad [9.113]$$

Eğer $|\tau_{tLN} - \tau_{tL}| \leq 0.0001$ ise devam et. Değilse τ_{tL} değerini arttır ve [9.104] denklemine geri dön.

$$C_{p6} = \frac{C_{p5} + \alpha' C_{p5'}}{1 + \alpha'}, \quad R_6 = \frac{R_5 + \alpha' R_{5'}}{1 + \alpha'}, \quad \gamma_6 = \frac{C_{p6}}{C_{p6} - R_6 / 778.16}$$

$$\frac{T_{t5'}}{T_{t5}} = \frac{C_{pt} \tau_r \tau_{c'}}{C_{pc} \tau_\lambda \tau_{m1} \tau_{m2} \tau_{tH} \tau_{tL}}$$

$$\tau_M = \frac{C_{p5} \left(1 + \alpha' (C_{p5'} T_{t5'}) / (C_{p5} T_{t5})\right)}{C_{p6} (1 + \alpha')} \quad [9.114]$$

$$\varphi(M_5, \gamma_5) = \frac{M_5^2 \left(1 + \frac{\gamma_5 - 1}{2} M_5^2\right)}{(1 + \gamma_5 M_5^2)^2}$$

$$\varphi(M_{5'}, \gamma_{5'}) = \frac{M_{5'}^2 \left(1 + \frac{\gamma_{5'} - 1}{2} M_{5'}^2\right)}{(1 + \gamma_{5'} M_{5'}^2)^2}$$

$$\varphi = \left\{ \frac{1 + \alpha'}{\frac{1}{\sqrt{\varphi(M_5, \gamma_5)}} + \alpha' \sqrt{\frac{R_{5'} \gamma_5}{\gamma_{5'} R_5} \sqrt{\frac{T_{t5'}}{T_{t5}} \varphi(M_5, \gamma_5)}}} \right\}^2 \frac{\gamma_5 R_6}{\gamma_6 R_5} \tau_M$$

$$M_6 = \left\{ \frac{2\varphi}{(1 - 2\gamma_6\varphi) + \sqrt{1 - 2(\gamma_6 + 1)\varphi}} \right\}^{1/2}$$

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

$$\text{MFP}(M_5, \gamma_5, R_5) = \frac{M_5 \sqrt{\gamma_5 g_c / R_5}}{\left(1 + \frac{\gamma_5 - 1}{2} M_5^2\right)^{\frac{\gamma_5 + 1}{2(\gamma_5 - 1)}}}$$

$$\pi_{\text{Mideal}} = \frac{1 + \alpha'}{1 + A_{5'}/A_5} \sqrt{\tau_M} \frac{\text{MFP}(M_5, \gamma_5, R_5)}{\text{MFP}(M_6, \gamma_6, R_6)}$$

$$\pi_M = \pi_M \max \pi_{Mideal}$$

Eğer ardyanma varsa $\gamma_8 = \gamma_{AB}$, ardyanma yoksa $\gamma_8 = \gamma_6$

Eğer $p_{t9} / p_9 > (\frac{\gamma_8 + 1}{2})^{\gamma_8 / (\gamma_8 - 1)}$ ise egzostaki akış boğulmuştur. Değilse akış

boğulmamıştır. Egzos akışının boğulması durumunda

$$\Gamma_8 = \sqrt{\gamma_8} \left(\frac{2}{\gamma_8 + 1} \right)^{\frac{\gamma_8 + 1}{2(\gamma_8 - 1)}}$$

$$\alpha'_N = \left\{ (1 + \alpha') \frac{\sqrt{\tau_{tL} \tau_M}}{\pi_{tL} \pi_M} \right\}_R \frac{\pi_{tL} \pi_M}{\sqrt{\tau_{tL} \tau_M}} \frac{\Gamma_8}{\Gamma_{8R}} - 1 \quad [9.115]$$

Eğer egzostaki akış boğulmamışsa

$$\alpha'_N = (1 + \alpha'_R) \frac{\pi_{tL} \pi_M}{(\pi_{tL} \pi_M)_R} \frac{\sqrt{(\tau_{tL} \tau_M)_R}}{\sqrt{\tau_{tL} \tau_M}} \frac{A_8}{A_{8R}} \frac{MFP(M_9, \gamma_9, R_9)}{MFP(M_9, \gamma_9, R_9)_R} - 1 \quad [9.116]$$

Eğer $|\alpha' - \alpha'_N| \leq 0.0001$ ise devam et. Değilse $\alpha' = \alpha'_N$ al ve [9.104] denkleminde geri dön.

$$\dot{m}_{0N} = \dot{m}_{0R} \frac{1 + \alpha}{1 + \alpha_R} \frac{p_0 \pi_r \pi_d \pi_c \pi_{cH}}{(p_0 \pi_r \pi_d \pi_c \pi_{cH})_R} \sqrt{\frac{T_{t4R}}{T_{t4}}} \quad [9.117]$$

Eğer $|\dot{m}_{0N} - \dot{m}_0| \leq 0.0001$ ise devam et. Değilse $\dot{m}_0 = \dot{m}_{0N}$ al ve [9.104] denkleminde geri dön.

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

$$\frac{T_{t5}}{T_{t4}} = \tau_{m1} \tau_{tH} \tau_{m2} \tau_{tL}$$

Eğer $T_{t7} \geq T_{t7R}$ ise devam et. Değilse

$$x = (T_{t7} - T_{t6}) / (T_{t7R} - T_{t6})$$

$$C_{pAB} = C_{p6} + x(C_{pABR} - C_{p6})$$

$$R_{AB} = R_6 + x(R_{ABR} - R_6)$$

$$\tau_{\lambda AB} = \frac{C_{pAB} T_{t7}}{C_{pc} T_0}$$

$$f_{AB} = \left\{ 1 + f \frac{1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2}{1 + \alpha - \beta} \right\} \frac{\tau_{\lambda AB} - \tau_{\lambda} \tau_{m1} \tau_{tH} \tau_{m2} \tau_{tL} \tau_M (C_{p6} / C_{pt})}{h_{PR} \eta_{AB} / (C_{pc} T_0) - \tau_{\lambda AB}}$$

$$f_0 = [f(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) + f_{AB}(1 + \alpha - \beta)] / (1 + \alpha)$$

$$\frac{p_{t9}}{p_9} = \left(\frac{p_0}{p_9} \right) \pi_r \pi_d \pi_c \pi_{cH} \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_M \pi_{AB} \pi_n$$

$$M_9 = \left\{ \frac{2}{\gamma_8 - 1} \left[\left(\frac{p_{t9}}{p_9} \right)^{\frac{\gamma_8 - 1}{\gamma_8}} - 1 \right] \right\}^{1/2}$$

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{C_{pc} \tau_{\lambda AB} / C_{pAB}}{(p_{t9} / p_9)^{(\gamma_8 - 1) / \gamma_8}}$$

$$\frac{V_9}{V_0} = \left\{ \frac{\tau_{\lambda AB}}{\tau_r - 1} \left[1 - (p_{t9} / p_9)^{(1 - \gamma_8) / \gamma_8} \right] \right\}^{1/2}$$

$$V_0 = M_0 \sqrt{\gamma_c R_c g_c T_0}$$

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{V_0}{g_c} \left\{ \left[\left(1 + f_0 - \frac{\beta}{1 + \alpha} \right) \frac{V_9}{V_0} - 1 \right] + \left[\left(1 + f_0 - \frac{\beta}{1 + \alpha} \right) \frac{R_{AB}}{R_c} \frac{V_0}{V_9} \frac{T_9}{T_0} \frac{(1 - p_0 / p_9)}{\gamma_c M_0^2} \right] \right\}$$

$$S = \frac{f_0 \times 3600}{F / \dot{m}_0}$$

$$\eta_P = \frac{2 \frac{F}{\dot{m}_0} \frac{g_c}{V_0}}{\left\{ 1 + f_0 - \left(\frac{\beta}{1 + \alpha} \right) \right\} \left(\frac{V_9}{V_0} \right)^2 - 1}$$

$$\eta_{TH} = \frac{\frac{V_0^2}{2g_c} \left\{ 1 + f_0 - \left(\frac{\beta}{1 + \alpha} \right) \right\} \left(\frac{V_9}{V_0} \right)^2 - 1 + C_{TO} h_0}{f_0 h_{PR} \times 778.16}$$

$$F = (F / \dot{m}_0) \dot{m}_0$$

Yüksek bypass oranlı turbofan motorunun tasarım dışı analiz denklemleri:

Girdi parametreleri:

$M_0, h(\text{ft}), T_0 (^{\circ}\text{R}), p_0 (\text{psia}), \beta, C_{TO}, \gamma_c, \gamma_t, C_{pc}, C_{pt} (\text{Btu} / \text{lbm}^{\circ}\text{R})$
 $h_{PR} (\text{Btu} / \text{lbm}), \varepsilon_1, \varepsilon_2, \pi_b, \pi_{d \max}, \pi_n, \pi_n', \eta_b, \eta_{mL}, \tau_{m1}, \tau_{m2}, \tau_{tH}$
 $\eta_{mP}, \eta_{mH}, T_{t4} (^{\circ}\text{R}), \eta_c', \eta_{cH}, \eta_{tL}$
 $M_{0R}, p_{0R} (\text{psia}), T_{0R} (^{\circ}\text{R}), \tau_{tR}, \pi_{tR}, \pi_{dR}, \pi_{c'R}, \pi_{cHR}, \pi_{tLR}, \tau_{c'R}, \tau_{cHR}, \tau_{tLR}$
 $\alpha_R, C_{TOR}, M_{9R}, M_{9'R}$

Çıktı parametreleri:

$F(\text{lbF}), \dot{m}_0 (\text{lbm} / \text{s}), S(\text{l} / \text{h}), f_0, \eta_P, \eta_{TH}, \alpha, V_9 / V_0, V_{9'} / V_0, p_{t9} / p_9, p_{t9'} / p_9, T_9 / T_0, T_{9'} / T_0$
 $\pi_{cH}, \pi_{c'}, \pi_{tL}, \tau_{c'}, \tau_{cH}, \tau_{tL}, \tau_{\lambda}, f, M_{9'}, M_9$

Denklemler:

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2$$

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

$$\pi_d = \pi_{d \max} \quad M_0 \leq 1$$

$$\pi_d = \pi_{d \max} \{1 - 0.075(M_0 - 1)^{1.35}\} \quad M_0 > 1$$

$$\tau_{\lambda} = \frac{C_{pc} T_{t4}}{C_{pc} T_0}$$

$$R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} C_{pc} \times 778.16$$

$$R_t = \frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} C_{pt} \times 778.16$$

$$h_0 = C_{pc} T_0 \times 778.16$$

$\tau_{tL}, \tau_{c'}$ ve π_{tL} ilk değerleri

$$\tau_{tL} = \tau_{tLR}; \tau_{c'} = \tau_{c'R}; \pi_{tL} = \pi_{tLR}$$

$$\tau_{cH} = \frac{1}{1 - \varepsilon_1 \eta_{mH} (1 - \tau_{tH})} + \frac{\tau_{\lambda} / \tau_r}{(\tau_{\lambda} / \tau_r)_R} \frac{\tau_{c'R}}{\tau_{c'}} \left\{ \tau_{cHR} - \frac{1}{1 - \varepsilon_1 \eta_{mH} (1 - \tau_{tH})} \right\}$$

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

$$\pi_{c'} = \{1 + (\tau_{c'} - 1) \eta_{c'}\}^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}$$

[9.118]

$$\frac{p_{t9}}{p_0} = \pi_r \pi_d \pi_{c'} \pi_{cH} \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_n \quad [9.119]$$

$$\frac{p_{t9'}}{p_0} = \pi_r \pi_d \pi_{c'} \pi_n \quad [9.120]$$

Eğer $p_{t9} / p_0 > \left(\frac{\gamma_t + 1}{2}\right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}$ ise

$$M_9 = 1, \quad \frac{p_{t9}}{p_9} = \left(\frac{\gamma_t + 1}{2}\right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}, \quad \frac{p_0}{p_9} = \frac{p_{t9} / p_9}{p_{t9} / p_0}$$

$$\text{değilse } \frac{p_0}{p_9} = 1, \quad \frac{p_{t9}}{p_9} = \frac{p_{t9}}{p_0} \text{ ve } M_9 = \left\{ \frac{2}{\gamma_t - 1} \left[\left(\frac{p_{t9}}{p_0} \right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} - 1 \right] \right\}^{1/2} \quad [9.121]$$

Eğer $p_{t9'} / p_0 > \left(\frac{\gamma_c + 1}{2}\right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}$ ise

$$M_{9'} = 1, \quad \frac{p_{t9'}}{p_{9'}} = \left(\frac{\gamma_c + 1}{2}\right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}, \quad \frac{p_0}{p_{9'}} = \frac{p_{t9'} / p_{9'}}{p_{t9'} / p_0}$$

$$\text{değilse } \frac{p_0}{p_{9'}} = 1, \quad \frac{p_{t9'}}{p_{9'}} = \frac{p_{t9'}}{p_0} \text{ ve } M_{9'} = \left\{ \frac{2}{\gamma_c - 1} \left[\left(\frac{p_{t9'}}{p_0} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1 \right] \right\}^{1/2}$$

$$\alpha'_N = \alpha'_R \frac{\pi_{cHR}}{\pi_{cH}} \frac{\sqrt{\tau_\lambda / \tau_r \tau_{c'}}}{\sqrt{(\tau_\lambda / \tau_r \tau_{c'})_R}} \frac{\text{MFP}(M_{9'})}{\text{MFP}(M_{9'})_R} \quad [9.122]$$

$$A = \left(\frac{1 - \tau_{tL}}{1 - \tau_{tLR}} \right) \frac{\tau_\lambda / \tau_r}{(\tau_\lambda / \tau_r)_R} \frac{1 + \alpha_R}{1 + \alpha}$$

$$\tau_{c'} = 1 + A(\tau_{c'R} - 1) + \left\{ \frac{C_{TO}}{\tau_r \eta_{mP}} \right\}_R \left\{ A - \frac{(\tau_r \dot{m}_0 T_0)_R}{\tau_r \dot{m}_0 T_0} \right\}$$

$$\tau_{tL} = 1 - \eta_{tL} \left\{ 1 - \pi_{tL}^{\gamma_t} \right\} \quad [9.123]$$

$$\pi_{tL} = \pi_{tLR} \sqrt{\frac{\tau_{tL}}{\tau_{tLR}} \frac{\text{MFP}(M_{9R})}{\text{MFP}(M_9)}}$$

Eğer $|\tau_{c'N} - \tau_{c'}| \leq 0.0001$ ise devam et. Değilse $\tau_{c'} = \tau_{c'N}$ al ve τ_{cH} denklemine geri dön.

$$\dot{m}_{0N} = \dot{m}_{0R} \frac{1 + \alpha}{1 + \alpha_R} \frac{p_0 \pi_r \pi_d \pi_{c'} \pi_{cH}}{(p_0 \pi_r \pi_d \pi_{c'} \pi_{cH})_R} \sqrt{\frac{T_{t4R}}{T_{t4}}}$$

Eğer $|\dot{m}_{0N} - \dot{m}_0| \leq 0.0001$ ise devam et. Değilse $\dot{m}_0 = \dot{m}_{0N}$ al ve τ_{cH} denklemine geri dön.

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c \tau_{c'}}{h_{PR} \eta_b / (C_{pc} T_0) - \tau_\lambda} \quad [9.124]$$

$$f_0 = f(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) / (1 + \alpha)$$

$$\frac{V_9}{V_0} = \left\{ \frac{\tau_\lambda \tau_{m1} \tau_{m2} \tau_{tH} \tau_{tL}}{\tau_r - 1} [1 - (p_{t9} / p_9)^{(1-\gamma_t)/\gamma_t}] \right\}^{1/2} \quad [9.125]$$

$$\frac{V_{9'}}{V_0} = \left\{ \frac{\tau_r \tau_{c'}}{\tau_r - 1} [1 - (p_{t9'} / p_{9'})^{(1-\gamma_c)/\gamma_c}] \right\}^{1/2} \quad [9.126]$$

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{C_{pc} \tau_\lambda \tau_{m1} \tau_{m2} \tau_{tH} \tau_{tL} / C_{pt}}{(p_{t9} / p_9)^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}} \quad [9.127]$$

$$\frac{T_{9'}}{T_0} = \frac{\tau_r \tau_{c'}}{(p_{t9'} / p_{9'})^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c}} \quad [9.128]$$

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{V_0}{g_c} \frac{1}{1 + \alpha} \left\{ \left[\left(1 + f_0 - \frac{\beta}{1 + \alpha}\right) \frac{V_9}{V_0} - 1 \right] + \left[(1 + f_0(1 + \alpha) - \beta) \frac{R_t}{R_c} \frac{V_0}{V_9} \frac{T_9}{T_0} \frac{(1 - p_0 / p_9)}{\gamma_c M_0^2} \right] \right. \\ \left. + \alpha \left[\frac{V_{9'}}{V_0} - 1 + \frac{V_0}{V_{9'}} \frac{T_{9'}}{T_0} \frac{(1 - p_0 / p_{9'})}{\gamma_c M_0^2} \right] \right\}$$

$$S = \frac{f_0 \times 3600}{F / \dot{m}_0}$$

$$\eta_P = \frac{2(1 + \alpha) \frac{F}{\dot{m}_0} \frac{g_c}{V_0}}{\{1 + f_0(1 + \alpha) - \beta\} \left(\frac{V_9}{V_0}\right)^2 - 1 + \alpha \left[\left(\frac{V_{9'}}{V_0}\right)^2 - 1\right]}$$

$$\eta_{TH} = \frac{\frac{V_0^2}{g_c} \frac{1}{1 + \alpha} \left\{ \left(1 + f_0 - \frac{\beta}{1 + \alpha}\right) \left(\frac{V_9}{V_0}\right)^2 - 1 + \alpha \left[\left(\frac{V_{9'}}{V_0}\right)^2 - 1\right] \right\} + C_{TO} h_0}{f_0 h_{PR} \times 778.16}$$

$$F = (F / \dot{m}_0) \dot{m}_0$$

Turboprop motorunun tasarım dışı analiz denklemleri:

Girdi parametreleri:

$M_0, h(\text{ft}), T_0(^{\circ}\text{R}), p_0(\text{psia}), \beta, C_{TO}, \gamma_c, \gamma_t, C_{pc}, C_{pt} (\text{Btu} / \text{lbm}^{\circ}\text{R})$
 $h_{PR} (\text{Btu} / \text{lbm}), \varepsilon_1, \varepsilon_2, \pi_b, \pi_{d \max}, \pi_n, \eta_b, \eta_{mL}, \tau_{m1}, \tau_{m2}, \tau_{tH}$
 $\eta_{mP}, \eta_{mH}, T_{t4} (^{\circ}\text{R}), \eta_c, \eta_{tL}$
 $M_{0R}, p_{0R} (\text{psia}), T_{0R} (^{\circ}\text{R}), \tau_{rR}, \pi_{rR}, \pi_{dR}, \pi_{cR}, \pi_{tLR}, \tau_{tLR}$
 C_{TOR}, M_{9R}

Çıktı parametreleri:

$F(\text{lbF}), \dot{m}_0 (\text{lbm} / \text{s}), P(\text{hp}), S(\text{l} / \text{h}), f_0, \eta_P, \eta_{TH}, V_9 / V_0, p_{t9} / p_9, T_9 / T_0$
 $\pi_c, \pi_{tL}, \tau_c, \tau_{tL}, \tau_\lambda, f, M_9, S_P (\text{lbm} / \text{h} / \text{hp}), C_C, C_{prop}$

Denklemler:

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2$$

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

$$\pi_d = \pi_{d \max} \quad M_0 \leq 1$$

$$\eta_{prop} = 10M_0 \eta_{prop \max} \quad M_0 \geq 0.1$$

$$\eta_{prop} = \eta_{prop \max} \quad 0.1 < M_0 \leq 0.7 \quad [9.129]$$

$$\eta_{prop} = \left(1 - \frac{M_0 - 0.7}{3}\right) \eta_{prop \max} \quad 0.7 < M_0 \leq 0.85$$

$$\tau_\lambda = \frac{C_{pc} T_{t4}}{C_{pc} T_0}$$

$$R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} C_{pc} \times 778.16$$

$$R_t = \frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} C_{pt} \times 778.16$$

$$h_0 = C_{pc} T_0 \times 778.16$$

$$\tau_c = 1 + (\tau_{cR} - 1) \frac{\tau_{rR} / \tau_{\lambda R}}{\tau_r / \tau_\lambda} \quad [9.130]$$

$$\pi_c = \{1 + (\tau_c - 1) \eta_c\}^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad [9.131]$$

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_{0R} \frac{p_0 \pi_r \pi_d \pi_c}{(p_0 \pi_r \pi_d \pi_c)_R} \sqrt{\frac{T_{t4R}}{T_{t4}}} \quad [9.132]$$

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

π_{tL} nin ilk değeri;

$$\pi_{tL} = \pi_{tLR}$$

$$\tau_{tL} = 1 - \eta_{tL} \left\{ 1 - \pi_{tL}^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} \right\} \quad [9.133]$$

$$\frac{p_{t9}}{p_0} = \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_n \quad [9.134]$$

Eğer $p_{t9}/p_0 > \left(\frac{\gamma_t + 1}{2}\right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}$ ise

$$M_9 = 1, \quad \frac{p_{t9}}{p_9} = \left(\frac{\gamma_t + 1}{2}\right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}, \quad \frac{p_0}{p_9} = \frac{p_{t9}}{p_9 / p_0}$$

değilse $\frac{p_0}{p_9} = 1, \quad \frac{p_{t9}}{p_9} = \frac{p_{t9}}{p_0}$ ve $M_9 = \left\{ \frac{2}{\gamma_t - 1} \left[\left(\frac{p_{t9}}{p_0}\right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} - 1 \right] \right\}^{1/2}$

$$\pi_{tLN} = \pi_{tLR} \sqrt{\frac{\tau_{tL}}{\tau_{tLR}} \frac{MFP(M_{9R})}{MFP(M_9)}}$$

Eğer $|\pi_{tLN} - \pi_{tL}| \leq 0.0001$ ise devam et. Değilse $\pi_{tL} = \pi_{tLN}$ al ve τ_{tL} denklemine geri dön.

$$f_0 = f(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)$$

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{C_{pc} \tau_\lambda \tau_{m1} \tau_{tH} \tau_{m2} \tau_{tL}}{C_{pt} (p_{t9}/p_9)^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}}$$

$$\frac{V_9}{V_0} = \left\{ \frac{\tau_\lambda \tau_{m1} \tau_{tH} \tau_{m2} \tau_{tL}}{\tau_r - 1} [1 - (p_{t9}/p_9)^{(1 - \gamma_t)/\gamma_t}] \right\}^{1/2}$$

$$V_0 = M_0 \sqrt{\gamma_c R_c g_c T_0}$$

$$C_C = (\gamma_c - 1) M_0^2 \left\{ [(1 + f_0 - \beta) \frac{V_9}{V_0} - 1] + [(1 + f_0 - \beta) \frac{R_t}{R_c} \frac{V_0}{V_9} \frac{T_9}{T_0} \frac{(1 - p_0/p_9)}{\gamma_c M_0^2}] \right\}$$

$$C_{\text{prop}} = \eta_{\text{prop}} \eta_g \{ \eta_{\text{mL}} (1 + f_0 - \beta) \tau_\lambda \tau_{\text{m1}} \tau_{\text{m2}} \tau_{\text{tH}} (1 - \tau_{\text{tL}}) \} - \frac{C_{\text{TOR}}}{\eta_{\text{mP}}} \frac{\dot{m}_{\text{OR}}}{\dot{m}_0} \frac{T_{\text{OR}}}{T_0}$$

$$C_{\text{TOTAL}} = C_{\text{prop}} + C_C \frac{P}{\dot{m}_0} = \frac{778.16}{550} C_{\text{TOTAL}} C_{\text{pc}} T_0$$

$$S_P = \frac{32.174 \times 778.16 f_0}{C_{\text{TOTAL}} C_{\text{pc}} T_0}$$

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = 778.16 \frac{C_{\text{TOTAL}} C_{\text{pc}} T_0}{V_0}$$

$$S = \frac{3600}{778.16} \frac{f_0 V_0}{C_{\text{TOTAL}} C_{\text{pc}} T_0}$$

$$\eta_P = \frac{C_{\text{TOTAL}}}{\frac{C_{\text{prop}}}{\eta_{\text{prop}}} + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \{ (1 + f_0 - \beta) \left(\frac{V_9}{V_0} \right)^2 - 1 \}}$$

$$\eta_{\text{TH}} = \frac{C_{\text{TOTAL}} + C_{\text{TO}}}{f_0 h_{\text{PR}} / C_{\text{pc}} T_0}$$

$$F = (F / \dot{m}_0) \dot{m}_0$$

$$P = (P / \dot{m}_0) \dot{m}_0 \quad [9.135]$$

Düzelme faktörleri:

$$\dot{m}_c = \dot{m} \sqrt{\theta} / \delta \quad [9.136]$$

$$\delta = p_t / p_{\text{STP}} \quad [9.137]$$

$$\theta = T_t / T_{\text{STP}} \quad [9.138]$$

$$T_{\text{STP}} = 519^{\circ} \text{R}$$

$$p_{\text{STP}} = 14.69 \text{ psia}$$

Ek-3 GAZTUSIM programının akış şeması

