



**BYPASS ORANININ TURBOFAN MOTOR
KARAKTERİSTİKLERİNE ETKİSİ**

Yüksek Lisans Tezi

CEM ŞAHİNOĞLU

Eskişehir 2019

**BYPASS ORANININ TURBOFAN MOTOR KARAKTERİSTİKLERİNE
ETKİSİ**

CEM ŞAHİNOĞLU

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Uçak Gövde-Motor Bakım Anabilim Dalı
Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Alper ULUDAĞ**

**Eskişehir
Eskişehir Teknik Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Ocak 2019**

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Cem ŞAHİNOĞLU'nun "**Bypass Oranının Turbofan Motor Karakteristiklerine Etkisi**" başlıklı tezi 23/01/2019 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek "Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği"nin ilgili maddeleri uyarınca, Uçak Gövde-Motor Bakım Anabilim dalında Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

Unvanı Adı Soyadı

İmza

Üye (Tez Danışmanı) : Dr. Öğr. Üyesi Alper ULUDAĞ

.....

Üye : Doç. Dr. Önder TURAN

.....

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Işıl YAZAR

.....

Prof. Dr. Ersin YÜCEL

Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

ÖZET

BYPASS ORANININ TURBOFAN MOTOR KARAKTERİSTİKLERİNE ETKİSİ

Cem ŞAHİNOĞLU

Uçak Gövde-Motor Bakım Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ocak 2019

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Alper ULUDAĞ

Gaz türbinli motorların tasarımı sırasında kullanılan parametrik çevrim analizleri, motorun davranışlarını geometriden bağımsız olarak sadece akışın sıcaklık ve basınç gibi değerleriyle karakterize ederler. Parametrik çevrim analizleri, itki özgül yakıt sarfiyatı (TSFC), özgül itki, itki kuvveti ve yakıt/hava oranı gibi motor performans parametreleri ile bypass oranı gibi motor tasarım seçimlerini ele alarak, yanma odası çıkış sıcaklığı gibi tasarım kısıtlayıcıları ile ilişkilendirilmektedir.

Bu tez çalışmasında, günümüzde modern uçaklarda en çok kullanılan gaz türbinli motor çeşidi olan yüksek bypasslı, ayrık akışlı bir turbofan motorun parametrik çevrim analiziyle motor karakteristiklerinin davranışları incelenmiştir. Çalışmada, motorların performans parametrelerinin yanı sıra motorun termal verimi, itki verimi ve toplam verimi yeni geliştirilen bir bilgisayar programı ile araştırılmıştır. Visual Basic Application (VBA) programlama dilinde yazılan bu programın yanı sıra, Excel makro kodu ve Excel kodu, bypass oranının motor karakteristiklerine olan etkisinin incelenmesini ve parametrik analiz grafiklerinin çizilmesini kolaylaştırmak için kullanılmıştır.

Anahtar Sözcükler: Brayton çevrimi, Turbofan, Bypass oranı, Motor performans parametreleri, Parametrik analiz.

ABSTRACT

THE EFFECT OF BYPASS RATIO ON TURBOFAN ENGINE CHARACTERISTICS

Cem ŞAHİNOĞLU

Department of Aircraft Airframe and Powerplant Maintenance
Eskişehir Technical University, Graduate School of Sciences, January 2019

Supervisor: Asst. Prof. Alper ULUDAĞ

The parametric cycle analyzes used in the design of gas turbine engines characterize the behavior of the engine only with variables such as temperature and pressure of the flow, regardless of its geometry. The parametric cycle analyzes are associated with design constraints such as combustion chamber outlet temperature by addressing engine design choices such as thrust specific fuel consumption (TSFC), specific thrust, thrust force and fuel / air ratio, as well as engine performance parameters and bypass ratio.

In this thesis, the behavior of the engine characteristics were investigated by the parametric cycle analysis of a high bypass, unmixed flow turbofan engine which is the most widely used gas turbine engine type in modern aircraft. In addition to the performance parameters of the engines, the thermal efficiency, thrust efficiency and overall efficiency of the engine were investigated with a new computer program. This program, which was written in the Visual Basic Application (VBA) programming language, and the Excel macro code and Excel code were used to examine the effect of the bypass ratio on the motor characteristics and to simplify the drawing of parametric analysis graphs.

Keywords: The Brayton cycle, Turbofan, Bypass ratio, Engine performance parameters, Parametric analysis.

TEŞEKKÜR

Bu tez çalışmasının gerçekleştirilmesinde, bana her zaman yol gösteren, çok değerli vaktini bana ayırarak destek olan, her zaman bana karşı sabırlı ve faydalı olabilmek için elinden gelenin fazlasını sunan saygıdeğer, kıymetli danışman hocam; Dr. Öğr. Üyesi Alper ULUDAĞ 'a teşekkürü bir borç biliyor ve şükranlarımı sunuyorum.

Yine çalışmamda konu, kaynak ve yöntem açısından bana sürekli yardımda bulunarak yol gösteren, değerli bilgilerini benimle paylaşan, bilimsel tavsiyeleri ile ışık tutan saygıdeğer hocam; Doç. Dr. Önder TURAN 'a sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Beni bu günlere sevgi ve saygı kelimelerinin anlamlarını bilecek şekilde yetiştirerek getiren ve benden hiçbir zaman desteğini esirgemeyen bu hayattaki en büyük şansım olan aileme sonsuz teşekkürler.

Teşekkürlerin az kalacağı, çalışma süresince tüm zorlukları benimle göğüsleyen ve hayatımın her evresinde bana destek olan kıymetli hayat arkadaşım Özlem ŞAHİNOĞLU 'na sonsuz teşekkürler.

Cem ŞAHİNOĞLU

ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

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

.....
Cem ŞAHİNOĞLU

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
BAŞLIK SAYFASI	i
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	ii
ÖZET	iii
ABSTRACT.....	iv
TEŞEKKÜR	v
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELER DİZİNİ	x
ŞEKİLLER DİZİNİ	xi
SİMGELER DİZİNİ.....	xvi
KISALTMALAR DİZİNİ	xix
1. GİRİŞ	1
2. HAVACILIKTA KULLANILAN GAZ TÜRBİNLİ MOTORLAR.....	3
2.1. Turbojet Motorlar	4
2.2. Turboprop Motorlar	5
2.3. Turboşaft Motorlar	7
2.4. Turbofan Motorlar	7
3. GAZ TÜRBİNLİ MOTORLARIN ÇEVİRİM YAPISI	9
3.1. İdeal Brayton Çevrimi	10
3.2. Gerçek Brayton Çevrimi.....	14
3.3. Turbofan Motorların İdeal ve Gerçek Brayton Çevrim Yapısı.....	15
4. TURBOFAN MOTORLAR VE BYPASS ORANININ	
KARAKTERİSTİKLERİ	17
4.1. Turbofan Motorların Genel Yapısı.....	17
4.1.1. Turbofan motorların özellikleri.....	21
4.1.2. Turbofan motorların avantaj ve dezavantajları	21
4.1.2.1. Turbofan motorların avantajları	21
4.1.2.2. Turbofan motorların dezavantajları	22
4.2. Turbofan Motorlarının Çeşitleri ve Sınıflandırılması	23
4.2.1. Düşük bypasslı turbofan motorlar.....	23

4.2.2.	Yüksek bypasslı turbofan motorlar	24
4.2.3.	Tek şaftlı turbofan motorlar	25
4.2.4.	Çift şaftlı turbofan motorlar	25
4.2.5.	Üç şaftlı turbofan motorlar	25
4.2.6.	Dişli turbofan motorlar	26
4.2.7.	Geri turbofan motorlar	27
4.2.8.	Prop-fan turbofan motorlar	28
4.2.9.	Ardyanmalı turbofan motorlar	29
4.2.10.	Kısa lüleli turbofan motorlar	29
4.2.11.	Uzun lüleli turbofan motorlar	30
4.2.12.	Karışık egzozlu turbofan motorlar	30
4.2.13.	Ayrık egzozlu turbofan motorlar	31
4.3.	Turbofan Motorlarda İstasyon Numaraları	31
4.4.	İtke Kuvvetini Etkileyen Faktörler	33
4.5.	Turbofan Motorlarda Basınç ve Sıcaklığın Performansa Etkileri	34
4.6.	Turbofan Motorlarda Bypass Oranı	41
4.7.	Turbofan Motorlarda Bypass Oranının Performansa Etkileri	46
4.8.	Turbofan Motorlarda Bypass Oranına Etki Eden Faktörler	51
4.9.	Bypass Oranının Değişimiyle Motor Verimindeki Değişimin İncelenmesi.....	54
4.10.	Turbofan Motorların Konfigürasyonları.....	57
4.10.1.	Ayrık akışlı, tek şaftlı, turbofan motor konfigürasyonu	57
4.10.2.	Ayrık akışlı, çift şaftlı, turbofan motor konfigürasyonu.....	62
4.10.2.1.	Bir şaft üzerinde bulunan fan ve düşük basınçlı kompresör konfigürasyonu.....	62
4.10.2.2.	LPT tarafından çevrilen fan ve HPT tarafından çevrilen kompresör	66
4.10.2.3.	LPT tarafından çevrilen geared fan ve HPT tarafından çevrilen kompresör	67
4.10.3.	Ayrık akışlı, üç şaftlı, turbofan motor konfigürasyonu.....	68
4.10.4.	Karışık akışlı, turbofan motor konfigürasyonu.....	70
4.10.4.1.	Karışık akışlı, çift şaftlı turbofan motor konfigürasyonu	70

4.10.5. Karışık akışlı, arduyanmalı turbofan motor konfigürasyonları...	74
4.10.5.1. İdeal çevrim.....	74
4.10.5.2. Gerçek çevrim	76
4.10.6. Geri fan motor konfigürasyonu	77
4.11. Turbofan Motorların (Gerçek) Parametrik Çevrim Analizi	79
4.11.1. Çevrim analizi.....	80
4.11.2. Parametrik çevrim analizleri	82
4.11.3. Yüksek bypasslı turbofan motorlarının parametrik analiz denklemleri	84
4.11.4. Denklemlerin özeti: Ayrık egzoz akışlı turbofan motoru	88
5. PARAMETRİK ÇEVİRİM ANALİZİ YARDIMIYLA BYPASS ORANININ İNCELENMESİ PROGRAMI	92
5.1. Literatür Araştırması	92
5.2. Bypass Oranı Parametrik Analiz Programı	94
5.3. Programın Yapısı ve özellikleri.....	96
5.3.1. Giriş sayfası.....	97
5.3.2. Sonuçlar sayfası	99
5.3.3. Grafikler sayfası.....	101
5.4. Programın Çalıştırılması ve Verilerin Hesaplanması.....	102
5.5. Programın Microsoft® Excel Hesaplaması ile Karşılaştırılması.....	107
6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	111
6.1. Elde Edilen Sonuçlar.....	111
6.2. Öneriler	111
KAYNAKÇA.....	113
EKLER	
ÖZGEÇMİŞ	

ÇİZELGELER DİZİNİ

Çizelge 3.1. Brayton çevriminde termodinamik süreçler (içten tersinir süreçler).....	12
Çizelge 3.2. Brayton çevrim fazlarındaki basınç, sıcaklık ve hacim değişimlerinin gösterimi	14
Çizelge 4.1. Turbofan motor üretici firmaları	20
Çizelge 4.2. Bir turbofan motorundaki istasyon numaralarının açıklamaları.....	33
Çizelge 4.3. Turbofan motorların bypass oranlarına göre sınıflandırılması	43
Çizelge 4.4. Havacıkta en çok tercih edilen bazı turbofan motorlara ait bypass oranı değerleri.....	45
Çizelge 4.5. Sıcaklık ve basınç ilişkileri.....	84
Çizelge 5.1. Turbofan motoruna ait parametrik analiz giriş değerleri.....	103
Çizelge 5.2. Özgün VBA programı ile özgün Excel programı karşılaştırılması	107

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 2.1. Havacılıkta kullanılan gaz türbinli motor çeşitleri	3
Şekil 2.2. Turbojet motorun bölümleri	4
Şekil 2.3. Ardyanmasız turbojet motoru.....	5
Şekil 2.4. Ardyanmalı turbojet motoru	5
Şekil 2.5. Turboprop motorun bölümleri.....	6
Şekil 2.6. Turboşaft motorun bölümleri	7
Şekil 2.7. Turbofan motorun bölümleri	8
Şekil 3.1. P-v ve T-s diyagramları ile çevrimin net işinin bulunması	10
Şekil 3.2. Gaz türbinli bir motorun görüntüsü	11
Şekil 3.3. Açık çevrimli gaz türbinli motorun şematik diyagramı	12
Şekil 3.4. Açık çevrimli gaz türbinli motorun bölümleri	12
Şekil 3.5. Kapalı çevrimli gaz türbinli motorun şematik diyagramı	13
Şekil 3.6. İdeal Brayton çevriminin T-s ve P-v diyagramları.....	13
Şekil 3.7. Gerçek Brayton çevriminin tersinmezlikler nedeniyle ideal Brayton çevriminden sapması	14
Şekil 3.8. Yüksek bypasslı turbofan motorunun istasyon numaralandırması.....	15
Şekil 3.9. Yüksek bypasslı turbofan motorunun ideal T-s diyagramı	15
Şekil 3.10. Yüksek bypasslı turbofan motorunun gerçek (kayıplı haldeki) T-s diyagramları	16
Şekil 4.1. Bir turbofan motorunun iç kısmındaki komponentler	17
Şekil 4.2. Turbofan motorunun içyapısı	18
Şekil 4.3. Turbofan motorlarda birincil ve ikincil hava akışı gösterimi.....	19
Şekil 4.4. Turbofan motorlarındaki fan ve çekirdekten geçen havanın oluşturduğu itki kuvvetleri	19
Şekil 4.5. Bypass havasının akış şekli	21
Şekil 4.6. Turbofan motorların yakıt tüketiminin yıllara göre değişimi.....	22
Şekil 4.7. Turbofan motorların sınıflandırması	23
Şekil 4.8. Düşük bypasslı turbofan motoru	24
Şekil 4.9. Yüksek bypasslı turbofan motoru.....	24
Şekil 4.10. Tek şaftlı turbofan motoru.....	25
Şekil 4.11. Çift şaftlı turbofan motoru.....	25

Şekil 4.12. Üç şaftlı turbofan motoru	26
Şekil 4.13. Dişli turbofan motorunun kesit görüntüsü.....	27
Şekil 4.14. Geri turbofan motoru.....	27
Şekil 4.15. Prop-fan turbofan motoru	28
Şekil 4.16. Prop-fan turbofan motoru	28
Şekil 4.17. Ardyanmalı turbofan motoru.....	29
Şekil 4.18. Kısa lüleli turbofan motoru	30
Şekil 4.19. Uzun lüleli turbofan motoru	30
Şekil 4.20. Karışık egzozlu turbofan motoru.....	30
Şekil 4.21. Ayrık egzozlu turbofan motoru	31
Şekil 4.22. Turbofan motordaki egzoz çıkışı- Rolls Royce Trent 1000	31
Şekil 4.23. Yüksek bypasslı bir turbofan motorunun istasyon numaralandırılması	32
Şekil 4.24. Yüksek bypasslı bir turbofan motorunun gerçek (kayıplı haldeki) T-s diyagramı	33
Şekil 4.25. Eksenel akışlı kompresörlerde hız ve basınç değişimi	35
Şekil 4.26. Kompresördeki kesit alanının daralmasının gösterimi	35
Şekil 4.27. Kompresör basınç oranının termal verimlilik üzerindeki etkisi.....	36
Şekil 4.28. Kompresör ve türbin bileşen verimlerinin termal verimlilik üzerindeki etkileri	36
Şekil 4.29. Termal verimin kompresör basınç oranına göre değişimi.....	36
Şekil 4.30. Motor üzerine takılmış sensörler vasıtasıyla kompresör basınç oranının ölçülmesi	37
Şekil 4.31. Farklı bypass oranlarında kompresör basınç oranı ile özgül itkinin değişimi	37
Şekil 4.32. Motor basınç oranı.....	38
Şekil 4.33. Basınç oranının özgül yakıt tüketimi üzerine etkisi	38
Şekil 4.34. Motor üzerindeki akan havanın basınç, sıcaklık ve hız değişimlerinin grafiksel gösterimi	39
Şekil 4.35. Motor üzerindeki akan havanın basınç ve sıcaklık değişimlerinin renklendirme yöntemiyle gösterimi	39
Şekil 4.36. Türbin giriş sıcaklığının türbin paleleri ömrü üzerindeki etkisi.....	40
Şekil 4.37. İrtifanın itki üzerindeki etkisi	41
Şekil 4.38. Birincil ve ikincil havanın akışı hatları	42

Şekil 4.39. Fan hava akışı ve çekirdek hava akışı hatları	42
Şekil 4.40. Fandan ve çekirdekten geçen havanın oluşturduğu itki kuvvetleri	43
Şekil 4.41. Yüksek itki kuvvetine sahip yüksek bypasslı motorlarda kullanılan fan paleleri.....	44
Şekil 4.42. Turbofan motorunun içinden akan hava akımının hacimsel olarak gösterimi	45
Şekil 4.43. Bazı uçak motorlarının çalışma irtifa ve mach sayıları	46
Şekil 4.44. Turbofan motorun turbojet motora göre TSFC karşılaştırması	47
Şekil 4.45. Turbofan motorlarda bypass oranı ile TSFC arasındaki ilişki	48
Şekil 4.46. Uçak motorlarında itki özgül yakıt sarfiyatının değişimi.....	48
Şekil 4.47. Uçak motorlarında özgül itkinin değişimi.....	49
Şekil 4.48. Motor tipleri ve özgül yakıt sarfiyatı karşılaştırılması	49
Şekil 4.49. Yüksek bypass oranlı turbofan motorlarda kompresör basınç oranı ve bypass oranı ile özgül itki kuvveti üzerindeki etkisi.....	50
Şekil 4.50. Yüksek bypass oranlı turbofan motorunun farklı kompresör basınç oranı ve bypass oranı ile özgül yakıt sarfiyatı arasındaki ilişkisi.....	50
Şekil 4.51. Bypass oranının itki ve özgül yakıt sarfiyatı arasındaki ilişkisi.....	51
Şekil 4.52. Modern bir turbofan motoru	52
Şekil 4.53. Hava, yakıt akışlarının bypass oranı ile ilişkileri	53
Şekil 4.54. Çeşitli itki kuvvetlerinin bypass oranı ile ilişkisi	53
Şekil 4.55. Çeşitli noktadaki sıcaklık ve basınç parametrelerinin bypass oranı ile ilişkisi.....	54
Şekil 4.56. 10 km irtifada, bir turbofan motor performansının bypass oranı ile değişimi.....	54
Şekil 4.57. 10 km irtifada, bir turbofan motor performansının bypass oranı ile değişimi.....	55
Şekil 4.58. Turbofan motorların bypass oranlarının toplam verim ile olan ilişkisi.....	56
Şekil 4.59. Özgül itki sarfiyatının kompresör basınç oranına göre değişimini farklı bypass oranlarına göre kıyaslanması	56
Şekil 4.60. İtki yakıt tüketim sarfiyatının kompresör basınç oranına göre değişimini farklı bypass oranlarına göre kıyaslanması.....	57
Şekil 4.61. Tek şaftlı turbofan bir motorun şematik diyagramı.....	58
Şekil 4.62. Tek şaftlı turbofan motor için sıcaklık-entropi (T-S) diyagramı.....	58

Şekil 4.63. İki şaftlı turbofan motorun düzeni (LPT ile çalışan fan ve kompresör)	63
Şekil 4.64. İki şaftlı turbofan motorun sıcaklık-entropi diyagramı	63
Şekil 4.65. İki şaftlı turbofan düzeni (LPT tarafından tahrik edilen Fan ve HPT tarafından çalıştırılan kompresör)	66
Şekil 4.66. İki şaftlı motor için sıcaklık-entropi diyagramı.....	67
Şekil 4.67. Üç şaftlı bir motorun yerleşimi	69
Şekil 4.68. Üç şaftlı turbofan için T-S şeması	69
Şekil 4.69. Tek şaftlı karışık akışlı turbofan.....	70
Şekil 4.70. Tek şaftlı karışık akışlı turbofanın T-S diyagramı	70
Şekil 4.71. Karışık iki şaftlı turbofanın yerleşimi	72
Şekil 4.72. İki şaftlı karışık turbofan için T-S diyagramı	72
Şekil 4.73. Karıştırıcı ile iki şaftlı karışık turbofan motoru.....	73
Şekil 4.74. Ardyanmalı iki şaftlı turbofan motoru (GE).....	74
Şekil 4.75. Tipik iki şaftlı karışık akışlı ardyanmalı motorunun yerleşimi	75
Şekil 4.76. İki şaftlı karışık akışlı ardyanmalı motor için T-s diyagramı	75
Şekil 4.77. Geri (aft) fan konfigürasyonunun yerleşimi	77
Şekil 4.78. Geri (aft) fan için T-S diyagramı.....	77
Şekil 4.79. Turbofan motorunun istasyon numaralandırması.....	80
Şekil 4.80. Yüksek bypass oranlı turbofan motorunun gerçek T-s diyagramı	81
Şekil 5.1. VBA Programı ile parametrik çevrim analizi yapan programın akış şeması .	96
Şekil 5.2. Programı başlatma düğmesi	97
Şekil 5.3. Motor verileri giriş menüsü	97
Şekil 5.4. Kutucukların açıklamalarının gösterim şekli	98
Şekil 5.5. Birimlerinin seçim kutusu	98
Şekil 5.6. Hesaplamaların yapılacağı seçimi gösteren kutucuk.....	99
Şekil 5.7. Programın sonuçlar sayfası	99
Şekil 5.8. Temizle menüsü	100
Şekil 5.9. Excel sonuçlar sayfası	100
Şekil 5.10. Grafikler sayfası	101
Şekil 5.11. PDF'e çevirme ikonu.....	101
Şekil 5.12. Bypass oranı ile itki özgül yakıt sarfiyatı değişimi	103
Şekil 5.13. Bypass oranı ile motor itki kuvveti değişimi.....	104
Şekil 5.14. Bypass oranı ile özgül itki kuvveti değişimi	104

Şekil 5.15. Bypass oranı ile yakıt hava oranının değişimi.....	105
Şekil 5.16. Bypass oranı ile termal verim değişimi	106
Şekil 5.17. Bypass oranı ile itki verimi değişimi.....	106
Şekil 5.18. Bypass oranı ile toplam verim değişimi	107
Şekil 5.19. Bypass oranı ve itki özgül yakıt sarfiyatının VBA ve Excel programlarında karşılaştırılması	108
Şekil 5.20. Bypass oranı ve itki kuvvetinin VBA ve Excel programlarında karşılaştırılması	108
Şekil 5.21. Bypass oranı ve özgül itkinin VBA ve Excel programlarında karşılaştırılması	109
Şekil 5.22. Bypass oranı ve yakıt/hava oranının VBA ve Excel programlarında karşılaştırılması	109
Şekil 5.23. Bypass oranı ve termal verimin VBA ve Excel programlarında karşılaştırılması	109
Şekil 5.24. Bypass oranı ve itki veriminin VBA ve Excel programlarında karşılaştırılması	110
Şekil 5.25. Bypass oranı ve toplam verimin VBA ve Excel programlarında karşılaştırılması	110

SİMGELER DİZİNİ

A	: Kesit alanı (m^2)
a	: Ses hızı (m/s)
c_p	: Sabit basınçta özgül ısı (kJ/kg-K)
c_p	: Sabit hacimde özgül ısı (kJ/kg-K)
D	: Sürüklenme kuvveti (N)
e	: Politropik verim
F	: İtke, itki kuvveti (kN)
$F/\dot{m}_0$	: Özgül itki (N.s/kg)
f	: Yakıt / hava oranı; fan
g_c	: Newton sabiti
h	: Entalpi (kJ/kg)
h_{PR}	: Yakıtın alt ısı değeri (kJ/kg)
HPC	: Yüksek basınç kompresörü
HPT	: Yüksek basınç türbini
L	: Uzunluk (m); taşıma kuvveti
LPC	: Alçak basınç kompresörü
LPT	: Alçak basınç türbini
$\dot{m}$	: Kütlesel debi (kg/s)
$\dot{m}_a$	: Girişteki havanın kütlesel debisi (kg/s)
M	: Mach sayısı
N	: Kademe sayısı
P	: Basınç (Pa)
P_t	: Toplam basınç (Pa)
$\dot{Q}$	: Taşınan ısı (J veya cal); Salınan veya emilen termal enerjinin oranı
R	: Üniversal gaz sabiti ($m^2/(s^2-K)$); menzil (m)
S	: Kanat alanı (m^2)
s	: Entropi (J/kg.K); Kademe
SL	: Deniz seviyesi (m veya ft)
SFC	: Özgül yakıt sarfiyatı (g/kN.s veya mg/N.s)
T	: Sıcaklık (K); uçak itkisi (kN)

TSFC	: İtki özgül yakıt sarfıyatı (g/kN.s veya mg/N.s)
T_t	: Toplam sıcaklık (K)
V	: Hız (m/s)
v	: Hacim (m^3)
$\dot{W}$	: Güç (N.m/s)
W	: Ağırlık (kg); iş (N.m)
α	: Bypass oranı
β	: Besleme hava oranı
ε	: Soğutma havası oranı
ρ	: Yoğunluk (kg/m^3)
γ	: Özgül ısılar oranı
π	: Basınç oranı
τ	: Sıcaklık oranı
τ_λ	: Yanma odası için tanımlanan entalpi oranı (ortam koşullarında toplam entalpi ve entalpi arasındaki oran)
η	: Verim (%)
η_f	: Fan verimi
η_c	: Kompresör verimi
η_t	: Türbin verimi
η_m	: Mekanik verim
η_O	: Toplam verim
η_P	: İtki verimi
η_T	: Termal verim

ALT ve ÜST İNDİSLER

α	: Hava
AB	: Ardyanma
b	: Yanma odası; yanma
c	: Kompresör
d	: Hava alığı
e	: Çıkış
F	: Fan akımı
f	: Fan; yakıt
fn	: Fan nozul
i	: Giriş
HPC	: Yüksek basınç kompresörü
HPT	: Yüksek basınç türbini
LPC	: Alçak basınç kompresörü
LPT	: Alçak basınç türbini
n	: Nozul, lüle, egzoz
m	: Mekanik
max	: Maksimum
o	: Giriş
O	: Toplam
P	: İtke
pc	: Kompresör için politropik verim
pt	: Türbin için politropik verim
u	: Uçağa yerleşmemiş motor itkisi
r	: Ram, serbest akım
t	: Toplam değeri (sıcaklık, basınç vb. özelliklerin); türbin
T	: Isıl, termal

KISALTMALAR DİZİNİ

APU	: Yardımcı güç ünitesi (Auxiliary Power Unit)
BPR	: Bypass oranı (Bypass Ratio)
CIT	: Kompresör giriş sıcaklığı (Compressor Inlet Temperature)
CO	: Karbon monoksit (Carbon monoxide)
CO ₂	: Karbondioksit (Carbon dioxide)
CPR	: Kompresör basınç oranı (Compressor Pressure Ratio)
EGT	: Egzoz gaz sıcaklığı (Exhaust Gas Temperature)
EGTM	: Egzoz gaz sıcaklığı sınırı (Exhaust Gas Temperature Marjine)
EPR	: Motor basınç oranı (Engine Pressure Ratio)
FF	: Yakıt akışı (Fuel Flow)
GTF	: Dişli turbofan (Geared Turbofan)
HP	: Beygir gücü (Horse Power)
HPC	: Yüksek basınç kompresörü (High Pressure Compressor)
HPT	: Yüksek basınç türbini (High Pressure Turbine)
ICAO	: Uluslararası Sivil Havacılık Teşkilatı (International Civil Aviation Organization)
LP	: Yanılma oranı (Lapse Rate)
LPC	: Düşük basınç kompresörü (Low Pressure Compressor)
LPT	: Düşük basınç türbini (Low Pressure Turbine)
MFP	: Kütle akışı parametresi (Mass Flow Parameter)
MLW	: Maksimum iniş ağırlığı (kg) (Maximum Landing Weight)
MTOW	: Maksimum kalkış ağırlığı (kg) (Maximum Take-Off Weight)
MZFW	: Kullanılabilir yakıt hariç uçağın toplam ağırlığı (kg) (Maximum Zero Fuel Weight)
OAT	: Dış ortam hava sıcaklığı (Outdoor Air Temperature)
P&W	: Pratt & Whitney
RPM	: Dakikadaki devir sayısı (rev/min) (Revelution Per Minute)
SFC	: Özgül yakıt tüketimi (Specific Fuel Consumption)
SI	: Uluslararası birimler sistemi (System of International units)
TAT	: Toplam hava sıcaklığı (Total Air Temperature)
TIT	: Türbin giriş sıcaklığı (Turbine Inlet Temperature)

1. GİRİŞ

Hava araçlarının motorlarının evrimi boyunca motorların verimlilikleri konusunda iyileştirmeler yapılmıştır. Dünyamızın kaynaklarının boşa tüketilmemesi için yapılan motorların verimli olarak üretilmesi ve geliştirmeler yapılması gerekmektedir [1]. Motor geliştirilmesi çalışmalarına yönelik mühendislik yaklaşımları deneysel ve teorik olarak iki kısma ayrılmaktadır. Deneysel yöntemler de uçuş testleri ve bremze testleri olmak üzere ikiye ayrılmaktadır. Bu yöntemler pahalı olmakla beraber risklidir. Ancak teorik uygulamalara veri sağlamak için çok gereklidir. Teorik yöntemler ise deneysel yöntemlere göre ucuzdur ve risk taşımazlar. Teorik yöntemlerle motor performansı hesaplamak için motordan elde edilen tasarım noktası verileri kullanılarak, parametrik ve performans çevrim analizleri ile hesaplamaları yapılmaktadır. Tasarım noktasında kullanılan giriş verileri bypass oranı, motor giriş sıcaklığı ve mach sayısı, motor ve fan basınç oranları, motor kısımları basınç oranları, politropik verimler, özgül ısı oranları ve yakıtın düşük ısı değerleri v.b. değerlerdir. Parametrik çevrim analizleri ile tasarımcının belirlediği değerlere göre motorun özgül yakıt sarfiyatı, özgül itki, yakıt/hava oranı gibi değerleri hesaplanabilmektedir [2]. Bu çalışmada yüksek bypass oranına sahip, ayırık akışlı bir turbofan motorunun parametrik (tasarım) çevrim analizi yapılmıştır. Analizin yapılmasında Visual Basic Programlama dili ile birlikte Microsoft® Excel makro kodu ve Microsoft® Excel kodu kullanılmıştır. Tez çalışması 5 ana bölümden oluşmaktadır.

Bu çalışmada, turbofan motorlarda parametrik çevrim analizlerine yönelik geliştirilen program ile bypass oranının motor karakteristikleri üzerine etkisi incelenmiştir. Turbofan motorlarda bypass oranının değişimiyle diğer önemli motor parametrelerinin davranışlarının ve bu kapsamda parametrik çevrim analizi denklemleri yardımıyla yazılan program ile motor çevrim analizinin hesaplanması ve elde edilen verileri grafiksel olarak incelenmesi amaçlanmıştır.

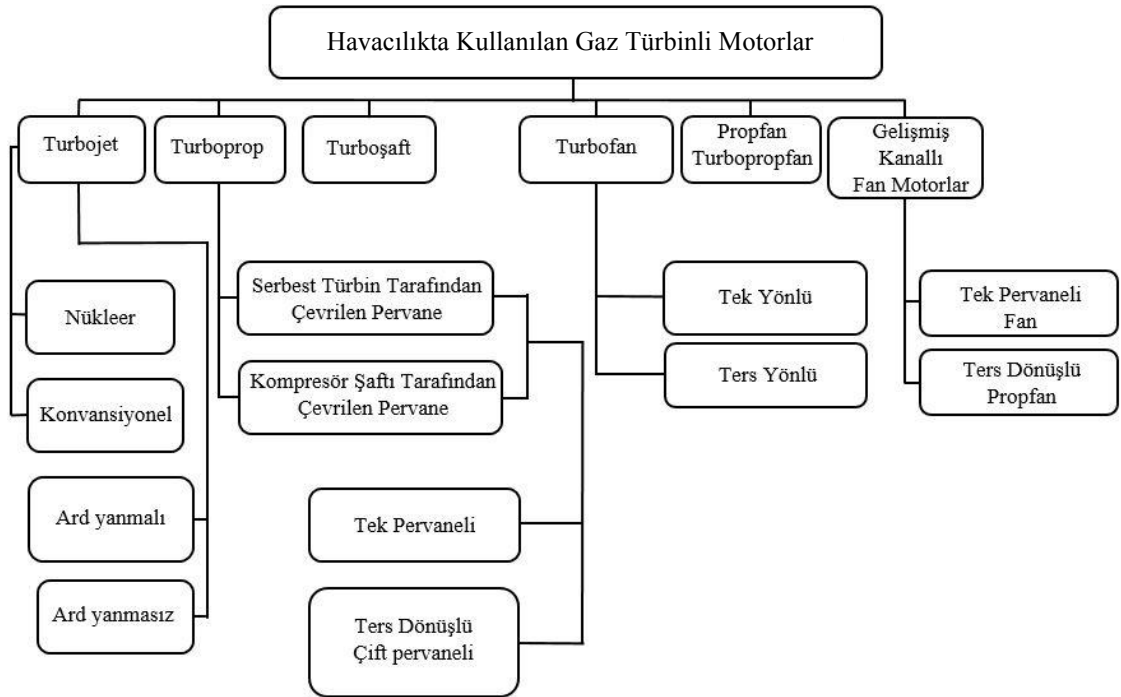
Çalışmanın ilk bölümünde, konuya giriş yapılarak, çalışmada kullanılan motor tipi ve metotlar belirtilmiştir. İkinci bölümde, gaz türbinli motorun çeşitleri ve havacılıktaki kullanım alanları genel olarak açıklanmıştır. Ayrıca gaz türbinli motorların bölümleri incelenmiştir. Üçüncü bölümde, gaz türbinli motorlarda kullanılan çevrim yapısı açıklanmış, ideal çevrim ile gerçek çevrim farkları belirtilmiştir. Dördüncü bölümde, turbofan motorların performans karakteristikleri açıklanmış, turbofan motorunun genel yapısı, çeşitleri, istasyon numaraları ve performansına etki eden faktörler incelenmiştir. Ayrıca, bypass oranı tanımı, bypass oranına etki eden faktörleri, aynı şartlarda çalışan

turbofan motorların karakteristiklerinin ve verimlerinin karşılaştırılması turbofan motor konfigirasyonları ve parametrik çevrim analizleri açıklanmıştır. Beşinci bölümde, parametrik çevrim analizi yardımıyla hesaplama yapılabilen motorların tasarım noktası analizlerini belirleyen VBA (Visual Basic Application) diliyle yazılmış hesaplama programının yapısı ve nasıl kullanılacağı açıklanmıştır.



2. HAVACILIKTA KULLANILAN GAZ TÜRBİNLİ MOTORLAR

Uçak motorları beklenen görevlere göre farklı konfigürasyonlarda, amaca yönelik üretilmişlerdir. Uçaklardan beklenen performansa göre çeşitli motorlar tasarlanmıştır. Gaz türbinli motorlar yüksek irtifalarda çalışmaya uygun olan motorlardır. Gaz türbinli motorların ortak özellikleri ve yapısı incelendiğinde çalışma prensipleri genelde benzerlik göstermektedir. Hava, motorun ön kısmında bulunan hava alığından alınır, kompresörde sıkıştırılarak yanma odasına gönderilir. Yanma odasında sıkıştırılan havaya yakıt püskürtülerek yakılır ve sıcaklığı yükselen gazlar türbin bladelerine çarptırılarak türbin döndürülür. Bu motorların her bir parçası beraber çalışır ve yakıt enerjisi mekanik enerjisine dönüştürülerek iş elde edilir. Türbinden çıkan gazlar, egzoz bölümünden dışarı atılır. Havacılıkta farklı uçak tiplerinde kullanılan gaz türbinli motor çeşitleri Şekil 2.1’de verilmektedir [3].



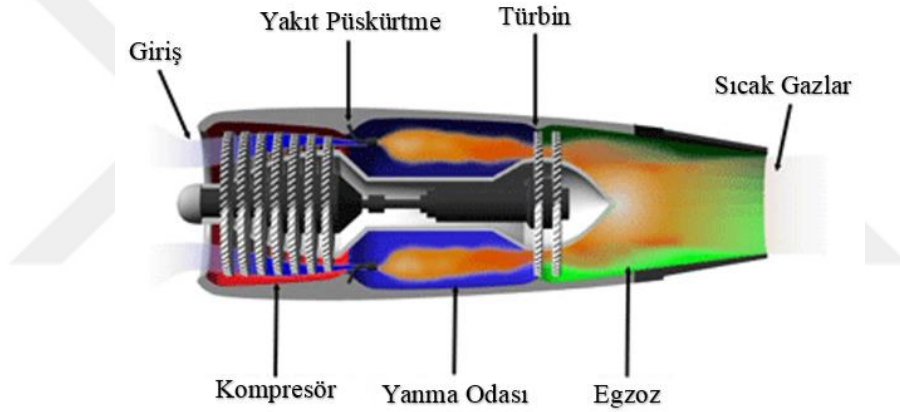
Şekil 2.1. Havacılıkta kullanılan gaz türbinli motor çeşitleri [3]

Genel olarak hava araçlarında en yaygın olarak kullanılan gaz türbinli motor tipleri;

- Turbojet motorlar
- Turboprop motorlar
- Turboşaft motorlar
- Turbofan motorlar şeklinde sıralanabilir [1].

2.1. Turbojet Motorlar

Turbojet motorlar, basit bir gaz türbinli motor tipidir. İtke kuvveti elde etmek için kullanılır. Temel olarak bir jet motoru; hava alığı, kompresör, yanma odası, türbin ve egzoz şeklindeki beş kısımdan meydana gelir. Turbojet motoru atmosferden aldığı havayı, kompresör kısmına göndererek burada sıkıştırır. Sıkışan hava yanma odasına gönderilir ve üzerine yakıt püskürtülür. Yüksek enerji ile yanma odasından çıkan gazlar türbin blade'lerine çarparak türbinin döndürülmesini sağlar. Türbin, gaz enerjisini, mekanik enerjiye çevirir. Türbinden çıkan sıcak gazlar egzoz kısmından yakınsak egzoz lülesi sayesinde hızı artırılarak dışarı atılır. Böylece egzoz kısmından itki elde edilir. Turbofan motor, içerisindeki toplam enerjinin bir kısmını kompresör, türbin ve aksesuarları çevirmek için kullanır. Şekil 2.2'de turbojet motorun bölümleri gösterilmiştir [4].



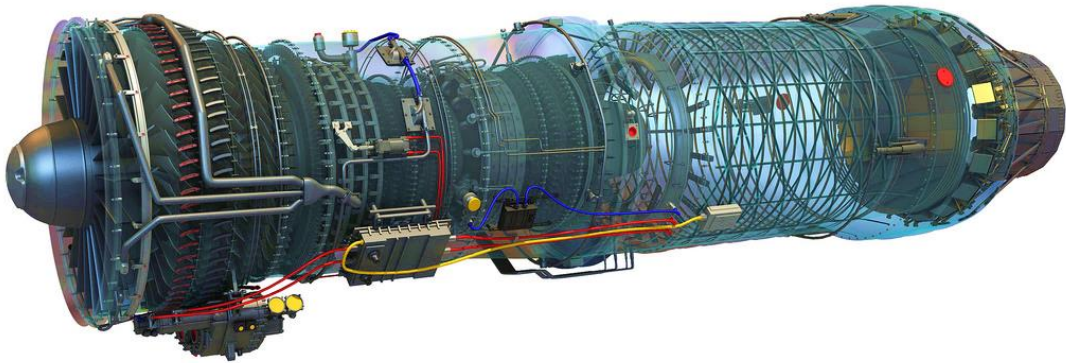
Şekil 2.2. Turbojet motorun bölümleri [4]

Turbojet motorunda üretilen gaz enerjisinin % 60'ı, türbinleri çevirmede, geriye kalan % 40'lık kısmı da itki kuvvetini (thrust'ı) oluşturmakta kullanılır [4-8]. Bu tür motorlarla yüksek uçak hızlarına ulaşmak mümkündür. Ancak bunu sağlayabilmek için çok yüksek egzoz gazı hızları gerektiğinden, çok gürültülü çalışırlar ve çok fazla yakıt gereksinim duyarlar. Bu tip motorlarda fan bulunmaz. İtkinin tamamı, egzoz gazlarından elde edilir. Gaz türbinli motorlar içinde, en yüksek yakıt sarfiyatına sahip olan turbojetin, itki gücünün tamamı, jet itkisinden oluşmaktadır. Ağırlık ve diğer ölçüleri göz önüne alındığında, yüksek seviyede güç ürettiğinden kullanım sahası oldukça yaygındır. İtke verimi açısından turbojet motorlar, pervaneli pistonlu motorlardan daha azdır. Ancak, yüksek irtifalarda ve belirli bir hızın üzerinde verimli olamayan, pervane/pistonlu motor kombinasyonuna karşılık turbojet, oldukça yüksek irtifalarda, yüksek hız avantajına

sahiptir. Turbojet'e giren, nispeten küçük kütleye sahip hava, yüksek seviyede ivmelendirilerek, itki elde edilir. Genel olarak arduanmalı ve arduanmasız olmak üzere iki tip turbojet motoru vardır. Şekil 2.3'te arduanmasız turbojet, Şekil 2.4'te arduanmalı turbojet motoru gösterilmiştir [5, 6, 9, 10].



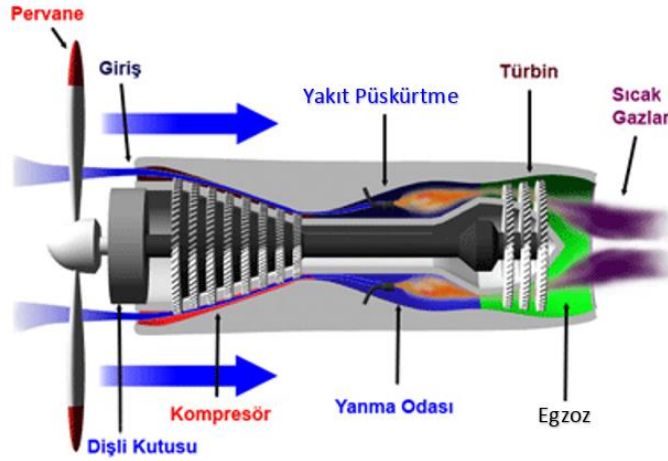
Şekil 2.3. Arduanmasız turbojet motoru [11]



Şekil 2.4. Arduanmalı turbojet motoru [11]

2.2. Turboprop Motorlar

Turbopropoları oluşturan ana parçalar, turbojetlerle aynıdır. Ancak temel farklılık türbin dizaynındadır. Turbojetlerde türbin, kompresörünü çevirmek ve yeterli hızda egzoz gaz çıkışını sağlamak üzere uygun biçimde dizayn edilmişken, turbopropalarda bu dizayn, pervaneyi ve kompresörü çevirmek için planlanmıştır. Bu sebepten, turboprop motorlarda hemen hemen tüm gaz enerjisi bu amaçla kullanılırken çok küçük bir kısmı jet itki kuvveti elde etmek için kullanılır [5]. Şekil 2.5'te turboprop motorun bölümleri gösterilmektedir.



Şekil 2.5. Turboprop motorun bölümleri [12]

Turboprop motorlar, bir uçağın güç sistemi olarak gaz türbin motoru ve pervane birleşimi şeklindedir [5]. Sadece shaft gücü üretecek şekilde tasarlanmışlardır. Motor bir pervaneyi tahrik eder. Pervane; bazı motorlarda doğrudan doğruya kompresör türbinini shaftına, bazı modellerde ise kompresör türbininden sonra akış yoluna yerleştirilen serbest güç türbinine bağlanmaktadır. Ancak her iki motor tiplerinde de araya redüksiyon dişli grupları yüksek türbin hızlarını düşürmek için ilave edilmiştir.

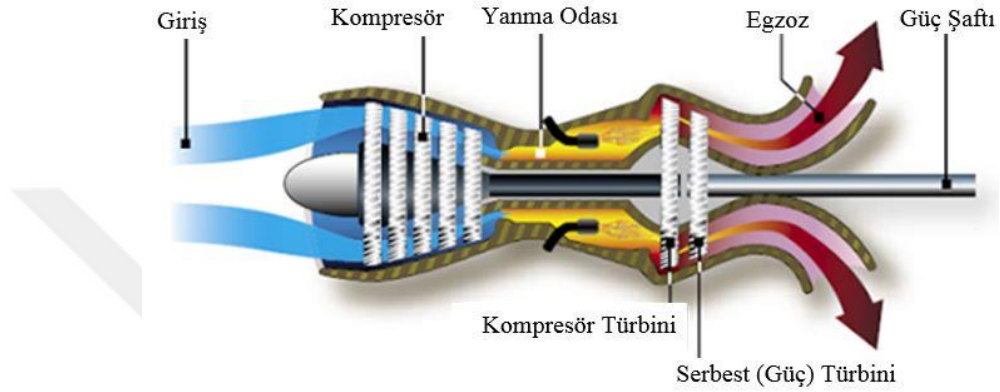
Turboprop motorlar, kısa mesafeli ve alçak irtifalı uçuşlar gerçekleştiren uçaklarda yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu motorların kullanımı ile uçak hızı ve yakıt verimi arasında iyi bir uyum elde edilmiştir [3, 9, 13, 14]. Turboprop motorların pistonlu motorlara göre titreşiminin az olması, eşit güç üretmek için daha az sürüklenme kuvvetine neden olması, kullandığı yakıtın daha ucuz elde edilmesi gibi üstünlükleri mevcuttur [6, 9, 10].

Uçaklarda kullanılan turboprop motorlar, turbojet motorlara göre çok daha karmaşık bir yapıya ve yüksek ağırlıklara sahip olmasına rağmen eşit boyut ve güçleri karşılaştırıldığı zaman düşük hızlarda daha yüksek itki kuvveti vermektedir. Fakat turboprop motorlarda bu avantaj hız arttıkça lineer olarak azalmaktadır [6, 9].

Turboprop motorların gaz enerjileri tork kuvvetine dönüşür, verimliliği yüksek olmasına rağmen uçakların yüksek hızlarda uçmalarına imkân vermez. Turboprop motorlarda verim, pervane verimi ile sınırlıdır. Pervane, çok yüksek devirle döndürülemeyeceğinden dolayı turboprop motorlarda pervane devrini orantısal olarak düşüren “reduction gear” tertibatı kullanılmıştır [3-5, 13, 15].

2.3. Turboşaft Motorlar

Küçük bir gaz türbin motoru olan turboşaft motorlar, yaygın olarak helikopterlerde kullanılmaktadırlar. Bu motorların önünde bir dişli kutusu vardır. Dişli kutusundan elde edilen tork gücü bir şaft vasıtası ile aktarma organlarına iletilir. Bu dişli kutusu motorun devrini hem düşürür hem de yatay hareketi dikey harekete çevirerek pervaneye iletir [9]. Şekil 2.6’da bir turboşaft motorun bölümleri gösterilmektedir.



Şekil 2.6. Turboşaft motorun bölümleri [12]

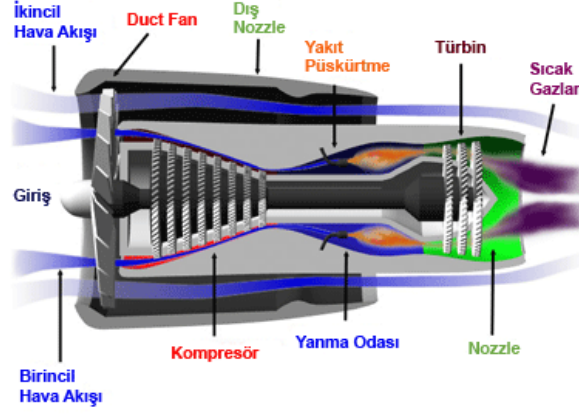
Prensip olarak turboprop motorlarla aynı olan turboşaft motorların turboprop motorlardan farkı vardır. Turboprop motorlar, türbin şaftının önündeki pervaneyi döndürürken; turboşaft motorlar ise helikopterlerde ana ve kuyruk pallerini, APU (Auxiliary Power Unit)’da elektrik jeneratörünü döndürmektedir [10].

2.4. Turbofan Motorlar

Günümüzde, modern uçakların çoğunda sahip oldukları avantajlardan dolayı turbofan motorlar yaygın olarak kullanılmaktadır. Verimleri yüksek olan bu motorlar yüksek uçuş hızlarında elverişlidir. Turbofan motorlar, turbojet motorların geliştirilmiş şeklidir. Turbojet motorların önüne veya çok sınırlı da olsa arkasına bir fan konularak üretilen motor tipidir [4].

Turbofan motorlar geliştirilirken verimliliğinin artırılması, yakıt sarfiyatının azaltılması, itkinin artırılması gerekmektedir. Yakıt sarfiyatının azaltılması fakat itkinin artması için motorun içinden geçen toplam hava akımını arttırmak gerekir. Toplam hava akımının artırılması için kapalı bir çerçeve kanal içinde çalışan, pervaneye benzeyen ve adına “fan” denilen kısım turbojet motoruna ilave edilmiştir. Böylece turbofan motorlar

tasarlanmıştır. Bu motorlar bypasslı motorlar olarak da anılmaktadır [4, 6]. Şekil 2.7’de bir turbofan motorun bölümleri gösterilmektedir.



Şekil 2.7. Turbofan motorun bölümleri [12]

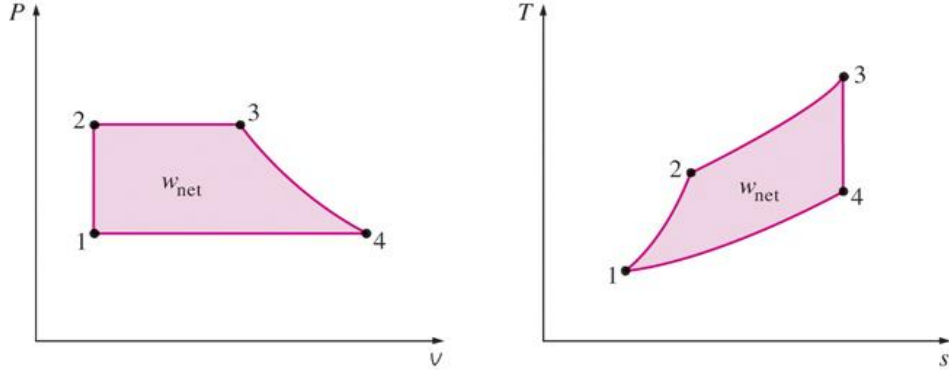
3. GAZ TÜRBLNİ MOTORLARIN ÇEVİRİM YAPISI

Termodinamiğin en önemli uygulama alanlarından biri çevrim analizidir. Termodinamik kanunlarına göre ısı enerjisinin işe dönüştürülmesi için çevrim analizleri yapılmaktadır. Çevrim analizleri arasında da gaz türbinli güç çevrimleri önemli bir alt başlıktır. Bu çevrimlerin termodinamik olarak analiz edilmesi bu sistemlerin tasarlanması için ilk basamağı oluşturmaktadır. Çevrim analizleri ideal ve gerçek (tersinir) çevrim analizi olarak ikiye ayrılmaktadır [16, 17].

Isı makinalarında pek çok karmaşık süreç oluşmaktadır. Bazı kabulleri kullanarak bu karmaşık süreçlerin analizini yapmak, çevrim analizlerini yönetilebilir bir düzeye indirmektedir. Süreç analizinde kabuller ve basitleştirmeler yaparak, birçok karmaşık sistemin çözümlenebilir bir düzeye getirilmesi sağlanarak, bir yaklaşım yapılır [16, 17]. Bu kabuller aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- a) Çevrim herhangi bir sürtünme içermez. Bu nedenle, çalışma akışkanı borulara veya ısı eşanjörleri (heat exchangers) gibi cihazlara aktığı için herhangi bir basınç düşüşü yaşanmaz.
- b) Tüm genleşme ve sıkıştırma işlemleri, sanki-dengeli (dengeye yakın) bir şekilde gerçekleşir.
- c) Sistemin çeşitli elemanlarını birleştiren borular çok iyi yalıtılmış olup, bu borulardan olan ısı geçişi göz ardı edilebilir.

Çevrim analizlerinde termodinamik süreçleri anlamak için sıcaklık (T) ve entropi (s) ilişkisini, ayrıca basınç (P) ve hacim (v) ilişkisini kurmak gerekir. T-s diyagramında çevrimin hal değişimi eğrileri içinde kalan alanın, sisteme ısı girişini gösteren hal değişimi eğrisi altında kalan alana oranı, çevrimin ısı verimini ifade eder. Bu iki alanın oranını artıracak herhangi bir değişiklik, çevrimin ısı verimini de artıracaktır. Hem P-v hem de T-s diyagramlarında süreç eğrisi ile çevrelenen alan, çevrimin "net iş" ini vermektedir [16, 17]. Şekil 3.1'de P-v ve T-s diyagramları ile çevrimin net işinin bulunması gösterilmektedir.



Şekil 3.1. P - v ve T - s diyagramları ile çevrimin net işinin bulunması [16, 17]

İlk jet uçaklarında basit turbojet motorlar kullanılmıştır. Termodinamik açıdan Brayton prensibine göre çalışan bu motorlar; başlıca hava alığı, kompresör, yanma odası, türbin ve egzoz bölümlerinden oluşmaktadır. Yakıtle karıştırılan giriş havası yüksek basınçlı ve yüksek sıcaklıklı gaza dönüşmektedir. Yanma odası içerisinde sabit basınçta yakılan yakıt, sabit hacimde türbinde işe dönüşmektedir. Türbinden çıkan gazlar egzozdan dışarı atılırlar. Daha sonra atılan gazların, başlangıç basıncına düşürülerek, hava alığından sisteme tekrar geri gönderildiği kabul edilir. Gaz türbinli motorlarda termodinamik açıdan yapılan en uygun çevrim Brayton çevrimidir. İdeal Brayton ve gerçek Brayton çevrimi olarak iki farklı çevrim bulunmaktadır [18].

3.1. İdeal Brayton Çevrimi

Gaz türbinli motorlar için en ideal çevrimdir. Sabit basınçta gerçekleşir. Ayrıca Joule çevrimi olarak da bilinir. Ticari ve askeri uçak motorlarında uygulanabilmektedir. George Brayton tarafından 1872'de, Otto veya Diesel çevrimlerinin aksine ayrı bir kompresör ve genleşme silindiri kullanılarak "Hazır Motor" için bir patent hazırlanmıştır [19]. Günümüzde Brayton çevrimi genellikle Şekil 3.2'de gösterilen gaz türbini ile ilişkilendirilmektedir.



Şekil 3.2. Gaz türbinli bir motorun görüntüsü [20]

İdeal Brayton çevrimi, sabit entropide sıkıştırma, sabit basınçta yanma, sabit entropide genleşme ve sabit basınçta atmosfere çıkış şeklinde gerçekleşmektedir. Yanma odasında ilk olarak buji ateşlemesi ile başlayan yanma olayında meydana gelen sıcak gazlar türbin üzerinde genleşirler ve ısı enerjisi mekanik enerjiye dönüşür. Türbinin dönmeye başlaması ile aynı şafta bağlı olan kompresör de aynı hızda dönmeye başlar ve yanma odasına giren hava ve püskürtülen yakıt yanmakta olan karışım ile alevlenerek yanmaya devam eder. Böylece türbinin dönmesiyle türbinden güç elde edilir ve bu çevrim başladıktan sonra süreç sürekli, kararlı ve kendini devam ettirecek bir şekle dönüşür. Gaz türbinli motorların ideal termodinamik Brayton çevrimi aşağıda verilen dört ana kabulden dolayı çok kolaylaşır.

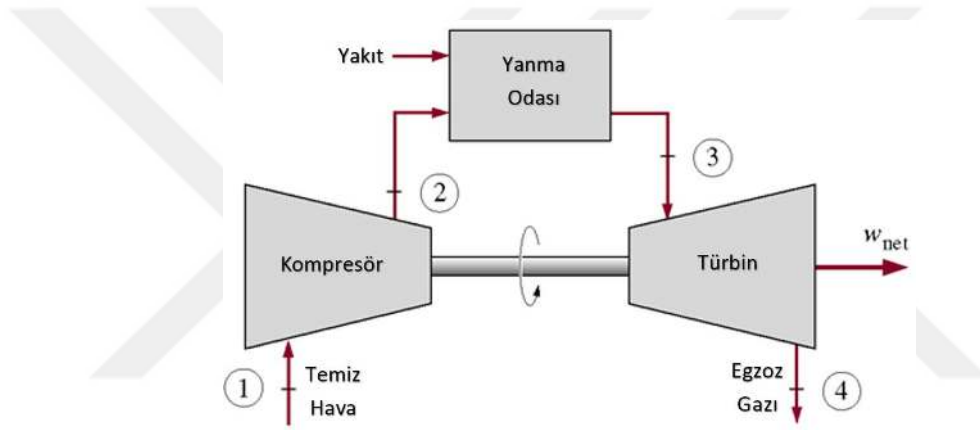
- i. Kullanılan akışkan hava, çevrim boyunca bileşimi ve özgül ısısı değişmez. İdeal gaz koşullarını sağlar.
- ii. Gazların sıcaklığını azaltmak için gereğinden çok fazla hava (normal yanma havasının 4-5 katı) atmosferden alınır. Böylece hava/yakıt oranı (yaklaşık 60/1) içinde yakıt kütlesi hava kütlesine nazaran ihmal edilebilir ve sistem giriş çıkış debisi sabittir.
- iii. Akım sürekli. Belirli kesitlerdeki akış hızı sabit ve homojendir. Kesit geçişlerinde meydana gelen basınç kayıpları ve kinetik enerji farkları ihmal edilebilir.
- iv. Atmosfere çıkış sıcaklığı yüksek olduğundan yoğunlaşabilir ürünlerin gaz olarak çıktığı kabul edilir [8, 17, 21, 22].

Brayton ideal çevrimi Çizelge 3.1’de belirtilen dört içten tersinir (geri dönüşümlü) hal değişiminden oluşur:

Çizelge 3.1. Brayton çevriminde termodinamik süreçler (içten tersinir süreçler) [17]

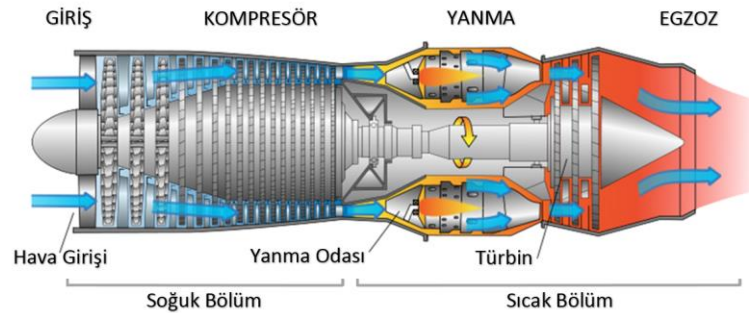
1-2	İzantropik sıkıştırma (kompresörde)
2-3	Sabit basınçta (izobarik) ısı girişi
3-4	İzantropik genişleme (türbinde)
4-1	Sabit basınçta (izobarik) ısı çıkışı

Gaz türbinli motorlar açık çevrim olarak adlandırılan çevrimle çalışmaktadırlar. Diğer içten yanmalı güç çevrimleri gibi, Brayton çevrimi açık çevrimli bir sistemdir (Şekil 3.3), ancak termodinamik analiz için geleneksel olarak egzoz gazlarının tekrar kullanılması ve analizin kapalı çevrimli sistem olması sağlanmaktadır.



Şekil 3.3. Açık çevrimli gaz türbinli motorun şematik diyagramı [16]

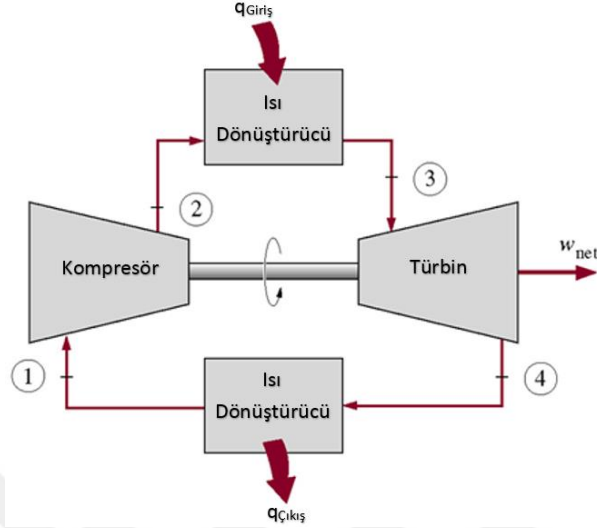
Şekil 3.4'te açık çevrimli gaz türbinli motorun bölümleri görülmektedir.



Şekil 3.4. Açık çevrimli gaz türbinli motorun bölümleri [12]

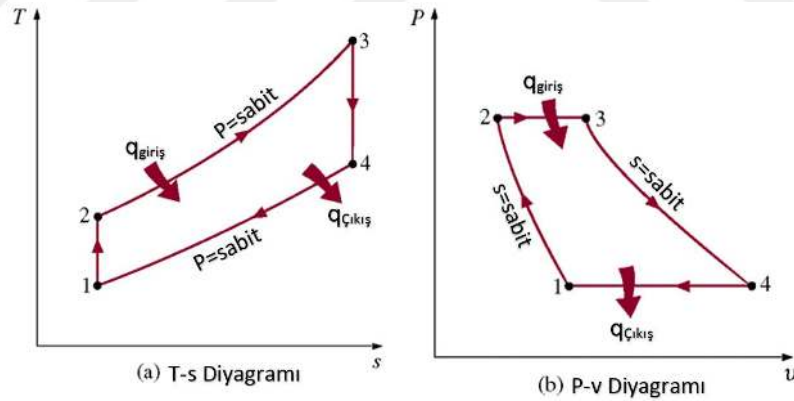
Açık çevrimli sistem, sabit kütle akışı ile sabitlenmiş kapalı bir sistem olarak modellenmiştir. İdeal gaz kabulleri uygulanır. İçten tersinir süreçleri içerir. Kapalı

çevrimle, bir gaz türbinli motorun çevrim analizi daha basitleştirilmiştir [16]. Şekil 3.5'te kapalı çevrimli gaz türbinli motorun şematik diyagramı gösterilmiştir.



Şekil 3.5. Kapalı çevrimli gaz türbinli motorun şematik diyagramı [17]

Şekil 3.6'da ideal Brayton çevriminin T-s ve P-v diyagramları gösterilmiştir.



Şekil 3.6. İdeal Brayton çevriminin T-s ve P-v diyagramları [17]

- 1-2 Fazında kompresör giriş kısmından (atmosferden) hava alınarak basıncı artırılır ve yanma odasına gönderilir.
- 2-3 Fazında sıkıştırılmış hava içerisine yakıt lüleleri vasıtasıyla yakıt püskürtülür ve bu karışım bir buji aracılığıyla yakılır.
- 3-4 Fazında ısınan ve hızla genişleyen gazlar yanma odasından çıkarak türbin rotoruna gönderilirler. Türbin hareketli ve sabit kanatları (rotor ve stator)

arasından geçen gazlar taşıdıkları termal ve kinetik enerjilerini mekanik enerjiye dönüştürürler.

- 4-1 Fazında atmosfer basıncına kadar genişmiş olan gazlar üzerlerinde bir miktar termal enerji olmasına rağmen atmosfere atılır.

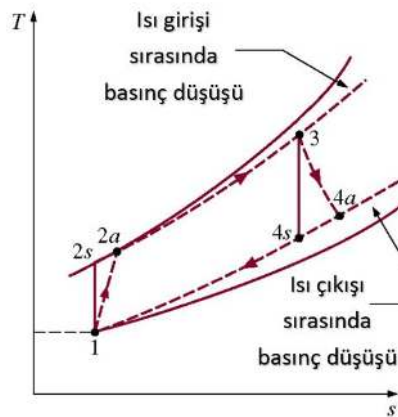
Çizelge 3.2’de gaz türbinli bir motorda çevrim fazlarındaki basınç, sıcaklık ve hacim değişimleri verilmiştir.

Çizelge 3.2. *Brayton çevrim fazlarındaki basınç, sıcaklık ve hacim değişimlerinin gösterimi [17]*

1-2 Fazında	Basınç artar, sıcaklık artar, hacim küçülür.
2-3 Fazında	Sıcaklık artar, hacim artar, basınç sabittir.
3-4 Fazında	Hacim artar, sıcaklık ve basınç düşer.
4-1 Fazında	Basınç sabit, sıcaklık ve hacim düşer.

3.2. Gerçek Brayton Çevrimi

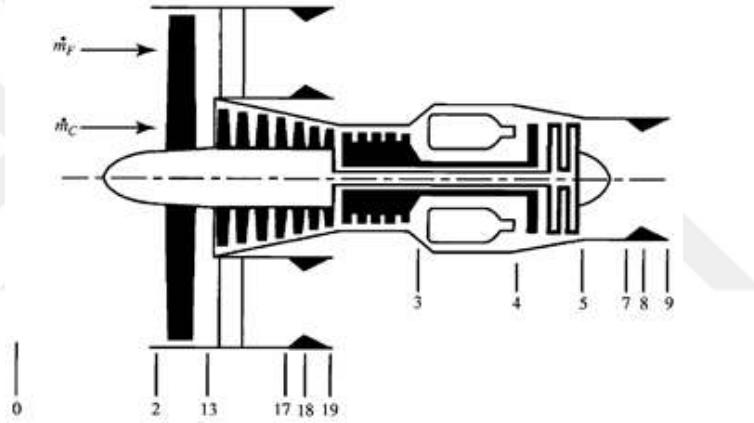
Gerçek Brayton çevriminin ideal çevrimden farkları vardır. Bu farklılıklar basınç düşüşleri, türbin ve kompresörlerdeki tersinmezlikler, ısı kayıpları ile ilgilidir. En önemli farklılıklar, gerçek kompresör ve türbinlerin ideal izantropik sıkıştırma, genişleme ve yanma odasının basınç düşüşündeki sapmalarıdır. Sıkıştırma ve genişleme, izantropik değildir. Sürtünmeden kaynaklanan ısı ilavesi ve giderilmesinde bazı basınç düşüşleri oluşur. Aynı zamanda; mekanik kayıplarda etkilidir. Rulman sürtünmesi ve yardımcı ekipmanlara harcanan güç mekanik kayıplara örnek olarak gösterilebilir [16,17, 23-25]. Şekil 3.7’de Gerçek gaz türbini çevriminin tersinmezlikler nedeniyle ideal Brayton çevriminden sapması gösterilmiştir.



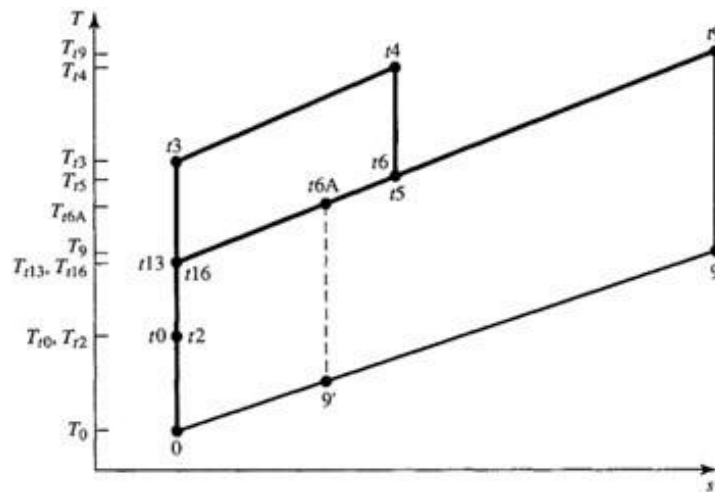
Şekil 3.7. *Gerçek Brayton çevriminin tersinmezlikler nedeniyle ideal Brayton çevriminden sapması [16]*

3.3. Turbofan Motorların İdeal ve Gerçek Brayton Çevrim Yapısı

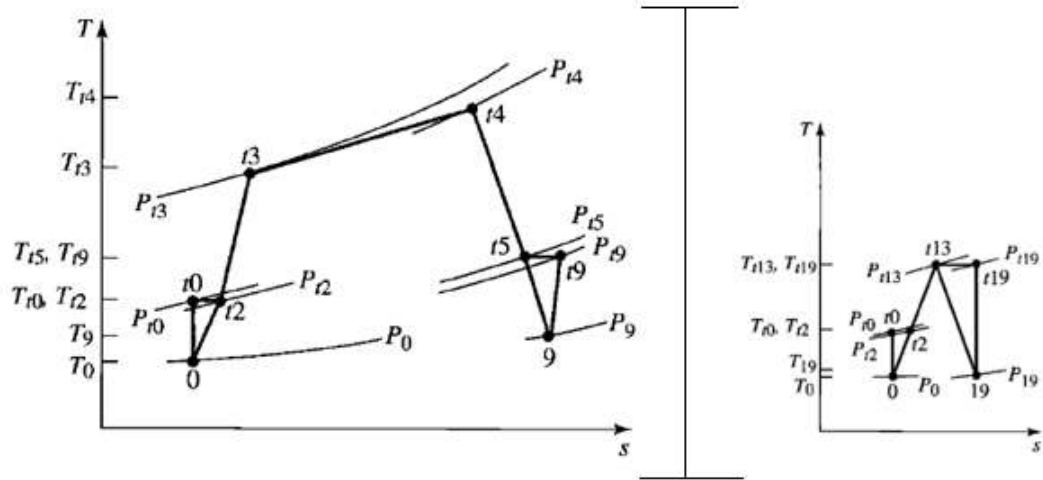
Turbofan motorundaki çevrim analizleri, akışkanın termodinamik değişimlerini inceler. Turbofan motorlarında hava iki kısma ayrıldığından dolayı çevrim yapısı da değişmektedir. Bu çevrimde bir turbofan motorunun farklı uçuş koşulları, farklı tasarım çeşitleri bypass oranı veya kompresör basınç oranı ve tasarım kısıtları altında yanma odası çıkış sıcaklığı motor performansını belirlemektedir. Turbofan motorların T-s diyagramları belirlenmesi için önemli bölümleri numaralandırılmıştır. Böylece turbofan motorların çevrim yapısı daha açık bir şekilde ifade edilebilmektedir. Şekil 3.8’de yüksek bypasslı bir turbofan motorunun istasyon numaralandırması görülmektedir. Yüksek bypasslı turbofan motorunun ideal T-s diyagramı Şekil 3.9’da gerçek T-s diyagramı Şekil 3.10’da gösterilmiştir [17, 18, 21, 26, 27].



Şekil 3.8. Yüksek bypasslı turbofan motorunun istasyon numaralandırması [21]



Şekil 3.9. Yüksek bypasslı turbofan motorunun ideal T-s diyagramı [22]



Şekil 3.10. Yüksek bypasslı turbofan motorunun gerçek (kayıplı haldeki) T-s diyagramları [21]

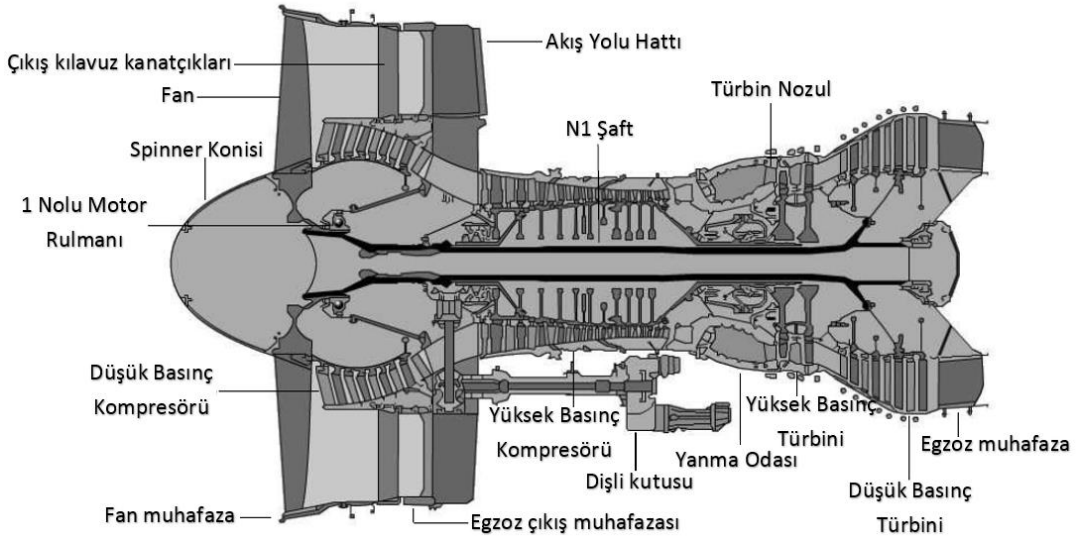
Turbofan motorların gerçek çevrim yapısına bakıldığında motor içerisinde 2 farklı akış olduğundan 2 farklı T-s diyagramı oluşmaktadır [21, 22].

4. TURBOFAN MOTORLAR VE BYPASS ORANININ KARAKTERİSTİKLERİ

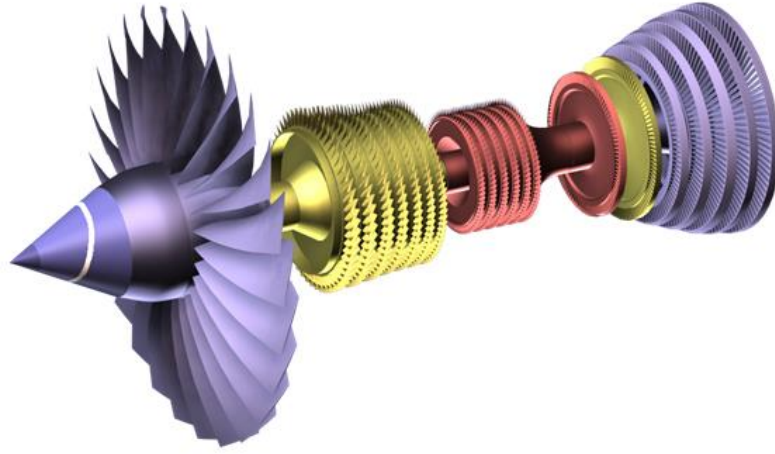
4.1. Turbofan Motorların Genel Yapısı

Uçaklarda kullanılan gaz türbinli motorlar geliştirilirken verimliliğinin artırılması, yakıt sarfiyatının azaltılması, alçak irtifada (deniz seviyesine yakın) ve düşük hızlarda itki kuvvetinin artırılması gerekmektedir [1, 28, 29]. Yakıt sarfiyatı değişmeden itki kuvvetinin artırılması için motorun içinden geçen toplam hava akımının artırılması gerekir. Motorun içinden geçen toplam hava akımını arttırmak için, kapalı bir daire içinde dönen, pervaneyi andıran ve "fan" şeklinde adlandırılan, gaz türbinli motorunun ön kısmına eklenmiştir. Böylelikle "*Turbofan*" motorları elde edilmiştir. Bu motorlar bypass motorlar olarak da adlandırılırlar. Turbofan motorların çalışma prensipleri, turbojet ile turboprop motorların özelliklerinin birleşimidir.

Turbofan motoru, ön kısımda bir fan ile hemen ardındaki, bir gaz türbin motorundan ibarettir. Şekil 4.1’de bir turbofanın iç kısmındaki komponentler gösterilmektedir.



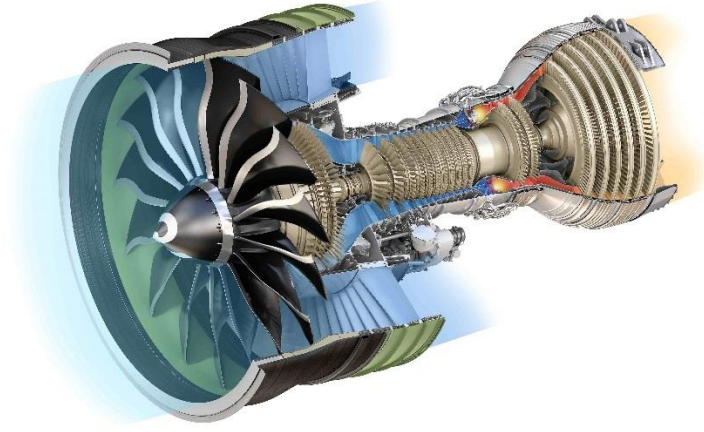
Şekil 4.1. Bir turbofan motorunun iç kısmındaki komponentler [20]



Şekil 4.2. Turbofan motorunun içyapısı [20]

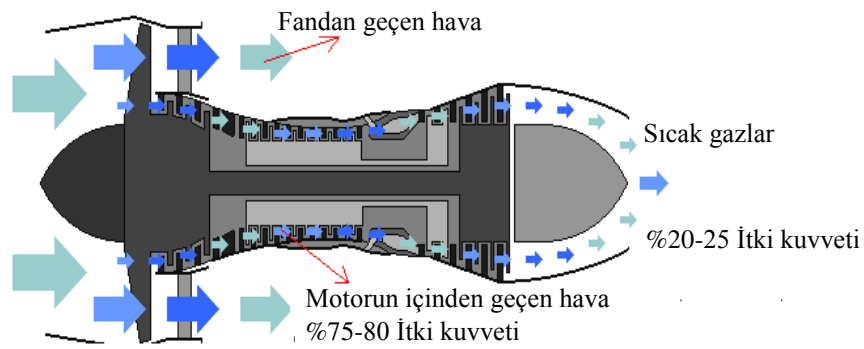
Fan, kompresörde olduğu gibi içten geçen havayı ivmelendirir. Fan içinde ivmelenen bu hava kütlesi ters yönde bir itki kuvveti oluşturur. Bir turbofan motorda üretilen toplam itki kuvvetinin büyük bir kısmı bypass oranına bağlı olarak, fan tarafından oluşturulur. Fan içinden geçen hava akımının bir kısmı, fanın uç kısmında bulunan bir lüle (*nozzle*) veya kanaldan (*fan duct*) ilerleyerek egzoz lülesi (*exhaust nozzle*) tarafından atmosfere gönderilir.

Fan tarafından emilen hava ikiye ayrılarak bypass kısmından ve çekirdek (*core engine*) içinden akar. Fan kısmından geçen havaya ikincil (*secondary*) hava, çekirdek denilen yerden geçen havaya ise birincil (*primary*) hava denir. İkincil hava miktarının motor içinden geçen birincil hava miktarına oranına turbofan motorlarda **bypass oranı** (*BPR, Bypass Ratio*) denir [30]. Fan, turboprop'larda bulunan pervaneye benzer. Fakat turboprop motordaki gibi pervanenin bağlandığı dişli grubu ile değil, motorla birlikte döner. Şekil 4.3'te turbofan motorda oluşan hava akışları gösterilmektedir.



Şekil 4.3. Turbofan motorlarda birincil ve ikincil hava akışı gösterimi [31]

Turbofan motoru, aynı ağırlığa sahip bir turbojet motorundan, en az % 30 daha fazla itki kuvveti üretir [30, 31]. Bu motorların yakıt sarfıyatı ise, turbojet ile turboprop motorları arasında bir değere sahiptir. Motor tasarımları arasında farklılıklar olmakla birlikte, bir turbofan motorunun itki kuvvetinin % 30 – 60’ı fan kısmı tarafından üretilir. Birçok farklı dizayna ve kademe sayısına sahip fanlar mevcuttur. Fan ile birlikte dönen komponentler, alçak basınç kompresör (LPC) grubunu oluşturur. Bu grup, düşük basınç türbini (LPT) tarafından çevrilir. Yüksek basınç kompresörü (HPC) ise, türbinlerin ilk kademesi olan, yüksek basınç türbini (HPT) tarafından çevrilir. Şekil 4.4’te fandan ve çekirdekten geçen havanın oluşturduğu itki kuvveti oranları gösterilmektedir.



Şekil 4.4. Turbofan motorlarındaki fandan ve çekirdekten geçen havanın oluşturduğu itki kuvvetleri [4]

Turbofan motorlarda, söz konusu olan bypass oranı, 4.1 eşitliğinde görüldüğü gibi, bypass’dan geçen havanın çekirdekten geçen havaya oranı şeklinde ifade edilebilir.

$$\text{Bypass oranı} = BPR = \dot{m}_F / \dot{m}_C \text{ 'dir.} \quad (4.1)$$

Fan içerisinden geçip çekirdek kısmına gönderilmeyen ikincil hava akışından elde edilen itki kuvvetine soğuk itki kuvveti (cold thrust) adı verilir. Motorun içine giren kısım ise sıcak itki kuvvetini (hot thrust) meydana getirir.

Fan kısmının ön tarafta bulunması, motorun iç kısmındaki komponentleri yabancı madde hasarlarına (FOD: Foreign Object Damage) karşı korumaktadır. Turbofan motorun hava alması esnasında, hava ile birlikte motora giren katı cisimler, ağırlıklarından dolayı dışa doğru savrulur, çekirdek motora girmeden bypass kısmına yönelirler. Bu yönelimin sebeplerinden biri de bypass'tan geçen havanın, çekirdekten geçen havadan, kütleli ve hacimsel olarak, daha yüksek debide olmasıdır. Fan kısmı, FOD nedeniyle hasar görebilir. Fakat fan kısmının hasar görmüş kısımlarını değiştirmek, kompresör ve türbin kısımlarını değiştirmekten daha kolay ve ekonomik olmaktadır [27].

Bazı turbofan motor modellerinde bypass havası, motor dış kısmından egzozu kadar yönlendirilerek burada çekirdekten gelen gazlarla karıştırılıp atmosfere gönderilirler [28]. Bypass havası, motordan itki kuvveti elde edilmesi dışında, soğutma havası ve ters itki (thrust reverser) üretilmesi gibi farklı amaçlar için kullanılmaktadır.

İlk olarak 1960'lı yıllarda geliştirilmiş bu motorlar ilk kez Boeing 747, Lockheed L-1011 Tristar ve McDonalds Douglas DC-10 tip uçaklarda kullanılmıştır. Günümüzde farklı ihtiyaçlara göre turbofan motor üreten birçok üretici firma vardır (Çizelge 4.1).

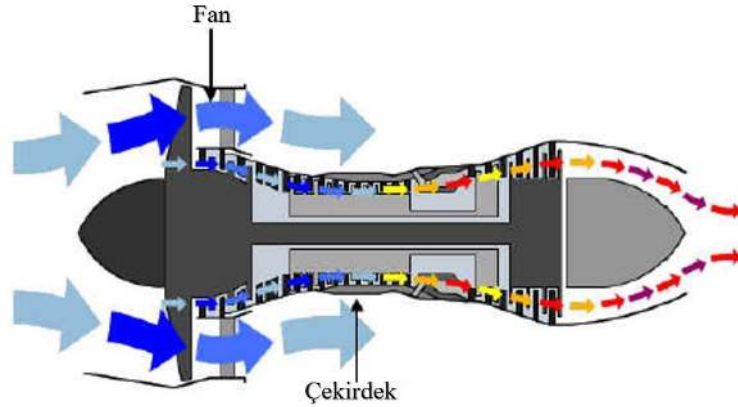
Çizelge 4.1. Turbofan motor üretici firmaları [32]

Turbofan Motor Üreticileri	
1	General Electric
2	Rolls-Royce
3	Pratt & Whitney
4	CFM International
5	Engine Alliance
6	International Aero Engines
7	Williams International
8	Honeywell Aerospace
9	Aviadvigatel
10	Ivchenko-Progress
11	NPO Saturn
12	PowerJet
13	Klimov
14	EuroJet
15	Chinese turbofans
16	Japanese turbofans
17	Gas Turbine Research Establishment (GTRE)

4.1.1. Turbofan motorların özellikleri

Turbofan motorların özellikleri aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- Turbojet ve turboprop motorların bir kombinasyonudur.
- Günümüzde modern uçakların çoğunda kullanılır. Yüksek hızlarda verimlidir.
- Güvenilirlikleri yüksektir.
- Modern turbofan motorlarda bypass oranı [4:1] ile [9:1] arasında değişmektedir.
- Elde edilen itki kuvvetinin yaklaşık % 75'i fan tarafından üretilir.
- Çekirdek kısmının ivmelendirdiği havanın miktarı az olmasına rağmen çıkış hızı yüksektir.
- Fan havası, motorun soğumasına yardımcı olur ve motorun gürültü seviyesini düşürür.
- Bypass havası, Şekil 4.5'teki gibi motorun etrafından geçer ve ek bir itki üreten bir fan ile hızlandırılır [4, 33-39].



Şekil 4.5. Bypass havasının akış şekli [4]

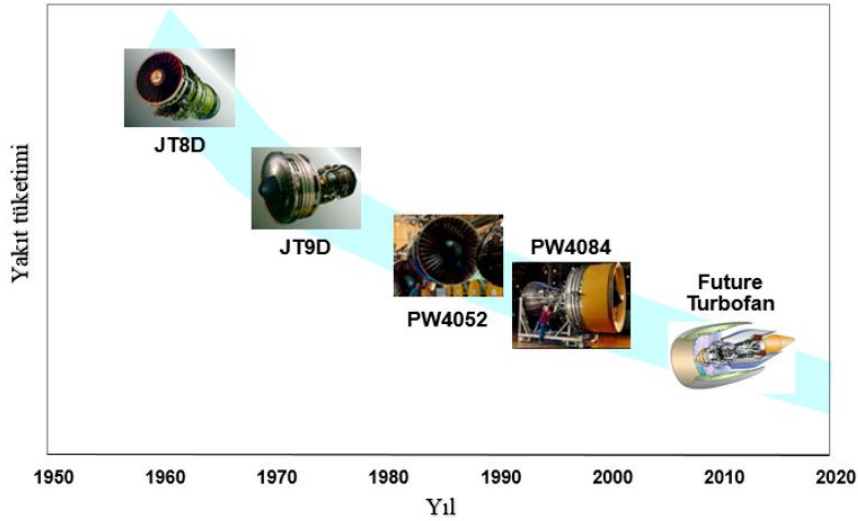
4.1.2. Turbofan motorların avantaj ve dezavantajları

4.1.2.1. Turbofan motorların avantajları

Turbofan motorların avantajları aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- Düşük hızlarda daha yüksek itki kuvveti elde edilir.
- Daha kısa kalkış mesafesi gerektirir.
- Önemli ölçüde gürültü azaltılır.
- Genel olarak turbofan motorlar sınırlı bir irtifa aralığında turbojetlerden daha ekonomik ve verimlidir.

- İtici verimi yüksektir.
- Turbofan motorlar, turbojet motorlarla kıyaslandığında, daha düşük özgül yakıt sarfiyatı ve daha büyük itici kuvveti meydana getirmektedir.
- Turbofan motorlar yüksek irtifa ve yüksek hız uçuşlarında en iyi çalışan motorlardandır.
- Turboprop motorlar sadece orta boy uçaklarda kullanılabilirken, turbofan motorlar her boyutta uçakta rahatlıkla kullanılabilir.
- TSFC'yi düşürür. Üretilen turbofanların gelişmesiyle yıllara göre yakıt sarfiyatında meydana gelen düşüş Şekil 4.6'da verilmiştir [33-39].



Şekil 4.6. Turbofan motorların yakıt tüketiminin yıllara göre değişimi [38]

4.1.2.2. Turbofan motorların dezavantajları

Turbofan motorların dezavantajları aşağıdaki gibi sıralanabilir.

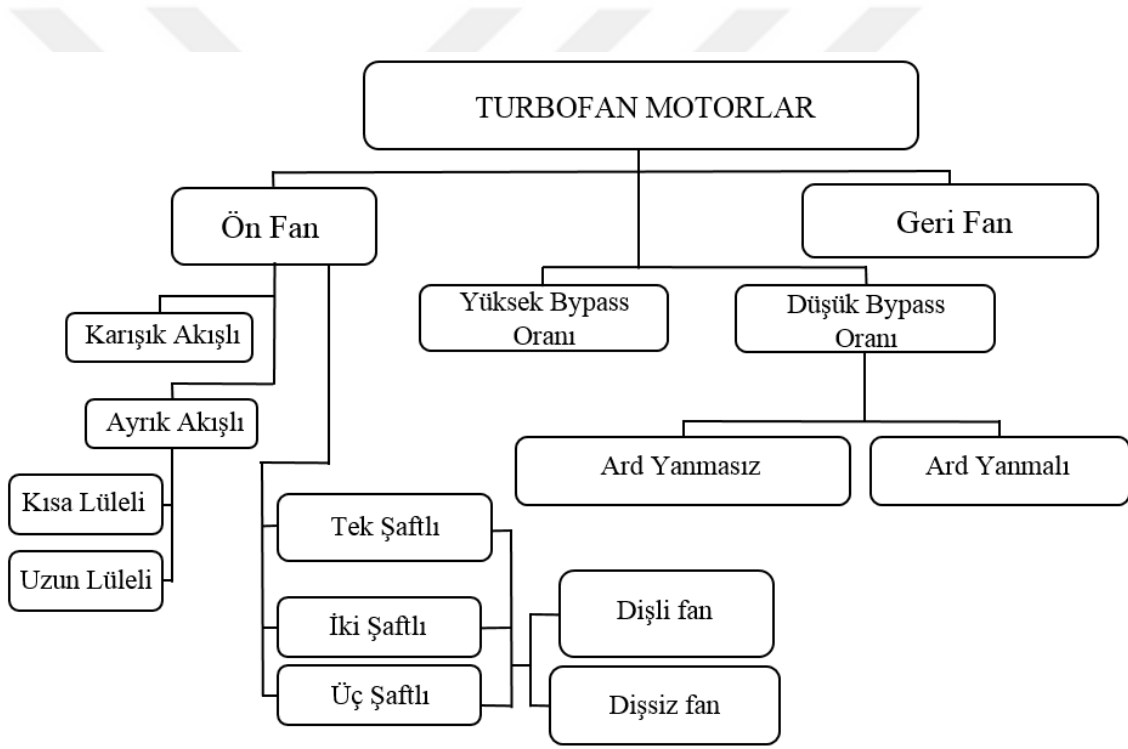
- Daha yüksek özgül ağırlıkları vardır.
- Daha geniş ön cephe alanına sahiptir.
- Çok yüksek irtifalarda verim azalmaktadır.
- Yüksek üretim maliyeti vardır.
- Üretim aşamaları zordur.
- Ani artıp-azalan yükleri karşılaması iyi değildir.
- Turbofan motorların hava giriş alanı turbojet motorlara göre oldukça büyük olduğundan daha fazla sürüklenme ve ağırlık oluşur [33-39].

4.2. Turbofan Motorlarının Çeşitleri ve Sınıflandırılması

Turbofan motorlar, birçok parametreye göre sınıflandırılabilir. Bu parametreler aşağıdaki gibi sıralanmıştır.

- Bypass oranı
- Spool sayısı
- Sıkıştırma şekli
- Hava akışının motor içindeki dağılımı
- Egzoz gazlarının kullanımı

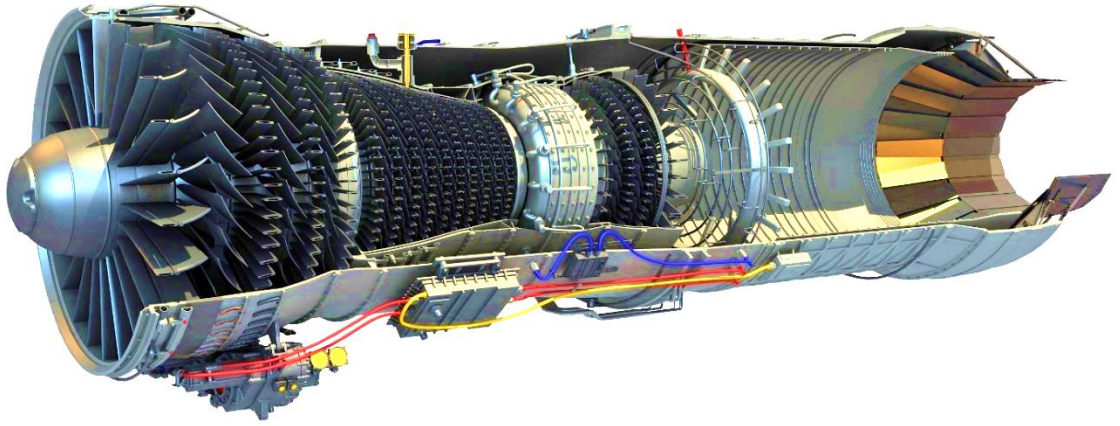
Bu parametrelere göre turbofan motorların sınıflandırılması Şekil 4.7’de gösterilmektedir.



Şekil 4.7. Turbofan motorların sınıflandırması [3]

4.2.1. Düşük bypasslı turbofan motorlar

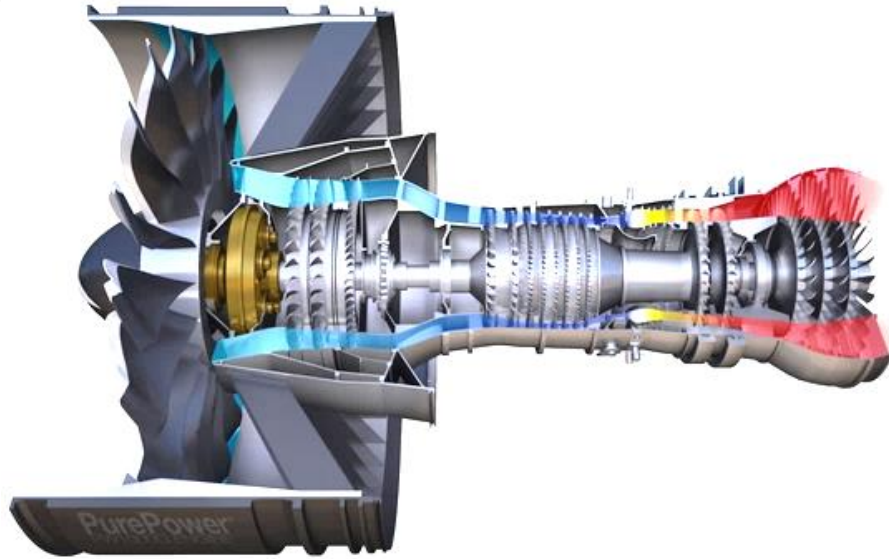
Bypass oranı 0.2:1 ile 2:1 arasındaki turbofan motorlar düşük bypass oranlı turbofan motorlar olarak adlandırılmaktadır. Bu motorlara örnek olarak Şekil 4.8’de gösterilen Pratt & Whitney Canada JT8D, askeri turbofan F404 motorları verilebilir [30].



Şekil 4.8. Düşük bypasslı turbofan motoru [20]

4.2.2. Yüksek bypasslı turbofan motorlar

Bypass oranı 4:1 ve üzerindeki turbofan motorlar yüksek bypass oranlı motorlar olarak adlandırılmaktadır (Şekil 4.9). 1960'lı yıllarda geliştirilen yüksek bypasslı motorlar ilk kez B747, Lockheed L-1011 Tristar ve McDonalds Douglas DC-10 tip uçaklarda kullanılmıştır [30].



Şekil 4.9. Yüksek bypasslı turbofan motoru [40]

4.2.3. Tek şaftlı turbofan motorlar

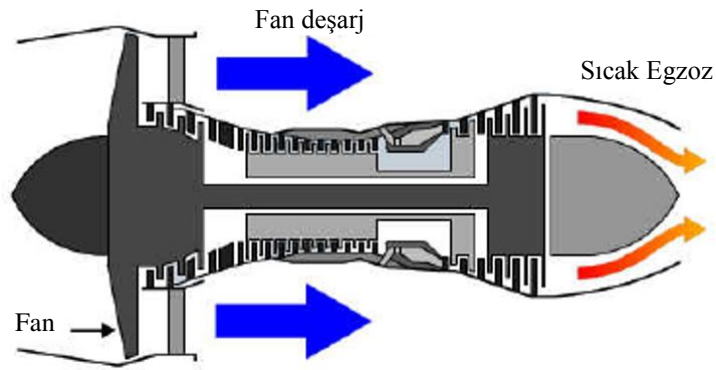
Tek şaftlı (single-spool) turbofan, en basit yapılandırmadır. Tek bir türbin ünitesi tarafından çalıştırılan bir fan ve yüksek basınç kompresörü, hepsi aynı şaft üzerinde bulunur (Şekil 4.10).



Şekil 4.10. Tek şaftlı turbofan motoru [5]

4.2.4. Çift şaftlı turbofan motorlar

Birçok turbofan motor hem fanın hem de LP türbininin (LP şaftı) HP şaftıyla (yani HP türbini tarafından yönlendirilen HP kompresörü) iç içe geçmiş olarak çalışan bir ikinci (LP) şaft üzerine monte edildiği temel iki şaft konfigürasyonuna sahiptir (Şekil 4.11). Bu motorlara örnek olarak; General Electric CFE738, General Electric CF6, GE90 ve GENx+, Pratt & Whitney Canada PW600, PW4000 ve JT9D motorları verilebilir [39, 40].

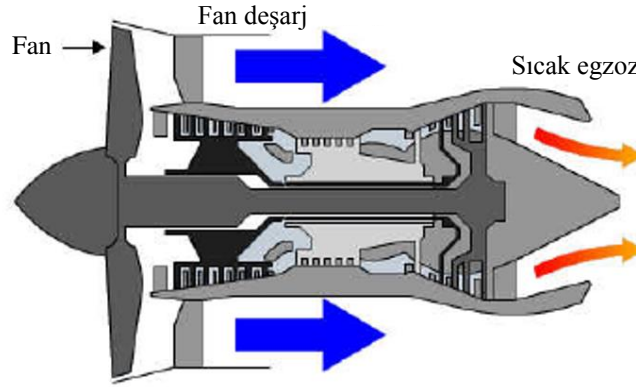


Şekil 4.11. Çift şaftlı turbofan motoru [4]

4.2.5. Üç şaftlı turbofan motorlar

Turbofan motorların üç şaftlı (three-spool) olanları da mevcuttur ve üç şaftlı motorlarda düşük basınçlı kompresör, orta basınçlı kompresör ve yüksek basınçlı

kompresör vardır (Şekil 4.12). Bu kompresör kademeleri kendilerine bağlı türbin kısımlarına sahiptir. Bunların her biri, şaftın en verimli dönme hızıyla döndürülebilmesi, bir durma tehlikesi olmaksızın daha geniş bir çalışma aralığı sunması avantajlarına sahiptir [39, 40].



Şekil 4.12. Üç şaftlı turbofan motoru [4]

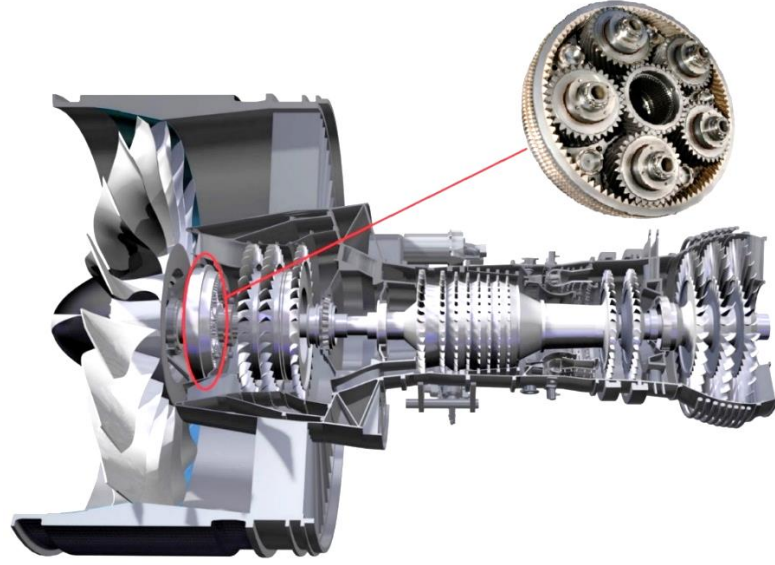
4.2.6. Dişli turbofan motorlar

Dişli (geared) turbofan motorlar aslında çok uzun zamandır geliştirilen ve halen kullanımda olan turbofan motorlara bir alternatif oluşturacak turbofan motorlardır. İlk dişli turbofan motorun resmi olarak pazara 2020 yılında sunulması beklenmektedir. Dişli turbofan motorların kendine özgü bir tasarımı olan motorunun yanma odası, alışlagelen turbofanlara nazaran daha dardır. Tasarımdaki diğer bir yenilik ise itiş gücünün büyük bir bölümünün öndeki fandan sağlanmasıdır. Bu sayede yakıt maliyeti düşürülmüş olacak, ayrıca karbondioksit gazı salınımı en aza indirgenecektir [41].

Dişli Turbofan motorların diğer turbofan motorlara göre avantajları:

- Yakıt oranında % 12 azalma,
- Gürültünün % 50 azalması,
- Uçakların neden olduğu çevre kirliliğinde ve emisyonlarda % 12 azalma,
- Daha kolay bakım şeklinde sıralanabilir [40, 41].

Şekil 4.13'te bir dişli turbofan motorun kesit şekli gösterilmektedir.



Şekil 4.13. *Dişli turbofan motorunun kesit görüntüsü [41]*

Dişli turbofan teknolojisi 3 farklı değişik tipte olmaktadır. Pratt & Whitney yeni motor dizaynı Bombardier'in C serisi ve Mitsubishi'nin küçük ölçekli Airliner modellerinin yanı sıra, yeni nesil Airbus ve Boeing'ler için geliştirmektedir. Bu motorun küçük modellerinde 80,000 kN (18,000 lb), en büyük modellerinde 133,000 kN (30,000 lb) 'luk maksimum itiş kuvveti sağlanabilmektedir.

4.2.7. Geri turbofan motorlar

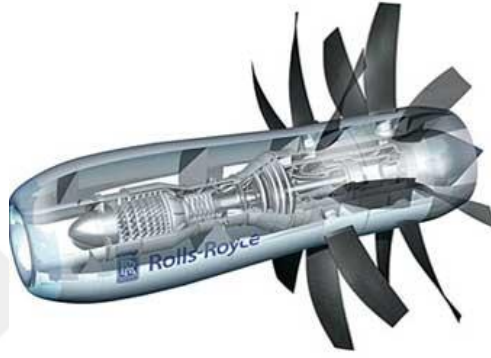
Geri (aft) turbofan en eski turbofanlardan biridir. Turbo motorunun egzoz lülesinde bulunan entegre olan bir arka fanı ve alçak basınç türbini ünitesinin üzerinde bulunan bir fan sistemi mevcuttur. Şekil 4.14'te geri turbofan gösterilmektedir.



Şekil 4.14. *Geri turbofan motoru [5]*

4.2.8. Prop-fan turbofan motorlar

Turbojet motorların arkasına motorun dış kısmında açık bir şekilde dönen fan yerleştirilerek üretilen motor tipidir (Şekil 4.15). Günümüzde gürültü seviyelerinin belirlenen sınır değerlerinin altına düşürülmesi ve düşük yakıt sarfiyatı gibi faktörler turbofan motorlarını, özellikle ticari uçaklarda, vazgeçilmez yapmaktadır. Düşük yakıt sarfiyatı üzerine olumlu etkileri bulunan propfan ve ADP (Advanced Ducted Propulsor) motorlar turbofan motorların gelecekteki ticari motorları olarak öngörülmektedir [5].



Şekil 4.15. Prop-fan turbofan motoru [20]

Prop-fan motorların özellikleri kısaca aşağıdaki gibi sıralanabilir;

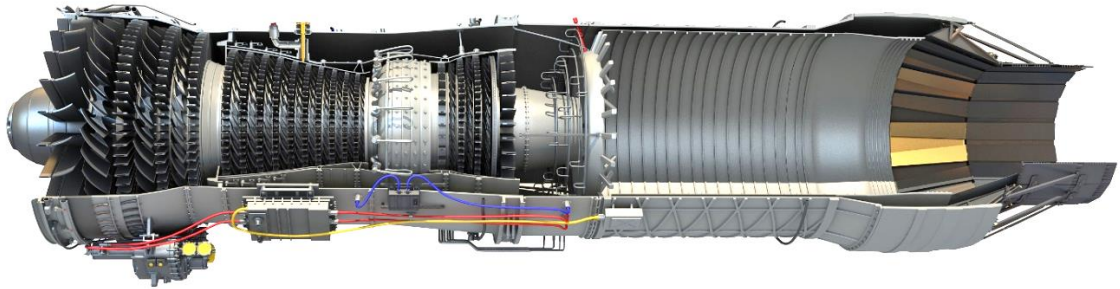
- Propfan motorların yapısında düz veya ters yönde dönen bir fan grubu vardır.
- Fan kısmının pale sayısı ve aerodinamik şekli sayesinde yüksek hız ve irtifalara ulaşılabilir.
- Propfan motorlar yaklaşık % 20 yakıt tasarrufu sağlayabilmektedirler.
- Bypass oranları 90:1'e kadar çıkabilir (Şekil 4.16).
- Fakat uçağa montajları zordur [20, 42].



Şekil 4.16. Prop-fan turbofan motoru [42]

4.2.9. Ardyanmalı turbofan motorlar

Ardyanmalı (afterburning) turbofan motorlar, egzoz gazlarının dışarı çıkması sonucu oluşan itki kuvvetlerinin meydana getirdiği itki kuvvetini arttırmak için kullanılırlar. Ardyanmalı turbofan motorlar egzozdan çıkan gazların tekrar yakılması sonucunda ilave itki gücü sağlamaktadır. Genellikle düşük bypass turbofan motorlarda veya askeri uçak motorlarında kullanılmaktadır. Bu tip motorlarda karışık ve değişken alanlı egzozlar kullanılabilir. Ardyanma sistemi özellikle, uçaklarda kalkış ve tırmanış anında ivmelenmeyi artırmak ya da ses hızını aşmak amacıyla kullanılan bir sistemdir. Ardyanma (afterburner), türbin pallerinin çıkışından sonra, lülenin akış hattında bulunan ve ardyanmaya özgü yakıt enjektörlerinden yakıt yakan bir yanma odasıdır. Yanma sırasında çok miktarda yakıt yakılır, egzoz gazlarının sıcaklığı önemli derecede yükselir ve egzoz hızında ve motorda belirgin bir itki kuvveti meydana gelir. Ardyanma genellikle kalkış, transonik seviyede hızlanma ve muharebe manevraları için önemli bir itki kuvveti sağlamak üzere tasarlanmıştır. Ardyanma yalnızca bir uçuş görevinin kısa zaman aralıkları için kullanılabilir. Ardyanmalı turbofan motorlarda genellikle, motorunun yüzde 60'ını ardyanma sistemi oluşturmaktadır. Yüksek sıcaklık ve hesapsız yakıt tüketimi olması bu tip motorların dezavantajlarından. Şekil 4.17'de ardyanmalı motorun kesit şekli gösterilmektedir [20, 43].



Şekil 4.17. Ardyanmalı turbofan motoru [20]

4.2.10. Kısa lüleli turbofan motorlar

Bypass havasının çıkış noktasının kısa olduğu Şekil 4.18'de olduğu gibi gösterilen turbofan motor tipidir. Bu tip motorlarda bypass havası ile egzoz havası aynı egzozdan çıkmamaktadır [19, 22].



Şekil 4.18. Kısa lüleli turbofan motoru [22]

4.2.11. Uzun lüleli turbofan motorlar

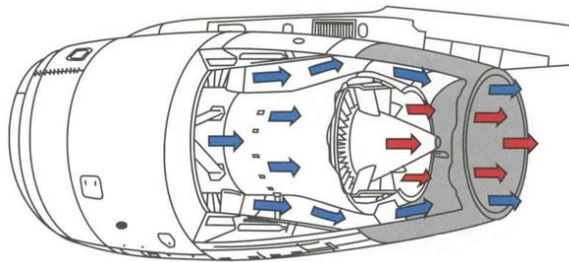
Bypass havasının motor boyunca uzanan bir lüle (duct) içinden geçerek çıkış noktasının egzoz gazlarınıninki ile aynı olan, Şekil 4.19’da gösterilen turbofan motor tipidir. Bu tip motorlarda bypass havası ile egzoz havası aynı egzozdan çıkmaktadır [40].



Şekil 4.19. Uzun lüleli turbofan motoru [22]

4.2.12. Karışık egzozlu turbofan motorlar

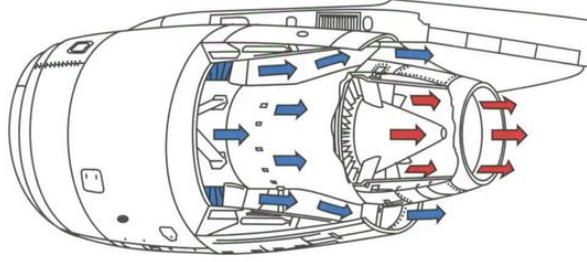
Karışık akışlı (mixed) turbofan motorlarda, fan egzozu motorun arka kısmından, motor egzozuna birleştirilerek dışarı püskürtülür. Diğer bir deyişle, ikincil hava, birincil havayla birleşerek ve karışarak motor egzozundan dışarı atılmaktadır (Şekil 4.20) [45].



Şekil 4.20. Karışık egzozlu turbofan motoru [19]

4.2.13. Ayrık egzozlu turbofan motorlar

Ayrık akışlı (unmixed) turbofan motorlarda, fan egzozu motor egzozundan ayrı olarak motorun arka kısmından dışarı püskürtülür. Diğer bir deyişle, ikincil hava, birincil havayla birleştirilmeden ve karıştırılmadan iki farklı egzozdan dışarı atılmaktadır (Şekil 4.21).



Şekil 4.21. Ayrık egzozlu turbofan motoru [19]

Modern yolcu uçaklarında kullanılan ayrık egzozlu turbofan motordaki egzoz tipi Şekil 4.22’de gösterilmektedir.



Şekil 4.22. Turbofan motordaki egzoz çıkışı- Rolls Royce Trent 1000 [44]

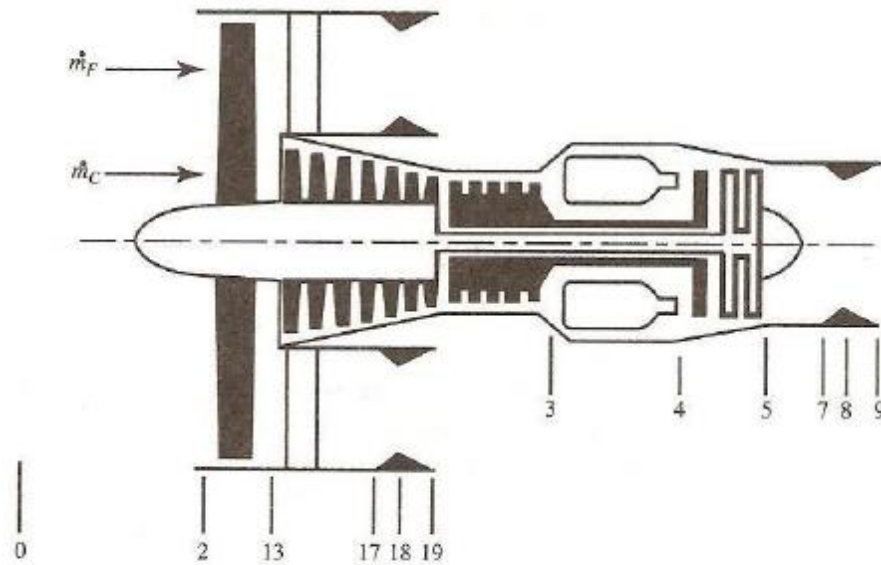
4.3. Turbofan Motorlarda İstasyon Numaraları

Turbofan motorlarda istasyon numaralandırması, performans analizlerini kolaylaştırmak ve aynı zamanda belli bir standart elde etmek için gerekli olan bir uygulamadır. Eğer bir motorun performansları hesaplanacaksa veya motorun bölümleri tanımlanacaksa istasyon numaralarının bilinmesi gerekir. Genelde, önden arkaya doğru yapılmış bir numaralandırma söz konusudur. Bu yöntemle istasyon numaralarını belirlemek

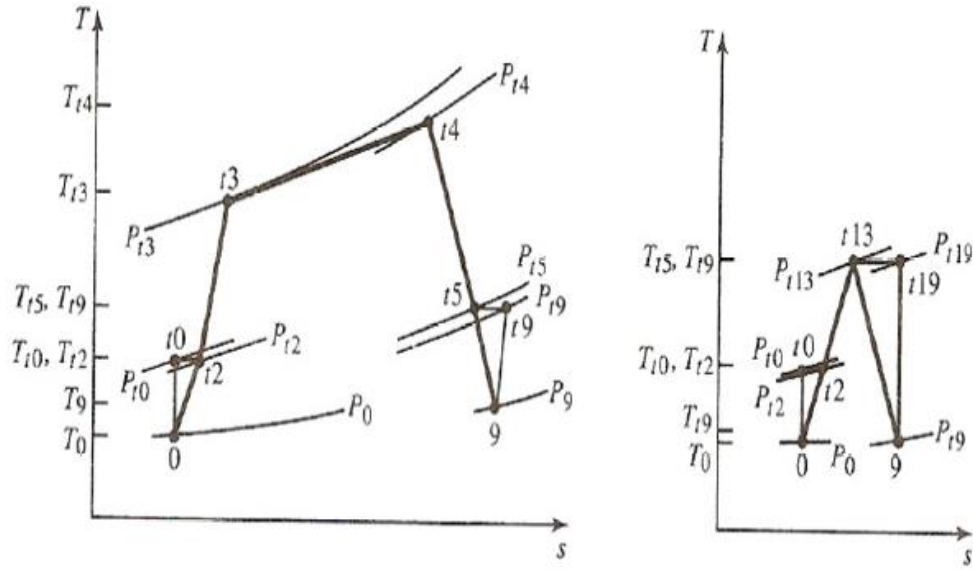
için motorun önden arkaya doğru önemli noktaları tespit edilmiştir. Motor tiplerine, hatta modellerine göre farklılıklar gösterebilir. Tam sayılı numaralara ait istasyonlar arasında kalan kısımları, ana modüller oluşturur [45].

Performans analizinde her bir motor bileşenin giriş ve çıkış koşulları, istasyon numarasına göre belirtilmektedir. Motor performans analizleri, parametrik analizlerle yakından ilişkilidir. Parametrik analizlerde kompresör basınç oranı, yanma odası çıkış sıcaklığı ve uçuş koşulları gibi parametreler bağımsız olarak seçilebilir. Parametrik analizlerde tasarım koşullarına göre motorun özgül performansı olarak adlandırılan özgül itki ve özgül yakıt sarfiyatı gibi değerleri hesaplanır. Parametrik hesaplamalardaki bu tasarım girdi değerleri tasarım noktası veya referans değerler olarak isimlendirilir [2, 21].

Günümüzde modern ticari uçak motorlarının, numaralandırması egzoz kısmında 5'ten 8'e veya 9'a atlayarak devam etmektedir. Burada 5-8 arası istasyon numaraları kullanılmamaktadır. Bu numaralar sadece askeri uçakların motorlarında kullanılır. 5-6 arası bu motorlarda difüzör kısmıdır ve 6-7 arası ise ardyanma kısmı numaralandırılır. 10-19 arasındaki numaralar ikincil hava akış istasyonlarında kullanılır. İstasyon numaraları hava akışının çeşitli noktadaki basınç ve sıcaklık değerlerinin tanımlanmasında kullanılır. Yüksek bypasslı turbofan motorunu istasyon numaraları Şekil 4.23'te, Şekil 2.24'te ise bu numaralandırmanın performans ve parametrik analizlerinde kullanılan T-s diyagramlarındaki kullanışı gösterilmektedir [21, 28, 29, 35].



Şekil 4.23. Yüksek bypasslı bir turbofan motorunun istasyon numaralandırılması [45]



Şekil 4.24. Yüksek bypasslı bir turbofan motorunun gerçek (kayıplı haldeki) T-s diyagramı [21, 45]

Çizelge 4.2’de bir turbofan motorundaki istasyon numaralarının açıklamaları verilmiştir.

Çizelge 4.2. Bir turbofan motorundaki istasyon numaralarının açıklamaları [45]

İstasyon Numaraları	Motor bölümleri
0	Atmosfer (serbest akım)
2	Fan girişi
13	Bypass akım çıkışı
17	Bypass akım boğaz girişi
18	Bypass lülesi boğaz bölgesi
19	Bypass akımı çıkışı
3	Yanma odası girişi
4	Yanma odası çıkışı
5	Alçak basınç türbini çıkışı
7	Egzoz lülesi boğaz bölgesi girişi
8	Egzoz lülesi boğaz bölgesi
9	Yanmış gazların motordan çıkışı

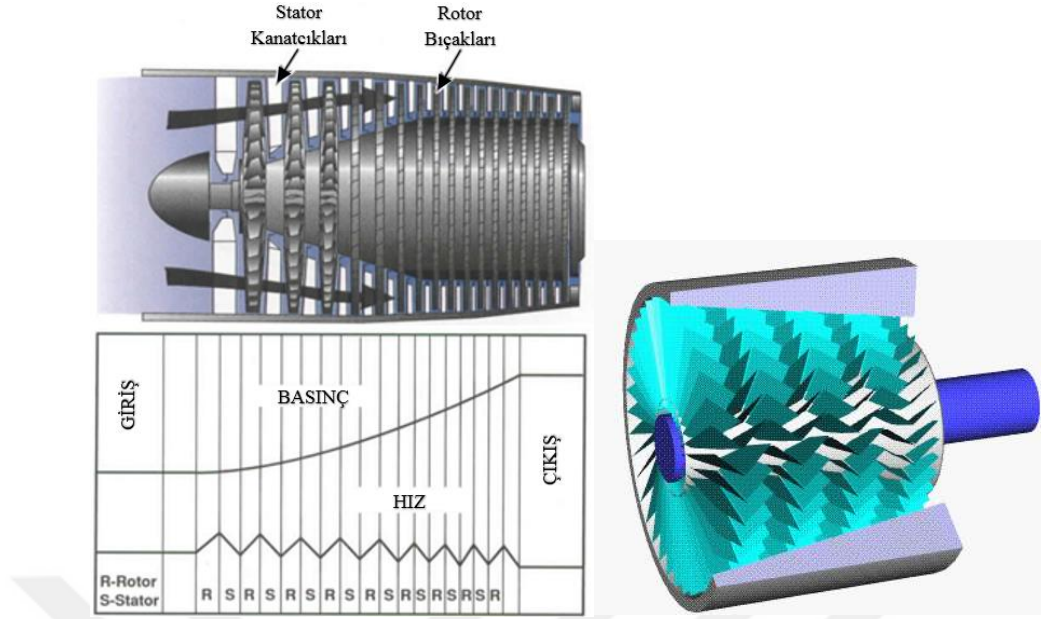
4.4. İtki Kuvvetini Etkileyen Faktörler

Dış ortam koşulları göz önüne alındığında turbofan motorlarda üretilen itki kuvvetini etkileyen birçok parametre bulunmaktadır. Bu parametreler aşağıdaki gibi sıralanabilir [4, 5, 9, 40].

- a) Atmosfer basıncı
- b) Hava sıcaklığı
- c) Yükseklik
- d) Uçağın hızı
- e) Nem miktarının etkisi
- f) RPM etkisi
- g) Lüle kesit alanı
- h) Yakıt debisi
- i) Kompresörün sağlamış olduğu hava miktarı
- j) Türbin giriş sıcaklığı
- k) Su püskürtmenin etkisi

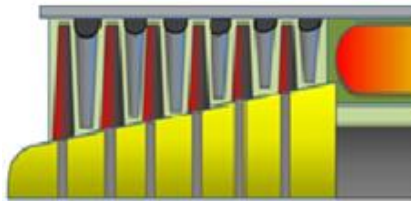
4.5. Turbofan Motorlarda Basınç ve Sıcaklığın Performansa Etkileri

Isı enerjisinden mekanik enerji elde etmek için havanın motora girişi ile çıkışı arasında uğradığı tüm değişimler, termodinamik kanunlara göre gerçekleşir. Termal verim, gaz türbini performansının belirlenmesindeki faktörlerden biridir. Motor tarafından üretilen net işin, yakıt şeklinde sağlanan kimyasal enerjiye oranı termal verim olarak tanımlanır. Termal verimliliği etkileyen en önemli üç faktör, türbin giriş sıcaklığı, basınç oranı ve kompresör ve türbin bileşen verimliliğidir. Termal verimliliği etkileyen diğer faktörler kompresör giriş sıcaklığı ve yanma verimidir. Kompresör basınç oranı, havanın motor girişi ile kompresör çıkışındaki basıncın oranı olup, kompresörün tip ve boyutuna bağlıdır. Kompresördeki kademe (N) sayısı arttıkça bu oran artar. Modern turbofan motorlarda kompresör basınç oranı 40:1' dir. Eksenel akışlı kompresörde meydana gelen hız ve basınç değişimleri Şekil 4.25'te verilmektedir [46].



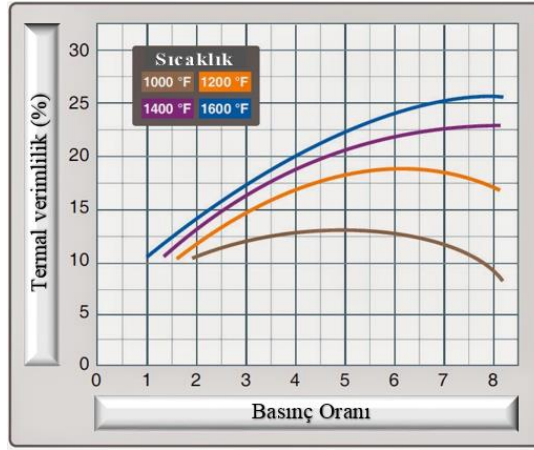
Şekil 4.25. Eksenel akışlı kompresörlerde hız ve basınç değişimi [47]

Bernouilli prensibine göre, kompresör kısmında önden arkaya doğru ilerleyen havanın basıncı artar ve hızı düşer. Fakat motor içerisinde oluşan hava hızının düşüşü itki kuvvetini etkileyeceğinden dolayı istenmeyen bir durumdur. Bu nedenle hava hızının korunması için kompresörler önden arkaya doğru kesit alanları daralacak şekilde tasarlanırlar. Kompresörde % 25 civarında hacimce daralma olabilir. Kompresördeki daralma Şekil 4.26’da gösterilmektedir [46, 47].

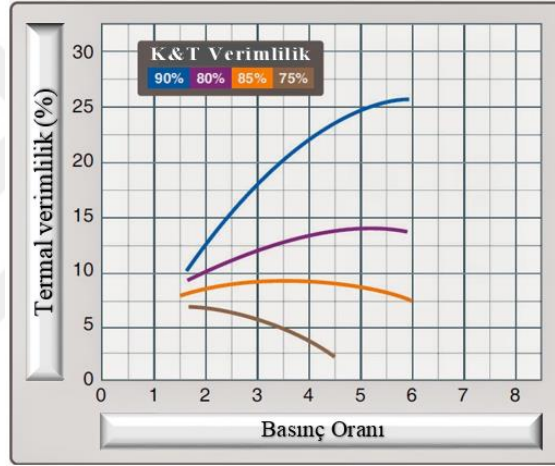


Şekil 4.26. Kompresördeki kesit alanının daralmasının gösterimi [47]

Şekil 4.27’de kompresör giriş sıcaklığı ve kompresör ve türbin bileşen verimi sabit kaldığında değişen kompresör basınç oranının termal verimlilik üzerindeki etkisi gösterilmektedir. Türbin ve kompresör giriş sıcaklıklarının sabit kalması durumunda kompresör ve türbin bileşen verimlerinin termal verimlilik üzerindeki etkileri Şekil 4.28’de gösterilmektedir. Gerçek işletim türünde, türbin motoru egzoz sıcaklığı, sabit bir basınç oranında türbin giriş sıcaklığı ile doğrudan değişir.

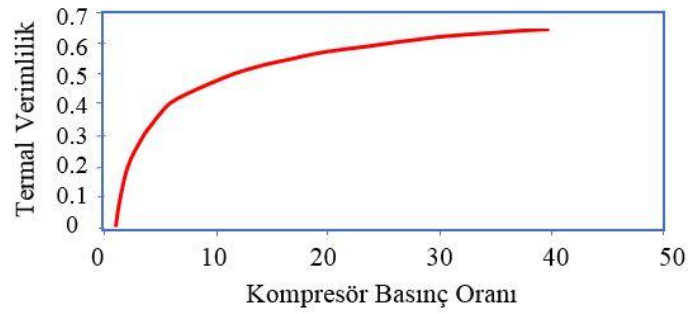


Şekil 4.27. Kompresör basınç oranının termal verimlilik üzerindeki etkisi [48]



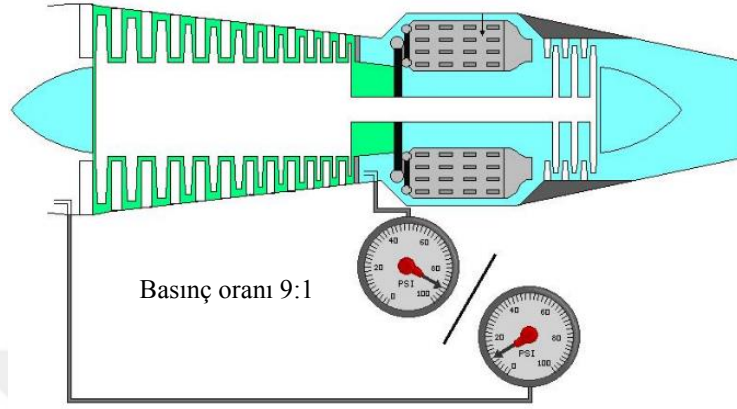
Şekil 4.28. Kompresör ve türbin bileşen verimlerinin termal verimlilik üzerindeki etkileri [48]

Basınç oranı arttıkça özgül yakıt sarfiyatı düşmektedir. Şekil 4.29'da termal verimin kompresör basınç oranına göre değişimi gösterilmektedir.



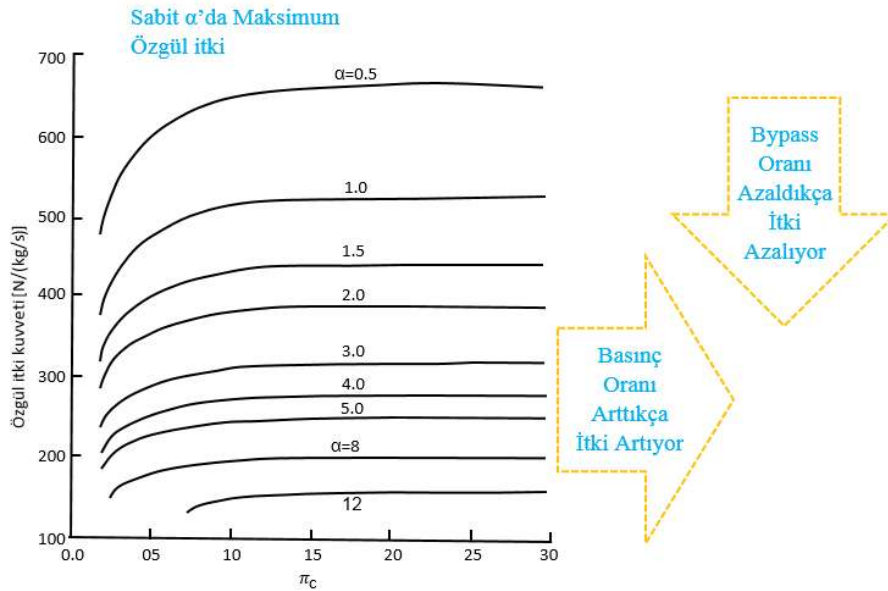
Şekil 4.29. Termal verimin kompresör basınç oranına göre değişimi [49]

Kompresör basınç oranı Şekil 4.30’da gösterildiği gibi kompresör çıkış basıncının kompresör giriş basıncına oranına eşittir. Basınçlar, motor üzerine yerleştirilmiş sensörler vasıtasıyla tespit edilir [5].



Şekil 4.30. Motor üzerine takılmış sensörler vasıtasıyla kompresör basınç oranının ölçülmesi [5]

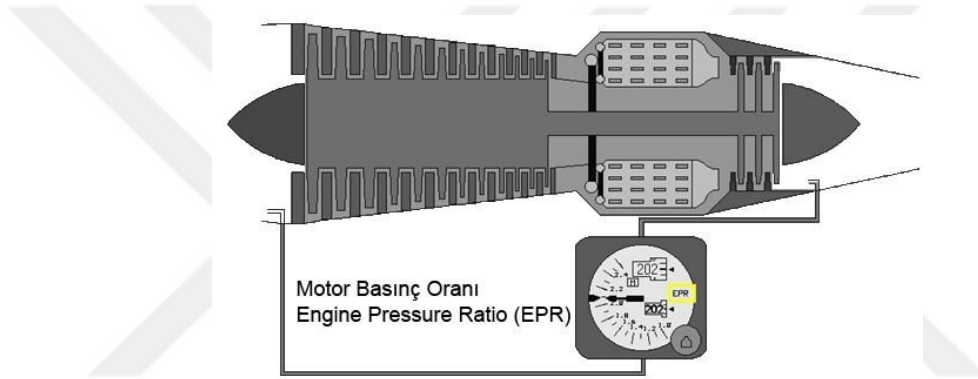
Kompresör basınç oranı π_c şeklinde gösterilir. Şekil 4.31’de farklı bypass oranlarında kompresör basınç oranı ile özgül itkinin değişimi görülmektedir. Bypass oranı arttıkça özgül itki kuvveti azalırken, kompresör basınç oranı arttıkça özgül itki kuvveti artmaktadır.



Şekil 4.31. Farklı bypass oranlarında kompresör basınç oranı ile özgül itkinin değişimi [33]

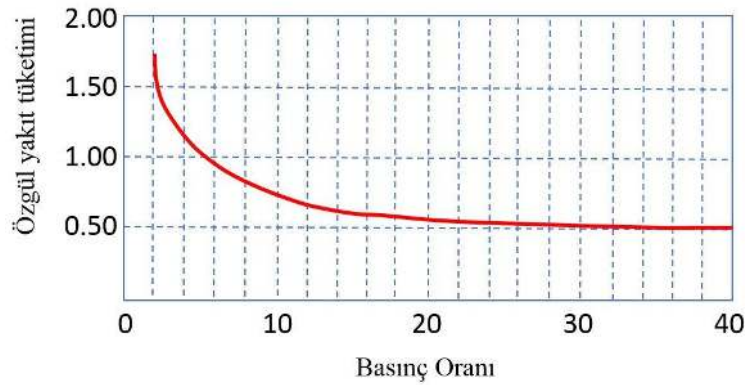
Motor basıncı ve itki kuvveti üretimi orantılı olduğundan modern turbofan ve turbojet motorları, motor egzoz lülesi içindeki türbin egzoz toplam basıncı veya motor basınç oranının her ikisi de pilot tarafından ilgili göstergelerle izlenebilmektedir. Toplam basınç, statik basınç ve ram etkisiyle oluşan basınç artışının toplamıdır. 4.2 nolu eşitlikte görüldüğü gibi motor basıncı oranı (EPR, Engine Pressure Ratio) egzoz toplam basıncının kompresör girişindeki basınca bölünmesi ile elde edilir. Motor basınç oranının belirlenmesinde kullanılan sensörlerin motor üzerindeki konumları Şekil 4.32’de gösterilmektedir.

$$\text{Motor Toplam basınç oranı } EPR = \frac{P_{t8}}{P_{t2}} \quad (4.2)$$



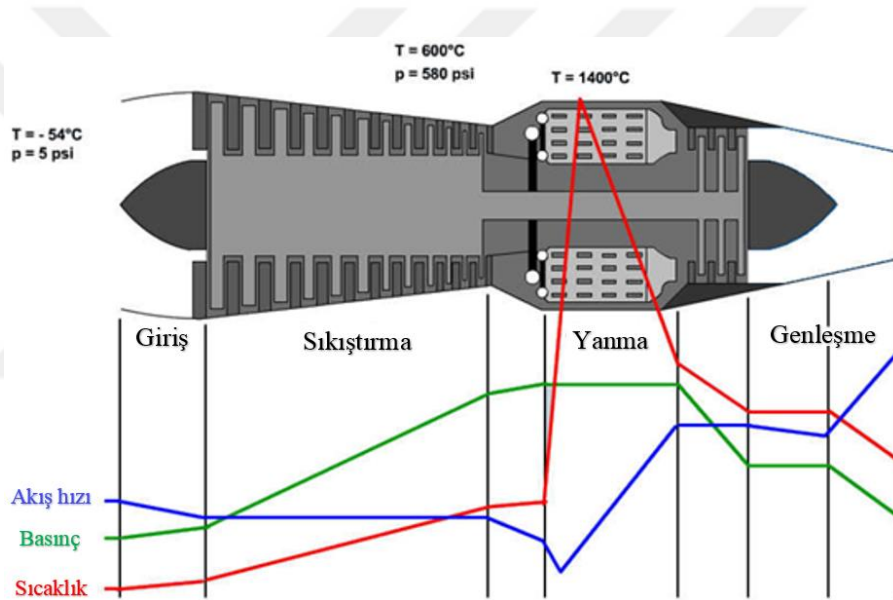
Şekil 4.32. Motor basınç oranı [33]

Şekil 4.33’te özgül yakıt sarfiyatının basınç oranına göre değişimi gösterilmektedir. Basınç oranının artması özgül yakıt sarfiyatını düşürmektedir. Yani basınç oranının artması daha ekonomik bir motor meydana getirmektedir [49].

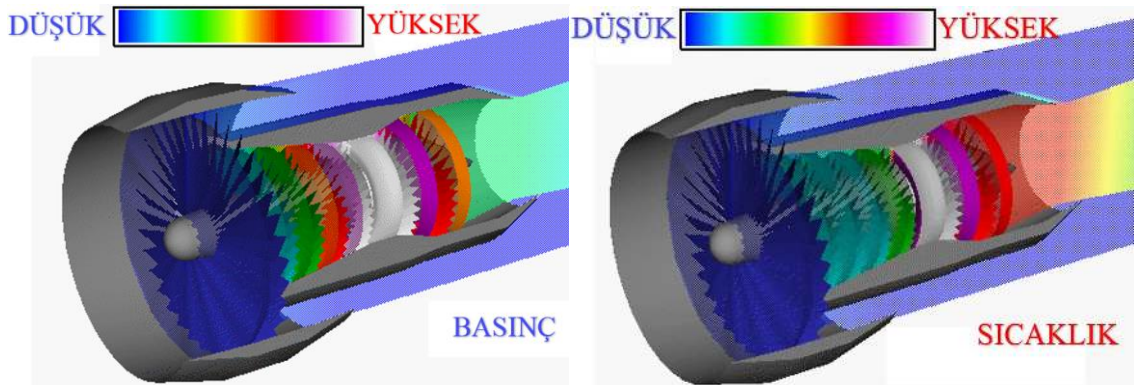


Şekil 4.33. Basınç oranının özgül yakıt tüketimi üzerine etkisi [49]

Şekil 4.34'te, motor gazı akış yolundaki sıcaklık değişimini grafiksel olarak gösterilmiştir. Yüksek termal verim, yüksek türbin giriş sıcaklıklarına bağlıdır. Şekil 4.35'te, motor gaz akış yolundaki sıcaklık değişimini renklendirme yöntemiyle gösterilmiştir. Modern turbofan motorların, türbin giriş sıcaklıkları 1,500 °C 'nin üzerinde çalışmaktadırlar. Daha yüksek türbin giriş sıcaklıklarına yönelik birincil sınırlama, yüksek sıcaklıklara dayanabilen malzemelerin kullanılabilirliğidir. Türbin giriş sıcaklığının yükseltilmesinin, motorların özgül basıncını, yakıt tüketim oranındaki küçük bir artışla artırmasıdır. Daha yüksek bir genel basınç oranı ve türbin giriş sıcaklığı kombinasyonu, termal verimliliği artırır. Bu, daha düşük özgül bir itkiyle, daha düşük bir özgül yakıt tüketimi sağlamaktadır [47].

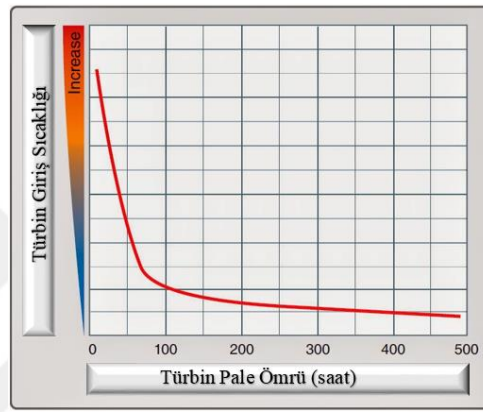


Şekil 4.34. Motor üzerindeki akan havanın basınç, sıcaklık ve hız değişimlerinin grafiksel gösterimi [47]



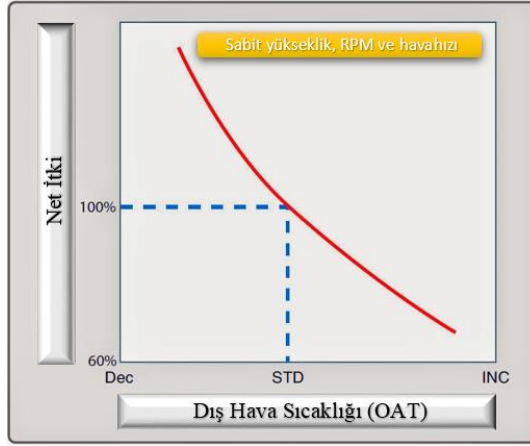
Şekil 4.35. Motor üzerindeki akan havanın basınç ve sıcaklık değişimlerinin renklendirme yöntemiyle gösterimi [47]

Motor kullanım ömrü, yüksek türbin giriş sıcaklıklarında büyük ölçüde azaldığından, operatör sürekli çalışma için belirtilen egzoz sıcaklıklarını geçmemelidir. Şekil 4.36’da türbin giriş sıcaklığının türbin paleleri ömrü üzerindeki etkisi gösterilmiştir. Gaz türbinli bir motorun pratik uygulamasında değişen giriş koşullarının, üretilen itki veya güç üzerindeki etkisinin analiz edilmesi gereklidir. Giriş koşullarını etkileyen üç temel değişken uçağın hızı, uçağın yüksekliği ve ortam sıcaklığıdır. Analizin basitleştirilmesi için bu üç değişkenin kombinasyonu, durgunluk yoğunluğu olarak adlandırılan tek bir değişken ile temsil edilebilir [29, 48].



Şekil 4.36. Türbin giriş sıcaklığının türbin paleleri ömrü üzerindeki etkisi [48]

Bir gaz türbinli motor tarafından üretilen güç, girişteki hava yoğunluğuyla orantılıdır. Dış hava sıcaklığını değiştirerek yoğunluğun değiştirilmesinin motorun güç seviyesini nasıl etkilediğini gösterir. Hava çıkışı, düşük sıcaklıktaki havanın artan bir yoğunluğa sahip olmasından dolayı artar. Yoğunluktaki artış, motordaki kütle akışının artmasına neden olur. Şekil 4.37’de gösterildiği gibi, itki kuvveti üzerindeki irtifa etkisi de bir yoğunluk ve sıcaklık etkisi olabilir. Bu durumda, yükseklikte bir artış, basınç ve sıcaklıkta bir azalmaya neden olur.



Şekil 4.37. İrtifanın itki üzerindeki etkisi [48]

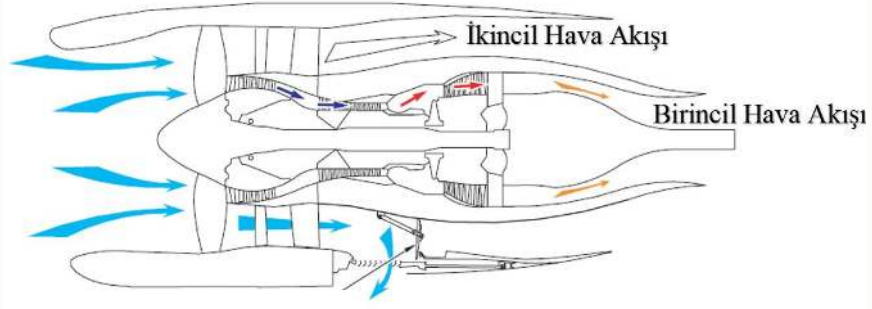
Optimum hava giriş sıcaklığı için gaz türbinli motorların türbin kısmını etkileyen faktörler;

- Çıkış gücü,
- Yakıt akışı,
- Egzoz sıcaklığı,
- Egzoz akışı şeklinde sıralanabilir.

Türbin malzemelerinin ömrü, yüksek sıcaklıkta gerilmeyle sınırlı olduğundan çalışma sıcaklıklarında sınırlamalar vardır. Malzeme ömrü yüksek sıcaklıklarda hızla azalır. Sürünme veya gerilme kopma sınırı, çalışma sıcaklığının bir fonksiyonu olarak malzeme özellikleri ile belirlenir. Türbin kısmını soğutmanın iki nedeni vardır. Öncelikli amaç servis ömrünü arttırmaktır. Bu kapsamda türbin kısmındaki iç parçalar soğutulur. Türbin, kanatçık ve paleler soğutulan parçalardır. Soğutmadaki bir diğer amaç ise; türbin kısmından daha yüksek verim elde etmektir. Bu kapsamda dış türbin parçaları soğutulur. Türbin dış kasasının soğutulması buna örnek olarak verilebilir [29, 37, 48].

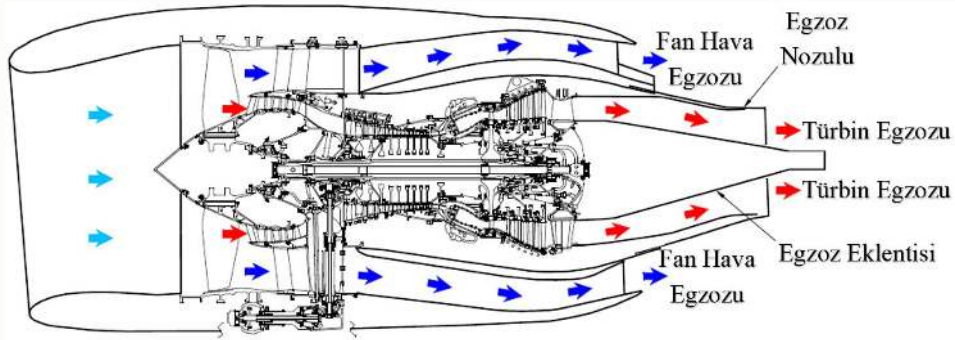
4.6. Turbofan Motorlarda Bypass Oranı

Turbofan motorlarda iki ana hava akışı vardır. Bu hava akışları birincil ve ikincil olarak isimlendirilir. Motora giren hava, fan kademesini geçtikten sonra ikiye ayrılır. Motora alınan havanın bir miktarı motorun iç kısmından düşük basınç kompresörü, yüksek basınç kompresörü, yanma odası, yüksek basınç türbini, düşük basınç türbini ve egzoz kısmından ilerleyerek atmosfere ulaşır. Motorun çekirdek kısmından akan bu havaya birincil hava akışı denilir. Şekil 4.38’de birincil ve ikincil havanın akışı hatları görülmektedir [48].



Şekil 4.38. Birincil ve ikincil havanın akışı hatları [42]

Birincil hava akışı ifadesi yerine, çekirdek hava akışı veya sıcak akış ifadeleri de kullanılmaktadır. Fan kademesinden sonra motorun çekirdek kısmına girmeyen ve çıkış kılavuz kanatçıkları aracılığıyla yönlendirilen hava akışı da fan kanalı vasıtasıyla atmosfere ulaşır. Fan kanalından akan bu hava akışına ikincil hava akışı denilir. İkincil hava akışı ifadesi yerine fan hava akışı, bypass havası veya soğuk akış da denilmektedir [42, 44]. Şekil 4.39’da fan hava akışı ve çekirdek hava akışı hatları görülmektedir.



Şekil 4.39. Fan hava akışı ve çekirdek hava akışı hatları [5, 42]

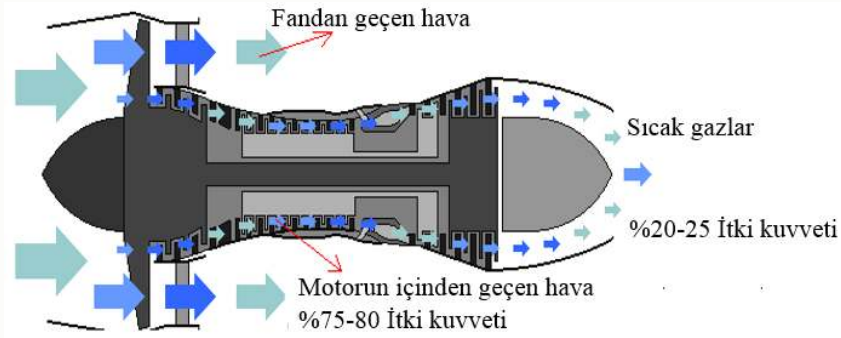
Motorun fan kısmından akan havanın, çekirdek kısmından akan havaya oranı bypass oranı olarak adlandırılmaktadır. Bypass oranı BPR şeklinde gösterilir. Fandan akan hava denildiğinde bu hava, miktar olarak ifade edilir. Örneğin 8:1 bypass oranı diye ifade edilen; 8 birim hava fandan akarken 1 birim hava çekirdekten akmaktadır. Burada birimden kast edilen havanın kütleli olarak miktarıdır. Çizelge 4.3’te motorlar bypass oranlarına göre sınıflandırılmıştır [50].

Çizelge 4.3. *Turbofan motorların bypass oranlarına göre sınıflandırılması* [35, 42]

Düşük (Low) bypass	Bypass oranı 2:1'den düşük olan motorlar
Orta (Medium) bypass	Bypass oranı 2:1 ile 4:1 arası olan motorlar
Yüksek (High) bypass	Bypass oranı 4:1'den büyük olan motorlar
Ultra high bypass	Bypass oranı 9:1 ile 90:1 arası olan motorlar
Değişken bypass	Bypass oranı uçuş esnasında değişebilen motorlar

Bu motorların haricinde, çok yüksek bypass oranlarına sahip olan, propfan diye bilinen motorlar mevcuttur. Örneğin bir propfanın bypass oranı 90:1 olabilmektedir [51].

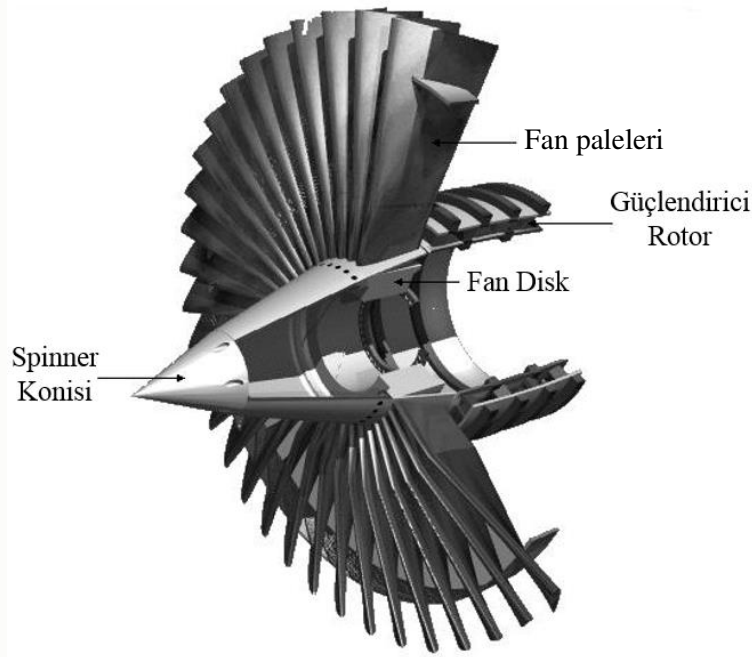
Motorun çekirdek kısmında kullanılan havası yüksek hıza sahip olur ve egzoz gürlütüsüne neden olur. Fan kısmında kullanılan hava ise düşük hıza sahiptir. Turbofan motorlarda fan kısmı üretilen toplam itki kuvvetinin büyük bir kısmını sağlamaktadır. Yüksek bypass'lı turbofan bir motorda toplam itki kuvvetinin yaklaşık % 80'ı fan kısmı tarafından sağlanmaktadır. Geri kalan % 20'lik kısmı çekirdek tarafından sağlanır. Ticari havacılıkta yüksek bypass'lı turbofan motorlar, bypass oranının artması egzoz gürlütüsü ve yakıt sarfiyatının düşmesine neden olduğundan, tercih edilmektedir. Şekil 4.40'da fandan ve çekirdekten geçen havanın oluşturduğu itki kuvvetlerinin oranları görülmektedir [12, 52].



Şekil 4.40. *Fandan ve çekirdekten geçen havanın oluşturduğu itki kuvvetleri* [4]

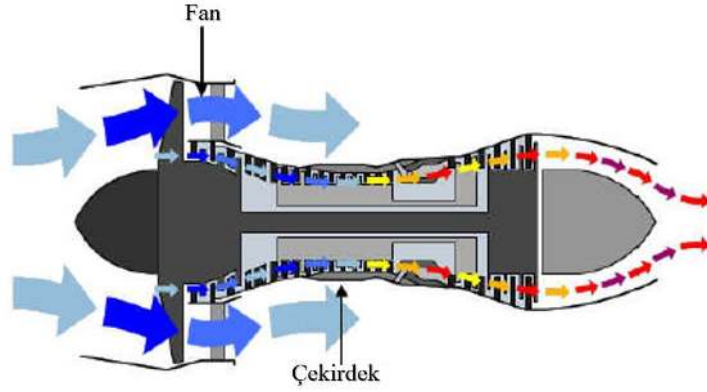
Düşük bypass'lı turbofan motorlar ise genellikle askeri havacılıkta ve iş jetlerinde kullanılmaktadır. Özgül itki kuvveti yüksek olan motorlardır. Son yıllarda sivil havacılıkta kullanılan yüksek bypasslı motorlarda ise, en çok kullanılan bypass oranları 5:1 civarlarındadır. Fakat son zamanlarda gelişen motorlarda; örneğin Boeing 777'de kullanılan GE90-115B motoru 9:1'lere kadar çıkmaktadır [51].

Günümüzde üretilen yüksek itki kuvvetine sahip yüksek bypass motorlarda, motordan geçen hava akımını arttırmak için ortalama bir uçak gövdesi çapında fan çapları kullanılmaktadır. Bu tip motorlarda kullanılan fan paleleri Şekil 4.41’de görülmektedir. Örneğin Boeing 777 uçağında kullanılan GE90-115B motorunun fan çapı, B737-800 uçağının gövde çapı büyüklüğünde üretilmiştir. Bu fan palelerinin her biri ortalama 90 ton yük taşıyacak kapasitede olmaları, çok yüksek miktarlarda hava akımı sağlayabilmektedir [31, 53].



Şekil 4.41. Yüksek itki kuvvetine sahip yüksek bypasslı motorlarda kullanılan fan paleleri [42]

Bir turbofan motorunun önemli bir parametresi, bypass oranıdır. Diğer parametreler olduğunda, bir motorun bypass oranı ne kadar yüksek olursa, itki verimliliği de o kadar yüksek olur. Boeing 747, örneğin, Rolls-Royce RB211 ve Pratt & Whitney JT9D gibi uçakları çalıştıran büyük turbofan motorlar için, bypass oranları 5 civarındadır. Bu turbofan için itki özgül yakıt tüketiminin (TSFC) değerleri, geleneksel bir turbojet motorunun neredeyse yarısıdır ve yaklaşık 0.27 kg/(kg s)'dir. Bypass oranı arttıkça yakıt sarfiyatı azalır. Turbofan motorunun içinden akan hava akımları Şekil 4.42’de gösterilmektedir [31, 53, 44].



Şekil 4.42. Turbofan motorunun içinden akan hava akımının hacimsel olarak gösterimi [22]

Havacılıkta en çok tercih edilen bazı turbofan motorların bypass oranları Çizelge 4.4'te verilmiştir [42].

Çizelge 4.4. Havacılıkta en çok tercih edilen bazı turbofan motorlara ait bypass oranı değerleri [42]

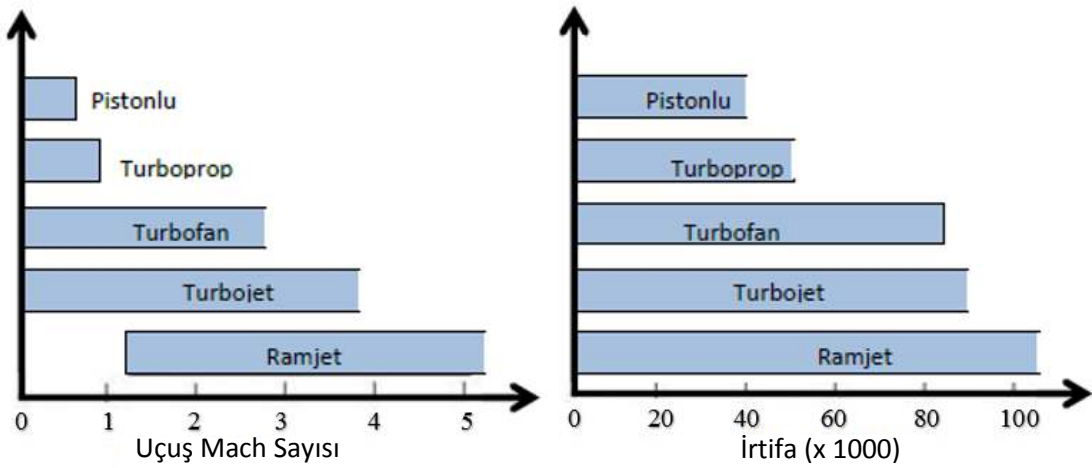
Motor Tipi	Bypass Oranı
Rolls-Royce/Snecma Olympus 593 (turbojet)	00:01
SNECMA M88	0.30:1
General Electric F404	0.34:1
Pratt & Whitney F100	0.36:1
Eurojet EJ200	0.4:1
Klimov RD-33	0.49:1
Saturn AL-31	0.59:1
NK-144A	0.6:1
Pratt & Whitney JT8D	0.96:1
D-20P	1.0:1
Kuznetsov NK-321	1.4:1
Rolls-Royce Tay	3.1:1
CF6-50	4.26:1
PowerJet SaM146	4.43:1
RB211-22B	4.8:1
PW4000(-94)	4.85:1
Progress D-436	4.91:1
CF6-80C2	4.97-5.31:1
Trent 700	5.0:1
Pratt & Whitney JT9D	5.0:1
Progress D-18T	5.6:1
Pratt & Whitney PW2000	5.9:1

Çizelge 4.4. (devam) Havacıkta en çok tercih edilen bazı turbofan motorlara ait bypass oranı değerleri [42]

General Electric TF39	8.0:1
Rolls-Royce Trent 900	8.7:1
General Electric GE90	8.4-9:1
Rolls-Royce Trent XWB	9.3:1
General Electric GEnx	9.6:1
Rolls-Royce Trent 1000	10:01
Pratt & Whitney PW1000G	12:01
PT6 / PW100 (turboprop)	50-60:1

4.7. Turbofan Motorlarda Bypass Oranının Performansa Etkileri

Turbofan ve turbojet motorlar, nispeten geniş bir irtifa ve uçuş hızı aralığında etkin olarak kullanılabilir. Bununla birlikte turbofan motorların turbojet motorlara göre elde edilen itki kuvveti başına özgül yakıt tüketimi ve gürültü bakımından turbojet motorlara göre avantajları vardır. Şekil 4.43'te bazı motor tiplerinin yaklaşık oldukları etkin çalışma Mach sayıları ve irtifalar verilmektedir [33, 37, 38].



Şekil 4.43. Bazı uçak motorlarının çalışma irtifa ve mach sayıları [37]

Bir turbojet motorda itki denklemi 4.3 numaralı eşitlikten belirlenebilir.

$$\dot{I}t_ki = F = \dot{m}_e V_e - \dot{m}_0 V_0 \quad (4.3)$$

Fakat itki kuvveti, turbofan motorlarda 4.4, 4.5 ve 4.6 nolu eşitlikler ile belirlenir.

$$\dot{I}t_ki = F_{an} \dot{I}t_kisi + \dot{C}ekirdek \dot{I}t_kisi \quad (4.4)$$

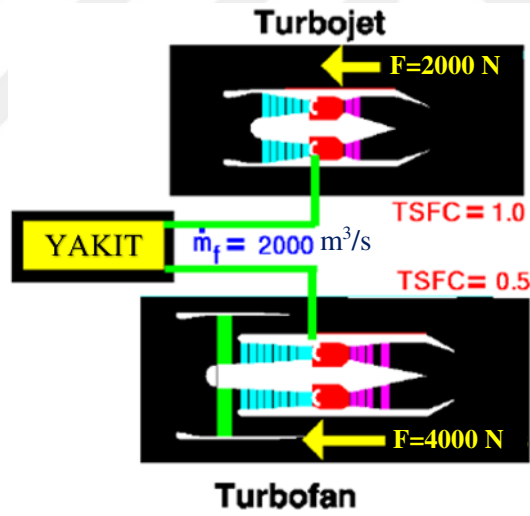
$$F = \dot{m}_f V_f - \dot{m}_f V_0 + \dot{m}_e V_e - \dot{m}_c V_0 \quad (4.5)$$

$$F = \dot{m}_e V_e - \dot{m}_0 V_0 + a(\dot{m}_c V_f) \quad (4.6)$$

Aynı koşullarda çalışan bir turbofan motordan, turbojet motora göre daha fazla itki kuvveti elde edilebileceği 4.7 eşitliğine göre karşılaştırıldığında aşağıdaki sonuçlar elde edilmektedir. Şekil 4.44’de turbofan motorun turbojet motora göre TSFC (Thrust-specific fuel consumption, itki özgül yakıt sarfıyatı) karşılaştırması gösterilmektedir [108].

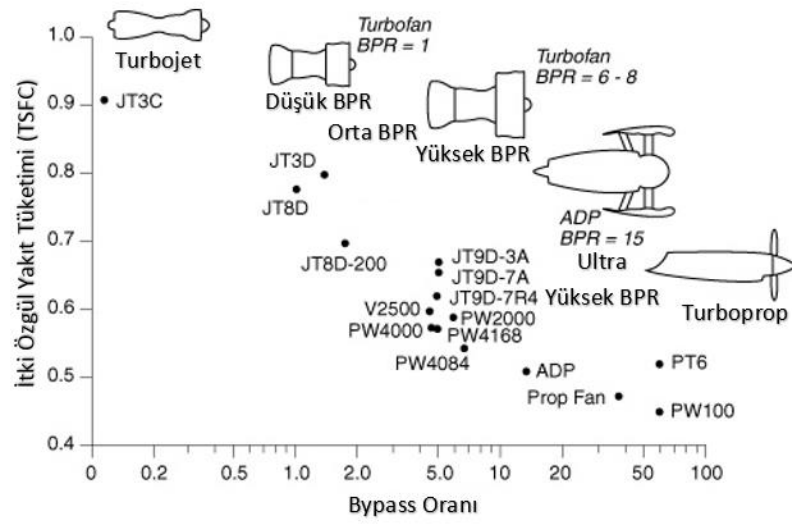
$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F} \frac{(lbm / hr)}{(lbs)} \text{ veya } \frac{(kg / hr)}{(N)} \quad (4.7)$$

- Düşük TSFC= Yüksek verim,
- Yüksek TSFC= Düşük verim,
- Bypass oranı artıkça, TSFC azalır.



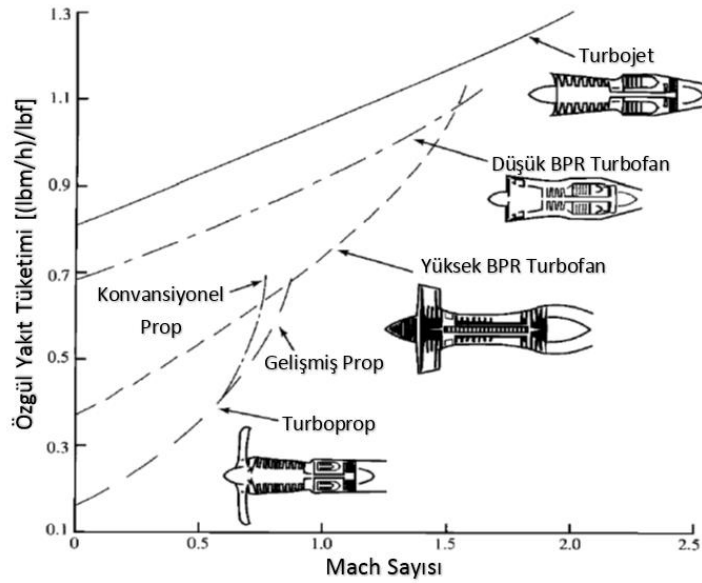
Şekil 4.44. Turbofan motorun turbojet motora göre TSFC karşılaştırması

Çalışma şartları aynı olan turbojet motorlar ile turbofan motorlara eşit yakıt akışı koşullarında turbofan motorlardan elde edilen itki kuvveti turbojet motorlardan çok daha yüksektir. Bunun sebebi turbofan motorların TSFC değerlerinin çok düşük olmasıdır. Şekil 4.45’te bypass oranı ile TSFC arasındaki ilişki gösterilmektedir. Bypass oranının artmasıyla yakıt tüketiminin azaldığı görülmektedir. Yani turbofan motorların verimleri daha yüksektir [47, 52].

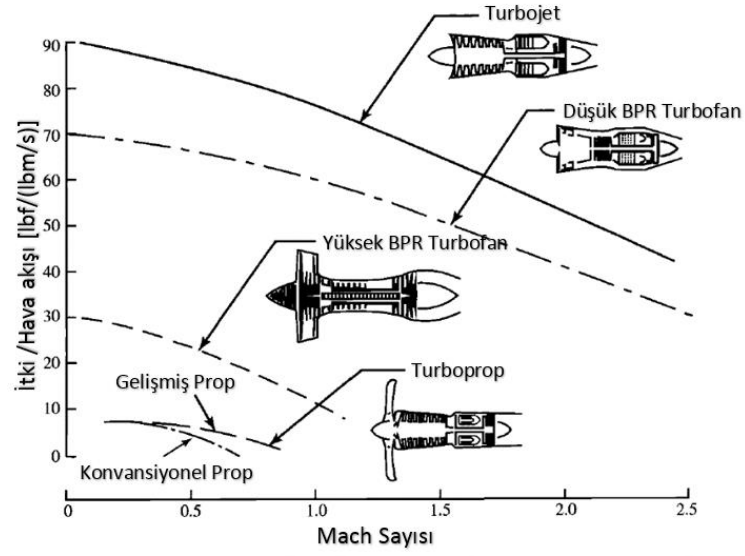


Şekil 4.45. Turbofan motorlarda bypass oranı ile TSFC arasındaki ilişki [19]

Şekil 4.46'da uçak motorlarının itki özgül yakıt sarfiyatının mach sayısı ile olan değişimi gösterilmektedir. Şekil 4.47'de ise uçak motorlarının özgül itki kuvvetinin mach sayısı ile değişimi gösterilmektedir.

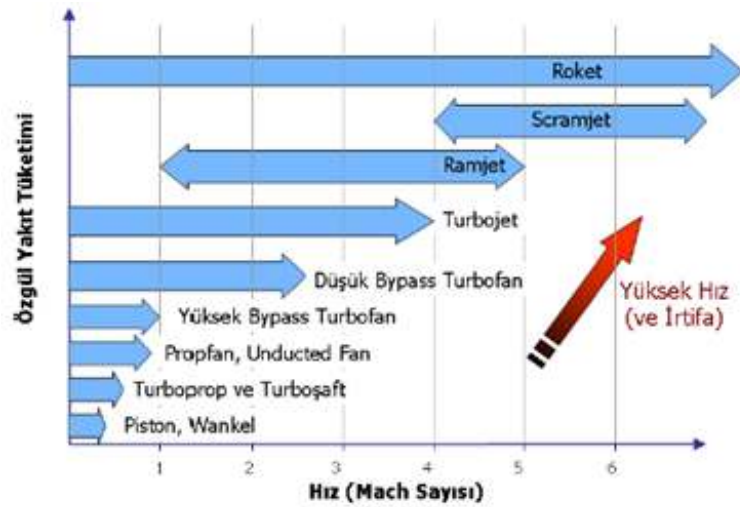


Şekil 4.46. Uçak motorlarında itki özgül yakıt sarfiyatının değişimi [19]



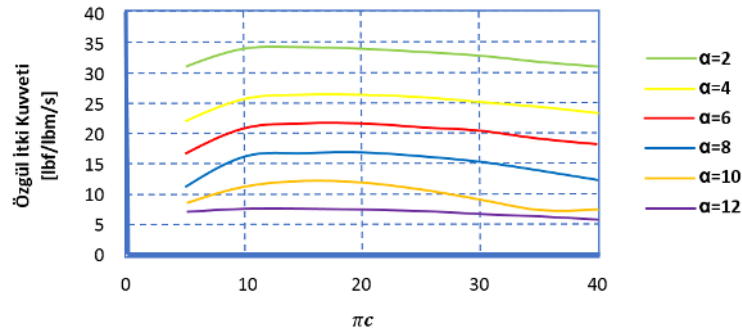
Şekil 4.47. Uçak motorlarında özgül itkinin değişimi [19]

Bir turbojet motorun 1 kN itki kuvveti üretebilmesi için bir turbofan motora göre çok fazla yakıtı ihtiyaçları vardır. Özgül yakıt sarfiyatı, genellikle “standart gün” koşullarında (1 atm basınç, 15 °C sıcaklıkta), kalkış itki kuvveti için verilir. Ancak “tırmanma güç ayarı” gibi diğer çalışma halleri için veya “en yüksek devamlı itki kuvveti ayarı” gibi diğer çalışma durumları için de verilebilir. Motorlar arasında karşılaştırma yapılabilmesi için, aynı “itki kuvveti ayarı” ve ölçme sistemi kullanılmalıdır. Şekil 4.48’de motor tipleri ve özgül yakıt sarfiyatı karşılaştırılması grafiksel olarak verilmiştir [19].



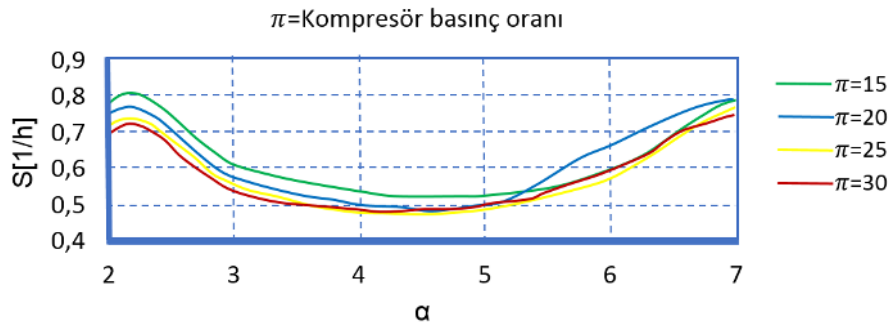
Şekil 4.48. Motor tipleri ve özgül yakıt sarfiyatı karşılaştırılması [37]

Şekil 4.49'da ise farklı bypass oranı değerlerinde kompresör basınç oranının özgül itki kuvveti üzerindeki etkileri görülmektedir. Kompresör basınç oranının küçük değerlerinde ($\pi_c=10$), π_c değerinin artmasıyla özgül itki kuvveti de artmaktadır. Bu değerden sonra π_c değerinin artması özgül itki kuvvetini sürekli olarak azaltmaktadır. Farklı bypass oranı değerlerinde özgül itki kuvveti de farklı değer almakta ve bypass oranı arttıkça özgül itki kuvvetinin azalmakta olduğu görülebilir [54].



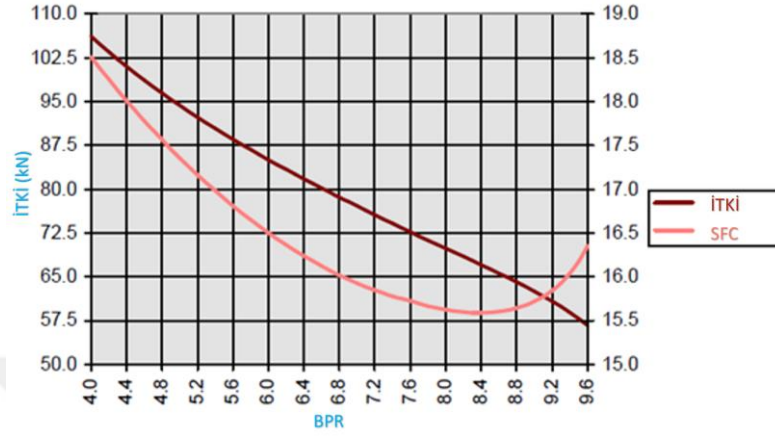
Şekil 4.49. Yüksek bypass oranlı turbofan motorlarda kompresör basınç oranı ve bypass oranı ile özgül itki kuvveti üzerindeki etkisi [54]

Şekil 4.50'de farklı kompresör basınç oranı değerlerinde, bypass oranının özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkileri gösterilmektedir. Bypass oranının artmasıyla birlikte özgül yakıt sarfiyatı azalmaktadır [50, 51, 54]. Farklı kompresör basınç oranı değerlerinde özgül yakıt sarfiyatı farklıdır. Kompresör basınç oranı arttıkça özgül yakıt sarfiyatı azalmaktadır. Fakat bypass oranının belirli bir değerinden sonra bu eğilim tersine dönmekte ve bypass oranının bu değerden sonra artması özgül yakıt sarfiyatını da arttırmaktadır. Dolayısıyla kompresör basınç oranının yüksek olduğu noktada özgül yakıt sarfiyatının da yüksek değerde olduğu söylenebilir [50, 54].



Şekil 4.50. Yüksek bypass oranlı turbofan motorunun farklı kompresör basınç oranı ve bypass oranı ile özgül yakıt sarfiyatı arasındaki ilişkisi [54]

Aşağıda Şekil 4.51’de bypass oranının itki kuvveti ve özgül yakıt sarfıyatı arasındaki ilişkisi gösterilmektedir [20].



Şekil 4.51. Bypass oranının itki ve özgül yakıt sarfıyatı arasındaki ilişkisi [42]

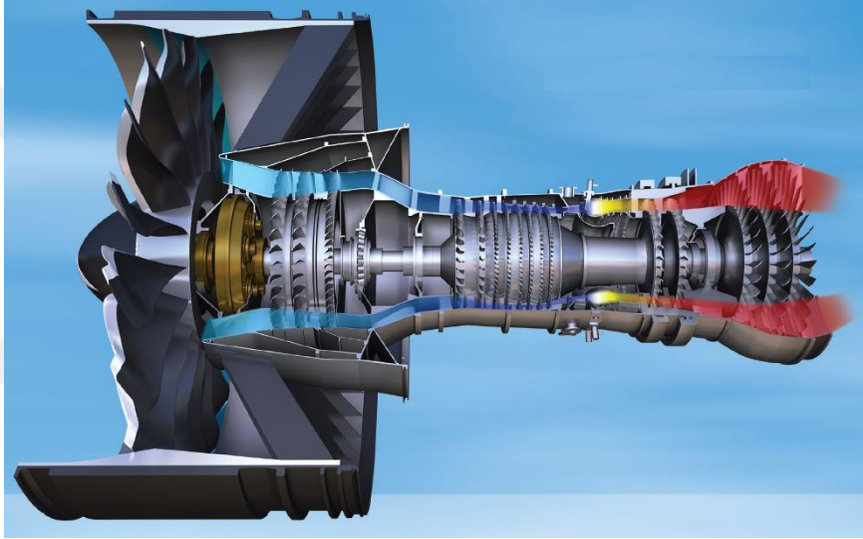
4.8. Turbofan Motorlarda Bypass Oranına Etki Eden Faktörler

Turbofan motorların bypass oranına etki eden parametreler;

- Yakıt akışı (FF),
- Çevre sıcaklığı ($^{\circ}\text{C}$),
- Özgül yakıt sarfıyatı (SFC),
- Hava akış oranı,
- Toplam hava akışı,
- Fandan geçen hava akışı,
- Çekirdekten geçen hava akışı,
- Kompresör basınç oranı,
- Türbin giriş ve çıkış sıcaklıkları,
- Türbin giriş ve çıkış basınçları,
- İtki kuvveti,
- Motor boyutları,
- Motor giriş hızları,
- Motor giriş basınçları,
- Motor giriş sıcaklığı,
- Motor basınç oranı (EPR),

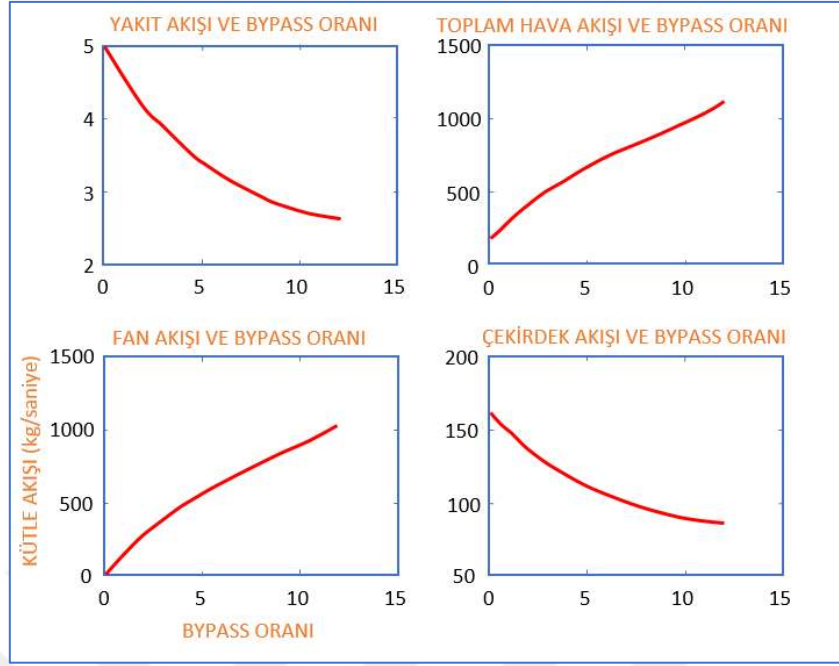
- Egzoz çıkış sıcaklığı (EGT),
- Uçuş mach sayısı,
- N1 şaft hızı,
- N2 şaft hızı,
- Güç çıkışı,
- Egzoz gaz sıcaklığı (EGT),
- Egzoz gazı sıcaklık marjini (EGTM) şeklinde sıralanabilir.

Bu parametreler bypass oranını etkileyen faktörlerden bazılarıdır [40, 46]. Şekil 4.52’de modern bir turbofan motoru gösterilmektedir.

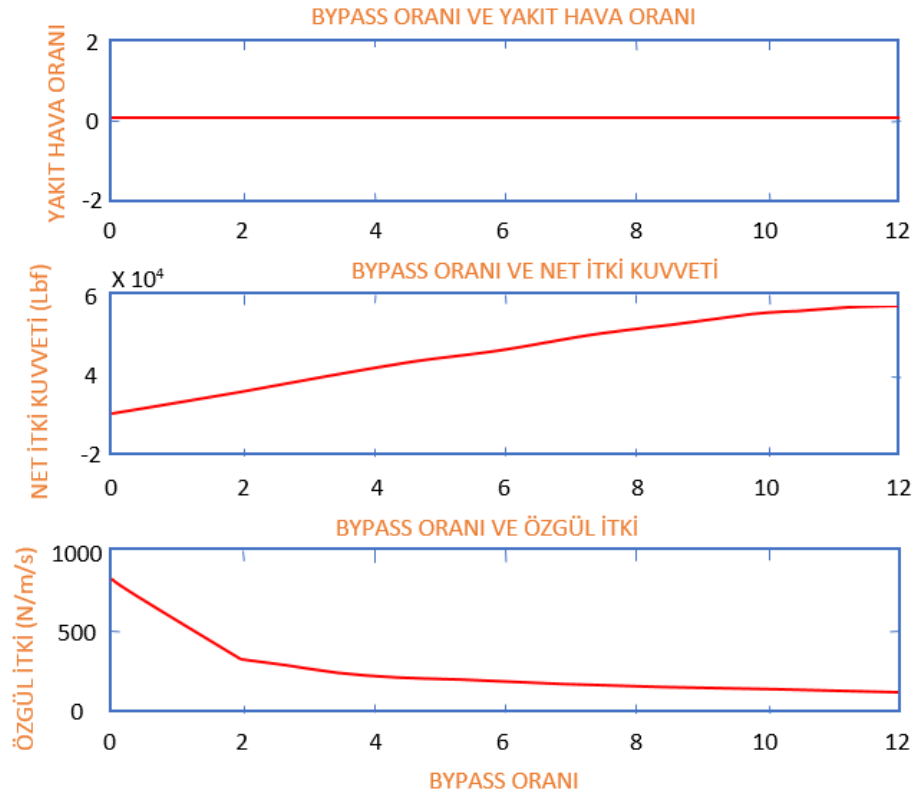


Şekil 4.52. Modern bir turbofan motoru [40]

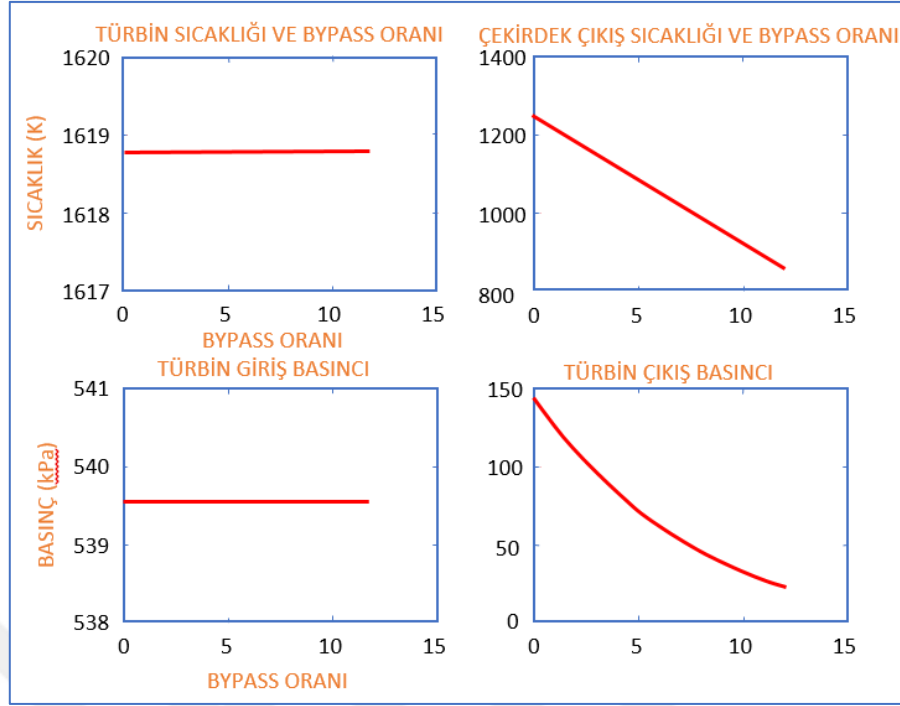
Şekil 4.53, Şekil 4.54 ve Şekil 4.55’te çeşitli parametrelerin bypass oranı ile ilişkileri grafiksel olarak gösterilmektedir. Bu parametrelerin dışında motordaki mekanik kayıplar, ısı kayıplar, fiziksel kayıplarda bypass oranına etki de bulunmaktadır.



Şekil 4.53. Hava, yakıt akışlarının bypass oranı ile ilişkileri [40]



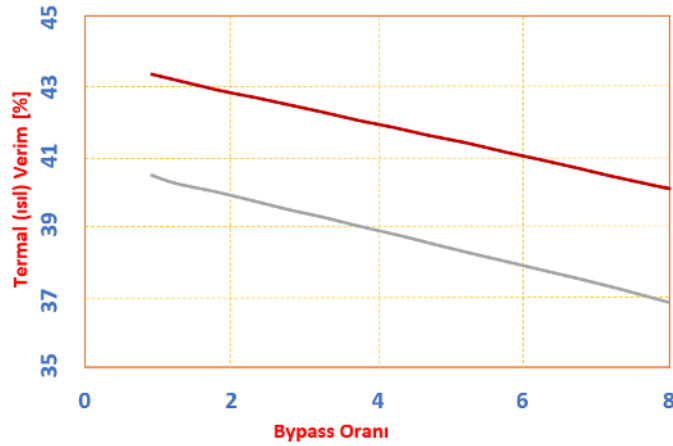
Şekil 4.54. Çeşitli itki kuvvetlerinin bypass oranı ile ilişkisi [40]



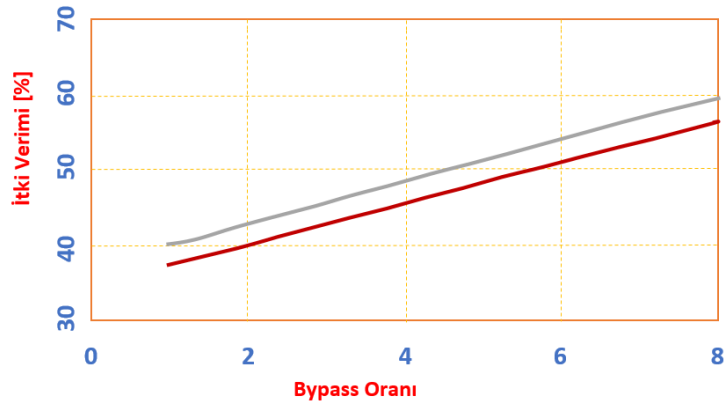
Şekil 4.55. Çeşitli noktalardaki sıcaklık ve basınç parametrelerinin bypass oranı ile ilişkisi [40]

4.9. Bypass Oranının Değişimiyle Motor Verimindeki Değişimin İncelenmesi

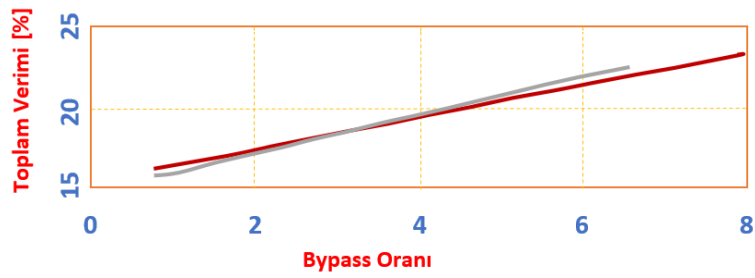
Şekil 4.56 ile 4.57 a, b ve c 'de $0.85 M_0$ değerinde değişen bypass oranı için performans karşılaştırmaları gösterilmektedir. Bypass oranı arttıkça, motorun termal verimliliğinin azalan eğilimde olduğu görülebilir. Hava akımının artması sonucunda toplam hava debisi artmaktadır. Yüksek bypass oranının itki verimliliğini artırdığı, ısı verimliliği azalttığı ve dolayısıyla daha fazla toplam verim elde edildiği görülebilir.



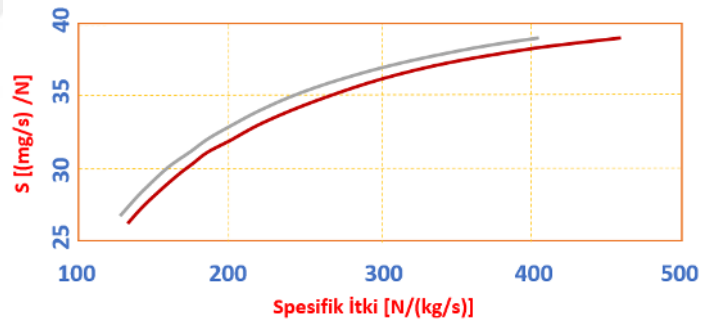
Şekil 4.56. 10 km irtifada, bir turbofan motor performansının bypass oranı ile değişimi



(a)



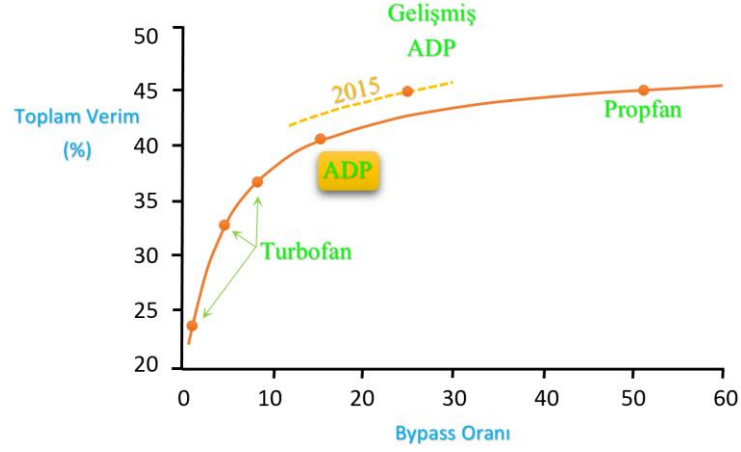
(b)



(c)

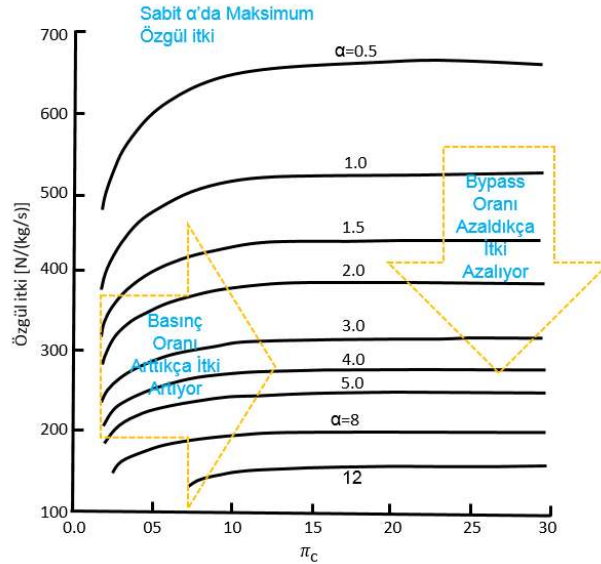
Şekil 4.57. 10 km irtifada, bir turbofan motor performansının bypass oranı ile değişimi

Şekil 4.58’de turbofan motorların bypass oranlarının toplam verim ile olan ilişkisi gösterilmektedir.

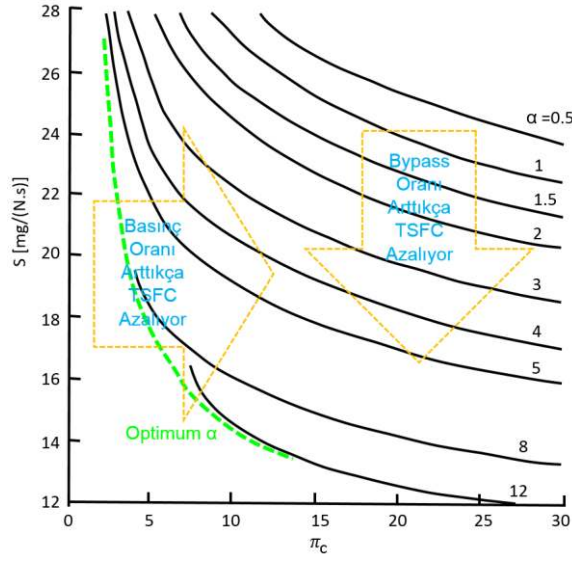


Şekil 4.58. Turbofan motorların bypass oranlarının toplam verim ile olan ilişkisi [55]

Motorların en temel parametrelerinden olan özgül itki ve itki özgül yakıt sarfiyatının kompresör basınç oranına göre değişimi farklı bypass oranlarına göre değişmektedir. Şekil 4.59'da kompresör basınç oranı arttıkça motor özgül itkisinin arttığı gösterilmektedir. Burada bypass oranının artması ile özgül itki azalmıştır. Şekil 4.60'da kompresör basınç oranının artması ile TSFC azalırken, bypass oranının artmasıyla da TSFC'nin azaldığı gösterilmektedir. Bypass oranının artması motor verimi olumlu olarak etkilemektedir.



Şekil 4.59. Özgül itki sarfiyatının kompresör basınç oranına göre değişimini farklı bypass oranlarına göre kıyaslanması [33]



Şekil 4.60. İtici yakıt tüketim sarfiyatının kompresör basınç oranına göre değişimini farklı bypass oranlarına göre kıyaslanması [33]

4.10. Turbofan Motorların Konfigürasyonları

Havacılıkta, uçaklarda kullanılan turbofan motor konfigürasyonları aşağıdaki gibi sıralanabilir.

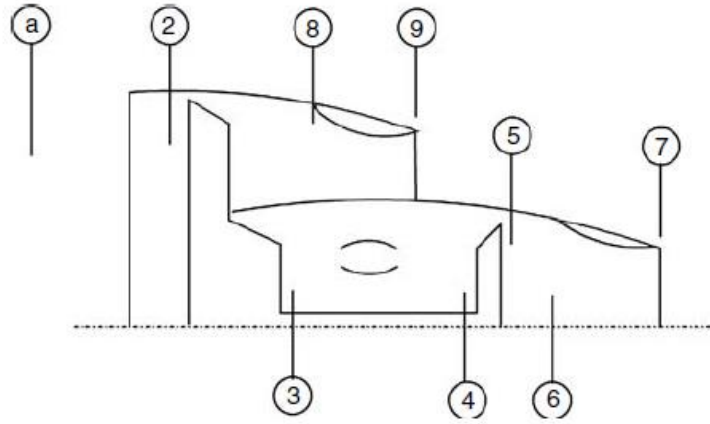
- Ayrık akışlı turbofan motorlar;
 - Tek şaftlı
 - Çift şaftlı
 - Üç şaftlı
- Karışık akışlı turbofan motorlar;
 - Tek şaftlı
 - Çift şaftlı
- Karışık akışlı ardyanmalı turbofan motorlar;
 - İdeal
 - Gerçek
- Aft fan turbofan motorlar

4.10.1. Ayrık akışlı, tek şaftlı, turbofan motor konfigürasyonu

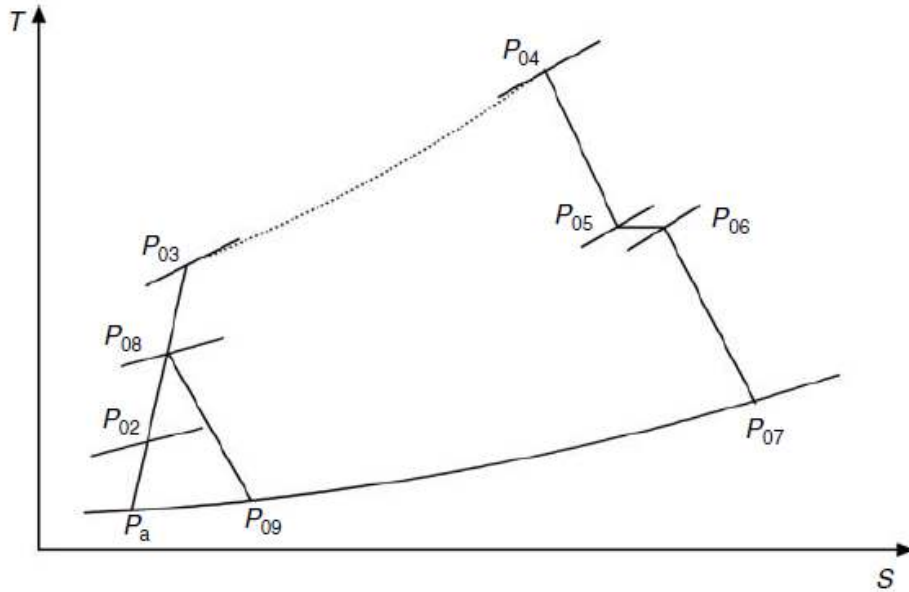
Buradaki ana bileşenler, hava alığı, fan, fan nozulu, kompresör, yanma odası, türbin ve türbin nozuludur. Türbin hem fan hem de kompresörü çalıştırır. Fanın şematik

bir diyagramı ve çevrim Şekil 4.61 ve Şekil 4.62’de gösterilmektedir. Burada BPR 4.8 numaralı eşitlik ile tanımlanmıştır:

$$\beta = \frac{\text{Bypass Hava akışı}}{\text{Birincil Hava akışı}} = \frac{\dot{m}_{cold}}{\dot{m}_{hot}} \equiv \frac{\dot{m}_{fan}}{\dot{m}_{core}} \quad (4.8)$$



Şekil 4.61. Tek şaftlı turbofan bir motorun şematik diyagramı [55]



Şekil 4.62. Tek şaftlı turbofan motor için sıcaklık-entropi (T-S) diyagramı [55]

Çekirdek içindeki hava kütlesi ($\dot{m}_a$), bypass hava kütlesi akış oranı ($\beta\dot{m}_a$) ile ifade edilmektedir.

- i. Hava Alığı: Hava alığına giren havanın giriş koşulları ortam sıcaklığı (T_a) ve basıncıdır (P_a). Hava alığının izantropik etkinliği (η_d), (M_a) 'nın bir uçuş Mach sayısı için, hava alığının çıkışındaki sıcaklık (T_{02}) ve basınç (P_{02}) 4.9 nolu eşitlik ile ifade edilebilir.

$$P_{02} = P_a \left(1 + \eta_d \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)} \quad (4.9)$$

$$T_{02} = T_{0a} = T_a \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right) \quad (4.10)$$

Burada, η_d difüzörün izantropik verimi ve γ_c hava için özgül ısı oranıdır (soğuk akış).

- ii. Fan: Bilinen bir fan basıncı oranı (π_F) ve izantropik verimlilik (η_F) için, fanın çıkışındaki sıcaklık ve basınç 4.11 ve 4.12 numaralı eşitlikler ile belirlenir.

$$P_{08} = (P_{02})(\pi_F) \quad (4.11)$$

$$T_{08} = T_{02} \left[1 + \frac{1}{\eta_F} \left(\pi_F^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1 \right) \right] \quad (4.12)$$

- iii. Kompresör: Benzer şekilde, hem kompresör basınç oranı (π_c) hem de kompresörün izantropik verimi (η_c) bilinmektedir. Kompresörün çıkışındaki sıcaklık ve basıncı 4.13 ve 4.14 numaralı eşitlikler ile belirlenir.

$$P_{03} = (P_{08})(\pi_c) \quad (4.13)$$

$$T_{03} = T_{08} \left[1 + \frac{1}{\eta_c} \left(\pi_c^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1 \right) \right] \quad (4.14)$$

- iv. Yanma odası: Yanma işleminin sonunda sıcaklık (T_{04}) genellikle bilinmektedir. Çevrimde, genellikle türbin giriş sıcaklığı (TIT) olarak tanımlanan maksimum sıcaklık oluşur. Yanmanın sonunda basınç, yanma işleminin kendisindeki basınç düşüşüne bağlıdır. Bu nedenle, yanma odasındaki basınç düşüşü 4.15 ve 4.16 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir [55, 56].

$$P_{04} = P_{03} - \Delta P_{cc} \quad (4.15)$$

$$P_{04} = P_{03} (1 - \Delta P_{cc} \%) \quad (4.16)$$

Yanma odası için enerji dengesi, yanmış yakıt kütlesi ile çekirdek boyunca hava kütlesi akış oranı arasındaki oran olarak tanımlanan yakıt hava oranı (f) 4.17, 4.18 ve 4.19 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$f = \dot{m}_F / \dot{m}_a \quad (4.17)$$

$$\dot{m}_a (1 + f) C_{p_h} T_{04} = \dot{m}_a C_{p_c} T_{03} + \eta_b \dot{m}_F Q_R \quad (4.18)$$

$$f = \frac{(C_{p_h}/C_{p_c})(T_{04}/T_{03}) - 1}{\eta_b (Q_R/C_{p_c} T_{03}) - (C_{p_h}/C_{p_c})(T_{04}/T_{03})} \quad (4.19)$$

v. Türbin: Türbin hem kompresörü hem de türbini çalıştırdığından, birim kütle akış oranı başına bu şaftın enerji dengesi 4.20 numaralı eşitliği ile belirlenir.

$$W_t = W_c + W_F \quad (4.20)$$

Yukarıdaki bağıntıdan, türbin boyunca sıcaklık oranı 4.21, 4.22 ve 4.23 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$\dot{m}_a (1 + f) C_{p_h} (T_{04} - T_{05}) = \dot{m}_a C_{p_c} (T_{03} - T_{08}) + (1 + \beta) \dot{m}_a C_{p_c} (T_{08} - T_{02}) \quad (4.21)$$

$$T_{04} - T_{05} = \frac{C_{p_c} \{ [T_{03} - T_{08}] + (1 + \beta) [(T_{08} - T_{02})] \}}{C_{p_h} (1 + f)} \quad (4.22)$$

$$\therefore \frac{T_{05}}{T_{04}} = 1 - \frac{[(T_{03} - T_{08})] + (1 + \beta) [(T_{08} - T_{02})]}{(T_{04}) (C_{p_h}/C_{p_c}) (1 + f)} \quad (4.23)$$

Türbin üzerinden genişleme oranı, adyabatik verimi (η_t) ve türbin çalışma akışkanının özgül ısılarının (γ_h) oranı olarak değerlendirilebilir.

$$\frac{P_{05}}{P_{04}} = \left[1 - \frac{1}{\eta_t} \left(1 - \frac{T_{05}}{T_{04}} \right) \right]^{\gamma_h/(\gamma_h-1)} \quad (4.24)$$

$$\frac{P_{05}}{P_{04}} = \left[1 - \frac{1}{\eta_t} \left\{ \frac{(1/\eta_c) \left[(P_{03}/P_{02})^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1 \right] + (\beta/\eta_F) \left[(P_{08}/P_{02})^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1 \right]}{(1 + f) (C_{p_h}/C_{p_c}) (T_{04}/T_{02})} \right\} \right]^{\gamma_h/(\gamma_h-1)} \quad (4.25)$$

vi. Türbin lülesi: Türbin ve lülesi arasındaki püskürtme lülesinde toplam basınç ve toplam sıcaklıkta bir değişiklik olmadığı varsayılır. Böylece $P_{05} = P_{06}$ ve $T_{05} = T_{06}$ daha sonra, lüle boğulmaması için bir kontrol yapılır. Böylece η_{n_t} bir lüle eşit izantropik verimi için, kritik basınç 4.26 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$\frac{P_{06}}{P_c} = \frac{1}{\left[1 - (1/\eta_{n_t})(\gamma_h - 1)/(\gamma_h + 1)\right]^{\gamma_h/(\gamma_h - 1)}} \quad (4.26)$$

Burada, nozul ideal ise, bu durumda $\eta_{n_t} = 1$ olur, dolayısıyla 4.26 nolu eşitlik 4.27 numaralı eşitlik gibi olur.

$$\left(\frac{P_{06}}{P_c}\right) = \left(\frac{\gamma_h + 1}{2}\right)^{\gamma_h/(\gamma_h - 1)} \quad (4.27)$$

$P_c \geq P_a$ olması durumunda, meme boğulur. Lüleden çıkan gazların sıcaklığı 4.28 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$\left(\frac{T_{06}}{T_7}\right) = \left(\frac{\gamma_h + 1}{2}\right) \quad (4.28)$$

Bu durumda, gazlar lüleden sonik hıza eşit bir hızla ayrılır veya 4.29 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$V_7 = \sqrt{\gamma_h R T_7} \quad (4.29)$$

Lüle tıkanır ise ($P_7 = P_a$), lüleden ayrılan gazların hızı 4.30 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$V_7 = \sqrt{2C_p T_{06} \eta_{n_t} \left[1 - (P_a/P_{06})^{(\gamma_h - 1)/\gamma_h}\right]} \quad (4.30)$$

Lüledeki basınç oranı 4.31 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$\frac{P_{06}}{P_a} = \frac{P_{06}}{P_{05}} \frac{P_{05}}{P_{04}} \frac{P_{04}}{P_{03}} \frac{P_{03}}{P_{02}} \frac{P_{02}}{P_{0a}} \frac{P_{0a}}{P_a} \quad (4.31)$$

vii. Fan lülesi: Fan lülesi tıkanmış veya tıkalı olup olmadığını belirlemek için kontrol edilir. Böylece, kritik basınç 4.32 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$\frac{P_{08}}{P_c} = \frac{1}{\left[1 - (1/\eta_{Fn})(\gamma_c - 1)/(\gamma_c + 1)\right]^{\gamma_c/(\gamma_c - 1)}} \quad (4.32)$$

$P_c \geq P_a$ ise, fan lülesi boğulur. Lüleden çıkan gazların sıcaklığı 4.33 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$\left(\frac{T_{08}}{T_9}\right) = \left(\frac{\gamma_c + 1}{2}\right) \quad (4.33)$$

Sonra gazlar lüleden sonik hıza eşit bir hızda ayrılırlar veya 4.34 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$V_9 = \sqrt{\gamma_c R T_9} \quad (4.34)$$

Eğer lüle tıkalıysa ($P_{09} = P_a$), lüleden çıkan gazların hızı 4.35 ve 4.36 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$V_9 = \sqrt{\frac{2\gamma_c R T_{08} \eta_{Fn}}{(\gamma_c - 1)} \left[1 - (P_a / P_{08})^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} \right]} \quad (4.35)$$

$$\frac{P_{08}}{P_a} = \frac{P_{08}}{P_{02}} \frac{P_{02}}{P_a} \quad (4.36)$$

İtke kuvveti 4.37 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$\begin{aligned} \frac{T}{\dot{m}_a} &= (1 + f)V_7 + \beta V_9 - U(1 + \beta) + \frac{1}{\dot{m}_a} [A_7(P_7 - P_a) + A_9(P_9 - P_a)] \\ &= (1 + f)V_7 + \beta(V_9 - U) - U + \frac{1}{\dot{m}_a} [A_7(P_7 - P_a) + A_9(P_9 - P_a)] \end{aligned} \quad (4.37)$$

Özgül itke kuvveti, toplam hava kütle akış oranı ($\dot{m}_{at}$) başına itke kuvvetidir ve 4.38 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$\begin{aligned} \frac{T}{\dot{m}_{at}} &= \frac{T}{\dot{m}_h + \dot{m}_c} = \frac{T}{\dot{m}_a(1 + \beta)} \\ &= \frac{(1 + f)}{(1 + \beta)} V_7 + \frac{\beta}{(1 + \beta)} V_9 - U + \frac{1}{\dot{m}_a(1 + \beta)} [A_7(P_7 - P_a) + A_9(P_9 - P_a)] \end{aligned} \quad (4.38)$$

İtke-özellik yakıt tüketimi (TSFC) 4.39 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

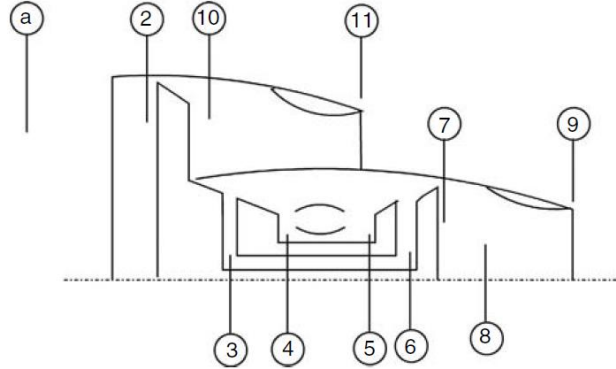
$$TSFC = \frac{\dot{m}_F}{T} = \frac{\dot{m}_F}{\dot{m}_a} \frac{\dot{m}_a}{T} = \frac{f}{T/\dot{m}_a} \quad (4.39)$$

4.10.2. Ayrık akışlı, çift şaftlı, turbofan motor konfigürasyonu

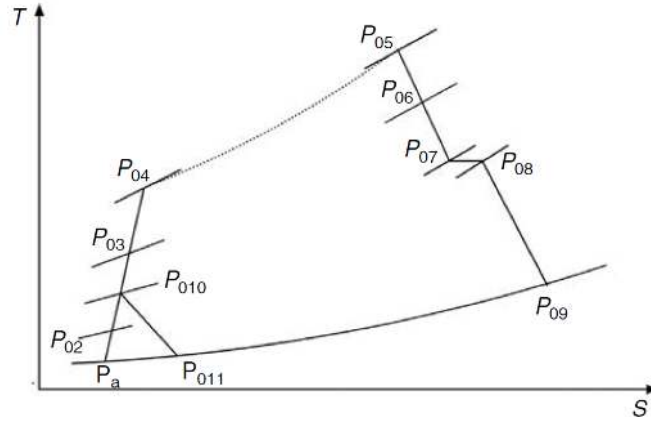
4.10.2.1. Bir şaft üzerinde bulunan fan ve düşük basınçlı kompresör konfigürasyonu

Bu konfigürasyonun bilinen bir örneği General Electric CF6 motor serisidir. Bu motor, tek kademeli fanlı bir düşük basınç şaftlı ve bazen de aero motor üreticileri

tarafından güçlendirici olarak gösterilen üç kademeli düşük basınçlı kompresörden oluşur. Her ikisi de bir hızlı tahrikli düşük basınç türbiniyle yönlendiriliyor. Yüksek basınç şaftı, iki aşamalı yüksek basınç türbini tarafından tahrik edilen 14 kademeli yüksek basınçlı kompresörden oluşur [55]. Bir diğer örnek ise Pratt & Whitney PW4000 serisidir. Bu konfigürasyonun ilgili T-S diyagramı ile birlikte tipik bir turbofan Şekil 4.63 ve 4.64'te gösterilmektedir. Farklı modüller burada analiz edilebilir.



Şekil 4.63. İki şaftlı turbofan motorun düzeni (LPT ile çalışan fan ve kompresör) [55]



Şekil 4.64. İki şaftlı turbofan motorun sıcaklık-entropi diyagramı [55]

- i. Hava alışı: Tek şaft konfigürasyonundaki 4.9 ve 4.10 eşitlikleri kullanılarak 4.40 ve 4.41 numaralı eşitlikler kullanılarak P_{02} ve T_{02} belirlenebilir.

$$P_{02} = P_a \left(1 + \eta_d \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)} \quad (4.40)$$

$$T_{02} = T_{0a} = T_a \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right) \quad (4.41)$$

ii. Fan: Fan kısmındaki P_{010} ve T_{010} 4.42 ve 4.43 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$P_{010} = (P_{02})(\pi_F) \quad (4.42)$$

$$T_{010} = T_{02} \left[1 + \frac{1}{\eta_F} \left(\pi_F^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1 \right) \right] \quad (4.43)$$

iii. Düşük basınç kompresörü: P_{03} ve T_{03} 4.44 ve 4.45 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$P_{03} = (P_{010})(\pi_{LPC}) \quad (4.44)$$

$$T_{03} = T_{010} \left[1 + \frac{1}{\eta_{LPC}} \left(\pi_{LPC}^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1 \right) \right] \quad (4.45)$$

iv. Yüksek basınç kompresörü: P_{04} ve T_{04} 4.46 ve 4.47 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$P_{04} = (P_{03})(\pi_{HPC}) \quad (4.46)$$

$$T_{04} = T_{03} \left[1 + \frac{1}{\eta_{HPC}} \left(\pi_{HPC}^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1 \right) \right] \quad (4.47)$$

v. Yanma Odası: Yanma odasının çıkışındaki basınç yanma odasındaki basınç düşüşünden elde edilir. P_{05} 4.48 ve 4.49 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$P_{05} = P_{04} - \Delta P_{cc} \quad (4.48)$$

$$P_{05} = P_{04} (1 - \Delta P_{cc} \%) \quad (4.49)$$

Yanma odasının çıkışındaki sıcaklık aynı zamanda motordaki maksimum sıcaklıktır ve önceden bilinmektedir. Yakıt-hava oranı, 4.50 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$f = \frac{(Cp_h/Cp_c)(T_{05}/T_{04}) - 1}{\eta_b (Q_R/Cp_c T_{04}) - (Cp_h/Cp_c)(T_{05}/T_{04})} \quad (4.50)$$

- vi. Yüksek basınç türbini: HPT çıkışındaki sıcaklığı ve basıncı hesaplamak için, HPC ile HPT arasındaki bir enerji dengesi ilişkisi 4.51 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$\dot{m}_a C_{p_c} (T_{04} - T_{03}) = \dot{m}_a (1 + f) C_{p_h} (T_{05} - T_{06}) \quad (4.51)$$

4.51 numaralı eşitlikten, türbin T_{06} çıkışındaki sıcaklık tanımlanır. Ayrıca, HPT'nin (η_{HPT}) bilinen izantropik veriminden HPT'nin (P_{06}) çıkış basıncı, yukarıda tek şafta sahip turbofanda açıklandığı gibi elde edilebilir (4.21 ve 4.22 numaralı eşitlik).

- vii. Düşük basınç türbini: Bir taraftan fan ve LPC arasındaki enerji dengesi ve diğer taraftaki LPT arasındaki ilişki 4.52, 4.53 ve 4.54 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$\beta \dot{m}_a C_{p_c} (T_{010} - T_{02}) + \dot{m}_a C_{p_c} (T_{03} - T_{02}) = \dot{m}_a (1 + f) C_{p_h} (T_{06} - T_{07}) \quad (4.52)$$

$$(1 + \beta) \dot{m}_a C_{p_c} (T_{010} - T_{02}) + \dot{m}_a C_{p_c} (T_{03} - T_{010}) = \dot{m}_a (1 + f) C_{p_h} (T_{06} - T_{07}) \quad (4.53)$$

$$\therefore T_{07} = T_{06} - \left(\frac{1 + \beta}{1 + f} \right) \left(\frac{C_{p_c}}{C_{p_h}} \right) (T_{010} - T_{02}) - \left(\frac{C_{p_c}}{C_{p_h}} \right) \left(\frac{T_{03} - T_{010}}{1 + f} \right) \quad (4.54)$$

Çıkıştaki basınç 4.55 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$P_{07} = P_{06} \left(1 - \frac{T_{06} - T_{07}}{\eta_{t2} \times T_{06}} \right)^{\gamma_h / (\gamma_h - 1)} \quad (4.55)$$

Basıncın P_{03b} olduğu bir istasyonda HPC'den bir hava tahliyesi varsa, HPT ile enerji dengesi 4.56 numaralı eşitlik ile ifade edilir.

$$\dot{m}_a C_{p_c} (T_{03b} - T_{03}) + \dot{m}_a (1 - b) (T_{04} - T_{03b}) = \dot{m}_a (1 + f - b) C_{p_h} (T_{05} - T_{06}) \quad (4.56)$$

Burada $b = \dot{m}_b / \dot{m}_a$, HPC'den alınan hava ile çekirdek hava akışı oranı arasındaki oran olarak tanımlanan havayı boşaltma oranı 4.57 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$(1 + \beta) \dot{m}_a C_{p_c} (T_{010} - T_{02}) + \dot{m}_a C_{p_c} (T_{03} - T_{010}) = \dot{m}_a (1 + f - b) C_{p_h} (T_{06} - T_{07}) \quad (4.57)$$

Jet lülesindeki akış esasen yüzey sürtünmesine bağlı olarak bir basınç düşüşüyle ilişkilidir. Bu nedenle, türbin lülesinin yukarı akış basıncı türbin çıkış basıncından biraz daha düşüktür. Ancak sıcaklık aynıdır. P_{08} ve T_{08} 4.58 ve 4.59 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$P_{08} = P_{07} \left(1 - \Delta P_{Jet\ pipe} \right) \quad (4.58)$$

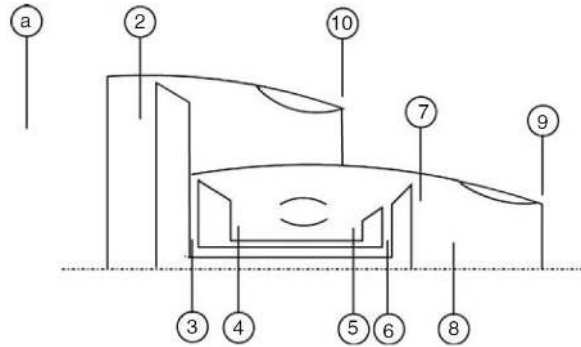
$$T_{08} = T_{07} \quad (4.59)$$

Diğer modüller veya bileşenler ile ilgili olarak benzer bir prosedür takip edilir. Fan lülesinden gelen soğuk havanın ve türbin nozüllerinin sıcak gazlarının egzoz hızları tıkanma kontrolü sonrasında elde edilir. İtke kuvveti, özgül itke kuvveti ve TSFC hesaplanır [55, 56].

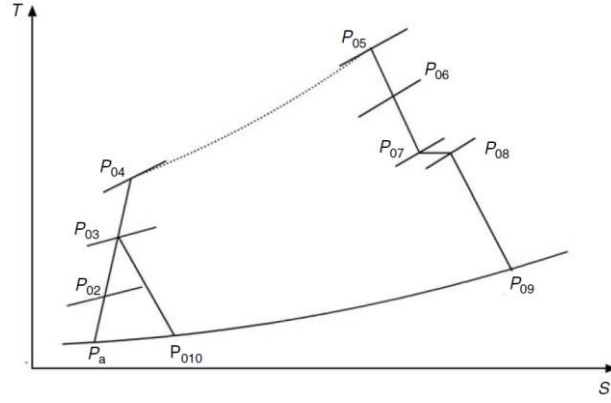
4.10.2.2. *LPT tarafından çevrilen fan ve HPT tarafından çevrilen kompresör*

Bu motorun önemli bir örneği GE Rolls-Royce (RR) F136 motorudur. Rolls-Royce ve General Electric firması tarafından üretilen 40.000 lb itke motorudur. Bu motorda, üç kademeli LPT, birinci kademe (GE), üçlü kademeli fan (RR), beş kademeli kompresör (GE), gelişmiş annular yanma odası (RR), bir kademeli HPT (GE) ve ikinci & üçüncü kademeler (RR) bulunmaktadır.

Böyle bir konfigürasyon için T-s şeması ile birlikte bir şematik çizim Şekil 4.65 ve 4.66'da gösterilmektedir. Bu kısımda sadece Bölüm 4.12.1'deki analiz arasındaki değişikliklere değinilmektedir [42, 55].



Şekil 4.65. İki şaftlı turbofan düzeni (LPT tarafından tahrik edilen Fan ve HPT tarafından çalıştırılan kompresör) [55]



Şekil 4.66. İki şaftlı motor için sıcaklık-entropi diyagramı [55]

- i. HPC'den olası bir hava akışı almak için fan ve LPT arasındaki enerji dengesi 4.60 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$(1 + \beta) \dot{m}_a C_{p_c} (T_{03} - T_{02}) = \dot{m}_a (1 + f - b) C_{p_h} (T_{06} - T_{07}) \quad (4.60)$$

- ii. HPC ve HPT arasındaki enerji dengesi: İstasyon 3b'den hava kaçağı olduğu varsayıldığında, 4.61 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$\dot{m}_a C_{p_c} (T_{03b} - T_{03}) + \dot{m}_a (1 - b) C_{p_c} (T_{04} - T_{03b}) = \dot{m}_a (1 + f - b) C_{p_h} (T_{05} - T_{06}) \quad (4.61)$$

Kompresörden hava akışı olmazsa 4.13 ve 4.14 eşitliklerinde $b = 0$ olur.

4.10.2.3. LPT tarafından çevrilen geared fan ve HPT tarafından çevrilen kompresör

Geared (Dişli) turbofan motorlar, motor performansında, verimlilikte ve ekonomide bir sonraki büyük adımdır. Geleneksel turbofan motorlar yüksek basınçlı bir şafttan ve düşük basınçlı bir şafttan oluşur. Fan normal olarak düşük basınç şaftının bir parçası olduğundan, her ikisi de aynı hızda dönüyor. Fan, düşük devir hızlarında gerçekten daha verimli çalışırken, düşük devirlerin geri kalan kısmı daha yüksek devirlerde daha verimli olur. Bu bileşenler arasına bir redüksiyon dişlisi koymak, fanın ve düşük basınç şaftının optimum hızda çalışmasını sağlar. Bu da fanda şok dalgaları oluşma ihtimalini en aza indirecek ve daha yüksek bir verimlilik sağlayacaktır. Diğer avantajlar daha yüksek yakıt verimi, daha düşük gürültü seviyesi ve daha az sayıda motor parçası bulundurulmalıdır [55].

Bu motor konfigürasyonunu incelemek için, düşük basınç şaftı için enerji dengesi hariç, termodinamik analizde herhangi bir değişiklik olmamıştır [91]. Dişli kutusunun mekanik verimi η_{gb} ve kompresör içindeki havanın oranı (b) ise, düşük basınç şaftının enerji dengesi 4.62 numaralı eşitlik ile ifade edilir.

$$(1 + \beta) \dot{m}_a C_{p_c} (T_{03} - T_{02}) = \eta_{gb} \dot{m}_a (1 + f - b) C_{p_h} (T_{06} - T_{07}) \quad (4.62)$$

Yüksek basınç şaftı için enerji dengesi ilişkisi, 4.22 numaralı eşitlik ilişkisi ile verilmektedir.

4.10.3. Ayrık akışlı, üç şaftlı, turbofan motor konfigürasyonu

Üç spoollu motor, farklı hızlarda çalışan düşük, orta ve yüksek basınçlı şaftlardan oluşur. Fan ve LPT düşük basınç şaftını oluşturur. Ara şaft orta basınçlı bir kompresör ve ara basınçlı türbinden oluşur. Yüksek basınç şaftı da bir HPC ve HPT'den oluşur [55].

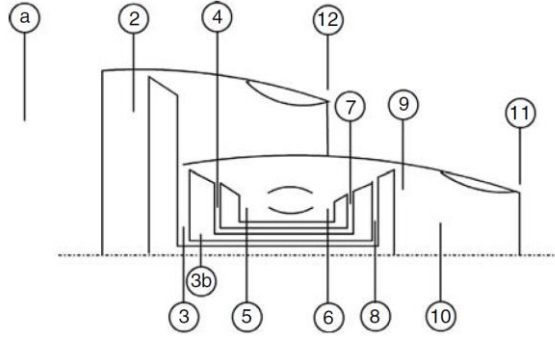
RR (Rolls-Royce), üç şaftlı turbofan motorunu tasarlayan, geliştiren ve üreten ilk aerodinamik motor üreticisidir. RR RB211, servise giren ilk üç şaft turbofan motordur. Daha sonra birkaç üretici tarafından geliştirilmiş ve bu tip motorlar üretilmiştir [55].

Üç şaftlı tasarımın temel avantajları şunlardır:

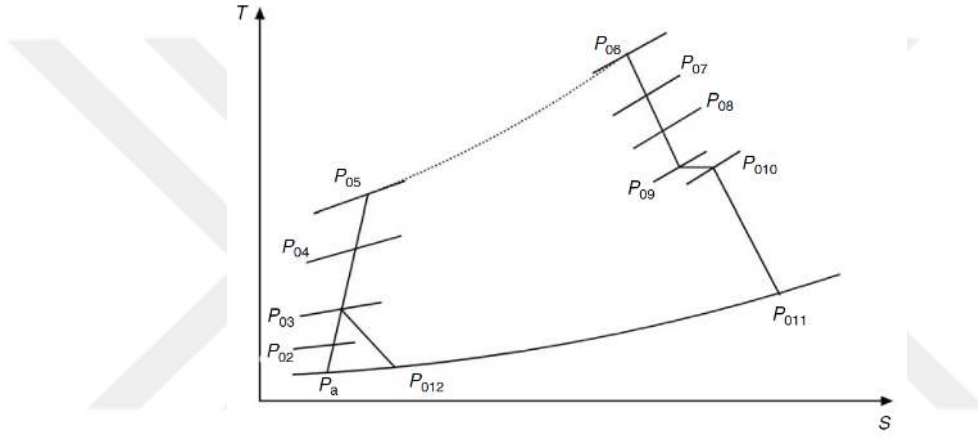
1. Motorun daha kısa olmasına neden olan daha kısa şaft ve modüllerin kullanılması,
 - Güçlendirici aşamalar olmadan tek kademeli fan bulunması,
 - Daha az kompresör kademesi ve daha az değişken kademe bulunması,
 - Daha kısa HPC bulunması,
2. Doğru hızlarda çalıştıkları için her şaftta yüksek verimlilik sağlanır.
3. Daha fazla motor rijitliği sağlanır.
4. Daha hafiftirler.
5. Fan ve kompresörler kendi optimum hızlarında çalışabilirler.

Bu üç şaftlı kategorinin en büyük dezavantajları, üretimlerinin ve bakımlarının daha karmaşık olmasıdır [58, 59].

Bu motorun düzeni ve T-s diyagramı Şekil 4.67 ve 4.68'de gösterilmektedir. Hava tahliyesi istasyondaki, (3b) nolu orta basınç kompresöründen sağlanır.



Şekil 4.67. Üç şaftlı bir motorun yerleşimi [55]



Şekil 4.68. Üç şaftlı turbofan için T-S şeması [55]

- i. Birinci şaftının enerji dengesi (Fan ve LPT) 4.63 numaralı eşitlik ile belirlenir.

$$(1 + \beta) \dot{m}_a C_p (T_{03} - T_{02}) = \dot{m}_a (1 + f - b) C_p (T_{08} - T_{09}) \quad (4.63)$$

- ii. Ara şaft için enerji dengesi (IPC ve IPT) 4.64 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$\dot{m}_a C_p (T_{03b} - T_{03}) + (1 - b) \dot{m}_a C_p (T_{04} - T_{03b}) = \dot{m}_a (1 + f - b) C_p (T_{07} - T_{08}) \quad (4.64)$$

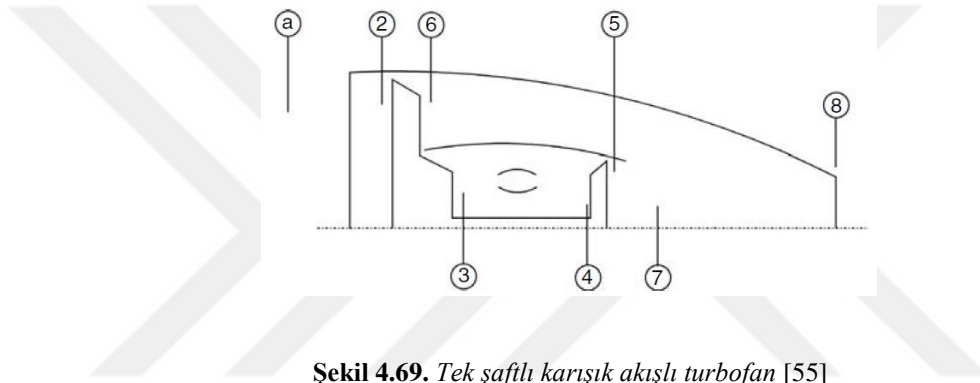
- iii. Yüksek basınç şaftı için enerji dengesi (HPC ve HPT) 4.65 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$\dot{m}_a (1 - b) C_p (T_{05} - T_{04}) = \dot{m}_a (1 + f - b) C_p (T_{06} - T_{07}) \quad (4.65)$$

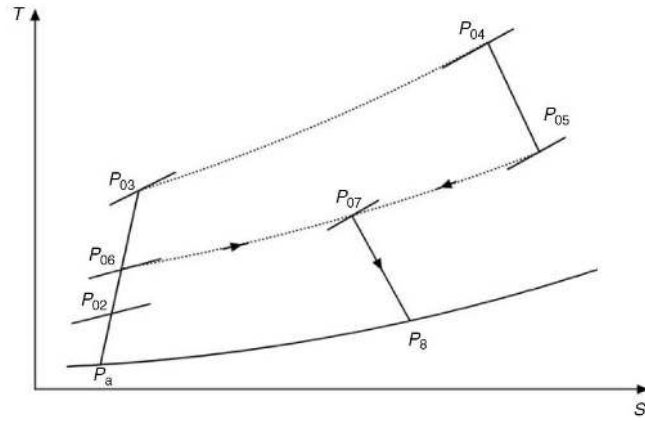
Fan ve türbin lülelerinden gelen soğuk hava ve sıcak gazların yakıt-hava oranını ve jet hızlarını değerlendirirken daha önce açıklanan aynı prosedür takip edilebilir.

4.10.4. Karışık akışlı, turbofan motor konfigürasyonu

Karışık akışlı turbofan motorları daima tek veya iki şaftlı motorlarda bulunur. Bu motorlar geçmişte yalnızca askeri uygulamalar için kullanılıyordu. Günümüzde hem sivil hem de askeri uçaklarda kullanılmaktadır. İki şaftlı bir motorun bir örneği CFM56 serisidir. Fanı terk eden soğuk sıkıştırılmış hava, daha önce açıklandığı gibi doğrudan kullanılmaz, ancak motor göbeğini çevreleyen uzun bir kanal içine akar ve daha sonra LPT'yi terk eden sıcak gazlarla karışır. Böylece sıcak gazlar soğutulurken soğuk hava ısıtılır. Yapıda sadece bir tane karışık egzoz bulunur [57]. Tek şaftlı karışık bir turbofanın istasyonları ve T-s diyagramı sırasıyla Şekil 4.69 ve 4.70'de gösterilmektedir.



Şekil 4.69. Tek şaftlı karışık akışlı turbofan [55]



Şekil 4.70. Tek şaftlı karışık akışlı turbofanın T-S diyagramı [55]

4.10.4.1. Karışık akışlı, çift şaftlı turbofan motor konfigürasyonu

Karışık akışlı turbofan motorların çoğu çift şaftlı motorlardır. Karışık turbofan motorları karışık olmayan turbofan motorlara karşı analiz edildiğinde, aşağıdaki tespitler belirlenebilir.

- i. Karışık akışlı bir motor için optimum fan basınç oranı, belirli bir BPR için ayrı bir akış için genellikle daha düşüktür.
- ii. Belli bir fan basıncında, karışık akışlı motor daha düşük bir BPR'ye ve dolayısıyla daha yüksek özgül bir itki oranına sahiptir.
- iii. LPT'nin pervaneyi çalıştırmak için sağladığı güç miktarı daha küçük olacaktır.
- iv. LPT aşaması daha az yeterlidir.
- v. Dikkat edilmesi gereken diğer özellikler:
 - Karışım nedeniyle itki kuvveti kazancı,
 - Gürültü, ses,
 - Ağırlık,
 - Ters itki (reverse thrust) şeklindedir.

Şekil 4.71 ve 4.72'de karışık akışlı motor istasyonları ve T-s diyagramı gösterilmektedir. Karıştırma işleminin gereklilikleri eşit statik basınçlar ve aynı hızların sağlanmasıdır. Bu nedenle, istasyon tanımlamasından bu iki koşul $P'_3 = P_7$ ve $V'_3 = V_7$ olarak belirtilir; bu, sıcak ve soğuk akışları birleştiren bypass kanalında herhangi bir basınç kaybının oluşmaması ve karıştırma işleminde herhangi bir basınç kaybı olmaması durumunda P_{03} 4.66 numaralı eşitlik ile belirlenebilir [].

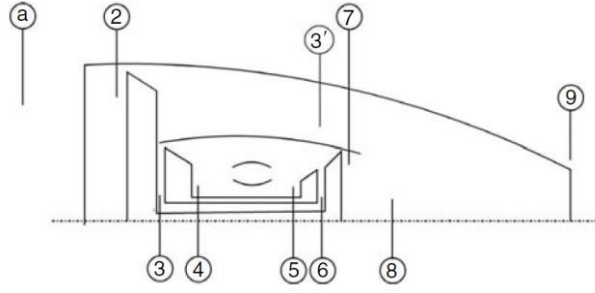
$$P_{03} = P'_{03} = P_{07} = P_{08} \quad (4.66)$$

Fan bypass kanalında kayıplar oluşursa, o zaman P_{03} ve P_{07} basınçları 4.67 ve 4.68 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

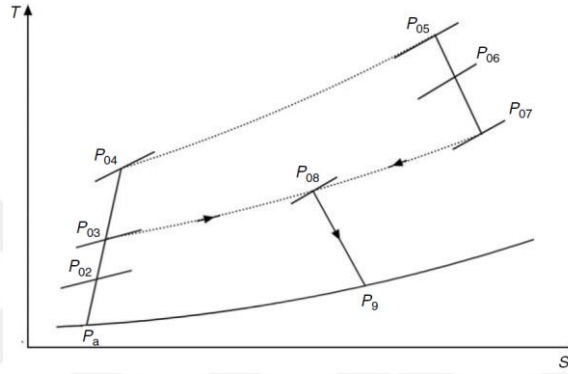
$$P'_{03} = P_{03} - \Delta P_{fan/duct} \quad (4.67)$$

$$P_{07} = P_{08} = P_{03} - \Delta P_{fan/duct} \quad (4.68)$$

4.68 numaralı eşitlik ile karıştırma işlemi sırasında basınç düşüşü göz önüne alınmamaktadır.



Şekil 4.71. Karışık iki şaftlı turbofanın yerleşimi [55]



Şekil 4.72. İki şaftlı karışık turbofan için T-S diyagramı [55]

CFM56 serisi gibi bazı motorlarda, karıştırma işlemi egzozdan önceki bir karıştırıcıda gerçekleşir. Karıştırıcı mevcut değilse daha sessiz bir motora neden olur. Şekil 4.73’de, tipik bir karışık iki şaftlı motor gösterilmektedir.

- i. Düşük basınçlı şaftın enerji dengesi: (η_{m1}) ’in düşük basınçlı şaftı için mekanik verimlilik 4.69 ve 4.70 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$W_{Fan} = \eta_{m1} W_{LPT} \quad (4.69)$$

$$\dot{m}_a (1 + \beta) C_{p_c} (T_{03} - T_{02}) = \eta_{m1} \dot{m}_a (1 + f) C_{p_h} (T_{06} - T_{07}) \quad (4.70)$$

- ii. Yüksek basınç şaftı için enerji dengesi: Yüksek basınç şaftı için ikinci bir mekanik verimlilik (η_{m2}) kabul edildiğinde enerji dengesi 4.71 ve 4.72 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$W_{HPC} = \eta_{m2} (1 + f) \dot{m}_a C_{p_h} (T_{05} - T_{06}) \quad (4.71)$$

$$\dot{m}_a C_{p_c} (T_{04} - T_{03}) = \eta_{m2} \dot{m}_a (1 + f) C_{p_h} (T_{05} - T_{06}) \quad (4.72)$$

- iii. Karıştırma süreci: LPT’yi terk eden sıcak gazlar ve fan bypass kanalından çıkan soğuk hava ile karışır ve 8. kademede yeni özellik kazanılır. Bu süreç,

termodinamiğin birinci kanununa göre 4.73, 4.74 ve 4.75 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$H_{03} + H_{07} = H_{08} \quad (4.73)$$

$$\dot{m}_c C_{p_c} T_{03} + (1+f) \dot{m}_h C_{p_h} T_{07} = [\dot{m}_c + (1+f) \dot{m}_h] C_{p_h} T_{08} \quad (4.74)$$

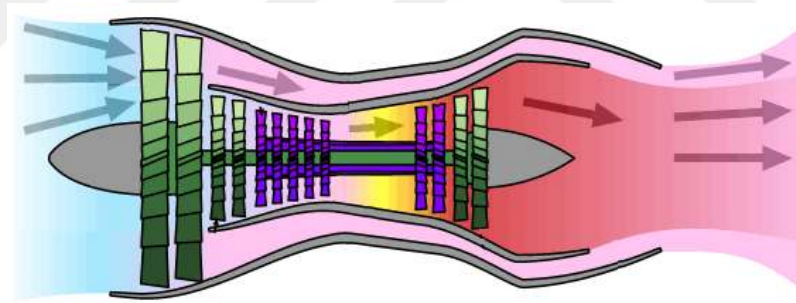
$$\beta C_{p_c} T_{03} + (1+f) C_{p_h} T_{07} = (1+\beta+f) C_{p_h} T_{08} \quad (4.75)$$

Karışımından sonra gaz özelliklerinin daha iyi değerlendirilmesi için, 8. kademedeki gazların kütle ağırlıklı ortalama özellikleri 4.76, 4.77 ve 4.78 numaralı eşitliklerde olduğu gibi kullanılabilir (Şekil 4.73).

$$C_{p_8} = \frac{C_{p_7} + \beta C_{p_3}}{1+\beta} \quad (4.76)$$

$$R_8 = \frac{R_7 + \beta R_3}{1+\beta} \quad (4.77)$$

$$\gamma_8 = \frac{C_{p_8}}{C_{p_8} - R_8} \quad (4.78)$$



Şekil 4.73. Karıştırıcı ile iki şaftlı karışık turbofan motoru [20]

Karıştırma işlemi ile basınç düşüşü ilişkilendirildiğinde, normalde kayıpların görüldüğü gerçek karıştırma durumu göz önünde bulundurulmalıdır. Böyle bir basınç kaybı ya $\Delta P_{karışık}$ değeri ya da karıştırma işleminde r_m oranı olarak verilirse 4.79 ve 4.80 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

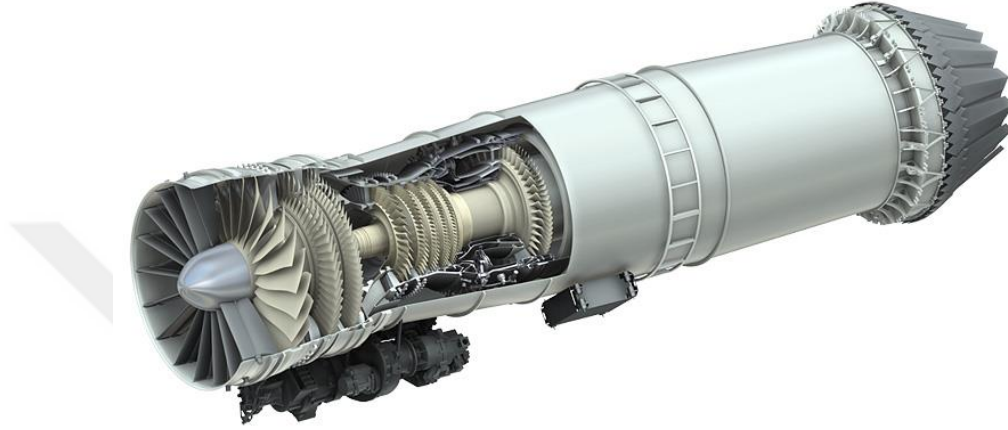
$$P_{08} = P_{07} - \Delta P_{karışık} \text{ veya } P_{08} = r_m P_{07} \text{ burada } r_m < 1 \approx 0.98 \quad (4.79)$$

Tıkalı lüle için itki kuvveti 4.80 numaralı eşitlik ile verilmektedir.

$$T = \dot{m}_a [(1+f+\beta)U_e - (1+\beta)U] \quad (4.80)$$

4.10.5. Karışık akışlı, ardyanmalı turbofan motor konfigürasyonları

1970'ten bu yana son askeri uçaklar, bir ardyanma ile donatılmış düşük bir BPR turbofan tarafından güçlendirilmiştir. İlk ardyanmalı turbofan motor Pratt & Whitney TF30'dur [91]. Bu motor, karışık akışlı, düşük BPR türüdür. Yüksek özgül itki motorları, yüksek bir kuru SFC'ye sahiptir. Böyle bir motor Şekil 4.74'de gösterilmektedir [].

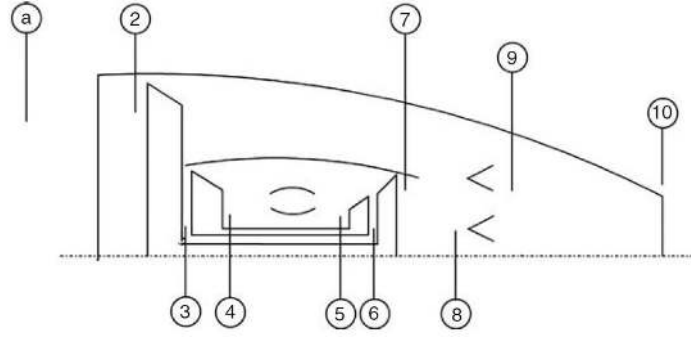


Şekil 4.74. Ardyanmalı iki şaftlı turbofan motoru (GE) [42]

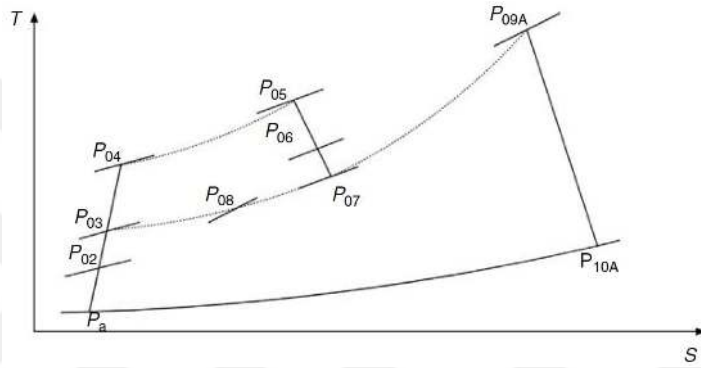
Bu tip motorlara ve maksimum itki durumuna örnek olarak Pratt & Whitney serisi F100-220 (40K), F100-229 (48K), F100-232 (28K), F101 (51K), F119 (65K), Pratt & Whitney F119, Eurojet EJ200 ve GE F110 motoru verilebilir. Ardyanma motoru Adour Mk 104 ile ilgili bazı ayrıntılar burada verilmiştir. Bu motor Sepecat Jaguar uçaklarında kullanılmıştır.

4.10.5.1. İdeal çevrim

İki şaftlı karışık akışlı ardyanmalı bir motorun ideal bir çevrim için istasyon numaraları ve T-s diyagramı sırasıyla Şekil 4.75 ve 4.76'da gösterilmektedir.



Şekil 4.75. Tipik iki şaftlı karışık akışlı ardyanmalı motorunun yerleşimi [55]



Şekil 4.76. İki şaftlı karışık akışlı ardyanmalı motor için T-s diyagramı [55]

Bir önceki bölümde açıklanan karıştırma için gerekli olan aynı koşullar hala geçerlidir. Böylece, toplam basınç ilişkisi 4.81 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$P_{03} = P_{07} = P_{08} = P_{09A} \quad (4.81)$$

Burada P_{09A} , ardyanma çıkışındaki toplam basıncı ifade etmektedir. Ayrıca, ardyanma T_{09A} 'nın çıkış sıcaklığı, önceden bilinen en yüksek motor sıcaklığı olur. Ardyanma malzemesinin dayanabileceği maksimum sıcaklık ile sınırlıdır. Bununla birlikte, türbin pallerinin dönüşüyle oluşturulan santrifüj gerilmelerinin olmaması nedeniyle, toplam TIT değerinden çok daha yüksektir. Ardyanmadaki enerji dengesi aşağıdaki ardyanma yakıt-hava oranını (f_{ab}) verir. (f_{ab}) 4.82 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$f_{ab} = \frac{\dot{m}_{fab}}{\dot{m}_c + \dot{m}_h} \quad (4.82)$$

Ardyanma dengesinin ilişkisi 4.83 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$f_{ab} = \frac{Cp_{9A} - Cp_8T_{08}}{Q_{HV} - Cp_{9A}T_{09A}} \quad (4.83)$$

Bir yakınsak-ıraksak lüle için, ortam basıncına karşı tam genişleme meydana gelir. Böylece jet hızı 4.84 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$\therefore V_{10A} = \sqrt{2Cp_{10A}T_{09A} \left[1 - \left(\frac{P_a}{P_{09A}} \right)^{(\gamma_{10}-1)/\gamma_{10}} \right]} \quad (4.84)$$

İtke kuvveti 4.85 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$T = \dot{m}_e V_{10A} - \dot{m}_a V_\infty \quad (4.85)$$

Egzoz kütle akış oranı 4.86 ve 4.87 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$\dot{m}_e = \dot{m}_c + \dot{m}_h(1+f) + \dot{m}_{fab} \quad (4.86)$$

$$\dot{m}_e = \{ \dot{m}_c + \dot{m}_h(1+f) \} (1+f_{ab}) \quad (4.87)$$

Elde edilen itke kuvveti 4.88 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$T = \{ \dot{m}_c + \dot{m}_h(1+f) \} (1+f_{ab}) V_{10A} - (\dot{m}_c + \dot{m}_h) V_\infty \quad (4.88)$$

4.10.5.2. Gerçek çevrim

Bir önceki bölümde açıklandığı gibi gerçek karışık turbofanlarda da aynı prosedür izlenmiştir. Karıştırma işlemindeki kayıplar, 4.89 veya 4.90 numaralı eşitliklerden biri ile belirlenebilir.

$$P_{08} = P_{07} - \Delta P_{karışık} \quad (4.89)$$

$$P_{08} = r_m P_{07} \text{ burada } r_m < 1 \approx 0.98 \quad (4.90)$$

Ardayanmadaki kayıplar da 4.91 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

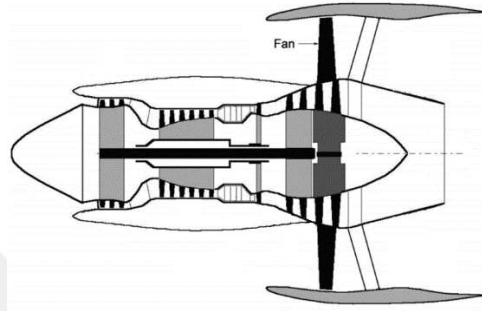
$$P_{09A} = P_{08} - \Delta P_{ab} \quad (4.91)$$

Ardayanma yanması artık ideal değil, brülörlerin verimliliği ile kontrol edilmektedir. Böylece ardayanma yakıt-hava oranı 4.92 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

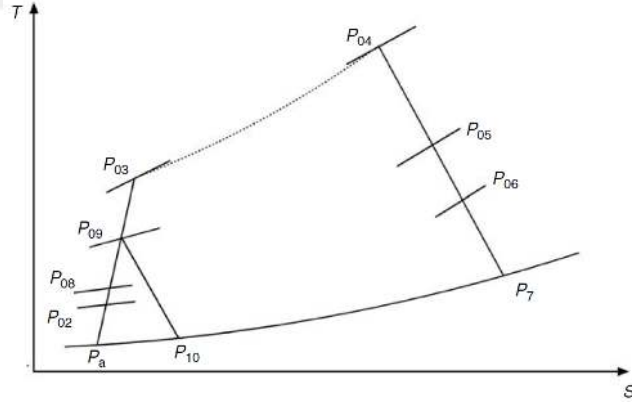
$$f_{ab} = \frac{Cp_{9A}T_{09A} - Cp_8T_{08}}{\eta_{ab}Q_{HV} - Cp_{9A}T_{09A}} \quad (4.92)$$

4.10.6. Geri fan motor konfigürasyonu

Geri fan tiplerinde az sayıda turbofan motor var. En ünlüsü GE CF700 motorudur. CF 700: CF700 turbofan motoru, Sabreliner uçaklarının Rockwell Saber 75 versiyonunun yanı sıra Dassault Falcon'u çalıştırmak için bir geri fan (aft fan) motoru olarak geliştirildi. CF700, Federal Havacılık Otoritesi (FAA) tarafından sertifikalandırılan ilk küçük turbofan'dır. Şekil 4.77 ve 4.78'de tipik bir geri fanının yerleşimini ve T-s diyagramı gösterilmektedir.



Şekil 4.77. Geri (aft) fan konfigürasyonunun yerleşimi [39]



Şekil 4.78. Geri (aft) fan için T-S diyagramı [55]

- i. Çekirdek veya gaz jeneratörü hava alığı: Çekirdeğin veya gaz üreticinin hava alığı aynı eşitliklerle, yani 4.9 ve 4.10 numaralı eşitlik ile ifade edilir.
- ii. Fan hava alığı: Benzer eşitlikler, yani 4.93, 4.94 ve 4.95 numaralı eşitlikler fan difüzör verimliliğinden farklı olarak çekirdek difüzörün verimliliğinin belirlenmesinde kullanılmaktadır.

$$P_{08} = P_a \left(1 + \eta_{Fd} \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)} \quad (4.93)$$

$$T_{08} = T_{0a} = T_a \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right) \quad (4.94)$$

$$T_{02} = T_{08} \text{ iken } P_{02} \neq P_{08} \text{ ise } \eta_{Fd} \neq \eta_d \text{ olur.} \quad (4.95)$$

iii. Kompresör: Basınç oranının ve kompresörün verimliliğinin bilinen değerleri için, kompresörün çıkış basıncı ve sıcaklığı 4.96 ve 4.97 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$P_{05} = P_{04} \left(1 - \frac{T_{04} - T_{05}}{\eta_{t1} \times T_{04}} \right)^{\gamma_h / (\gamma_h - 1)} \quad (4.96)$$

$$T_{03} = T_{02} \left[1 + \frac{1}{\eta_c} \left(\pi_c^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c} - 1 \right) \right] \quad (4.97)$$

iv. Fan: Fan bölümünün çıkış basıncı ve sıcaklığı 4.98 ve 4.99 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$P_{09} = \pi_F P_{08} \quad (4.98)$$

$$T_{09} = T_{08} \left[1 + \frac{1}{\eta_F} \left(\pi_F^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c} - 1 \right) \right] \quad (4.99)$$

v. Yanma Odası: Yanma odasının çıkışındaki basınç 4.100 ve 4.101 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$P_{04} = P_{03} - \Delta P_{cc} \quad (4.100)$$

$$P_{04} = P_{03} (1 - \Delta P_{cc} \%) \quad (4.101)$$

Maksimum çevrim sıcaklığı T_{04} olarak biliniyor olsa da yakıt-hava oranı 4.102 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$f = \frac{Cp_h T_{04} - Cp_c T_{03}}{\eta_b Q_{HV} - Cp_h T_{04}} \quad (4.102)$$

vi. Kompresör türbini veya HPT: Kompresörü çalıştıran türbin çıkışındaki sıcaklık mekanik verimlilik η_{m1} içeren kompresör ve türbin arasındaki enerji dengesi 4.103 ve 4.104 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$W_c = \eta_{ml} W_{HPT} \quad (4.103)$$

$$Cp_c (T_{03} - T_{02}) = \eta_{ml} (1 + f) Cp_h (T_{04} - T_{05}) \quad (4.104)$$

Böylece HPT T_{05} çıkışındaki sıcaklık artık bilinmektedir. Bu sıcaklıktan ve HPT'nin izantropik veriminden, P_{05} ise 4.105 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$P_{05} = P_{04} \left(1 - \frac{T_{04} - T_{05}}{\eta_{t1} \times T_{04}} \right)^{\gamma_h / (\gamma_h - 1)} \quad (4.105)$$

vii. Fan Türbini: Fan ve LPT arasındaki enerji dengesinde ikinci mekanik verimlilik η_{m2} 'de dahil olmak üzere, 4.106 ve 4.107 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$W_F = W_{LPT} \quad (4.106)$$

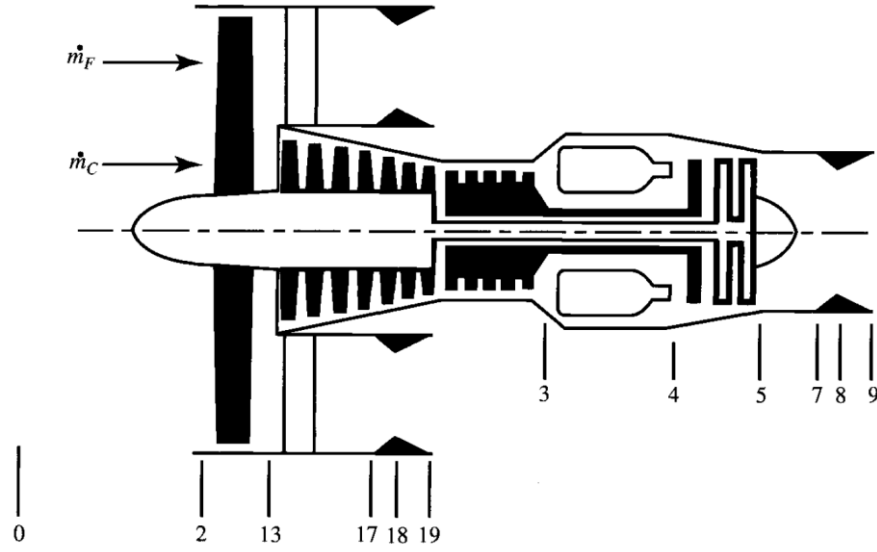
$$\beta \dot{m}_a Cp_c (T_{09} - T_{08}) = \eta_{m2} \dot{m}_a (1 + f) Cp_h (T_{05} - T_{06}) \quad (4.107)$$

viii. lüleler: Arka fan da ayrık akışlı tiptedir. Böylece, iki çıkış akış vardır; biri fan lülesi boyunca soğuk (fan) bölümünden çıkar. Diğeri sıcak akış ve türbin lülesinden çıkar. Her iki lüle için boğulmalarına yönelik bir kontrol gereklidir. Böylece sıcak ve soğuk akışların çıkış basınçları (P_7 , P_{10}) ortam basıncından farklıysa hesaplanır. Çıkış hızları (V_7 , V_{10}) da hesaplanır. Genel itki eşitlikleri 4.105 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$T = \dot{m}_a [(1 + f) V_7 - V] + \beta \dot{m}_a (V_{10} - V) + A_7 (P_7 - P_a) + A_{10} (P_{10} - P_a) \quad (4.108)$$

4.11. Turbofan Motorların (Gerçek) Parametrik Çevrim Analizi

Bir turbofan motorunun İstasyon numaralandırması Şekil 4.79'da gösterilmiştir. Fan ve motor göbeğinden geçen akış için sıcaklık ve entropi grafiği, Şekil 4.80'da gösterilmiştir. Motor kayıplarının etkisi, Şekil 4.80'da görülebilir. Hem fan akışının hem de motor çekirdek akışının çıkış hızı, motor kayıpları ile azaltılır [60-64].

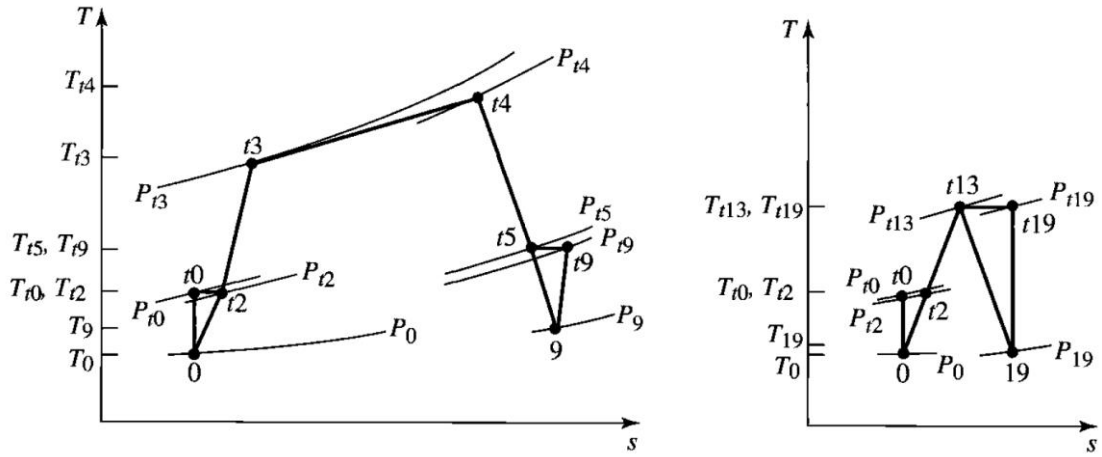


Şekil 4.79. Turbofan motorunun istasyon numaralandırması [57]

4.11.1. Çevrim analizi

Turbofan motor döngüsünün analizinin hesaplamalarını kolaylaştırmak için kabuller aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- 1) Akış sürekli rejimdedir.
- 2) Akım her bileşenin giriş ve çıkışında ve eksen boyunca her istasyonda tek boyutludur.
- 3) Kullanılan akışkan gaz mükemmel bir gazdır ve c_p , c_v ve γ değerleri her bileşende sabit değerlere sahiptir.
- 4) Kullanılan akışkan gaz mükemmel bir gazdır ve c_p , c_v , γ ve R değerleri yanma odası ve karışım odasında sabit değerler almaktadır.
- 5) Bütün komponentler adyabatiktir (türbin soğutması yoktur).



Şekil 4.80. Yüksek bypass oranlı turbofan motorunun gerçek T-s diyagramı [57]

- 6) Kompresör, fan ve türbin verimliliği, sırasıyla, sabit (polytropic) verim e_c , e_f ve e_t kullanılarak tanımlanmıştır.
- 7) Akışkan ideal gaz davranışı sergiler (kalorifik olarak ideal olmak durumunda değildir) ve moleküler ağırlık hava alığında, fanda kompresörde, türbinde, lülede ve bağlantı elemanlarında değişmez.
- 8) Fan ve düşük basınç kompresörü düşük basınçlı türbin tarafından çevrilir, bu türbin aynı zamanda birtakım aksesuarlar için güç sağlar, P_{TOL}
- 9) Yüksek basınç kompresörü havayı doğrudan düşük basınç kompresöründen alır ve doğrudan yüksek basınç türbini tarafından çevrilir. Bu türbin de bir kısım aksesuar için güç sağlayabilir, P_{TOH}
- 10) Yüksek basınçlı tahliye havası ve türbin soğutma akımı 3 ila 3.1 istasyonları arasında ayrılır.
- 11) Bypass kanalındaki akış (13 ila 16. istasyonlar arası) izantropiktir.
- 12) Soğutmanın türbin verimine etkisi türbin verimliğinin bir çarpan ile düzeltilmesi ile hesaplanır.

Çevrim analizinin adımları turbofan motoruna uygulanır ve Bölüm 5.4'te verilen sıraya göre sunulur. Çevrim analizinin adımları hem fan akışına hem de motor çekirdek akışına uygulanacaktır.

4.11.2. Parametrik çevrim analizleri

Çevrim analizleri, kullanılan akışkanın termodinamik değişimlerini inceler. Çevrim analizleri, parametrik çevrim analizi (tasarım noktası veya on-dizayn) ve performans analizi (tasarım noktası dışı veya off-dizayn) olmak üzere iki kısma ayrılır. Parametrik analiz, farklı uçuş koşulları, farklı dizayn seçimleri (örneğin kompresör basınç oranı) ve tasarım kısıtları altında (örneğin yanma odası çıkış sıcaklığı) motor performansını belirlemektedir. Performans analizi ise belirlenen özgül değerlere sahip motorun farklı uçuş koşullarında ve güç seviyelerinde performansını hesaplamamızı sağlar [2, 45, 57, 65-67].

Belirli bir motorun davranışını motorun geometrisi belirler. Parametrik çevrim analizinde ise bileşenler geometriden bağımsız olarak sadece akışın özelliklerinde (basınç, sıcaklık v.b.) yaptıkları değişimle karakterize edilirler (sıfır boyutlu yaklaşım). Geometri parametrik çevrim analizinde göz önüne alınmadığı için, özgül itki, özgül yakıt sarfiyatı, Mach sayısı yahut kompresör basınç oranı gibi grafikler spesifik tek bir motorun davranışına karşılık gelmezler. Bu tür grafiklerdeki her nokta başka geometrideki bir motorun performansına karşılık gelebilir. Bu sebeple parametrik çevrim analizi teknikte “rubber engine” denilen varsayımsal bir motoru temsil eder [66].

Motorun davranışı, özgül itki değeri ve özgül yakıt sarfiyatıyla grafiksel olarak ifade edilir. Grafikler üzerinde her bir nokta farklı bir motoru temsil eder ve bu noktalarındaki motorların geometrisi farklıdır. Parametrik analizlerin amacı, tasarımdaki kısıtlayıcılar (yanma odası çıkış sıcaklığı, kompresör çıkış basıncı vs.), ve çalışma şartları altında (Mach sayısı, çevre sıcaklığı vs.), tasarım parametrelerinin seçimiyle (kompresör basınç oranı, fan basınç oranı, bypass oranı vs.) motorun itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı arasında ilişkinin kurulmasını sağlamaktır. Parametrik çevrim analizinde, motor performans parametreleri (özellikle de özgül itki ile özgül yakıt sarfiyatını) tasarım seçimleri (kompresör basınç oranı, fan basınç oranı, by-pass oranı v.b.) ve tasarım kısıtları (yanma odası çıkış sıcaklığı, art yakıcı giriş sıcaklığı, yakıt alt ısı değeri v.b.) ile ilişkilendirilir. Parametrik analizlerinin sonucunda hangi motor tipinin seçileceği ve bileşen karakteristikleri (tasarım seçimlerinin sınırları) belirlenmiş olur [2, 66].

Toplam veya durgunluk sıcaklığı, akışkanın adyabatik olarak hareketsiz kaldığı noktadaki sıcaklığıdır. Termodinamiğin birinci kanunu mükemmel gazlar için uygulanacak olursa, 4.109 numaralı eşitlik şu şekilde ifade edilebilir;

$$T_t = T + V^2 / (2g_c c_p) \quad (4.109)$$

elde edilir. Mach sayısı, 4.110 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$M = V/a = V/\sqrt{\gamma g_c RT} \quad (4.110)$$

olarak yazıldığında toplam sıcaklığı veren 7.3 numaralı eşitliği gibi 4.111 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$T_t = T \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \quad (4.111)$$

Toplam veya durgunluk basıncı P_t , akışkanın adyabatik ve tersinir olarak durma halindeki sahip olduğu basınç değeri 4.112 ve 4.113 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$P_t/P = (T_t/T)^{(\gamma-1)/\gamma} \quad (4.112)$$

$$P_t/P = P \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (4.113)$$

Toplam basınç oranı π , toplam sıcaklık oranı τ ile gösterilecek olursa 4.114 ve 4.115 numaralı eşitlikler şu şekilde ifade edilebilir;

$$\pi_a = \frac{\text{a bileşeni çıkışındaki toplam basınç}}{\text{a bileşeni girişindeki toplam basınç}} \quad (4.114)$$

$$\tau_a = \frac{\text{a bileşeni çıkışındaki toplam sıcaklık}}{\text{a bileşeni girişindeki toplam sıcaklık}} \quad (4.115)$$

Yukarıdaki genel gösterimden serbest akım noktaları 4.116 ve 4.117 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$\tau_r = \frac{T_{t0}}{T_0} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \quad (4.116)$$

$$\pi_r = \frac{P_{t0}}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (4.117)$$

Böylelikle serbest akım toplam sıcaklık ve basıncı 4.118 ve 4.119 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$T_{t0} = T_0 \tau_r \quad (4.118)$$

$$P_{t0} = P_0 \pi_r \quad (4.119)$$

olarak yazılabilir. Yanma odası çıkış entalpisi τ_λ ise 4.120 numaralı eşitlik ile ifade edilebilir.

$$\tau_\lambda = \frac{h_{t \text{ yanma odası çıkışı}}}{h_0} = \frac{(c_p T_t)_{\text{yanma odası çıkışı}}}{(c_p T)_0} \quad (4.120)$$

Çizelge 4.5’de sıcaklık ve basınç ilişkileri gösterilmektedir.

Çizelge 4.5. Sıcaklık ve basınç ilişkileri [66]

Serbest Akım	
$\tau_r = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2$	$\pi_r = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\gamma/(\gamma-1)}$
Birincil Akım	Bypass Akım
$\tau_\lambda = \frac{c_{pt} T_{t4}}{c_{pc} T_0}$	$\tau_f = \frac{T_{t13}}{T_{t2}} \quad \pi_f = \frac{P_{t13}}{P_{t2}}$
$\tau_d = \frac{T_{t2}}{T_{t0}} \quad \pi_d = \frac{P_{t2}}{P_{t0}}$	$\tau_{DB} = \frac{T_{t17}}{T_{t13}} \quad \pi_{DB} = \frac{P_{t17}}{P_{t13}}$
$\tau_c = \frac{T_{t3}}{T_{t2}} \quad \pi_c = \frac{P_{t3}}{P_{t2}}$	$\tau_{fn} = \frac{T_{t19}}{T_{t17}} \quad \pi_{fn} = \frac{P_{t19}}{P_{t17}}$
$\tau_b = \frac{T_{t4}}{T_{t3}} \quad \pi_b = \frac{P_{t4}}{P_{t3}}$	
$\tau_t = \frac{T_{t5}}{T_{t4}} \quad \pi_t = \frac{P_{t5}}{P_{t4}}$	
$\tau_n = \frac{T_{t9}}{T_{t7}} \quad \pi_n = \frac{P_{t9}}{P_{t7}}$	

4.11.3. Yüksek bypasslı turbofan motorlarının parametrik analiz denklemleri

Fan akışı: yüksek bypasslı turbofan motorların fan akışı için parametrik analiz denklemleri 4 adımda aşağıdaki gibi açıklanabilir.

1. Adım: F_F Fan Akışının itki ifadesi 4.121 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$F_F = \frac{\dot{m}_F}{g_c} (V_{19} - V_0) + A_{19} (P_{19} - P_0) \quad (4.121)$$

1.1 numaralı eşitlik ile tekrar düzenlenirse 4.122 numaralı eşitlik ile elde edilir.

$$\frac{F_F}{\dot{m}_F} = \frac{a_0}{g_c} \left(\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 + \frac{T_{19}/T_0}{V_{19}/a_0} \frac{1 - P_0/P_{19}}{\gamma_c} \right) \quad (4.122)$$

2. Adım:

$$\left(\frac{V_{19}}{a_0} \right)^2 = \frac{T_{19}}{T_0} M_{19}^2 \quad (4.123)$$

3. Adım:

$$M_{19}^2 = \frac{2}{\gamma_c - 1} \left[\left(\frac{P_{t19}}{P_{19}} \right)^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1 \right] \quad (4.124)$$

$$\frac{P_{t19}}{P_{19}} = \frac{P_0}{P_{19}} \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{fn} \quad (4.125)$$

4. Adım:

$$\frac{T_{19}}{T_0} = \frac{T_{t19}/T_0}{(P_{t19}/P_{19})^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c}} \quad (4.126)$$

$$\frac{T_{t19}}{T_0} = \tau_r \tau_f \quad (4.127)$$

Motor çekirdeği akışı: 1-5 arasındaki adımlar, kayıplarla birlikte turbojet motor döngüsü ile aynıdır.

1. Adım: İtici kuvveti ifadesi 4.128 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$F_C = \frac{1}{g_c} (\dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_C V_0) + A_9 (P_9 - P_0) \quad (4.128)$$

veya,

$$\frac{F_C}{\dot{m}_C} = \frac{a_0}{g_c} \left[(1 + f) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1 + f) \frac{R_t}{R_c} \frac{T_9/T_0}{V_9/a_0} \frac{1 - P_0/P_9}{\gamma_c} \right] \quad (4.129)$$

Buradaki yanma odası için yakıt/hava oranını 4.130 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$f \equiv \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_C} \quad (4.130)$$

2. Adım:

$$\left(\frac{V_9}{a_0}\right)^2 = \frac{\gamma_t R_t T_9}{\gamma_c R_c Y_0} M_9^2 \quad (4.131)$$

3. Adım:

$$M_9^2 = \frac{2}{\gamma_t - 1} \left[\left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t} - 1 \right] \quad (4.132)$$

Buradaki:

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_0}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_n \quad (4.133)$$

4. Adım:

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{t9}/T_0}{\left(P_{t9}/P_9 \right)^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}} \quad (4.134)$$

Buradaki:

$$\frac{T_{t9}}{T_0} = \tau_r \tau_d \tau_c \tau_b \tau_t \tau_n = \frac{c_{pc}}{c_{pt}} \tau_\lambda \tau_t \quad (4.135)$$

5. Adım: Termodinamiğin birinci yasasının yanma odasına uygulanması, 4.136 numaralı eşitlik ile ifade edilebilir.

$$\dot{m}_C c_{pc} T_{t3} + \eta_b \dot{m}_f h_{PR} = \dot{m}_4 c_{pt} T_{t4} \quad (4.136)$$

Sıcaklık oranlarının ve yakıt/hava oranının tanımlarını 4.136 numaralı eşitliği kullanarak, 4.137 numaralı eşitlik belirlenebilir.

$$\tau_r \tau_c + f \frac{\eta_b h_{PR}}{c_{pc} T_0} = (1 + f) \tau_\lambda \quad (4.137)$$

f için çözüm 4.138 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{\eta_b h_{PR} / (c_{pc} T_0) - \tau_\lambda} \quad (4.138)$$

6. Adım: Türbin, kompresör ve fan arasındaki güç dengesi, türbin ile kompresör ve fan arasındaki bağlantının mekanik verimliliği η_m 4.139 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$\dot{m}_C c_{pc} (T_{t3} - T_{t2}) + \dot{m}_F c_{pc} (T_{t13} - T_{t2}) = \eta_m \dot{m}_4 c_{pt} (T_{t4} - T_{t5}) \quad (4.139)$$

Kompresördeki Güç + Fandaki Güç = Türbindeki Net Güç

4.139 numaralı eşitliğin $\dot{m}_C c_{pc} T_{t2}$ ile bölünmesi ve sıcaklık oranlarının, yakıt/hava oranının ve bypass oranının tanımlarının kullanılması 4.140 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$\tau_c - 1 + a(\tau_f - 1) = \eta_m (1 + f) \frac{\tau_\lambda}{\tau_r} (1 - \tau_t) \quad (4.140)$$

Türbin sıcaklık oranı için 4.141 numaralı eşitlikteki gibi olmalıdır.

$$\tau_t = 1 - \frac{1}{\eta_m (1 + f)} \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} [\tau_c - 1 + a(\tau_f - 1)] \quad (4.141)$$

Eşitlik 7.13 ve 7.16 arası, türbinin ve kompresörün bilinmeyen basınç veya sıcaklık oranını ve verimliliğini elde etmek için kullanılır. Fan, 4.142 ve 4.143 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$\tau_f = \pi_f^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c e_f} \quad (4.142)$$

$$\eta_f = \frac{\pi_f^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1}{\tau_f - 1} \quad (4.143)$$

7. Adım: Fan akışı ve motor çekirdeği akışı için itki eşitliklerini birleştirirsek, buradan 4.144 numaralı eşitlik ile belirlenebilir.

$$\begin{aligned} \frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{1}{1 + a} \frac{a_0}{g_c} \left[(1 + f) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1 + f) \frac{R_t T_9 / T_0}{R_c V_9 / a_0} \frac{1 - P_0 / P_9}{\gamma_c} \right] \\ + \frac{a}{1 + a} \frac{a_0}{g_c} \left(\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 + \frac{T_{19} / T_0}{V_{19} / a_0} \frac{1 - P_0 / P_{19}}{\gamma_c} \right) \end{aligned} \quad (4.144)$$

8. Adım: İtki özgül yakıt sarfıyatı S ifadesi 4.110 ve 4.111 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$S = \frac{\dot{m}_f}{F} = \frac{\dot{m}_f / \dot{m}_C}{(\dot{m}_0 / \dot{m}_C) F / \dot{m}_0} \quad (4.145)$$

$$S = \frac{f}{(1+a) F / \dot{m}_0} \quad (4.146)$$

9. Adım: İtki verimliliği η_p ve termal verimlilik η_T ifadeleri $P_9 = P_{19} = P_0$ eşitliklerine göre 4.147 ve 4.148 numaralı eşitlikler ile belirlenebilir.

$$\eta_p = \frac{2M_0 \left[(1+f)(V_9/a_0) + a(V_{19}/a_0) - (1+a)M_0 \right]}{(1+f)(V_9/a_0)^2 + a(V_{19}/a_0)^2 - (1+a)M_0^2} \quad (4.147)$$

$$\eta_T = \frac{a_0^2 \left[(1+f)(V_9/a_0)^2 + a(V_{19}/a_0)^2 - (1+a)M_0^2 \right]}{2g_c f h_{PR}} \quad (4.148)$$

4.11.4. Denklemlerin özeti: Ayırık egzoz akışlı turbofan motoru

Girilen Değerler:

$$M_0, T_0 \left(K, {}^0R \right), \gamma_c, c_{pc} \left(\frac{kJ}{kg \cdot K}, \frac{Btu}{lbm \cdot {}^0R} \right), \gamma_t, c_{pt} \left(\frac{kJ}{kg \cdot K}, \frac{Btu}{lbm \cdot {}^0R} \right)$$

$$h_{PR} \left(\frac{kJ}{kg}, \frac{Btu}{lbm} \right), \pi_{d \max}, \pi_b, \pi_n, \pi_{fn}, e_c, e_f, e_t, \eta_b$$

$$\eta_m, P_0/P_9, P_0/P_{19}, T_{t4} (K, {}^0R), \pi_c, \pi_f, a$$

Çıkan Sonuçlar:

$$\frac{F}{\dot{m}_0} \left(\frac{N}{kg/s}, \frac{lbf}{lbm/s} \right), f, S \left(\frac{mg/s}{N}, \frac{lbm/h}{lbf} \right), \pi_T, \pi_P, \pi_O, \pi_c, \pi_t, v.b.$$

Denklemler: Ayırık akışlı yüksek bypass oranlı turbofan motoru için parametrik analiz denklemleri 4.149 ile 4.180 numaralar arasındaki eşitlikler ile belirlenebilir.

$$R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} c_{pc} \quad (4.149)$$

$$R_t = \frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} c_{pt} \quad (4.150)$$

$$a_0 = \sqrt{\gamma_c R_c g_c T_0} \quad (4.151)$$

$$V_0 = a_0 M_0 \quad (4.152)$$

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \quad (4.153)$$

$$\pi_r = \tau_r^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)} \quad (4.154)$$

$$\eta_r = 1 \text{ için } M_0 \leq 1 \quad (4.155)$$

$$\eta_r = 1 - 0.0075 (M_0 - 1)^{1.35} \text{ için } M_0 > 1 \quad (4.156)$$

$$\pi_d = \pi_{d \max} \eta_r \quad (4.157)$$

$$\tau_\lambda = \frac{c_{pt} T_{t4}}{c_{pc} T_0} \quad (4.158)$$

$$\tau_c = \pi_c^{(\gamma_c - 1) / (\gamma_c e_c)} \quad (4.159)$$

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c} - 1}{\tau_c - 1} \quad (4.160)$$

$$\tau_f = \pi_f^{(\gamma_c - 1) / (\gamma_c e_f)} \quad (4.161)$$

$$\eta_f = \frac{\pi_f^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c} - 1}{\tau_f - 1} \quad (4.162)$$

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{\eta_b h_{PR} / (c_{pc} T_0) - \tau_\lambda} \quad (4.163)$$

$$\tau_t = 1 - \frac{1}{\eta_m (1 + f)} \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} \left[\tau_c - 1 + a (\tau_f - 1) \right] \quad (4.164)$$

$$\pi_t = \tau_t^{\gamma_t / [(\gamma_t - 1) e_t]} \quad (4.165)$$

$$\eta_t = \frac{1 - \tau_t}{1 - \tau_t^{1/e_t}} \quad (4.166)$$

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_0}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_n \quad (4.167)$$

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_t - 1} \left[\left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t} - 1 \right]} \quad (4.168)$$

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{\tau_\lambda \tau_t}{(P_{t9}/P_9)^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}} \frac{c_{pc}}{c_{pt}} \quad (4.169)$$

$$\frac{V_9}{a_0} = M_9 \sqrt{\frac{\gamma_t R_t T_9}{\gamma_c R_c T_0}} \quad (4.170)$$

$$\frac{P_{t19}}{P_{19}} = \frac{P_0}{P_{19}} \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{fn} \quad (4.171)$$

$$M_{19} = \sqrt{\frac{2}{\gamma_c - 1} \left[\left(\frac{P_{t19}}{P_{19}} \right)^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1 \right]} \quad (4.172)$$

$$\frac{T_{19}}{T_0} = \frac{\tau_r \tau_f}{(P_{t19}/P_{19})^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c}} \quad (4.173)$$

$$\frac{V_{19}}{a_0} = M_{19} \sqrt{\frac{T_{19}}{T_0}} \quad (4.174)$$

$$\begin{aligned} \frac{F}{\dot{m}_0} &= \frac{1}{1+a} \frac{a_0}{g_c} \left[(1+f) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1+f) \right. \\ &\times \left. \frac{R_t T_9 / T_0}{R_c T_9 / a_0} \frac{1 - P_0 / P_9}{\gamma_c} \right] + \frac{a}{1+a} \frac{a_0}{g_c} \\ &\times \left(\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 + \frac{T_{19} / T_0}{V_{19} / a_0} \frac{1 - P_0 / P_{19}}{\gamma_c} \right) \end{aligned} \quad (4.175)$$

$$S = \frac{f}{(1+a)(F/\dot{m}_0)} \quad (4.176)$$

$$\begin{aligned} \text{İt ki Kuvveti} &= \frac{(1+f) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1+f) \frac{R_t T_9 / T_0}{R_c V_9 / a_0} \frac{1 - P_0 / P_9}{\gamma_c}}{\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 + \frac{T_{19} / T_0}{V_{19} / a_0} \frac{1 - P_0 / P_{19}}{\gamma_c}} \end{aligned} \quad (4.177)$$

$$\eta_P = \frac{2M_0 \left[(1+f)V_9/a_0 + a(V_{19}/a_0) - (1+a)M_0 \right]}{(1+f)(V_9/a_0)^2 - a(V_{19}/a_0)^2 - (1+a)M_0^2} \quad (4.178)$$

$$\eta_T = \frac{a_0^2 \left[(1+f)(V_9/a_0)^2 + a(V_{19}/a_0)^2 - (1+a)M_0^2 \right]}{2g_c f h_{PR}} \quad (4.179)$$

$$\eta_O = \eta_P \eta_T \quad (4.180)$$



5. PARAMETRİK ÇEVİRİM ANALİZİ YARDIMIYLA BYPASS ORANININ İNCELENMESİ PROGRAMI

5.1. Literatür Araştırması

Günümüzde sivil havacılığa olan ilginin artmasıyla beraber uçuş maliyetlerinin azalması ve daha ekonomik bir uçuş sağlamak için uçak motorların verimlerinin iyileştirilmesi gerekmektedir [2]. Motor verimi ve performansının incelendiği, parametrik ve performans analizi hesaplamaları yapan birçok farklı çalışma bulunmaktadır [67].

Turan, yüksek lisans tez çalışmasında, uçaklarda kullanılan aksenel akışlı gaz türbinli motorların zamandan bağımsız performanslarının incelenmesi amacıyla bir bilgisayar programı geliştirmiştir. GAZTUSIM adı verilen bu bilgisayar programında, ardyanmalı ve ardyanmasız turbojet, ayırık akımlı turbofan, karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan, yüksek bypasslı turbofan ve turboprop motorları örnek motor tipleri olarak seçilmiş ve GAZTUSIM programında örnek motor tiplerinin tasarım noktası performansları hesaplanmıştır. GAZTUSIM programı, Visual Basic 6.0 programlama dilinde yazılmıştır [2].

Turan, doktora tezinde, yüksek bypasslı turbofan motorlarının farklı uçuş koşulları ve tasarım şartlarında özgül yakıt sarfiyatını minimize edecek uçak motor tasarım parametre değerlerini elitizimli genetik algoritma yöntemiyle analiz etmiştir. Optimizasyon probleminin çözülmesi için özgül yakıt sarfiyatını minimize eden iki adet yazılım MATLAB programlama dilinde geliştirilmiştir [66].

Turan, Orhan ve Karakoç çalışmalarında, sivil yolcu uçaklarında kullanılan yüksek bypasslı, ayırık akışlı ve ardyanmasız turbofan motorlarının tasarım noktası performansı incelenmiş, kompresör basınç oranı, fan basınç oranı, türbin giriş sıcaklığı, bypass oranı, soğutma havası oranları, lülelerdeki basınç kayıpları gibi tasarım değişkenleri ve uçuş irtifası ve uçuş Mach sayısı gibi farklı uçuş koşullarının motor performansı üzerindeki etkileri araştırmışlardır. Analizlerin yapılması için Visual Basic 6.0 programlama dilinde bir yazılım geliştirilmişlerdir. Özgül yakıt sarfiyatı ve özgül itki gibi performans parametrelerinin uçuş ve tasarım koşullarındaki değerleri geliştirilen bu yazılım yardımıyla hesaplanmış ve performans eğrileri elde edilmiştir [21].

Çetin yaptığı çalışmada, açık çevrimli gaz türbin modelini alarak termodinamik analizini yapmıştır. Performans kriteri olarak net güç ve termik verim alınmış ve kompresör basınç oranı, türbin giriş sıcaklığı, izantropik verimler ve basınç kayıplarının

performans üzerine olan etkisi incelemiştir. Visual Basic programlama dilinde yazılan programla oluşturulan model çözümlenmiş ve maksimum çevrim performansını veren optimum tasarım parametreleri belirlenmiştir [68].

Liew, Urip, Yang, Mattingly ve Marek yaptıkları çalışmada, kararlı durumlu, çift makaralı, ayırık egzozlu türbinli bir motorun performansını araştırmışlardır. Ara türbin brölürü motorlarının ayrıntılı bir tasarım dışı performans analizi, tüm işletim zarfı üzerindeki motor performansları için Visual Basic Uygulaması ile Microsoft Excel makro kodunda yazılan bir program ile incelenmiştir [69, 60, 61, 70, 71].

Liu ve Sirignano yaptıkları çalışmada, turbofan motorlarla, turbojet motorların kompresör basınç oranlarını, mach sayısını, bypass oranlarını ve bunlara bağlı özgül itki kuvvetini grafiksel olarak karşılaştırmıştır [72].

Badran çalışmasında, gaz türbin motorların performansı ile ilgili termal verim, özgül yakıt tüketimi, türbin ve kompresör verimi, kompresörün ve türbinin giriş sıcaklıkları gibi parametrelerin geliştirilmesi üzerinde çalışmıştır [73].

Turan ve Karakoç yaptıkları bir çalışmada, sivil uçaklarda kullanılan turbofan motorların hem ideal hem de gerçek devirlerde özgül yakıt tüketimine eksensel kompresör basınç oranı etkilerini incelemişlerdir. Bu çalışmanın başında sırasıyla excel ve görsel programlama dillerinde özgül yakıt tüketimine ilişkin kompresör basınç oranı davranışını açıklamak için ideal ve gerçek döngü eğrileri ayrı ayrı çizilmiş, özgül yakıt sarfiyatının üç boyutlu tepki yüzeyi, kompresör basınç oranına göre belirlenmiş ve elde edilen sonuçlarla karşılaştırmışlardır [51].

Turan ve Karakoç yaptıkları bir çalışmada, ayırık akışlı ve ardyanmalı turbofan motorlarda fan basınç oranı ve bypass oranı değişkenlerinin motorun toplam verimi üzerindeki etkileri araştırmışlardır. Bu amaçla motora ait fan basınç oranı–bypass oranı–toplam verim değişimlerini üç boyutlu gösteren yüzey grafikleri oluşturmuşlar ve üç farklı uçuş hızı için elde edilen sonuçları yorumlamışlardır [43].

Mulyani çalışmasında, Boeing 737-300 turbofan motorlarının performans analizini yapmıştır. Analizde, özgül itki, itki kuvveti, yakıt tüketimi, kompresör basınç oranı ve bypass oranlarının etkilerini incelemiştir. Çalışmada ideal ve gerçek turbofan parametre analizi kullanılmıştır [53].

Khunrach çalışmasında, uçak motorlarının performans ve maliyetlerini karşılaştırmış ve analizi yapmıştır. Seçilen motorda, motor performans analizi; özgül itki, özgül yakıt sarfiyatı, itki oranı, termal verimlilik, itki verimliği ve toplam verimlilik gibi

parametreler kullanılarak yapılmış, maliyet açısından toplam yıllık maliyet hesaplanmıştır [74].

Turan, Orhan ve Karakoç yaptıkları bir çalışmada, sivil yolcu uçaklarında kullanılan yüksek bypasslı, ayırık akışlı ve ardyanmasız turbofan motorlarının performans analizleri gerçekleştirilmiş, uçuş Mach sayısının motor itkisi, özgül yakıt sarfiyatı, hava debisi, bypass oranı, düzeltilmiş hava debisi, fan ve kompresör basınç oranları üzerindeki etkileri, farklı irtifalar ve ses altı uçuşlar için incelenmiştir. Bu analizlerin yapılabilmesi için Visual Basic 6.0 programlama dilinde bir yazılım geliştirilerek bu yazılımdan elde edilen performans eğrileri açıklanmıştır [64].

Turan bir çalışmasında, insansız araçlar için küçük bir turbojet motoru için ekserjetik ve enerjik performanslar üzerine bazı tasarım parametrelerini analiz etmiştir. Kullanılan teorik verilere dayanarak, motorun ve komponentlerinin ekserjetik ve aerotermodinamik yönleri, kompresör basınç oranı (π_c) ve türbin giriş sıcaklığı (T_{t4}) açısından parametrik olarak incelenmiştir [75].

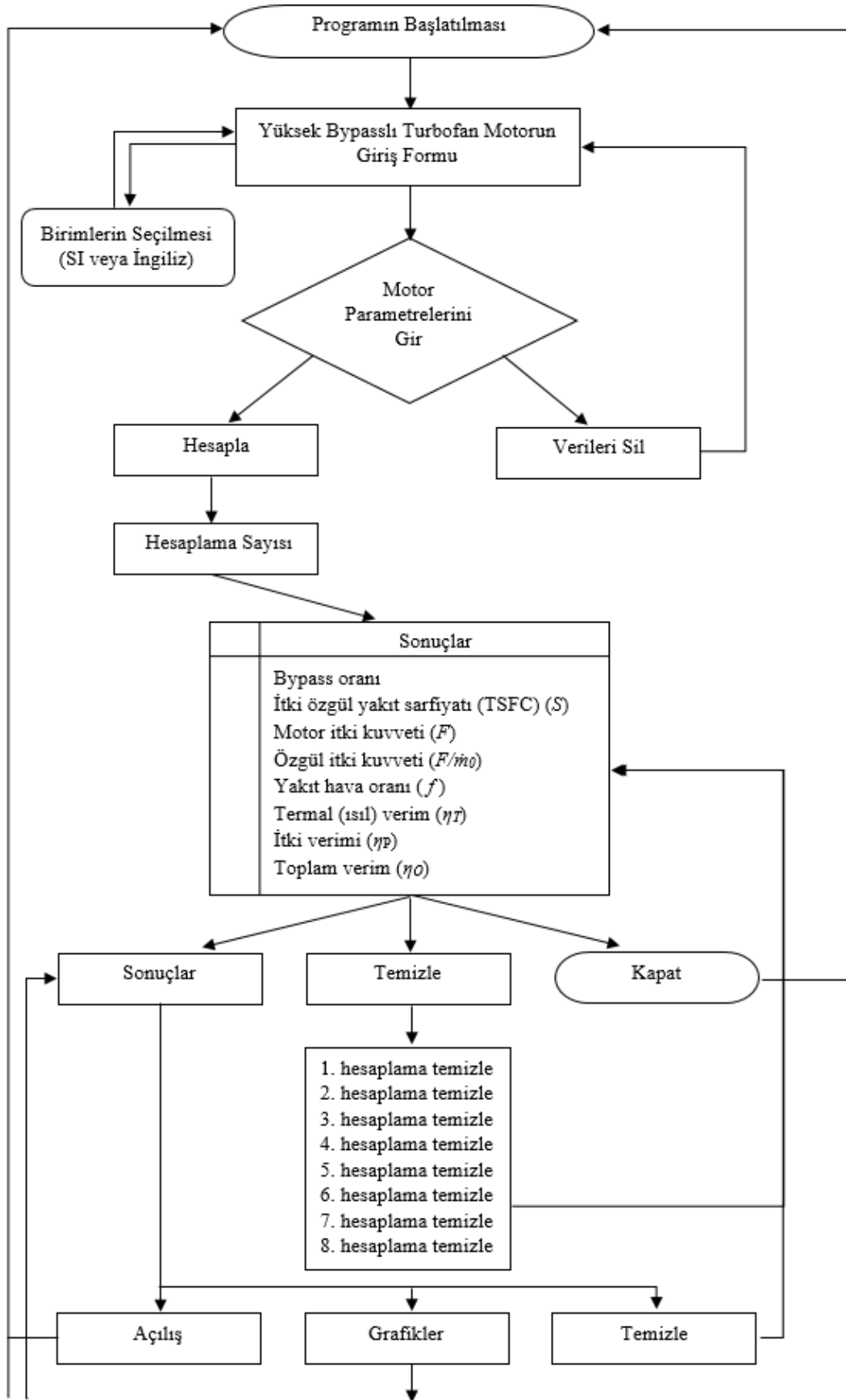
Badran çalışmasında, gaz türbini performans iyileştirmeleri üzerine çalışmıştır. Net iş çıktısı, termal verimlilik, özgül yakıt tüketimi, türbin ve kompresör verimleri, kompresörün giriş sıcaklığı ve türbin giriş sıcaklığı ilgili gelişmeler üzerine yoğunlaşmıştır [73].

Yadav, Jugseniya ve Pashilkar yaptıkları bir çalışmada, turbofan motorların termodinamik analizlerini gerçekleştirmişlerdir. Çalışma, tasarım noktası performansı üzerine odaklanmış ve uygulamaya özgü bir parametrik çalışma yerine genel nitelikte olmuştur. Analizde, motorun çeşitli bileşenleri için model geliştirilmesi yapılmıştır [76].

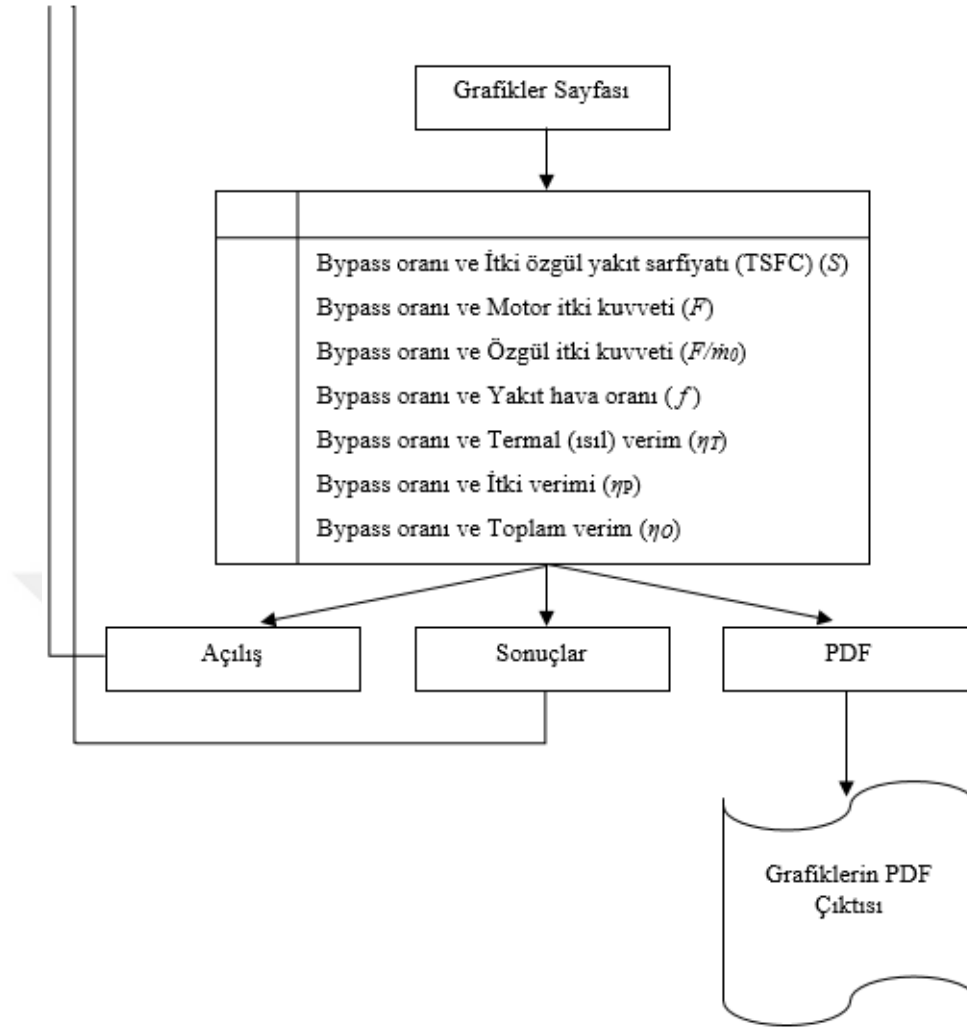
5.2. Bypass Oranı Parametrik Analiz Programı

Bu program Visual Basic programlama dilinin kullanıldığı yüksek bypass oranlı bir turbofan motorun parametrik çevrim analizini gerçekleştirerek bypass oranına göre diğer önemli motor parametreleri analizle kıyaslanmaktadır. Kullanıcı, parametrik çevrim analizi için gerekli olan giriş değerlerini giriş sayfasından girerek bu programa hesaplamalar yaptırabilmektedir. Visual Basic Application (VBA) programı yanı sıra, makro Excel ve Microsoft® Excel programı kullanılmıştır. Bu üç kombinasyon, derleme ve ön işlemenin artık gerekmediği kullanıcı dostu bir yazılım sunmaktadır.

Programın akış şeması Şekil 5.1’de verilmiştir. Akış şeması programın işlem basamaklarının daha kolay anlaşılmasını sağlamaktadır.



Şekil 5.1. VBA Programı ile Parametrik çevrim analizi yapan programın akış şeması



Şekil 5.1. (devam) VBA Programı ile Parametrik çevrim analizi yapan programın akış şeması

Programdaki asıl amaç bypass oranına bağlı olarak diğer motor karakteristiklerinin verim üzerindeki etkisinin incelenmesidir. Bu program sayesinde ilgili verilerin grafikleri oluşturulabilmektedir.

5.3. Programın Yapısı ve özellikleri

Program esas olarak, Giriş, Sonuçlar ve Grafikler olmak üzere üç bölümden oluşmaktadır. Her bölümde birbiriyle ilişkili VBA kodları kullanılmıştır. Kullanıcı, giriş sayfasındaki kutucuklara veri girişi yapmak için, yüksek bypass oranına sahip bir turbofan motorun parametrik analiz için gerekli olan giriş verilerine sahip olması gerekir. Kullanıcı verileri SI birim sisteminde veya İngiliz birim sisteminde olabilir. Her iki birim sisteminin de verilerine göre hesaplama yapılabilmektedir.

5.3.1. Giriş sayfası

VBA tabanlı giriş sayfasına ulaşmak için Excelde bulunan açılış sayfasında programı başlat ikonuna tıklanmalıdır. Böylece programın giriş sayfası açılacaktır. Şekil 5.2’de başlat ikonu gösterilmiştir.



Şekil 5.2. Programı başlatma düğmesi

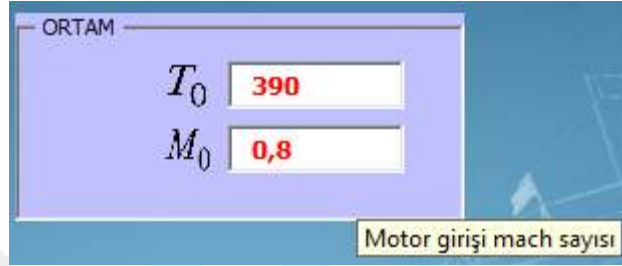
Giriş menüsü turbofan motorların parametrik çevrim analizi hesaplamaları için gereken motor verilerinin girilmesi için kutucuklar mevcuttur. Ayrıca hesaplama yapılabilmesi için "Hesapla" ve yazılan verileri silmek için "Temizle" butonları bulunmaktadır. Şekil 5.3’te motor verileri giriş menüsü gösterilmiştir.

Şekil 5.3. Motor verileri giriş menüsü

Kullanıcılar ondalıklı sayıları girerken mutlaka virgöl (,) kullanmalıdır. Program hesaplamaların tümünü virgüle göre yapmaktadır. Şayet virgöl yerine nokta kullanılırsa

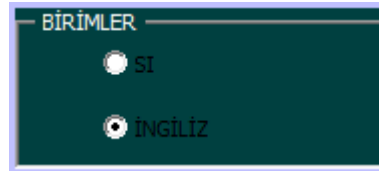
hesaplamalar yanlış olacaktır. Bu programda kullanıcı Hesapla butonuna basınca eğer değerler nokta ile yazılmışsa kullanıcılara uyarı mesajı gelecektir.

Verilerin girileceği kısımda fare imleci bir saniye bekletilirse ilgili kutucuğa hangi verinin girileceği bilgi olarak verilecektir. Motor parametrelerin simgelerinin anlamları kutucuk üzerine gelince çıkmaktadır. Böylece kullanıcı bu simgelerin ne anlama geldiğini kolayca anlayabilir. Şekil 5.4'te kutucukların açıklamalarının gösterim şekli verilmiştir.



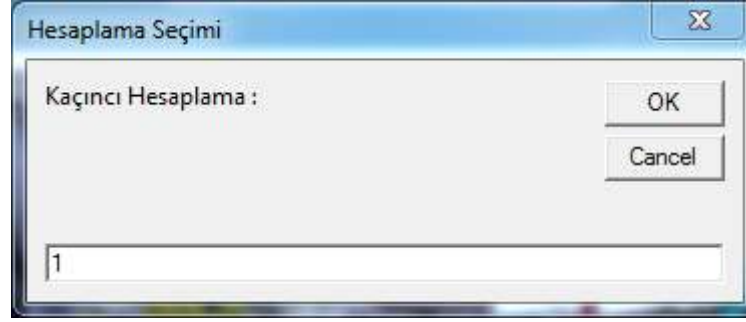
Şekil 5.4. Kutucukların açıklamalarının gösterim şekli

Veriler girildikten sonra bu sayfanın sağ alt kısmında birimlerin seçileceği bir kutucuk bulunmaktadır. Burada SI birim sistemine göre hesaplama yapılacak ise SI işaretlenmelidir. İngiliz birim sistemine göre hesaplama yapılacaksa İNGİLİZ işaretlenmelidir. Şekil 5.5'te birimlerin seçileceği kısım gösterilmiştir.



Şekil 5.5. Birimlerinin seçim kutusu

Hesapla butonu ile 8 farklı hesap yapılmaktadır. Hesaplamalarda kıyaslanacak olan değerler değiştirilerek 8 defa hesaplama yapılmalıdır. Bu çalışmada bypass oranı incelendiğinden dolayı bypass oranını değiştirerek farklı bypass oranlarında aynı şartlarda çalışan motorun durumu incelenmektedir. Değişken değer olarak bypass oranı seçilmiştir. Şekil 5.6'da hesaplamaların yapılacağı seçimi gösteren kutucuk gösterilmektedir.



Şekil 5.6. Hesaplamaların yapılacağı seçimi gösteren kutucuk

5.3.2. Sonuçlar sayfası

Bypass oranı, itki-özgül yakıt sarfiyatı, motor itki kuvveti, özgül itki kuvveti, yakıt hava oranı, termal (ısı) verim, itki verimi ve toplam verim değerleri elde edilmektedir. Giriş menüsünde yapılan 8 farklı hesaplama değerleri tablo olarak verilmektedir. Hesaplanan değerler hangi birim sistemine göre yapıldıysa (SI veya İNGİLİZ) ilgili birim sistemi sonuçlar tablosunun sol üst köşesinde bilgi olarak verilecektir. Şekil 5.7'de programın sonuçlar sayfası gösterilmektedir.

Parametrik Çevrim analizi

GİRİŞ SONUÇLAR

İngiliz sistemine Göre

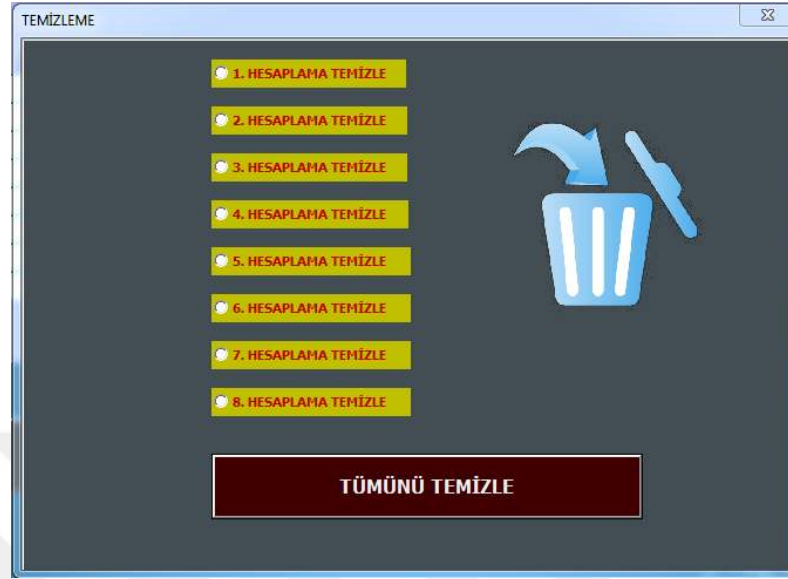
	$BPR \alpha$	S	F	$F/\dot{m}_0$	f	η_T	η_P	η_O
1. HESAPLAMA	1,00	0,98	6,81	52,87	0,03	0,50	0,38	0,19
2. HESAPLAMA	3,00	0,84	6,12	30,84	0,03	0,48	0,46	0,22
3. HESAPLAMA	5,00	0,74	5,34	23,33	0,03	0,45	0,54	0,24
4. HESAPLAMA	7,00	0,66	4,47	19,41	0,03	0,42	0,62	0,26
5. HESAPLAMA	9,00	0,61	3,45	16,85	0,03	0,40	0,71	0,28
6. HESAPLAMA	11,00	0,58	2,17	14,85	0,03	0,37	0,78	0,29
7. HESAPLAMA	13,00	0,57	0,45	13,00	0,03	0,34	0,78	0,27
8. HESAPLAMA	15,00	0,56	0,10	12,50	0,03	0,33	0,78	0,27

SONUÇLAR TEMİZLE KAPAT

Şekil 5.7. Programın sonuçlar sayfası

Sonuçlar sayfasında bulunan "Temizle" butonuna basılınca kullanıcı yeni bir sayfaya yönlendirilecektir. Bu sayfada silinmek istenen hesaplamalar tek tek

seçilebilmektedir. Ayrıca tüm hesaplamaları silmek için "Tümünü Temizle" butonuna basarak tüm hesaplamalar silinebilecektir. Şekil 5.8’de temizle menüsü gösterilmiştir.



Şekil 5.8. Temizle menüsü

Programın sonuçlar menüsünde "SONUÇLAR" butonuna basılınca programa bağlı olan Excel sayfası açılacaktır. "KAPAT" butonuna basılınca ise program kapatılacaktır. Programda bulunan sonuçlar menüsü ile Excel’de bulunan sonuçlar sayfasında aynı çizelgeler bulunmaktadır. Excel’de grafikler VBA’ya göre daha kapsamlı olduğundan böyle bir tasarım yapılmıştır. Buradaki çizelge ile grafikler oluşturulmaktadır. Şekil 5.9’da Excel sonuçlar sayfası görülmektedir.

	BPR α	S	F	F/m_0	f	η_T	η_P	η_o	GRAFİK OLUŞTUR
1. HESAPLAMA	1,00	0,98	6,81	52,87	0,03	0,50	0,38	0,19	BPR and TSFC
2. HESAPLAMA	3,00	0,84	6,12	30,84	0,03	0,48	0,46	0,22	BPR and THRUST
3. HESAPLAMA	5,00	0,74	5,34	23,33	0,03	0,45	0,54	0,24	BPR and SPECIFIC THRUST
4. HESAPLAMA	7,00	0,66	4,47	19,41	0,03	0,42	0,62	0,26	BPR and FUEL TO AIR RATIO
5. HESAPLAMA	9,00	0,61	3,45	16,85	0,03	0,40	0,71	0,28	BPR and THERMAL EFFICIENCY
6. HESAPLAMA	11,00	0,58	2,17	14,85	0,03	0,37	0,78	0,29	BPR and PROPULSIVE EFFICIENCY
7. HESAPLAMA	13,00	0,57	0,45	13,00	0,03	0,34	0,78	0,27	BPR and OVERALL EFFICIENCY
8. HESAPLAMA	15,00	0,56	0,10	12,50	0,03	0,33	0,78	0,27	

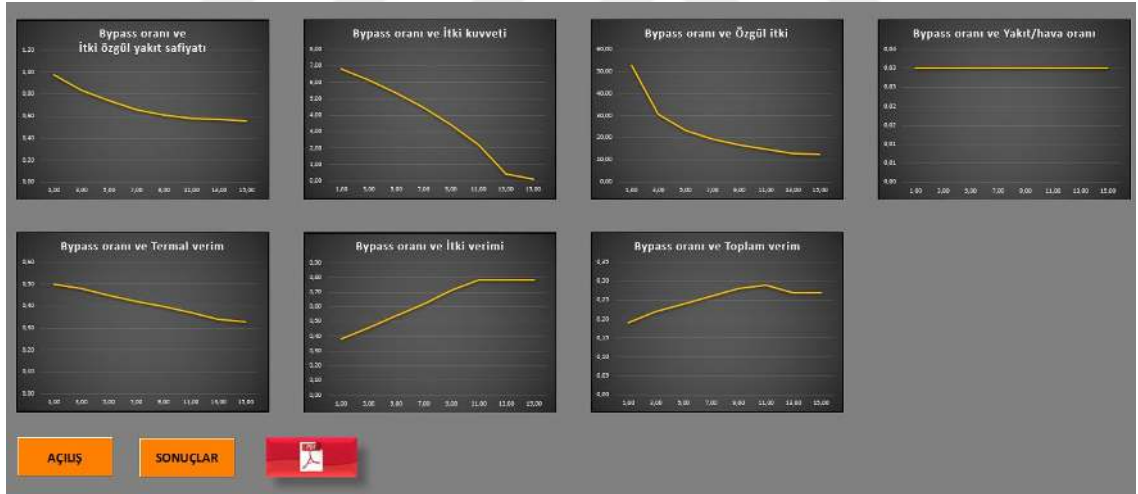
Şekil 5.9. Excel sonuçlar sayfası

Sonuçlar sayfasında bulunan "GRAFİKLER" butonuna basıldığında kullanıcı grafiklerin bulunduğu sayfaya yönlendirilecektir.

5.3.3. Grafikler sayfası

Tüm girdi değerleri belirtildikten ve sonuçlar çizelgeye işlendikten sonra, grafikler sayfasında grafikler otomatik olarak oluşacaktır. Şekil 5.10'da grafikler sayfası görülmektedir. Grafikler sayfasında oluşan çeşitli grafikler aşağıda verilmektedir.

- 1) Bypass oranı ve İtki özgül yakıt sarfıyatı (TSFC) (S)
- 2) Bypass oranı ve Motor itki kuvveti (F)
- 3) Bypass oranı ve Özgül itki kuvveti ($F/\dot{m}_0$)
- 4) Bypass oranı ve Yakıt hava oranı (f)
- 5) Bypass oranı ve Termal (ısı) verim (η_T)
- 6) Bypass oranı ve İtki verimi (η_P)
- 7) Bypass oranı ve Toplam verim (η_o)



Şekil 5.10. Grafikler sayfası

Bu sayfada grafikleri PDF'e çevirmek için PDF ikonu bulunan butona basılarak sayfa PDF'e çevrilebilir. Şekil 5.11'de PDF ikonu gösterilmektedir.



Şekil 5.11. PDF'e çevirme ikonu

Özet olarak, programı çalıştırmak için aşağıdaki aşamaların yapılması gerekir:

- i. Giriş sayfasına gidin.
- ii. Motor parametrelerini ilgili kutucuklara yazın.
- iii. Birim sistemini seçin (SI veya İngilizce).
- iv. Hesapla butonuna basın. Karşınıza çıkacak olan sayfada kaçınıcı hesaplama olduğunu belirtin. Tamam butonuna basın.
- v. Hesaplanan veriler sonuçlar sayfasına yazılacaktır.
- vi. Grafikler sayfasında ise sonuçlara göre grafikler oluşturulacaktır.

Programda girdilerde ve hesaplamalarda hatalı giriş yapılırsa program kullanıcıyı uyaracaktır. Karşılaşılabilecek muhtemel hatalar aşağıda verilmiştir.

- Virgül kullanılması gereken sayılarda nokta kullanılmış olabilir.
- Virgül kullanılması gereken sayılar virgül kullanılmadan yazılmış olabilir.
- Hesaplamalarda değerler motor konfigürasyonuna göre çok yüksek veya çok düşük girilirse program hesaplamalar gerçekleştiremeyebilir.
- Motorun boğulma noktasında bir değer girilirse hesaplama yapmayabilir. Bunun sebebi formül ya negatif değer olmuştur ya da irrasyonel bir sayı karekök içinde olmuş olabilir. Bu durumda hesaplama yapılamamaktadır.

5.4. Programın Çalıştırılması ve Verilerin Hesaplanması

Excel dosyasının içerisinde bulunan program çalıştırılması için excel "GİRİŞ" sayfası açılmalıdır. Giriş sayfasında bulunan "programı aç" butonuna basılarak VBA tabanlı program açılmaktadır. Programın giriş sayfasına turbofan motorların parametrik çevrim verilerinin girilebileceği sayfa bulunmaktadır.

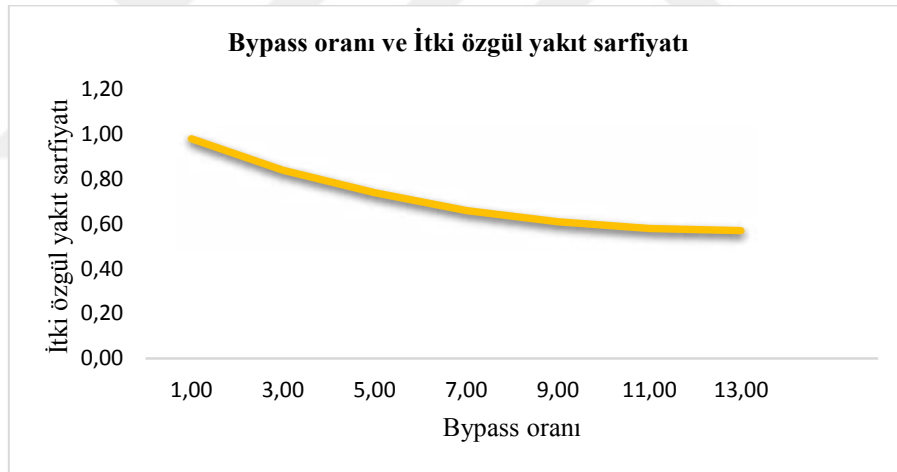
Bu bölümde program için kullanılan girdi verileri, sonuçları ve grafikleri sunulacaktır. Burada kullanılacak veriler İNGİLİZ birim sistemine göre seçilmiştir. Yüksek bypass oranına sahip bir turbofan motorunun parametrik analiz (tasarım noktası) denklemleri ile hesaplamaları yapılan Visual Basic (VBA), makro excel ve mikrosoft® Excel programlama dilinde oluşturulan yazılım sayesinde elde edilen sonuçlar açıklanmıştır. Yapılan bu yazılımın menülerinde aynı şartlarda çalışan, farklı bypass oranlarına sahip turbofan motorun önemli parametrelerinin karşılaştırılması için grafikler ve eğriler kullanılmıştır. Analizler için Çizelge 5.1'deki parametrik değerler temel alınarak hesaplamalar yapılmıştır. Burada kullanılan değerler, yüksek bypasslı turbofan

motorunun verileridir [57]. Programın sağlaması, verilerin sağlandığı kaynaktaki çözümlere göre yapılabilmektedir.

Çizelge 5.1. *Turbofan motoruna ait parametrik analiz giriş değerleri [57]*

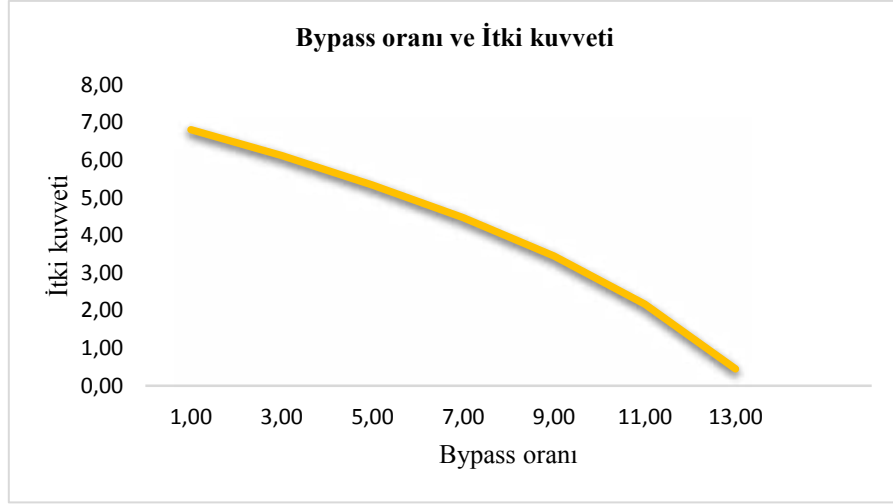
M_0	T_0	γ_c	γ_t	c_{pc}	c_{pt}	h_{PR}	α	P_0 / P_9	P_0 / P_{19}
0,8	390	1,4	1,33	0,240	0,276	18400	8	0,9	0,9
$\pi_{d \max}$	π_b	π_n	π_{fn}	π_t	e_c	e_f	η_m	η_b	T_{t4}
0,99	0,96	0,99	0,99	0,89	0,90	0,89	0,99	0,99	3000

Çizelge 5.1'deki değerlere göre bypass oranı ile analize hesaplama yapılan itki özgül yakıt sarfıyatı, motor itki kuvveti, özgül itki ve hava yakıt oranı parametrelerinin değişimi Şekil 5.12 ile 5.18 arasında verilen grafikler ile gösterilmektedir. Şekil 5.12'de bypass oranı ile itki özgül yakıt sarfıyatının değişimi gösterilmektedir.



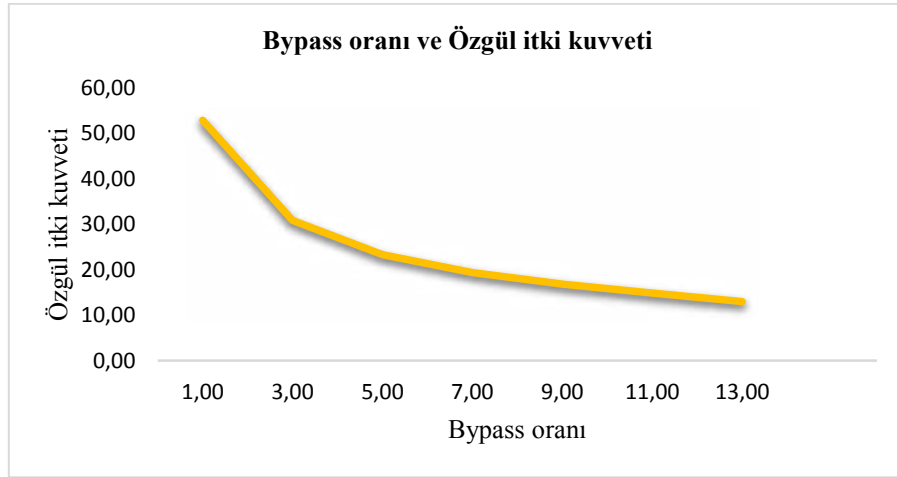
Şekil 5.12. *Bypass oranı ile itki özgül yakıt sarfıyatı değişimi*

Özgül yakıt sarfıyatı, motorun işletme maliyeti bakımından önem taşıyan bir parametredir ve itki üretmek için tüketilen yakıt miktarını ifade eder [57, 70-81]. Şekil 5.12'de göre bypass oranının artması ile itki özgül yakıt sarfıyatı (TSFC) azalmaktadır. Eşit şartlarda çalışan motorlarda bypass oranı arttıkça daha az yakıt tüketimi olduğu sonucuna varılabilir. Şekil 5.13'te bypass oranı ile motor itki kuvvetinin değişimi gösterilmektedir.



Şekil 5.13. Bypass oranı ile motor itki kuvveti değişimi

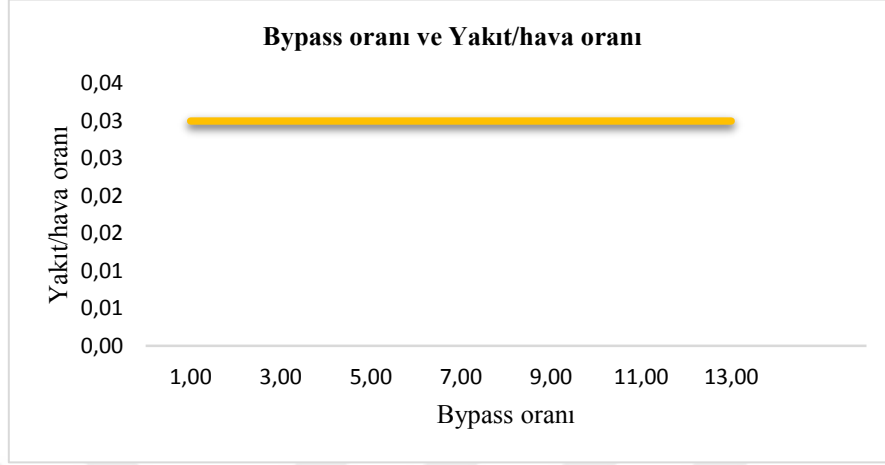
Şekil 5.13'te bypass oranının artması ile motorun çekirdek kısmından üretilen itki kuvvetinin azaldığı görülebilir. İtki oranı çekirdeğin ürettiği itkinin, bypass'tan geçen havanın ürettiği itkiye oranıdır. Dolayısıyla, bypass oranı arttıkça motorun bypass kısmına giren havanın debisi artacağından motorun çekirdek kısmından daha fazla itki kuvveti üretecektir. Şekil 5.14'te bypass oranı ile özgül itki kuvvetinin değişimi gösterilmektedir.



Şekil 5.14. Bypass oranı ile özgül itki kuvveti değişimi

Şekil 5.14'te bypass oranının artması ile özgül itki kuvvetinin azaldığı görülebilir. Özgül itki kuvveti motor itki kuvvetinin, motor giriş kısmındaki (0 istasyonundaki) kütleli debiye oranıdır [82-84]. Bypass oranının artması, motora giren kütleli hava

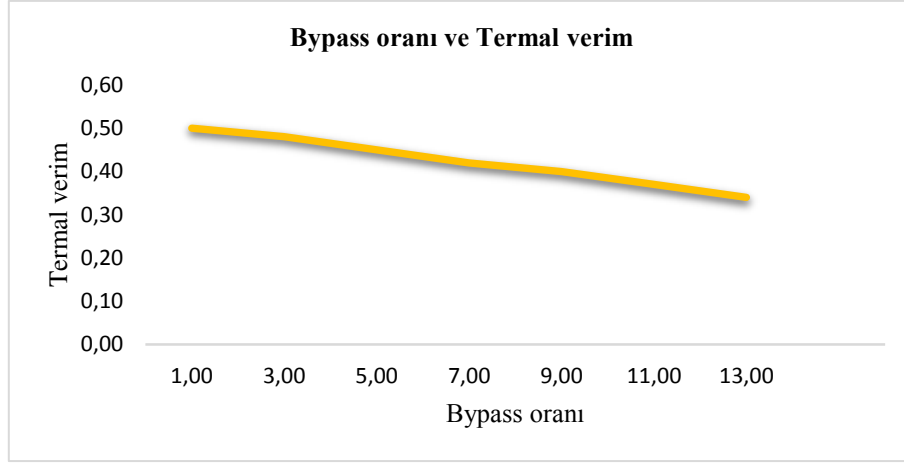
debisini arttıracğından özgül itki kuvvetini azaltacaktır. Şekil 5.15'te bypass oranı ile yakıt hava oranının değışimi gösterilmektedir.



Şekil 5.15. Bypass oranı ile yakıt hava oranının değışimi

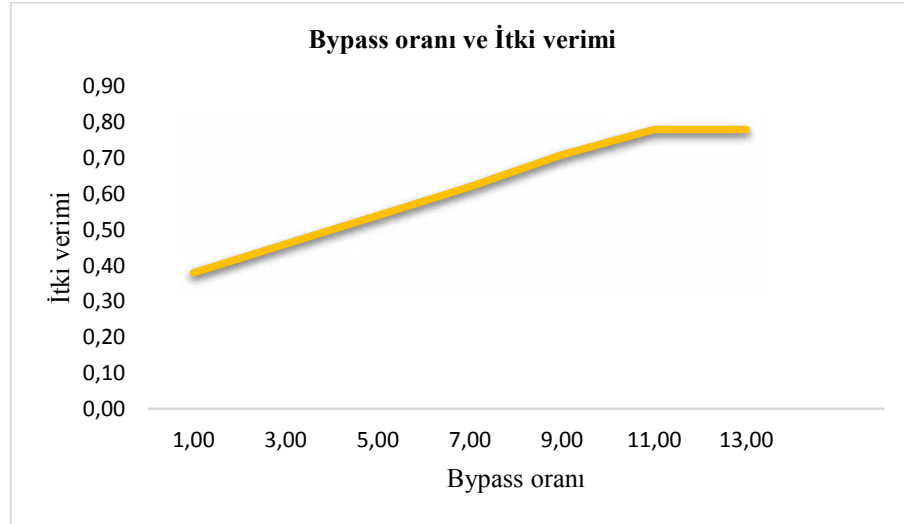
Şekil 5.15'te bypass oranının artması ile motora giren yakıt hava oranının değışmediğı görülmektedir. Motorların çekirdek kısmının eşit şartlarda ve aynı boyutlarda olduğu varsayıldığında ve sadece fan kısmının büyüdüğü düşünülürse bypass oranındaki bir değışim, motora giren yakıt/hava oranını etkilemeyecektir. Dolayısıyla motora giren yakıt hava oranı değışmeyecektir.

Verim hesaplamalarında ideal şartlarda çalışan, farklı bypass oranlarına sahip turbofan motorlarının verimleri incelenmiştir. Çizelge 5.1'deki değerler ile VBA programlama yazılımı kullanılarak bypass oranı ile termal verim, itki verimi ve toplam verim parametreler incelenmiş ve elde edilen sonuçlar Şekil 5.16 - 5.18'de verilmiştir. Burada kullanılan parametreler yüksek bypass oranlı motora aittir. Şekil 5.16'da bypass oranı ile termal verimin değışimi gösterilmektedir.



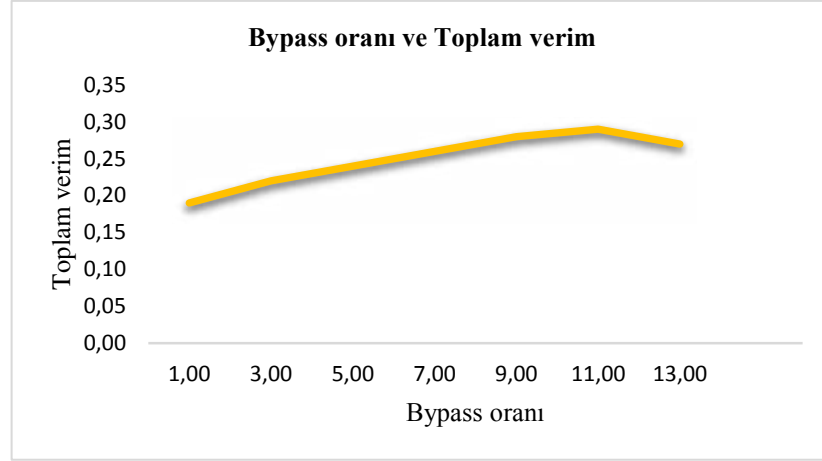
Şekil 5.16. Bypass oranı ile termal verim değişimi

Şekil 5.16’da bypass oranının artmasıyla, termal verimin azaldığı görülmektedir. Termal verim, iş akışkanındaki kinetik enerji değişiminin yakıtın hava ile reaksiyonu sonucu açığa çıkan ısı enerjisine oranıdır [85-90]. Dolayısıyla, motorlarda yakıtın hava ile reaksiyonundan açığa çıkan ısı enerjisi değişmemektedir. Değişen kısım olan akışkandaki kinetik enerji değiştikçe, bypass oranı arttıkça azalmaktadır. Şekil 5.17’de bypass oranı ile itki veriminin değişimi gösterilmektedir.



Şekil 5.17. Bypass oranı ile itki verimi değişimi

Şekil 5.17’de bypass oranının artmasıyla, itki veriminin arttığı görülmektedir. Motorun ürettiği itki kuvveti arttığından itki verimide artmaktadır. Şekil 5.18’de bypass oranı ile toplam verimin değişimi gösterilmektedir.



Şekil 5.18. Bypass oranı ile toplam verim değişimi

Motorun toplam verimi, motorun ısı verimi ile itki veriminin çarpımına eşit olmaktadır. Şekil 5.18’de bypass oranının artmasıyla, motorun toplam veriminin arttığı görülmektedir. Burada itki verimindeki artışın, termal verimdeki azalışın fazla olduğu görülebilir. Böylece, motorun bypass oranının artması motorun toplam veriminde olumlu bir etki yapmaktadır.

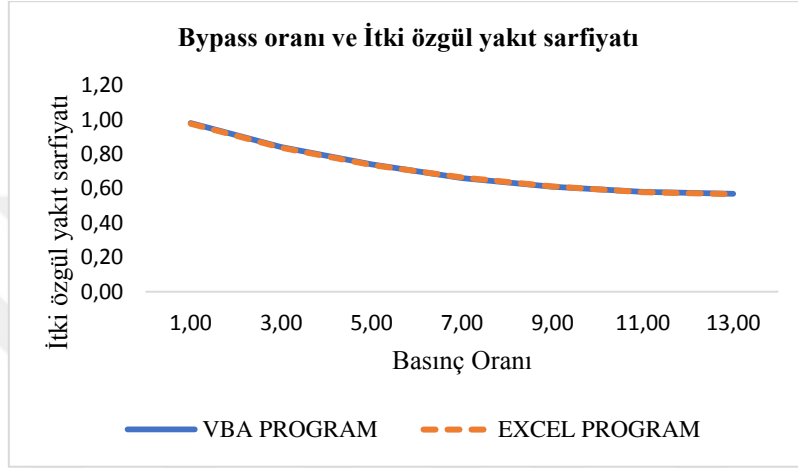
5.5. Programın Microsoft® Excel Hesaplaması ile Karşılaştırılması

Bu bölümde VBA’da yapılan özgün program ile Microsoft® Excel’de yapılan özgün hesaplama programları karşılaştırılmaktadır. Bu karşılaştırmadan elde edilen sonuçlar ile VBA da yapılan programın veri doğrulaması yapılmaktadır. Çizelge 5.2’de Özgün VBA programı ile özgün Excel programından elde edilen çeşitli parametre değerleri ve karşılaştırması gösterilmektedir.

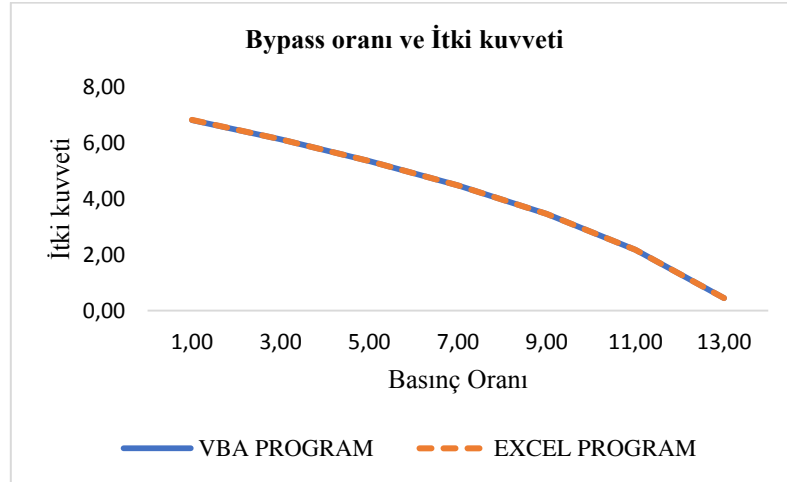
Çizelge 5.2. Özgün VBA programı ile özgün Excel programı karşılaştırılması

	Parametreler	VBA Programı	Excel Programı	Fark	Hata Yüzdesi
1	İtki özgül yakıt sarfıyatı (TSFC) (S)	0,66	0,66	0	0,00 %
2	Motor itki kuvveti (F)	4,47	4,77	0	0,00 %
3	Özgül itki ($F/\dot{m}_0$)	19,41	19,41	0	0,00 %
4	Yakıt hava oranı (f)	0,03	0,03	0	0,00 %
5	Termal (ısı) verim (η_T)	0,42	0,42	0	0,00 %
6	İtki verimi (η_P)	0,62	0,62	0	0,00 %
7	Toplam verim (η_O)	0,26	0,26	0	0,00 %

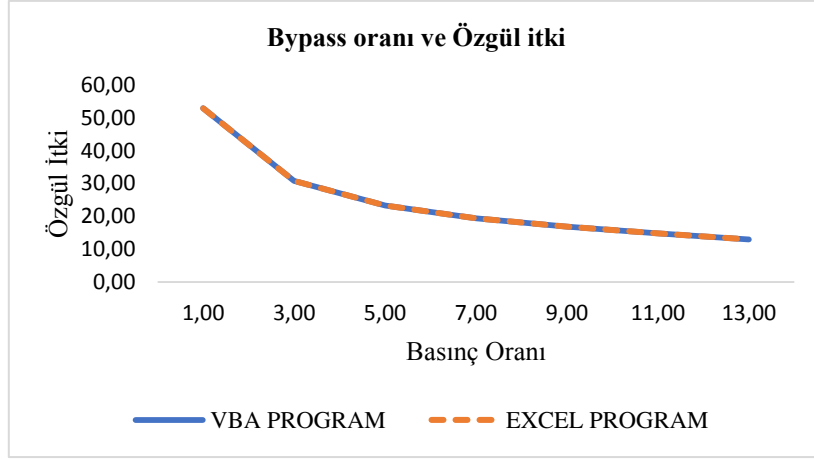
Yapılan her iki özgün programda, analizlerden elde edilen değerlerin benzer oldukları görülmektedir. VBA ile yapılan program ile Excelde yapılan program farklı mantıklarla yapılmıştır. VBA programında hesaplamalar kodlar ile yapılırken, Excelde hesaplamalar excel'in içerisindeki hücre hesaplamaları ile yapılmıştır. Dolayısıyla, VBA ile yapılan programın sağlaması ve doğrulaması yapılmış olur. Çizelge 5.2'de gösterilen değerlerin grafik üzerinde karşılaştırması Şekil 5.19 ile 5.25 arasında gösterilmektedir.



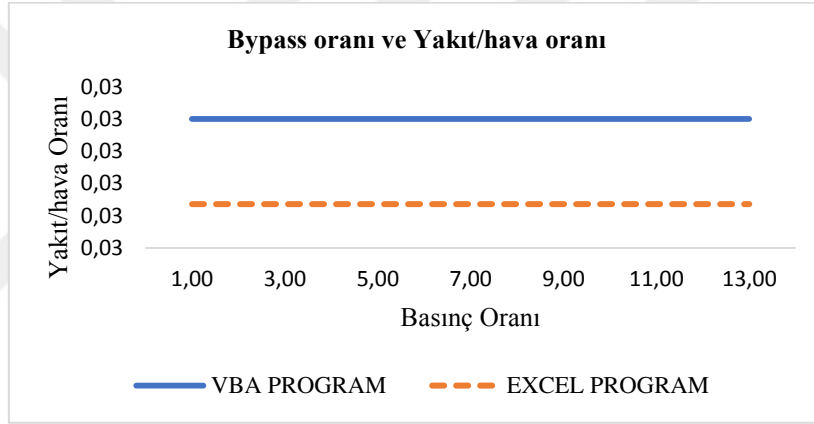
Şekil 5.19. Bypass oranı ve itki özgül yakıt sarfiyatının VBA ve Excel programlarında karşılaştırılması



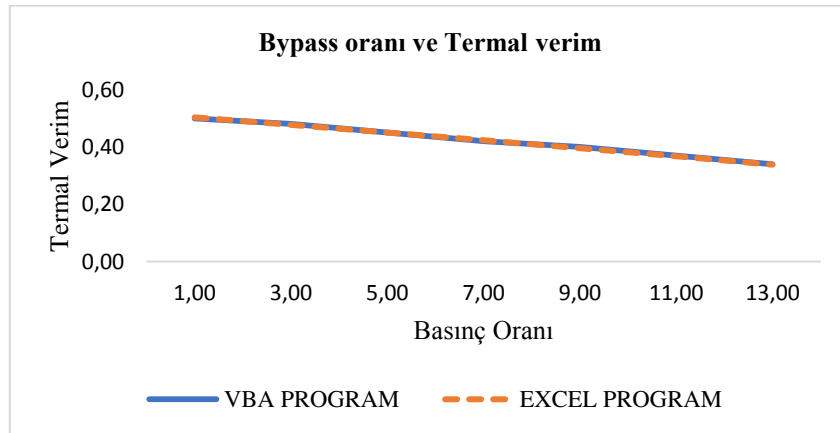
Şekil 5.20. Bypass oranı ve itki kuvvetinin VBA ve Excel programlarında karşılaştırılması



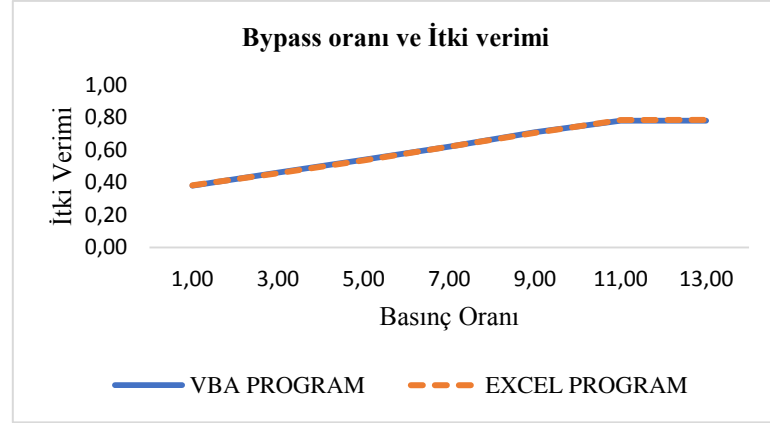
Şekil 5.21. Bypass oranı ve özgül itkinin VBA ve Excel programlarında karşılaştırılması



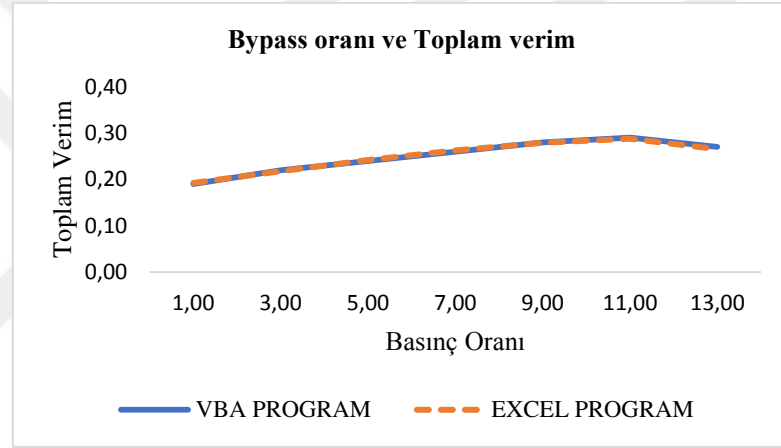
Şekil 5.22. Bypass oranı ve yakıt/hava oranının VBA ve Excel programlarında karşılaştırılması



Şekil 5.23. Bypass oranı ve termal verimin VBA ve Excel programlarında karşılaştırılması



Şekil 5.24. Bypass oranı ve itki veriminin VBA ve Excel programlarında karşılaştırılması



Şekil 5.25. Bypass oranı ve toplam verimin VBA ve Excel programlarında karşılaştırılması

VBA yazılımıyla yapılan program ile Excelde yapılan programdan elde edilen veriler grafiksel olarak karşılaştırılmıştır. Her iki programdan elde edilen değerlerin grafik eğrileri çakıştığı görülmektedir. Dolayısıyla, yüksek bypass oranına sahip turbofan motorların parametrik çevrim analizini yapan programların doğrulamaları grafik üzerinde gösterilmektedir.

6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

6.1. Elde Edilen Sonuçlar

Bu tez çalışmasında elde edilen sonuçlar aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- Literatüre Türkçe analiz yapan, kolay ve geliştirilebilir bir hesaplama programı kazandırılmıştır.
- Turbofan motorların bypass özelliği, parametrik çevrim analizi denklemleriyle yapılan program tarafından açıklanmış ve yorumlanmıştır.
- Motorun tasarım noktası analizleri hesaplanmış ve veriler bypass oranıyla kıyaslanmıştır.
- Bu çalışmada yapılan hesaplamalar ve elde edilen sonuçlar yazılan programın turbofan motorunun parametrik analizlerinin gerçekleştirilmesinde başarılı olduğu görülmüştür.
- Bypass oranının artması motorun toplam veriminde olumlu bir etki yaptığı gözlemlenmiştir.
- Parametrik çevrim analizleri uzun hesaplamaların yapılmasını gerektirmektedir. Yapılan bu yazılım sayesinde hesaplamalar güvenilir ve hızlı bir şekilde yapılmaktadır.
- Uçak motorları tasarlanırken parametrik çevrim analizlerinde en çok kullanılan tasarım noktası parametreleri; itki özgül yakıt sarfıyatı, özgül itki, itki kuvveti, hava yakıt oranı, termal verim, itki verimi ve toplam verim değerlerinin optimizasyonu yapılarak çözümlenmesi yapılabilmektedir. Yazılımdan elde edilen grafikler yardımıyla motorun çevrim karakteristikleri belirlenmiştir.
- VBA program sonuçları Excel’de yapılan programla karşılaştırılmıştır.
- Bypass oranının artışı ile özgül yakıt tüketimini düşürmektedir. Dolayısıyla, yanmış gaz atıklarının çevreye verdiği zarar azaltılmış olmaktadır.

6.2. Öneriler

Program gelişime açık ve tasarlaması kolay olduğundan farklı ihtiyaçlara göre geliştirilmelidir. Programa bazı fonksiyonlar eklenebilir. Örneğin sonuçlar sayfasını veya grafikler sayfasını yazıcıya gönderilip çıktı alınabilir veya veri bankası oluşturularak hesaplanan motorların parametreleri kayıt altına alınıp veri bankası oluşturulabilir.

Diğer öneriler aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- Programda sadece turbofan motorların parametrik analizleri değil, diğer gaz türbinli motorların analizleri de yapılabilir.
- Farklı motor çeşitlerinin karşılaştırılması incelenebilir.
- Bu çalışmada sadece bypass oranı serbest değişken olarak seçilmiştir. Program geliştirilerek ihtiyaçlara göre farklı değişkenlerde oluşturulup program geliştirilebilir.
- Program geliştirilerek ileride optimizasyon çalışmaları için tasarlanabilir. Böylece istenilen en iyi motor verimine ulaşılabilir.
- Yazılıma daha sonra motor performans hesaplamaları yapılacak menü eklenebilir.
- Yazılıma ayrıca motorların enerji, ekserji, emisyon ve gürültü hesaplamaları yapan fonksiyonel menüler eklenebilir. Böylece motorun tüm hesaplamaları bulunabilir.
- Program dinamik hesaplama yapabilen fonksiyonlar eklenerek sanal motor tasarımı ve sanal bremze tasarımı yapılabilir.
- Program gerçek motor testlerinde ve bremze motor çalışmalarında, performans testlerinde kullanılabilir.

KAYNAKÇA

- [1] Brain, M. (2001). How gas turbine engines work. <http://www.howstuffworks.com> (Erişim tarihi: 13.10.2018).
- [2] Turan, Ö. (2000). *Gaz türbinli motorlarda performans analiz ve değerlendirme programları*. Yüksek lisans tezi, Anadolu üniversitesi, Fen bilimleri enstitüsü, Eskişehir.
- [3] Mattingly, J. D. (2006). Elements of propulsion gas turbines and rockets, *AIAA education series*, Virginia.
- [4] Türk Hava Yolları Teknik Eğitim Müdürlüğü. (1996). *Temel motor, gas turbine engines*.
- [5] Fundamentals of aircraft powerplants, [http:// myweb.tiscali.co.uk/montecarlo](http://myweb.tiscali.co.uk/montecarlo). (Erişim tarihi: 13.10.2018).
- [6] Flack, R.D. (2005). *Fundamentals of jet propulsion with applications*. Cambridge university press.
- [7] Çengel, Y.A. and Boles, M.A. (2003). Thermodynamics- an engineering approach, Tata, McGraw Hill.
- [8] Treager, I.E. (1997). Aircraft gas turbine engine technology. Tata McGraw Hill.
- [9] Roolls-Royce. (2005). *The jet engine*. İngiltere.
- [10] Pratt & Whitney aircraft group. (1951, 1971). *United technologies corporation*.
- [11] Anonim (1993) *The leading edge*, General Electric Aircraft Engines (GEAE).
- [12] <http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/systems/4-types-of-turbine-engines> (Erişim Tarihi: 13.09.2018)
- [13] Kerrebrock, J. L. (1992). *Aircraft engines and gas turbines*, 2nd ed., MIT press, cambridge.
- [14] Karakoç, T, H. ve Şöhret, Y. (2014). Gaz türbinli uçak motorlarının termodinamik modellenmesi. *Fen bilimleri dergisi*, Cilt:1, Sayı:2, ISSN: 2148-2330 Bilecik şeyh edebali üniversitesi.
- [15] Lange, R. H. (1986). A review of advanced turboprop transport aircraft. *Progress in aerospace science*, vol. 23, pp.151-166.
- [16] Çengel, Y. A. and Boles, M. A. (2008). *Thermodynamics: an engineering approach*. 6th Ed. McGraw-Hill, New york.
- [17] Çengel Y.A. and Boles, M.A. (2002) *Mühendislik yaklaşımıyla termodinamik*. (Çev: A Pınarbaşı. İstanbul), 867s. McGraw-Hill

- [18] Bejan, A. (1987). Advanced engineering thermodynamics. *Wiley-interscience Publication*, 758 s. New York.
- [19] Hünecke, K. (April 15 2010). *Jet engines, fundamentals of theory, design and operation*, (6th impression), 978-1853108341, Motorbooks international publishers & wholesalers, United Kingdom.
- [20] <http://www.ge.com/geae/ge90> (Erişim tarihi: 13.10.2018)
- [21] Turan, Ö., Orhan, İ. ve Karakoç, T. H. (Ocak 2008). Yüksek bypasslı turbofan motorlarının tasarım noktası analizleri. *Havacılık ve uzay teknolojileri dergisi*, cilt 3 sayı 3 (s 1-8)
- [22] Mattingly, J. D., Heiser, W. H. and Daley, D. H. (1987). Aircraft engine design. *AIAA Education Series*, AIAA, ABD.
- [23] Çağatay, E., Altınok, M. F. ve Çetin, B. (9-12 Eylül 2013). Gaz güç çevrimi ve brayton soğutma çevrimlerinin matlab ile analizi. *ULIBTK'13 19. Ulusal ısı bilimi ve tekniği kongresi*.
- [24] Chen, L., Zheng, J., Sun, F. and Wu, C. (2001). Power density analysis and optimization of a regenerated closed variable-temperature heat reservoir brayton cycle, *Journal of Physics D: Applied Physics*, 34, s.1727-1739
- [25] Korukcu, M.Ö. ve Kılıç, M. (2005). Tersinmez brayton çevriminin maksimum güç ve maksimum güç yoğunluğu şartlarında karşılaştırmalı performans analizi. *Uludağ üniversitesi mühendislik mimarlık fakültesi dergisi*, cilt 10 (1), 59-70.
- [26] Hill, P.G. and Peterson, C.R. (1992). Mechanics and thermodynamics of propulsion. Addison wesley. Education series.
- [27] Moran, M. J. and Shapiro, H. N. (2011). *Fundamentals of engineering thermodynamics*, (7th Edition).
- [28] Bathie, W.W. (1996). *Fundamentals of gas turbines*. (Second Edition), John wiley&sons, A.B.D.
- [29] Cohen, H., Rogers, G. F. and Saravanamuttoo, H.I. (1996). *Gas turbine theory*, (4th Edition). Longman group limited, England.
- [30] Decher, S. and Rauch, D., (March 1–5, 1964). *Potential of the high bypass turbofan*. American society of mechanical engineers paper 64-15, presented at the gas turbine conference and products show, Houston, Texas.
- [31] General Electric GENx-2B turbofan engine from a Boeing 747-800. www.boeing.com

- [32] Flight Global. (January 13, 2004). *Honeywell gives AS907 turbofan redesignation*. (Erişim tarihi: 13.10.2018).
- [33] Eken, Ö. (2008). *Arđyanmalı turbofan motorlarında kompresör sıkıştırma ve bypass oranına bağlı performans yüzeylelerinin oluşturulması*. Bitirme tezi, Anadolu üniversitesi, Sivil havacılık yüksekokulu, Uçak gövde motor bakım bölümü, Eskişehir.
- [34] Hall, N. (May 5, 2015). Turbofan engine. *Glenn research center*. NASA. (Erişim tarihi: 13.10.2018).
- [35] Güzel, E. (2008). *Arđyanmalı turbofan motorlarında fan sıkıştırma ve bypass oranına bağlı performans yüzeylelerinin oluşturulması*. Bitirme tezi, Anadolu üniversitesi, Sivil havacılık yüksekokulu, Uçak gövde motor bakım bölümü, Eskişehir.
- [36] High bypass ratio turbofan. (July 2, 1968). US Patent 3,390,527.
- [37] Kaya, N. (Şubat 2015). Hidrojen kullanan turbofanlı bir insansız hava aracının ekserjetik sürdürülebilir analizi. Doktora tezi. Havacılık elektrik ve elektroniği anabilimdalı, Fen bilimleri enstitüsü, Eskişehir.
- [38] Ryck, H.D. (May 2008). *Turbofan design for the commercial aircraft*. Warsaw university of technology faculty of power and department aeronautical engineering, Warsaw, Poland.
- [39] Turbofan Engine. www.grc.nasa.gov. (Erişim tarihi: 13.10.2018).
- [40] Farokhi, S. (2014). *Aircraft propulsion*. 2nd edition, John Wiley & Sons Ltd.
- [41] Riegler, C. and Bichlmaier, C. (10–13 September 2007). *The geared turbofan technology- opportunities, challenges and readiness status*. 1st CEAS European air and space conference, Berlin, Germany.
- [42] <http://www.uteddergi.com/tr/menu/teknik/bypass-orani-nedir.htm> (Erişim Tarihi: 13.09.2018)
- [43] Turan, Ö. ve Karakoç, T.H. (2009). *Analysis of overall efficiency variation with fan pressure ratio and bypass ratio for afterburning and separate flow turbofans*.
- [44] Gunston, B. *Rolls-Royce Aero Engines*. Patrick Stevens Limited, ISBN 1-85260-037-3, p.147
- [45] Turan, Ö. ve Karakoç, T.H. (Temmuz 2009). Arđyanmalı ve ayrıık akışlı turbofanlarda fan basınç oranı ve bypass oranıyla toplam verimin değişiminin incelenmesi. *Havacılık ve uzay teknolojileri dergisi*, Cilt 4 (2), 67-76.

- [46] Bakır, O. (Eylül 2010). Gaz türbinli motor performans parametrelerinin incelenmesi, Yüksek lisans tezi, Erciyes üniversitesi, Fen bilimleri enstitüsü, Kayseri.
- [47] <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html> (Erişim Tarihi: 13.09.2018)
- [48] Hünecke, K. (1997). Jet engines, fundamentals of theory, desing and operation. *motorbooks international publishers & wholesalers*, (1th impression), 0-7603-0459-9, USA.
- [49] <http://okigihan.blogspot.com.tr/p/gas-turbine-engine-performance-thermal.html> (Erişim Tarihi: 13.09.2018)
- [50] Saravanamuttoo, H. I. H., Rogers, G. F. C. and Cohen, H. (2001). *Gas turbine theory*. (Fifty edition), Longmans group limited, p.85.
- [51] Turan, Ö. ve Karakoç, T.H. (2009). *Compressor effects on specific fuel consumption of kerosene-fueled civil turbofans*.
- [52] <https://www.britannica.com/technology/bypass-ratio> (Erişim Tarihi: 13.09.2018)
- [53] Mulyani, S. (2015). *Analisis performa engine turbofan pesawat boeing 737-300*.
- [54] Karakoç, T. H. ve Turan, Ö. (2002). Gaz türbinli motorlarda performans analiz ve değerlendirme programı. *Anadolu üniversitesi bilim ve teknoloji dergisi*, cilt/vol.:3 (2), 351-360.
- [55] El-sayed A. F. (2008). Aircraft propulsion and gas turbine engines, zagazig university.
- [56] Cumpsty, N. and Heyes, A. (2015). *Jet propulsion*. Cambridge University, Cambridge.
- [57] Mattingly, D. J. (1996). *Elements of gas turbine propulsion*, McGraw-Hill, international editions, Singapore.
- [58] Kempton, A. (2011). Acoustic liners for modern aero-engines, (15th), *CEAS-ASC workshop and 1st scientific workshop of x-noise EV*.
- [59] Jeppesen. (2009). *A&P Technician powerplant textbook*. Sanderson training, 528.
- [60] Liew, K.H., Urip, E., Yang, S.L., and Siow, Y.K., (January 2003). *A complete parametric cycle analysis of a turbofan with interstage turbine burner*. aerospace sciences meeting and exhibit, Reno, NV.

- [61] Liew, K.H., Urip, E., Yang, S.L., Siow, Y.K., and Marek, C.J., (June 2005). *Parametric (on-design) cycle analysis for a separate-exhaust turbofan engine with interstage turbine burner*. NASA/TM— 2005-213658.
- [62] Yang, S.L., Siow, Y.K., Liew, K.H., Urip, E., Marek, C. J. (October 23, 2002). *A complete parametric cycle analysis for ideal turbofan engine with interstage turbine burner*. Mechanical engineering – engineering mechanics department, Michigan technological university.
- [63] Önal, O. ve Turan, Ö. (2016). *Calculation and comparison of a turbofan engine performance parameters with various definitions*.
- [64] Turan, Ö., Orhan. İ, and Karakoç. T.H. (2008). *On-design analysis of high bypass turbofan engines*.
- [65] Turan, Ö., Orhan, İ. ve Karakoç. T.H. (2012). Yüksek bypasslı turbofan motorlarının performans analizleri ile ilgili bilgisayar yazılımı geliştirme. *Niğde üniversitesi mühendislik bilimleri dergisi*, Cilt 1 (1), 21-41
- [66] Turan, Ö. (2007). *Turbofan motorların elitizmlı genetik algoritma yöntemiyle optimizasyonu*. Doktora tezi, Anadolu üniversitesi, Fen bilimleri enstitüsü, Eskişehir.
- [67] SwD. (2012). Modul 15.2 Gas Turbine Engine/Performance. Fundamentals eJAMF, *Lufthansa technical training manuel*.
- [68] Çetin, B. (2006). *Gaz türbinlerinin optimal performans analizi*. Doğu üniversitesi dergisi, 7 (1) 59-71.
- [69] Liew, K.H. (2006). *Aerothermodynamic cycle analysis of a dual-spool, separate-exhaust turbofan engine with an interstage turbine burner*. Michigan technological university, department of mechanical engineering-engineering mechanics
- [70] Liew, K.H., Urip, E., Yang, S.L., Mattingly, J.D., Marek, C.J. (July 2005). *Performance (off-design) cycle analysis for a turbofan engine with interstage turbine burner*. Nasa/Tm—2005-213659.
- [71] Liew, K.H., Urip, E., Yang, S.L., Mattingly, J.D., Marek, C.J. (March–April 2006). *Performance cycle analysis of turbofan engine with interstage turbine burner*. Vol. 22, No. 2.
- [72] Liu, F. and Sirignano, W.A., (May-June 2001). *Turbojet and turbofan engine performance increases through turbine burners*. Journal of propulsion and power, Vol 17, No. 3, pp. 695-705l.

- [73] Badran, O. O. (1999). Gas-turbine performance improvements.
- [74] Khunrach, P. (March 2007). *Analyzes and comparative of performance and cost of aircraft engines.*
- [75] Turan, Ö. (2012). *Exergetic effects of some design parameters on the small turbojet engine for unmanned air vehicle applications.*
- [76] Yadav, R., Jugseniya, C. B., Pashilkar, A. A. (June 6-9, 2005). *Thermodynamic analysis of turbofan engine.* reno-tahoe, Nevada, USA.
- [77] Uysal, S.C. (February 2014). *High by-pass ratio turbofan engines aerothermodynamic design and optimization.* The Graduate school of natural and applied sciences of middle east technical university.
- [78] Turan, Ö., Orhan. İ, and Karakoç. T.H. (2012). *Development of software for performance analysis of high bypass turbofan engines.*
- [79] Şöhret, Y., Karakoç, T. H., (2014). *Gaz türbinli uçak motorlarının termodinamik modellenmesi.* Bilecik Şeyh Edebali üniversitesi fen bilimleri dergisi, Cilt:1, Sayı:2.
- [80] Pathirathna, K.A.B. (October 2013). *Gas turbine thermodynamic and performance analysis methods using available catalog data.* Faculty of engineering and sustainable development, university of Galve.
- [81] Mattingly, D. J., Heiser, H. W. Ve Pratt, T. D. (2002). *Aircraft engine design.* Second edition, AIAA education series, A.B.D.
- [82] Kurzke, J. (2018), *Design and off-design performance of gas turbines.* GASTURB user manuals.
- [83] Karakoç, T. H. and Turan, Ö. (2002). *Performance analysis and evaluation program of gas turbine engines.*
- [84] Glassman A. J., (March, 1974). *Computer program for thermodynamic analysis of open-cycle multishaft power system with multiple reheat and intercooler.* NASA TN D-7589.
- [85] Benawra, S., Wang, J., Yue, H., Dimirovsky, G. (2014). *Performance cycle analysis on turbo fan engine PW4000.* Jiangsu province key laboratory of aerospace power system, Nanjing university of aeronautics and astronautics, Nanjing, China.
- [86] Eken, A. (Şubat, 2009). *Uçak performans hesaplarına yönelik yazılım geliştirilmesi.*
- [87] Oates, G. C. (1988). *Aerothermodynamics of gas turbine and rocket propulsion.* AIAA Education Series, New York.

- [88] Spittle, P. (2003). Gas turbine technology. *Rolls-Royce plc*. (Erişim tarihi: 13.10.2018).
- [89] Eurojet: Company profile. <http://www.eurojet.com>. (Erişim tarihi: 13.10.2018).
- [90] Cantwell, B.J. (). *Aircraft and rocket propulsion*. Department of aeronautics and astronautics. Stanford University, California.



EKLER

EK-1

VBA Programının Kodları ve Akış Diyagramları

Açılış sayfası kodları:

```
Private Sub CommandButton1_Click()  
    UserForm1.Show  
End Sub
```

```
Private Sub Image1_BeforeDragOver(ByVal Cancel As MSForms.ReturnBoolean,  
ByVal Data As MSForms.DataObject, ByVal X As Single, ByVal Y As Single, ByVal  
DragState As MSForms.fmDragState, ByVal Effect As MSForms.ReturnEffect, ByVal  
Shift As Integer)  
End Sub
```

Sonuçlar sayfası kodları:

```
Private Sub CommandButton1_Click()  
Worksheets("AÇILIŞ").Activate  
End Sub
```

```
Private Sub CommandButton2_Click()  
Worksheets("GRAFİKLER").Activate  
End Sub
```

```
Private Sub CommandButton3_Click()  
For Satır = 4 To 11  
    Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "C") = ""  
    Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "D") = ""  
    Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "E") = ""  
    Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "F") = ""  
    Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "G") = ""  
    Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "H") = ""  
    Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "I") = ""  
    Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "J") = ""
```

Next Satır

End Sub

Grafikler sayfası kodları:

Private Sub CommandButton1_Click()

Worksheets("AÇILIŞ").Activate

End Sub

Private Sub CommandButton2_Click()

Worksheets("SONUÇLAR").Activate

End Sub

Private Sub CommandButton3_Click()

End Sub

Giriş menüsü kodları:

Option Explicit

Dim bpr, p0p9, p0p19, pidmax, pib, pin, pifn, pit, pic, pif, ec, ef, verimm, verimb, t0, M0, yc, yb, yt, cpc, cpb, cpt, hpr, tt4 As Double

Dim Hesaplama, Satır

Dim gc, ksayı, yakıtk As Double

Dim sor

Dim cem As Double

Private Sub bpr_1_Change()

End Sub

Private Sub CommandButton1_Click()

On Error GoTo Bitir

Dim f, fm0, s, fr, verimitki, verimısı, verimtoplama, tt, tf, tr, tc, a0, rc, rt, v0, pir, verime, verimt, verimR, verimf, pid, ty As Double

Dim pt9p9, pt19p19, t9t0, v9a0, m9, m19, t19t0, v19a0 As Double

't19t0,v19a0,fm0

'Sayı Kontrolleri -----

Hesaplama = InputBox("Kaçınıcı Hesaplama : ", "Hesaplama Seçimi")

If Hesaplama > 8 And Hesaplama < 1 Then

MsgBox ("1-8 Arası Bir Sayı Giriniz...")

Exit Sub

End If

bpr = SaKont(TB_bpr)

p0p9 = SaKont(TB_p0p9)

p0p19 = SaKont(TB_p0p19)

pidmax = SaKont(TB_pidmax)

pib = SaKont(TB_pib)

pin = SaKont(TB_pin)

pifn = SaKont(TB_pifn)

pit = SaKont(TB_pit)

pic = SaKont(TB_pic)

pif = SaKont(TB_pif)

ec = SaKont(TB_ec)

ef = SaKont(TB_ef)

verimm = SaKont(TB_verimM)

verimb = SaKont(TB_verimB)

t0 = SaKont(Tb_t0)

M0 = SaKont(Tb_M0)

yc = SaKont(TB_yc)

yb = SaKont(TB_yb)

yt = SaKont(TB_yt)

cpc = SaKont(TB_cpc)

cpb = SaKont(TB_cpb)

cpt = SaKont(TB_cpt)

hpr = SaKont(TB_hpr)

tt4 = SaKont(TB_tt4)

'Aralık Kontrolleri-----

If bpr < 1 Or bpr > 5 Then

Sor = MsgBox(bpr.ControlTipText, vbInformation + vbOKOnly, "UYARI")

Exit Sub

End If

If yc = 1 Then

'Sor = MsgBox("Basınç Oranı 1 olamaz... Lütfen Düzeltiniz", vbInformation + vbOKOnly, "UYARI")

Exit Sub

End If

If bpr < 1 Or bpr > 90 Then

sor = MsgBox("Bypass oranı 1 ile 90 arasında olmalı ... lütfen değerlerinizi kontrol ediniz..", vbInformation + vbOKOnly, "UYARI")

Exit Sub

End If

If p0p9 > 1 Then

sor = MsgBox("Motor basınç oranı 1'den büyük olamaz ... lütfen değerlerinizi kontrol ediniz..", vbInformation + vbOKOnly, "UYARI")

Exit Sub

End If

If p0p19 > 1 Then

sor = MsgBox("Fan basınç oranı 1'den büyük olamaz ... lütfen değerlerinizi kontrol ediniz..", vbInformation + vbOKOnly, "UYARI")

Exit Sub

End If

If ec > 1 Then

sor = MsgBox("Kompresör polytropik verimi 1'den büyük olamaz ... lütfen değerlerinizi kontrol ediniz..", vbInformation + vbOKOnly, "UYARI")

Exit Sub
End If

If ef > 1 Then
sor = MsgBox("Fan polytropik verimi 1'den büyük olamaz ... lütfen değerlerinizi kontrol ediniz..", vbInformation + vbOKOnly, "UYARI")
Exit Sub
End If

If verimm > 1 Then
sor = MsgBox("Mekanik verim 1'den büyük olamaz ... lütfen değerlerinizi kontrol ediniz..", vbInformation + vbOKOnly, "UYARI")
Exit Sub
End If

If verimb > 1 Then
sor = MsgBox("Yanma odası verimi 1'den büyük olamaz ... lütfen değerlerinizi kontrol ediniz..", vbInformation + vbOKOnly, "UYARI")
Exit Sub
End If

If yc < 1 Then
sor = MsgBox("Kompresör özgül ısı oranı 1'den küçük olamaz ... lütfen değerlerinizi kontrol ediniz..", vbInformation + vbOKOnly, "UYARI")
Exit Sub
End If

If yb < 1 Then
sor = MsgBox("Yanma odası özgül ısı oranı 1'den küçük olamaz ... lütfen değerlerinizi kontrol ediniz..", vbInformation + vbOKOnly, "UYARI")
Exit Sub
End If

```
If yt < 1 Then
    sor = MsgBox("Türbin özgül ısı oranı 1'den küçük olamaz ... lütfen değerlerinizi kontrol ediniz..", vbInformation + vbOKOnly, "UYARI")
    Exit Sub
End If
```

'Sabit Değerlerim-----

```
If OptionButton2 = True Then 'İngiliz seçili ise
    gc = CDb(32.174)
    ksayı = CDb(778.16)
    yakıtk = CDb(3600)
    Label81 = "İngiliz sistemine Göre"
Else 'SI seçili ise
    gc = CDb(9.8)
    ksayı = CDb(1)
    yakıtk = CDb(1)
    Label81 = "SI sistemine Göre"
End If
```

'Formülleri Hazırla-----

```
rc = (((yc - 1) / yc) * (cpc * ksayı))
rt = (((yt - 1) / yt) * (cpt * ksayı))
a0 = ((yc * rc * gc * t0) ^ (1 / 2))
v0 = a0 * M0
tr = 1 + ((yc - 1) / 2) * (M0 * M0)
pir = tr ^ (yc / (yc - 1))
If M0 > 1 Then
    verimR = 1 - 0.0075 * ((M0 - 1) ^ 1.35)
Else
    verimR = 1
End If
```

```

pid = pidmax * verimR
ty = (cpt * tt4) / (cpc * t0)
tc = pic ^ ((yc - 1) / (yc * ec))
verimc = ((pic ^ ((yc - 1) / yc)) - 1) / (tc - 1)
tf = pif ^ ((yc - 1) / (yc * ef))
verimf = ((pif ^ ((yc - 1) / yc)) - 1) / (tf - 1)
f = (ty - (tr * tc)) / _
    (((verimb * hpr) / (cpc * t0)) - ty)
tt = 1 - _
    (1 / _
    (verimm * (1 + f))) * _
    (tr / ty) * _
    (tc - 1 + (bpr * (tf - 1)))
pit = tt ^ (yt / ((yt - 1) * ef))
verimt = (1 - tt) / (1 - (tt ^ (1 / ef)))
pt9p9 = p0p9 * pir * pid * pic * pib * pit * pin
m9 = Sqr((2 / (yt - 1)) * _
    ((pt9p9 ^ ((yt - 1) / yt)) - 1))
t9t0 = ((ty * tt) / _
    (pt9p9 ^ ((yt - 1) / yt))) * _
    (cpc / cpt)
v9a0 = m9 * _
    Sqr(((yt * rt) / (yc * rc)) * t9t0)
pt19p19 = p0p19 * pir * pid * pif * pifn
m19 = Sqr((2 / (yc - 1)) * _
    ((pt19p19 ^ ((yc - 1) / yc)) - 1))
t19t0 = ((tr * tf) / _
    (pt19p19 ^ ((yc - 1) / yc)))
v19a0 = m19 * _
    Sqr(t19t0)

cem = (((rt * t9t0) / (rc * v9a0)) * _
    ((1 - p0p9) / yc))

```

```

fm0 = (1 / (1 + bpr)) * _
    (a0 / gc) * _
    (((1 + f) * (v9a0)) - M0 + ((1 + f) * cem)) + _
    ((bpr / (1 + bpr)) * _
    (a0 / gc)) * _
    (v19a0 - M0 + ((t19t0) / (v19a0)) * ((1 - p0p19) / (yc)))
s = (f * yakıtk) / ((1 + bpr) * (fm0))
fr = (((1 + f) * (v9a0)) - M0 + ((1 + f) * cem)) / _
    (v19a0 - M0 + ((t19t0) / (v19a0)) * ((1 - p0p19) / (yc)))
verimitki = ((2 * M0) * _
    (((1 + f) * (v9a0)) + (bpr * v19a0) - ((1 + bpr) * M0))) / _
    (((1 + f) * (v9a0 * v9a0)) + (bpr * v19a0 * v19a0) - ((1 + bpr) * M0 * M0))
verimısı = ((a0 * a0) * _
    (((1 + f) * (v9a0 * v9a0)) + (bpr * v19a0 * v19a0) - ((1 + bpr) * M0 * M0))) / _
    (2 * gc * f * hpr * ksayı)
verimtoplam = (verimitki * verimısı)

```

'Sonuçları textboxlara işle-----

```

Controls("bpr_" & Hesaplama) = FormatNumber(SaKont(bpr), 2)
Controls("s_" & Hesaplama) = FormatNumber(SaKont(s), 2)
Controls("fr_" & Hesaplama) = FormatNumber(SaKont(fr), 2)
Controls("fm0_" & Hesaplama) = FormatNumber(SaKont(fm0), 2)
Controls("f_" & Hesaplama) = FormatNumber(SaKont(f), 2)
Controls("verimısı_" & Hesaplama) = FormatNumber(SaKont(verimısı), 2)
Controls("verimitki_" & Hesaplama) = FormatNumber(SaKont(verimitki), 2)
Controls("verimtoplam_" & Hesaplama) = FormatNumber(SaKont(verimtoplam), 2)

```

MultiPage1.Value = 1

For Satır = 4 To 11

```

Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "C") = CDbl(SaKont(Controls("bpr_" &
Satır - 3)))

```

```
Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "D") = CDb1(SaKont(Controls("s_" &  
Satır - 3)))
```

```
Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "E") = CDb1(SaKont(Controls("fr_" &  
Satır - 3)))
```

```
Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "F") = CDb1(SaKont(Controls("fm0_" &  
Satır - 3)))
```

```
Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "G") = CDb1(SaKont(Controls("f_" &  
Satır - 3)))
```

```
Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "H") =  
CDb1(SaKont(Controls("verimısı_" & Satır - 3)))
```

```
Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "I") =  
CDb1(SaKont(Controls("verimitki_" & Satır - 3)))
```

```
Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "J") =  
CDb1(SaKont(Controls("verimtoplaml_" & Satır - 3)))
```

Next Satır

Bitir: MsgBox "Lütfen değerlerinizi kontrol ediniz...!!! Hesaplama yapılamadı"

End Sub

Private Sub CommandButton2_Click()

Me.TB_bpr.Value = ""

Me.TB_p0p9.Value = ""

Me.TB_p0p19.Value = ""

Me.TB_pidmax.Value = ""

Me.TB_pib.Value = ""

Me.TB_pin.Value = ""

Me.TB_pifn.Value = ""

Me.TB_pit.Value = ""

Me.TB_pic.Value = ""

Me.TB_pif.Value = ""

Me.TB_ec.Value = ""

Me.TB_ef.Value = ""

```
Me.TB_verimM.Value = ""
Me.TB_verimB.Value = ""
Me.Tb_t0.Value = ""
Me.Tb_M0.Value = ""
Me.TB_yc.Value = ""
Me.TB_yb.Value = ""
Me.TB_yt.Value = ""
Me.TB_cpc.Value = ""
Me.TB_cpb.Value = ""
Me.TB_cpt.Value = ""
Me.TB_hpr.Value = ""
Me.TB_tt4.Value = ""
End Sub

Private Sub CommandButton3_Click()
    Worksheets("SONUÇLAR").Activate
    Unload Me
End Sub

Private Sub CommandButton4_Click()
    UserForm2.Show
End Sub

Private Sub CommandButton5_Click()
    Unload Me
End Sub

Private Sub TB_bpr_Change()
End Sub

Private Sub UserForm_Initialize()
    Application.Visible = False
End Sub
```

```
Private Sub UserForm_QueryClose(Cancel As Integer, CloseMode As Integer)
    Application.Visible = True
End Sub
```

Temizleme butonu kodları:

```
Private Sub CommandButton1_Click()
    UserForm1.bpr_1.Value = ""
    UserForm1.s_1.Value = ""
    UserForm1.fr_1.Value = ""
    UserForm1.fm0_1.Value = ""
    UserForm1.f_1.Value = ""
    UserForm1.verimisi_1.Value = ""
    UserForm1.verimitki_1.Value = ""
    UserForm1.verimtoplam_1.Value = ""

    UserForm1.bpr_2.Value = ""
    UserForm1.s_2.Value = ""
    UserForm1.fr_2.Value = ""
    UserForm1.fm0_2.Value = ""
    UserForm1.f_2.Value = ""
    UserForm1.verimisi_2.Value = ""
    UserForm1.verimitki_2.Value = ""
    UserForm1.verimtoplam_2.Value = ""

    UserForm1.bpr_3.Value = ""
    UserForm1.s_3.Value = ""
    UserForm1.fr_3.Value = ""
    UserForm1.fm0_3.Value = ""
    UserForm1.f_3.Value = ""
    UserForm1.verimisi_3.Value = ""
    UserForm1.verimitki_3.Value = ""
    UserForm1.verimtoplam_3.Value = ""
```

UserForm1.bpr_4.Value = ""
UserForm1.s_4.Value = ""
UserForm1.fr_4.Value = ""
UserForm1.fm0_4.Value = ""
UserForm1.f_4.Value = ""
UserForm1.verimisi_4.Value = ""
UserForm1.verimitki_4.Value = ""
UserForm1.verimtoplam_4.Value = ""

UserForm1.bpr_5.Value = ""
UserForm1.s_5.Value = ""
UserForm1.fr_5.Value = ""
UserForm1.fm0_5.Value = ""
UserForm1.f_5.Value = ""
UserForm1.verimisi_5.Value = ""
UserForm1.verimitki_5.Value = ""
UserForm1.verimtoplam_5.Value = ""

UserForm1.bpr_6.Value = ""
UserForm1.s_6.Value = ""
UserForm1.fr_6.Value = ""
UserForm1.fm0_6.Value = ""
UserForm1.f_6.Value = ""
UserForm1.verimisi_6.Value = ""
UserForm1.verimitki_6.Value = ""
UserForm1.verimtoplam_6.Value = ""

UserForm1.bpr_7.Value = ""
UserForm1.s_7.Value = ""
UserForm1.fr_7.Value = ""
UserForm1.fm0_7.Value = ""
UserForm1.f_7.Value = ""
UserForm1.verimisi_7.Value = ""

```
UserForm1.verimitki_7.Value = ""  
UserForm1.verimtoplam_7.Value = ""
```

```
UserForm1.bpr_8.Value = ""  
UserForm1.s_8.Value = ""  
UserForm1.fr_8.Value = ""  
UserForm1.fm0_8.Value = ""  
UserForm1.f_8.Value = ""  
UserForm1.verimisi_8.Value = ""  
UserForm1.verimitki_8.Value = ""  
UserForm1.verimtoplam_8.Value = ""
```

'excel sonuçların temizlenmesi

For Satır = 4 To 11

```
Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "C") = ""  
Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "D") = ""  
Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "E") = ""  
Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "F") = ""  
Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "G") = ""  
Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "H") = ""  
Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "I") = ""  
Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "J") = ""
```

Next Satır

Unload Me

End Sub

Private Sub OptionButton1_Click()

```
UserForm1.bpr_1.Value = ""  
UserForm1.s_1.Value = ""  
UserForm1.fr_1.Value = ""  
UserForm1.fm0_1.Value = ""
```

```
UserForm1.f_1.Value = ""  
UserForm1.verimisi_1.Value = ""  
UserForm1.verimitki_1.Value = ""  
UserForm1.verimtoplam_1.Value = ""
```

'excel sonuçların temizlenmesi

```
For Satır = 4 To 11
```

```
    Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "C") = ""
```

```
Next Satır
```

```
    Unload Me
```

```
End Sub
```

```
Private Sub OptionButton2_Click()
```

```
    UserForm1.bpr_2.Value = ""
```

```
    UserForm1.s_2.Value = ""
```

```
    UserForm1.fr_2.Value = ""
```

```
    UserForm1.fm0_2.Value = ""
```

```
    UserForm1.f_2.Value = ""
```

```
    UserForm1.verimisi_2.Value = ""
```

```
    UserForm1.verimitki_2.Value = ""
```

```
    UserForm1.verimtoplam_2.Value = ""
```

'excel sonuçların temizlenmesi

```
For Satır = 4 To 11
```

```
    Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "D") = ""
```

```
Next Satır
```

```
    Unload Me
```

```
End Sub
```

```
Private Sub OptionButton3_Click()
```

```
    UserForm1.bpr_3.Value = ""
```

```
    UserForm1.s_3.Value = ""
```

```
UserForm1.fr_3.Value = ""  
UserForm1.fm0_3.Value = ""  
UserForm1.f_3.Value = ""  
UserForm1.verimisi_3.Value = ""  
UserForm1.verimitki_3.Value = ""  
UserForm1.verimtoplam_3.Value = ""
```

'excel sonuçların temizlenmesi

```
For Satır = 4 To 11  
    Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "E") = ""  
Next Satır  
    Unload Me  
End Sub
```

```
Private Sub OptionButton4_Click()  
    UserForm1.bpr_4.Value = ""  
    UserForm1.s_4.Value = ""  
    UserForm1.fr_4.Value = ""  
    UserForm1.fm0_4.Value = ""  
    UserForm1.f_4.Value = ""  
    UserForm1.verimisi_4.Value = ""  
    UserForm1.verimitki_4.Value = ""  
    UserForm1.verimtoplam_4.Value = ""
```

'excel sonuçların temizlenmesi

```
For Satır = 4 To 11  
    Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "F") = ""  
  
Next Satır  
    Unload Me  
End Sub
```

```
Private Sub OptionButton5_Click()
```

```
    UserForm1.bpr_5.Value = ""
```

```
    UserForm1.s_5.Value = ""
```

```
    UserForm1.fr_5.Value = ""
```

```
    UserForm1.fm0_5.Value = ""
```

```
    UserForm1.f_5.Value = ""
```

```
    UserForm1.verimisi_5.Value = ""
```

```
    UserForm1.verimitki_5.Value = ""
```

```
    UserForm1.verimtoplam_5.Value = ""
```

```
'excel sonuçların temizlenmesi
```

```
For Satır = 4 To 11
```

```
    Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "G") = ""
```

```
Next Satır
```

```
    Unload Me
```

```
End Sub
```

```
Private Sub OptionButton6_Click()
```

```
    UserForm1.bpr_6.Value = ""
```

```
    UserForm1.s_6.Value = ""
```

```
    UserForm1.fr_6.Value = ""
```

```
    UserForm1.fm0_6.Value = ""
```

```
    UserForm1.f_6.Value = ""
```

```
    UserForm1.verimisi_6.Value = ""
```

```
    UserForm1.verimitki_6.Value = ""
```

```
    UserForm1.verimtoplam_6.Value = ""
```

```
'excel sonuçların temizlenmesi
```

```
For Satır = 4 To 11
```

```
Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "H") = ""  
Next Satır  
Unload Me  
End Sub
```

```
Private Sub OptionButton7_Click()
```

```
UserForm1.bpr_7.Value = ""
```

```
UserForm1.s_7.Value = ""
```

```
UserForm1.fr_7.Value = ""
```

```
UserForm1.fm0_7.Value = ""
```

```
UserForm1.f_7.Value = ""
```

```
UserForm1.verimisi_7.Value = ""
```

```
UserForm1.verimitki_7.Value = ""
```

```
UserForm1.verimtoplam_7.Value = ""
```

```
'excel sonuçların temizlenmesi
```

```
For Satır = 4 To 11
```

```
Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "I") = ""
```

```
Next Satır
```

```
Unload Me
```

```
End Sub
```

```
Private Sub OptionButton8_Click()
```

```
UserForm1.bpr_8.Value = ""
```

```
UserForm1.s_8.Value = ""
```

```
UserForm1.fr_8.Value = ""
```

```
UserForm1.fm0_8.Value = ""
```

```
UserForm1.f_8.Value = ""
```

```
UserForm1.verimisi_8.Value = ""
```

```
UserForm1.verimitki_8.Value = ""
```

```
UserForm1.verimtoplam_8.Value = ""
```

'excel sonuçların temizlenmesi

For Satır = 4 To 11

Worksheets("SONUÇLAR").Cells(Satır, "J") = ""

Next Satır

Unload Me

End Sub



ÖZGEÇMİŞ

Adı Soyadı : Cem ŞAHİNOĞLU
Doğum Yeri ve Tarihi : Osmaniye 1987
Yabancı Dili : İngilizce
İletişim (e-posta) : cemsahinoglu@eskisehir.edu.tr
Lisans : Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri
Fakültesi Uçak Gövde Motor Bakım Bölümü (2012)

Çalıştığı Kurum/Kurumlar ve Yıl:

Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesinde 2012-2017 yılları arasında Uçak Gövde Atölyesinde dersler vermiştir. Ayrıca aynı kurumda Uçak Bakım Biriminde Uçak Bakım Makinisti olarak görev yapmıştır. Hava Aracı Bakım Lisansına ve çeşitli uçak tiplerine sahiptir. Ayrıca AIM (Aeronautical Information Management) lisansına sahiptir. Halen Eskişehir Teknik Üniversitesinde çalışmaktadır.