

**TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ**  
**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**İTKİ SİSTEMLERİ TERMO-AKIŞKAN PERFORMANS HESAPLAMA  
YAZILIMI GELİŞTİRİLMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Furkan TÜRÜN**

**Makina Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Sıtkı USLU**

**ARALIK 2022**





## TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, alıntı yapılan kaynaklara eksiksiz atıf yapıldığını, referansların tam olarak belirtildiğini ve ayrıca bu tezin TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlandığını bildiririm.

Furkan TÜRÜN

İMZA



## ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

### İTKİ SİSTEMLERİ TERMO-AKIŞKAN PERFORMANS HESAPLAMA YAZILIMI GELİŞTİRİLMESİ

Furkan Türün

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi  
Fen Bilimleri Enstitüsü  
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Sıtkı Uslu

Tarih: Aralık 2022

Motor geliştirme sürecinde, performans modelleri maliyet ve zaman tasarrufu bakımından önemli bir konuma sahiptir. Performans hesaplamaları, önceki varsayımların geçersiz olduğunun tespit edilmesi halinde bir önceki aşamaya geri dönülmesini gerektiren ve iteratif yaklaşımların kullanıldığı süreçlerdir. Bu sebeple ülkemizdeki firmalar da dahil birçok motor geliştiricisi, GasTurb, NPSS, GSP gibi ticari yazılımlardan faydalanmaktadır. Bu tez çalışması kapsamında Turbojet, Turbofan, Ramjet ve Scramjet motor konfigürasyonları için performans hesaplama programı geliştirilmiştir. Geliştirilen program, AEPS, Aero Engine Performance Simulation, gelecekte programın daha kolay bir şekilde geliştirilebilmesi için modüler olarak kurgulanmıştır. AEPS programı temel olarak Soğuk Hava Standardı Çevrimi Modülü, CASC ve Gerçek Çevrim Modülü olarak iki ana modülden oluşmaktadır. CASC Modülü, bileşen verimlerinin dikkate alındığı, özgül ısı değerlerinin kullanıcı tarafından belirlendiği ve termo-fiziksel özelliklerin sabit kabul edildiği soğuk hava standardı temel alınarak geliştirilmiştir. CASC modülü, farklı kaynaklardan alınan farklı tipte veri girişine imkân sağlayacak şekilde geliştirilmiştir ve sadece tasarım noktası hesaplamaları yapmaktadır. Gerçek Çevrim Modülü, GasTurb14 yazılımı referans alınarak geliştirilmiştir. Özgül ısı, özgül entalpi ve entropinin sıcaklığa bağlı kısmı, yazılımın içerisine eklenen sayısal hava modeli ile sıcaklık ve yakıt hava

karışım oranının fonksiyonu olarak hesaplanmaktadır. Gerçek Çevrim Modülü, tasarım noktası ve tasarım noktası harici hesaplamaları yapmaktadır. Tasarım noktası harici hesaplamalar için referans olarak seçilen bileşen haritaları, tasarım noktasına göre ölçeklendirilerek kullanılmaktadır. GasTurb14 yazılımı, ses üstü hava alığı hesaplamalarında Toplam Basınç Geri Kazanım Faktörünü sadece Mach sayısının fonksiyonu olarak hesaplamaktadır. Bu yaklaşım, ses üstü hava alığı Toplam Basınç Geri Kazanım Faktörü hesaplamalarında rampa sayısı ve rampa açılarının etkisini ihmal etmektedir. AEPS programı, GasTurb14'ün kullandığı yaklaşıma ek olarak, eğik şok bağıntılarının kullanıldığı Ses Üstü Hava Alığı Modülü'nü kullanıcıya alternatif olarak sunmaktadır. AEPS programının CASC Modülü, farklı kaynaklardan seçilen farklı tipteki itki sistemi problemleri ile çalıştırılarak ve elde edilen sonuçların referans kaynak sonuçları ile karşılaştırılması ile doğrulama çalışmasına tabi tutulmuştur. AEPS programının Gerçek Çevrim Modülü ise, GasTurb14 yazılımının örnek motor konfigürasyonu parametreleri ile çalıştırılarak ve elde edilen sonuçların GasTurb14 yazılımından elde edilen sonuçlar ile karşılaştırma çalışmasına tabi tutulmuştur. Yapılan karşılaştırma çalışmaları neticesinde AEPS programının hem CASC Modülü'nün hem de Gerçek Çevrim Modülü'nün oldukça gerçekçi sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir.

**Anahtar Kelimeler:** İtki sistemleri, Turbojet, Turbofan, Ramjet, Scramjet, Performans, Tasarım noktası, Tasarım noktası harici.

## **ABSTRACT**

Master of Science

### **DEVELOPMENT OF THERMO-FLUID PERFORMANCE TOOL FOR PROPULSION SYSTEMS**

Furkan Türün

TOBB University of Economics and Technology  
Institute of Natural and Applied Sciences  
Department of Mechanical Engineering

Supervisor: Asst. Prof. Sıtkı Uslu

Date: December 2022

Performance models have an important place in the engine development process in terms of cost and time savings. Performance calculations are processes that require iterative approaches to return to the previous stage if previous assumptions are found to be invalid. For this reason, many engine developers, including companies in our country, benefit from commercial software such as GasTurb, NPSS, GSP. Within the scope of this thesis, performance calculation program has been developed for Turbojet, Turbofan, Ramjet and Scramjet engine configurations. The developed program AEPS ,Aero Engine Performance Simulation, has been designed as modular so that program can be developed more easily in the future. AEPS program basically consists of two main modules as Cold Air Standart Cycle Module, CASC and Real Cycle Module. The CASC Module has been developed based on the cold air standard, where component efficiencies are taken into account, specific heat values are determined by the user, and thermo-physical properties are considered constant. The CASC Module has been developed to allow input of different types of data from different sources and only performs design point calculations. The Real Cycle Module has been developed with reference to the GasTurb14 software. Specific heat, specific enthalpy and temperature dependent portion of entropy are calculated as a function of temperature and fuel-air mixture ratio with the numerical air model included in the program. The



Real Cycle Module performs design point and off-design calculations. Component maps selected as references for off-design calculations are used by scaling them according to the design point. The GasTurb14 software calculates the Total Pressure Recovery Factor only as a function of the Mach number in supersonic air intake calculations. This approach neglects the effect of ramp number and ramp angles in the calculation of the supersonic air intake Total Pressure Recovery Factor. In addition to the approach used by GasTurb14, the AEPS program offers the Supersonic Air Intake Module, which uses oblique shock relations, as an alternative to the user. The CASC Module of the AEPS program was validated by running it with different types of propulsion problems selected from different sources and comparing the results obtained with the reference source results. The Real Cycle Module of the AEPS program was run with the demo engine configuration parameters of the GasTurb14 software and the results obtained were compared with the results obtained from the GasTurb14 software. As a result of the comparison studies, it was observed that both the CASC Module and the Real Cycle Module of the AEPS program gave very realistic results.

**Keywords:** Propulsion systems, Turbojet, Turbofan, Ramjet, Scramjet, Performance, Design point, Off-design.

## TEŞEKKÜR

Yüksek lisans eğitimim süresince desteklerini hiçbir zaman esirgemeyen, bilgisi ve tecrübesi ile bana yol gösteren çok değerli danışman hocam Dr. Sıtkı USLU'ya sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Yüksek lisans eğitimim süresince gerek ders projelerinde gerekse tez dönemimde yardımlarını esirgemeyen TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü Araştırma Görevlisi Burak CENİK'e teşekkürlerimi sunarım.

Yüksek lisans eğitimimin tez sürecinde takıldığım noktalarda bana yardımcı olma nezaketinde bulunan Burak Orhan GÜNAY'a ,

Hem özel hayatımda hem de yüksek lisans eğitimim süresince koşulsuz desteklerini benden esirgemeyen, çok değerli arkadaşlarım Sevilay SEÇGİN'e, Doğanay ORAKÇI'ya, Emin Burak ÖZYILMAZ'a ve Buğra ARSLANER'e,

Bu yaşa gelene kadar maddi ve manevi desteğini esirgemeyen, her zaman yanımda olan hayattaki en büyük şansım olarak gördüğüm aile üyelerim, çok değerli annem Esin TÜRÜN'e, çok değerli babam Mehmet Süreyya TÜRÜN'e ve çok sevdiğim kardeşim Batuhan TÜRÜN'e çok teşekkür ederim.

# İÇİNDEKİLER

## Sayfa

<b>TEZ BİLDİRİMİ</b> .....	<b>iii</b>
<b>ÖZET</b> .....	<b>v</b>
<b>ABSTRACT</b> .....	<b>vii</b>
<b>TEŞEKKÜR</b> .....	<b>ix</b>
<b>İÇİNDEKİLER</b> .....	<b>x</b>
<b>ŞEKİL LİSTESİ</b> .....	<b>xiii</b>
<b>ÇİZELGE LİSTESİ</b> .....	<b>xv</b>
<b>KISALTMALAR</b> .....	<b>xvii</b>
<b>SEMBOL LİSTESİ</b> .....	<b>xviii</b>
<b>1. GİRİŞ</b> .....	<b>1</b>
1.1 Genel Bilgiler .....	1
1.1.1 Brayton çevrimi.....	2
1.1.1.1 İdeal Brayton çevrimi .....	2
1.1.1.2 Gerçek Brayton çevrimi .....	3
1.1.2. Motor konfigürasyonları .....	4
1.1.2.1 Turbojet motor konfigürasyonu.....	4
1.1.2.2 Turbofan motor konfigürasyonu .....	5
1.1.2.3 Turboprop motor konfigürasyonu .....	7
1.1.2.4 Turboşaft motor konfigürasyonu.....	7
1.1.2.5 Ramjet motor konfigürasyonu.....	8
1.1.2.6 Scramjet motor konfigürasyonu .....	8
1.2 Literatür Özeti .....	9
1.3 Tezin Kapsamı ve Amacı .....	13
<b>2. MATEMATİKSEL MODELLEME</b> .....	<b>15</b>
2.1 Soğuk Hava Standardı Çevrimi Modülü .....	17
2.1.1 Turbojet motor modülü .....	17
2.1.1.1 Tasarım parametreleri modülü .....	17
2.1.1.2 Atmosfer modülü.....	18
2.1.1.3 Hava alığı modülü .....	19
2.1.1.4 Kompresör modülü.....	20
2.1.1.5 Yanma odası modülü.....	20
2.1.1.6 Türbin modülü.....	21
2.1.1.7 Artyakıcı modülü.....	21
2.1.1.7 Lüle modülü .....	22
2.1.2 Turbofan motor modülü .....	24
2.1.2.1 Karışimsız turbofan motor modülü .....	24
2.1.3.1 Tasarım parametreleri modülü .....	37
2.1.3.2 Atmosfer modülü.....	37
2.1.3.3 Hava alığı modülü .....	38
2.1.3.4 Yanma odası modülü.....	38
2.1.3.5 Lüle modülü .....	38
2.1.4.1 Tasarım parametreleri modülü .....	39
2.1.4.2 Atmosfer modülü.....	40

2.1.4.3 Hava alığı modülü .....	40
2.1.4.4 Yanma odası modülü.....	40
2.1.4.5 Lüle modülü .....	41
2.2 Gerçek Çevrim Modülü.....	41
2.2.1. Sayısal hava modeli .....	42
2.2.2 Turbojet motor tasarım noktası modülü.....	43
2.2.2.1 Tasarım parametreleri modülü .....	44
2.2.2.2 Atmosfer modülü .....	45
2.2.2.3 Hava alığı modülü .....	46
2.2.2.4 Kompresör modülü.....	46
2.2.2.5 Yanma odası modülü.....	47
2.2.2.6 Türbin modülü.....	48
2.2.2.7 Artyakıcı modülü .....	49
2.2.2.8 Lüle modülü .....	51
2.2.3 Turbofan motor, tasarım noktası modülü.....	54
2.2.3.1 Karışimsız turbofan motor tasarım noktası modülü.....	54
2.2.3.2 Karışımlı turbofan motor tasarım noktası modülü .....	61
2.2.4 Ramjet motor, tasarım noktası modülü .....	68
2.2.4.1 Tasarım parametreleri modülü .....	68
2.2.4.2 Atmosfer modülü .....	69
2.2.4.3 Hava alığı modülü .....	69
2.2.4.4 Yanma odası modülü.....	69
2.2.4.5 Lüle modülü .....	69
2.2.5 Scramjet motor, tasarım noktası modülü .....	70
2.2.5.1 Tasarım noktası, tasarım parametreleri modülü.....	70
2.2.5.2 Atmosfer modülü .....	71
2.2.5.3 Hava alığı modülü .....	71
2.2.5.4 Yanma odası modülü.....	71
2.2.5.5 Lüle modülü .....	72
2.2.6 Ses Üstü hava alığı modülü.....	72
2.2.7 Tasarım noktası harici modülü.....	74
2.2.7.1 Bileşen haritaları .....	75
2.2.7.2 Bileşen haritaları ölçeklendirme yöntemi .....	76
2.2.7.3 Bileşen haritaları okuma yöntemi .....	76
2.2.7.4 Kullanılan denklemler.....	77
2.2.7.5 İterasyon yöntemi.....	78
2.2.7.6 Newton-Raphson algoritması.....	81
<b>3. SONUÇ KARŞILAŞTIRMA ÇALIŞMASI.....</b>	<b>83</b>
3.1 Soğuk Hava Standardı Çevrimi Modülü, Karşılaştırma Çalışması.....	84
3.1.1 Turbojet motor, karşılaştırma çalışması.....	84
3.1.2 Karışimsız turbofan motor, karşılaştırma çalışması.....	88
3.1.3 Karışımlı turbofan motor, karşılaştırma çalışması.....	91
3.1.4 Ramjet motor, karşılaştırma çalışması .....	93
3.1.5 Scramjet motor, karşılaştırma çalışması .....	95
3.2 Gerçek Çevrim Modülü, Karşılaştırma Çalışması .....	96
3.2.1 Turbojet motor, karşılaştırma çalışması.....	97
3.2.2 Karışimsız turbofan motor, karşılaştırma çalışması.....	105
3.2.3 Karışımlı turbofan motor, karşılaştırma çalışması.....	108
3.2.3 Ramjet motor, karşılaştırma çalışması .....	111
3.3 CASC ve Gerçek Çevrim Modülü Karşılaştırma Çalışması .....	112

3.4 Toplam Basınç Geri Kazanım Faktörünün İtki Üzerindeki Etkisinin İncelenmesi.....	114
<b>4. DEĞERLENDİRMELER VE GELECEKTE YAPILACAK ÇALIŞMALAR</b>	<b>115</b>
4.1 Değerlendirmeler.....	115
4.2 Gelecekte Yapılacak Çalışmalar .....	116
<b>KAYNAKLAR.....</b>	<b>119</b>
<b>ÖZGEÇMİŞ.....</b>	<b>123</b>



## ŞEKİL LİSTESİ

### Sayfa

Şekil 1.1 : a) Sir Frank Whittle [3], b) Hans Joachim Pabst von Ohain [4].....	1
Şekil 1.2 : a) Heinkel He 178 [5], b) HeS 3B Kopyası, Deutsches Müzesi [6] .....	2
Şekil 1.3 : İdeal Brayton Çevrimi [7].....	2
Şekil 1.4 : İdeal Brayton Çevrimi p-v ve T-s Diyagramları [7]. .....	2
Şekil 1.5 : Gerçek Brayton Çevrimi T-s Diyagramı [7].....	3
Şekil 1.6 : Whittle Tipi Turbojet Motor [8]. .....	4
Şekil 1.7 : Eksenel Kompresörlü Turbojet Motor [9]. .....	5
Şekil 1.8 : Karışimsız Turbofan Motor ve Karışımli Turbofan Motor [8].....	6
Şekil 1.9 : Turboprop Motor [9].....	7
Şekil 1.10 : Ramjet Motor [9]. .....	8
Şekil 1.11 : Scramjet Motor [9]. .....	9
Şekil 1.12 : a) Kinzhal Füzesi [10], b) X-43 Test Görseli [11].....	9
Şekil 2.1 : AEPS Çalışma Diyagramı. ....	16
Şekil 2.2 : Bir Turbojet motor a) Konfigürasyonu [32], b) CASC Çalışma Diyagramı. ....	17
Şekil 2.3 : Bir Karışimsız Turbofan motor a)Konfigürasyonu [33], b) CASC Çalışma Diyagramı. ....	25
Şekil 2.4 : Bir Karışımli Turbofan motor a) Konfigürasyonu [34], b) CASC Çalışma Diyagramı. ....	31
Şekil 2.5 : Bir Ramjet motor a) Konfigürasyonu [35], b) CASC Çalışma Diyagramı. ....	37
Şekil 2.6 : Bir Scramjet motor a) Konfigürasyonu [36], b) CASC Çalışma Diyagramı. ....	39
Şekil 2.7 : Gerçek Çevrim, Turbojet Modülü İstasyon Numaralandırması [32].....	44
Şekil 2.8 : Gerçek Çevrim, Karışimsız Turbofan Motor Modülü İstasyon Numaralandırması [33].....	54
Şekil 2.9 : Gerçek Çevrim, Karışımli Turbofan Motor Modülü İstasyon Numaralandırması [39].....	62
Şekil 2.10 : Gelişmiş Çözücü, Ramjet Motor Modülü İstasyon Numaralandırması [35].....	68
Şekil 2.11 : Gerçek Çevrim, Scramjet Motor Modülü İstasyon Numaralandırması ..	70
Şekil 2.12 : Oswatitsch Tipi Hava Alığı Mach Sayısı, Rampa Açısı, Basınç Geri Kazanım Katsayısı İlişkisi [30] .....	73
Şekil 2.13 : Ses Üstü Hava Alığı Şok Pozisyonları [41].....	73
Şekil 2.14 : Örnek Kompresör Haritası [31]. .....	75
Şekil 2.15 : Örnek Türbin Haritası [31]. .....	75
Şekil 2.16 : Kompresör Haritasında $\beta$ Çizgileri [29]. .....	77
Şekil 2.17 : Genelleştirilmiş Newton-Raphson Algoritması [31]. .....	82
Şekil 3.1 : AEPS Örnek Çalışma Ekranı. ....	83
Şekil 3.2 : AEPS Örnek Sonuç Ekranı. ....	84
Şekil 3.3 : Örnek 2 Sonuç Karşılaştırması, Kompresör Basınç Oranı vs Boyutsuz İtki .....	87

Şekil 3.4 : Örnek 2 Sonuç Karşılaştırması, Kompresör Basınç Oranı vs İtki Özgül Yakıt Tüketimi.....	88
Şekil 3.5 : Örnek 2 Sonuç Karşılaştırması, Kompresör Basınç Oranı vs Verimler ...	88
Şekil 3.6 : Örnek 6 Sonuç Karşılaştırması, Özgül Darbe.....	94
Şekil 3.7 : Örnek 6 Sonuç Karşılaştırması, $f$ ve $(\tau_b - 1)$ Ne Semboller Listesinde ne de kullandığın bu grafiklerde $\tau_b$ 'nin tanımını yazılı değil. ....	94
Şekil 3.8 : Örnek 6 Sonuç Karşılaştırması, Mach Sayısı vs Verimler .....	95
Şekil 3.9 : Turbojet Motor İstasyon Numaralandırması [30]. ....	97
Şekil 3.10 : Kompresör Basınç Oranına Bağlı Olarak a) İtki, b) İtki Özgül Yakıt Tüketimi.....	99
Şekil 3.11 : Türbin Giriş Sıcaklığına Bağlı Olarak a) İtki, b) İtki Özgül Yakıt Tüketimi.....	100
Şekil 3.12 : Şaft Hız Oranına Bağlı Olarak a) İtki, b)İtki Özgül Yakıt Tüketimi. ....	102
Şekil 3.13 : Karışimsız Turbofan Motor İstasyon Numaralandırması [33]......	105
Şekil 3.15 : Karışımli Turbofan Motor İstasyon Numaralandırması [34]......	108
Şekil 3.16 : Ramjet Motor İstasyon Numaralandırması [35]. ....	111
Şekil 3.17 : Ramjet, Tasarım Noktası, GasTurb14 ve AEPS Sonuç Karşılaştırması. ....	112
Şekil 3.18 : CASC - Gerçek Çevrim Modülü Karşılaştırması a) İtki, b) İtki Özgül Yakıt Tüketimi.....	113
Şekil 3.19 : Toplam Basınç Geri Kazanım Faktörüne Bağlı Olarak İtki .....	114

## ÇİZELGE LİSTESİ

### Sayfa

Çizelge 2.1 : CASC Turbojet Tasarım Parametreleri.....	18
Çizelge 2.2 : CASC Karışimsız Turbofan Tasarım Parametreleri .....	25
Çizelge 2.3 : CASC Karışımlı Turbofan Tasarım Parametreleri .....	31
Çizelge 2.4 : CASC Ramjet Tasarım Parametreleri.....	37
Çizelge 2.5 : CASC Scramjet Tasarım Parametreleri .....	39
Çizelge 2.6 : Hava Özellik Sabitleri.....	43
Çizelge 2.7 : Kerosen Özellik Sabitleri.....	43
Çizelge 2.8 : Gerçek Çevrim Turbojet Tasarım Parametreleri .....	44
Çizelge 2.9 : Gerçek Çevrim Karışimsız Turbofan Tasarım Parametreleri .....	54
Çizelge 2.10 : Gerçek Çevrim Karışımlı Turbofan Tasarım Parametreleri .....	62
Çizelge 2.11 : Gerçek Çevrim Ramjet Tasarım Parametreleri.....	68
Çizelge 2.12 : Gerçek Çevrim Scramjet Tasarım Parametreleri .....	70
Çizelge 3.1 : Örnek 1 Tasarım Parametreleri.....	84
Çizelge 3.2 : Örnek 1 Sonuç Karşılaştırması. ....	85
Çizelge 3.3 : Örnek 2 Tasarım Parametreleri.....	86
Çizelge 3.4 : Örnek 2 Sonuç Karşılaştırması, a,b ve c şıkları .....	87
Çizelge 3.5 : Örnek 3 Tasarım Parametreleri.....	89
Çizelge 3.6 : Örnek 3 Sonuç Karşılaştırması. ....	89
Çizelge 3.7 : Örnek 4 Tasarım Parametreleri.....	90
Çizelge 3.8 : Örnek 4 Sonuç Karşılaştırması. ....	91
Çizelge 3.9 : Örnek 5 Tasarım Parametreleri.....	91
Çizelge 3.10 : Örnek 5 Sonuç Karşılaştırması. ....	92
Çizelge 3.11 : Örnek 6 Tasarım Parametreleri.....	93
Çizelge 3.12 : Örnek 7 Tasarım Parametreleri.....	95
Çizelge 3.13 : Örnek 7 Sonuç Karşılaştırması. ....	96
Çizelge 3.14 : GasTurb14 Basit Turbojet Motor Örneği Tasarım Noktası Parametreleri.....	97
Çizelge 3.15 : Basit Turbojet, Tasarım Noktası, GasTurb14 ve AEPS Sonuç Karşılaştırması. ....	98
Çizelge 3.16 : Basit Turbojet Motor Örneği Tasarım Noktası Harici Parametreleri.....	101
Çizelge 3.17 : Basit Turbojet, Tasarım Noktası Harici, GasTurb14 ve AEPS Sonuç Karşılaştırması. ....	101
Çizelge 3.18 : GasTurb14 Artyakıcılı Yakınsak Iraksak Lüleli Turbojet Motor Örneği Tasarım Noktası Parametreleri .....	103
Çizelge 3.19 : Artyakıcılı Yakınsak Iraksak Lüleli Turbojet, Tasarım Noktası, GasTurb14 ve AEPS Sonuç Karşılaştırması.....	104
Çizelge 3.20 : Artyakıcılı Yakınsak Iraksak Lüleli Turbojet Motor Örneği Tasarım Noktası Harici Parametreleri .....	104
Çizelge 3.21 : Artyakıcılı Yakınsak Iraksak Lüleli Turbojet, Tasarım Noktası Harici, GasTurb14 ve AEPS Sonuç Karşılaştırması.....	105
Çizelge 3.22 : GasTurb14 Karışimsız Turbofan Motor Örneği Tasarım Noktası Parametreleri.....	106



Çizelge 3.23 : Karışimsız Turbofan, Tasarım Noktası, GasTurb14 ve AEPS Sonuç Karşılaştırması. ....	107
Çizelge 3.24 : Karışimsız Turbofan Motor Örneği Tasarım Noktası Harici Parametreleri .....	107
Çizelge 3.25 : Karışimsız Turbofan, Tasarım Noktası Harici, GasTurb14 ve AEPS Sonuç Karşılaştırması.....	108
Çizelge 3.26 : GasTurb14 Karışimli Turbofan Motor Örneği Tasarım Noktası Parametreleri .....	109
Çizelge 3.27 : Karışimli Turbofan, Tasarım Noktası, GasTurb14 ve AEPS Sonuç Karşılaştırması. ....	110
Çizelge 3.28 : Karışimli Turbofan Motor Örneği Tasarım Noktası Harici Parametreleri .....	110
Çizelge 3.29 : Karışimli Turbofan, Tasarım Noktası Harici, GasTurb14 ve AEPS Sonuç Karşılaştırması. ....	111
Çizelge 3.30 : GasTurb14 Ramjet Motor Örneği Tasarım Noktası Parametreleri...	112



## KISALTMALAR

<b>CASC</b>	: Soğuk Hava Standardı Çevrimi (Cold Air Standart Cycle)
<b>GSP</b>	: Gaz Türbini Simülasyon Programı (Gas turbine Simulation Program)
<b>HAD</b>	: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
<b>ISA</b>	: Uluslararası Standart Atmosfer (International Standart Atmosphere)
<b>NPSS</b>	: Sayısal İtki Sistemi Simülasyonu (Numerical Propulsion Systems Simulation)



## SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
0	Toplam Sıcaklık veya Toplam Basınç
A	Alan ( $m^2$ )
a	Atmosfer
a	Ses Hızı (m/s)
ab	Artyakıcı
Alt	İrtifa (m)
b	Yanma Odası
	Yanma Odası Kısmi Yük Sabiti
c	Kompresör
$C_{FD}$	Deşarj Katsayısı
$C_{FG}$	İtke Katsayısı
$c_p$	Sabit Basınçta Özgül Isı (J/kgK)
d	Difüzör
F	İtke (N)
f	Fan
f	Yakıt Hava Karışım Oranı
h	Özgül Entalpi (kJ/kg)
m	Karışım
m	Kütleli Debisi (kg/s)
M	Mach Sayısı
N	Şaft hızı (rpm)
Θ	Şok Açısı
od	Tasarım Noktası Harici
P	Basınç (kPa)
$P_o$	Yedek Güç (kW)
Q	Isı Miktarı
R	Gaz Sabiti (J/kg.K)
	Rampa Açısı
T	Sıcaklık (K)
T	Sıcaklık (K)
t	Türbin
	Tasarım Noktası
V	Hız (m/s)
W	Güç (W)
β	Bypass Oranı
εl	Dalgalanma Önleyici Hava Tahliyesi (Handling Bleed)

$\varepsilon_2$	Kabin Basınçlandırma Hava Tahliyesi (Overboard Bleed)
$\varepsilon_3$	Yüksek Güç Türbini Yönlendirme Vanası Soğutma Havaası
$\varepsilon_4$	Yüksek Güç Türbini Rotor Soğutma Havaası
$\varepsilon_5$	Bypass kanalına sızıntı
$\varepsilon_6$	Düşük Güç Türbini Rotor Soğutma Havaası
$\varepsilon_7$	Düşük Güç Türbini Yönlendirme Vanası Soğutma Havaası
$\varepsilon_8$	Lüle Soğutma Havaası
$\eta$	İzentropik Verim
$\eta_\infty$	Politropik Verim
$\pi$	Basınç Oranı
$\rho$	Yoğunluk ( $\text{kg/m}^3$ )
$\Upsilon$	Özgül Isı Oranı
$\varphi$	Entropinin Sıcaklığa Bağlı Kısmı ( $\text{kJ/kg.K}$ )



# 1. GİRİŞ

## 1.1 Genel Bilgiler

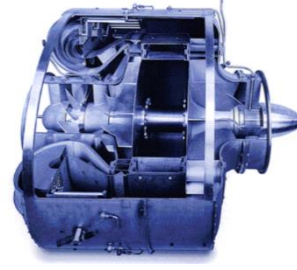
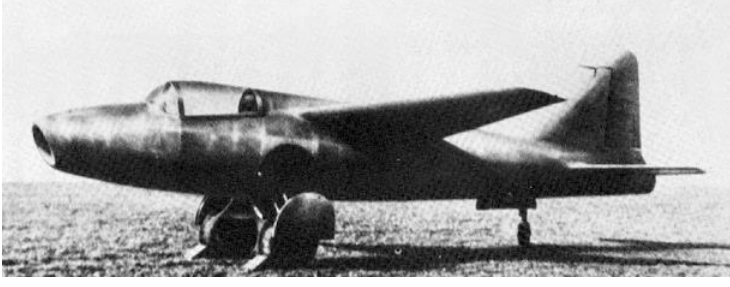
1. Dünya savaşında kullanılan uçaklar silindirik motorlardan güç almaktaydılar. Günümüzde havacılık sektöründe kullanılan Brayton Çevriminin esas alındığı jet motorlarının gelişim süreci, 2. Dünya Savaşı'nın hemen öncesine dayanmaktadır.

Jet motorlarının mucidi olarak iki kişi görülmektedir. İlk jet motoru patenti İngiliz, Sir Frank Whittle'a, Şekil 1.1.a, aittir. 1907 yılında İngiltere'de dünyaya gelen Frank Whittle, gençlik yaşlarında Kraliyet Hava Kuvvetlerine pilot olarak katılmıştır. İlerleyen süreçte Kraliyet Hava Kuvvetleri Mühendislik Okulunda ve Cambridge Üniversitesinde önemli çalışmalara imza atmıştır. 1930 yılında ilk turbojet motorun patentini alan Sir Frank Whittle, 1936 yılında ortakları ile birlikte Power Jets Ltd. şirketini kurdu ve 1937 yılında ilk turbojet motorunun yer testlerini gerçekleştirdi [1].

1939 yılında ilk kez turbojet motor ile uçan uçak olan, Şekil 1.2.a, He178, HeS 3B, Şekil 1.2.b, motorundan güç almaktaydı. Bu motorun mucidi ise Şekil 1.1.b'de fotoğrafı paylaşılan Alman, Hans Joachim Pabst von Ohain'dir. 1911 yılında Almanya'da dünyaya gelen Hans von Ohain, doktorasını Göttingen Üniversitesinde tamamladıktan sonra, buradaki Fizik Enstitüsü'nün müdürü Hugo von Pohl'un asistanı olmuştur. Alman uçak üreticisi Ernst Heinkel'in, üniversiteden uçak tasarımı konusunda yardım istemesi ve Pohl'un tavsiyesi neticesinde 1936 yılında Heinkel firmasına katılmıştır. Sir Frank Whittle'ın çalışmalarından habersiz bir şekilde araştırmalarını sürdüren Hans von Ohain'in çalışmaları 1937 yılında yer testi ve 1939 yılında dünyanın ilk jet motorlu uçuşu ile sonuçlanmıştır [2].



Şekil 1.1 : a) Sir Frank Whittle [3], b) Hans Joachim Pabst von Ohain [4].



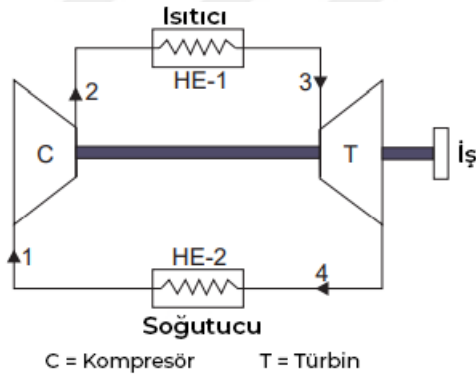
Şekil 1.2 : a) Heinkel He 178 [5], b) HeS 3B Kopyası, Deutsches Müzesi [6]

### 1.1.1 Brayton çevrimi

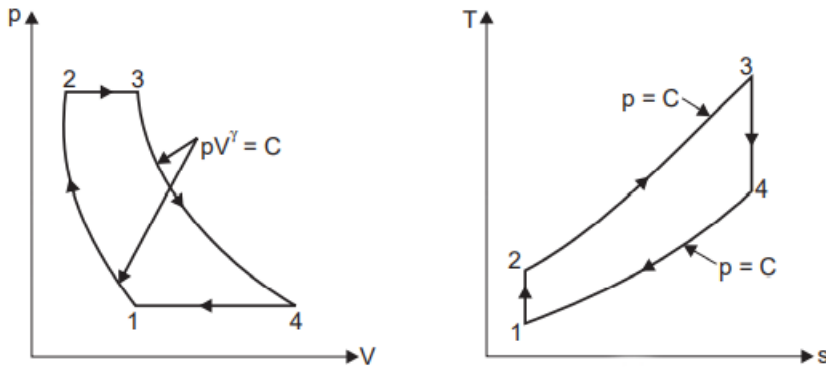
Günümüz havacılık motorlarının temelini oluşturan Brayton Çevrimi, ismini George Brayton'dan (1830–1892) almaktadır. Her ne kadar gerçek zamanlı uygulamalarda açık çevrim olsa da termodinamik analizler için egzoz gazlarının girişte tekrar kullanıldığı kapalı bir çevrim olarak düşünülmektedir [7].

#### 1.1.1.1 İdeal Brayton çevrimi

İdeal Brayton Çevrimi, iki izobarik süreçten ve iki izentropik süreçten oluşur. Şekil 1.3 İdeal Brayton Çevrimini, Şekil 1.4 ise p-v ve T-s diyagramlarını göstermektedir.



Şekil 1.3 : İdeal Brayton Çevrimi [7].



Şekil 1.4 : İdeal Brayton Çevrimi p-v ve T-s Diyagramları [7].

Süreç 1-2: İzentropik olarak sıkıştırılan hava  $P_1$  basıncından  $P_2$  basıncına çıkarken, sıcaklık da  $T_1$  sıcaklığından  $T_2$  sıcaklığına yükselir.

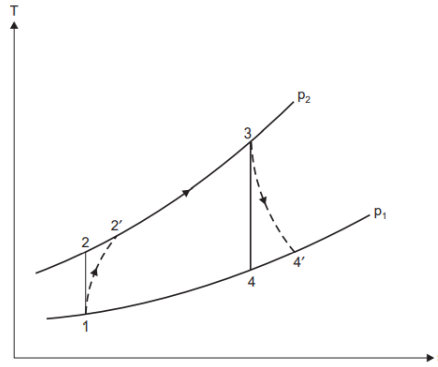
Süreç 2-3: Sisteme dışarıdan ısı ilave edilmesi ile sıcaklık  $T_2$  sıcaklığından  $T_3$  sıcaklığına yükselirken, hacim de  $V_2$ 'den  $V_3$ 'e yükselir. Bu süreç sırasında basınç değişmez ve  $P_2$  basıncında sabit kalır.

Süreç 3-4: İzentropik olarak genişleyen hava  $P_3$  basıncından  $P_4$  basıncına düşerken, sıcaklık da  $T_3$  sıcaklığından  $T_4$  sıcaklığına düşer.

Süreç 4-1: Sistemden dışarıya ısı atılması ile sıcaklık  $T_4$  sıcaklığından  $T_1$  sıcaklığına düşerken, hacim de  $V_4$ 'ten  $V_1$ 'e düşer. Bu süreç sırasında basınç değişmez ve  $P_4$  basıncında sabit kalır [7].

### 1.1.1.2 Gerçek Brayton çevrimi

Gerçek Brayton Çevriminde ideal çevrimden farklı olarak, kompresör ve türbindeki süreçlerin tersinmez olduğu gerçeği dikkate alınmaktadır. Bu durumda Gerçek Brayton Çevrimi; iki izobarik süreçten ve iki tersinmez adiyabatik süreçten oluşur. Şekil 1.5 Gerçek Brayton Çevrimi T-s diyagramını göstermektedir.



Şekil 1.5 : Gerçek Brayton Çevrimi T-s Diyagramı [7].

Süreç 1-2': Tersinmez adiyabatik sıkıştırma süreci ile hava  $P_1$  basıncından  $P_2$  basıncına çıkarken, sıcaklık da  $T_1$  sıcaklığından  $T_2'$  sıcaklığına yükselir.

Süreç 2-3: Sisteme dışarıdan ısı ilave edilmesi ile sıcaklık  $T_2$  sıcaklığından  $T_3$  sıcaklığına yükselirken, hacim de  $V_2$ 'den  $V_3$ 'e yükselir. Bu süreç sırasında basınç değişmez ve  $P_2$  basıncında sabit kalır.

Süreç 3-4': Tersinmez adiyabatik genişleme süreci ile hava  $P_3$  basıncından  $P_4$  basıncına düşerken, sıcaklık da  $T_3$  sıcaklığından  $T_4'$  sıcaklığına düşer.



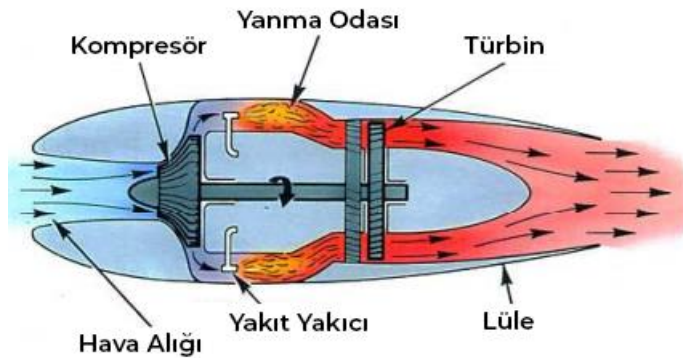
Süreç 4-1: Sistemden dışarıya ısı atılması ile sıcaklık  $T_4$  sıcaklığından  $T_1$  sıcaklığına düşerken, hacim de  $V_4$ 'ten  $V_1$ 'e düşer. Bu süreç sırasında basınç değişmez ve  $P_4$  basıncında sabit kalır [7].

### 1.1.2. Motor konfigürasyonları

Turbojet motorun icat edilmesi, havacılık sektöründe jet motorların çağının başlangıcı olmuştur. Zaman içerisinde yakıt tüketimini azaltma, daha fazla itki elde etme, motor gürültüsünü azaltma gibi amaçlar ve farklı kullanım amaçları doğrultusunda farklı tipte motor konfigürasyonları geliştirilmiştir [6].

#### 1.1.2.1 Turbojet motor konfigürasyonu

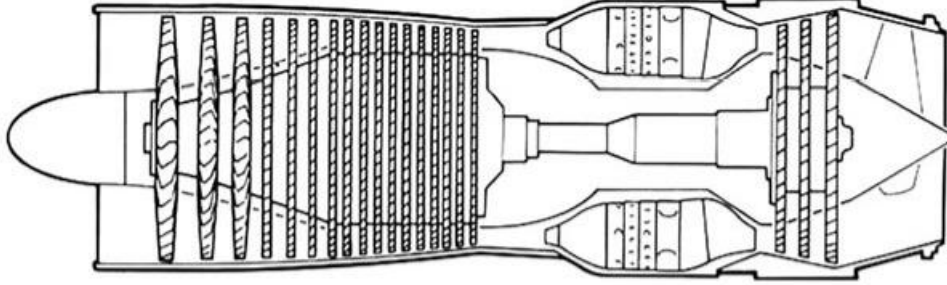
Turbojet motor konfigürasyonunun iki mucidinden biri olan Sir Frank Whittle tarafından icat edilen turbojet motor, Şekil 1.6'da görüldüğü gibi hava alığı, radyal kompresör, yanma odası, türbin ve lüle bileşenlerinden oluşmaktadır. Hava alığından içeri çekilen hava yavaşlatılır ve bu sayede statik basınç artırılarak radyal kompresöre iletilir. Radyal kompresörde sıkıştırılan hava, yakıtla karıştırılmak ve yakılmak üzere yanma odasına ilerler. Yanma odasından çıkan sıcak gazlar, türbini çalıştırıp, kompresörün ihtiyaç duyduğu gücü sağlarken genişler. Türbinden çıkan gazlar halen atmosferik koşullardaki basınçtan daha yüksek basınca sahiptir. Bu gazlar lüle kısmında hızlandırılarak atmosfere atılır. Newton'un 3. Hareket Yasası prensibi ile atmosfere atılan gazların atmosfere uyguladığı kuvvete eşit ve zıt yönlü kuvvet motora uygulanır. Bu kuvvete itki denir [9].



Şekil 1.6 : Whittle Tipi Turbojet Motor [8].

Radyal kompresörlerin kademe basınç oranları, eksenel kompresörler ile karşılaştırıldığında daha yüksek olmasına rağmen günümüzde eksenel kompresörler daha fazla tercih edilmektedir. Bunun sebebi, motordan yüksek miktarda debi

geçirilmek istendiğinde radyal kompresörlerde ciddi toplam basınç kayıplarının meydana gelmesidir. Şekil 1.7’de aksel kompresörlü basit turbojet motor konfigürasyonu gösterilmiştir.



Şekil 1.7 : Aksel Kompresörlü Turbojet Motor [9].

Turbojet motorlarda itkiyi arttırmak amacı ile, artyakıcı adı verilen ikinci bir yanma odası türbin ile lüle arasına konumlandırılabilir. Bu uygulama itkiyi arttırmak ile birlikte yakıt tüketimini de ciddi miktarda arttırdığı için genellikle askeri kullanım amaçları doğrultusunda tercih edilmektedir.

Turbojetler motorlar, yüksek yakıt tüketimi ve yüksek gürültü seviyeleri sebebi ile günümüzde nadiren tercih edilmektedir ve ağırlıklı olarak mühimmat motoru olarak kullanılmaktadır [9].

### 1.1.2.2 Turbofan motor konfigürasyonu

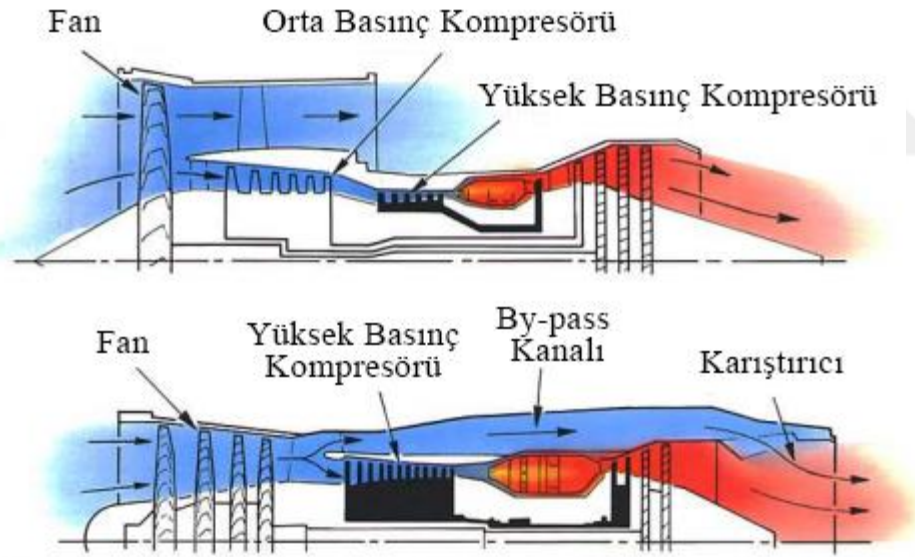
Son 50 yıldır en fazla kullanılan motor tipidir [9]. Bunun temel sebebini anlamak için itki formülünü en basit hali ile ele alalım.

$$T = \dot{m}(V_{\text{çıkış}} - V_{\text{giriş}}) \quad (1.1)$$

Denklem (1.1) bize açıkça göstermektedir ki, itkiyi arttırmanın iki temel yöntemi vardır. İlk olarak çıkış ve giriş hızları arasındaki farkı arttırmak ki bu yöntem turbojet motorların esas aldığı yöntemdir. Ancak bu durumda yakıt tüketimi miktarı fazla olacaktır. Aynı itki kuvvetini elde etmenin bir diğer yolu ise, çıkış ve giriş hızları arasındaki farkı ilk yöntemle kıyasla daha az arttırmak ve motordan geçen kütleli debiyi arttırmaktır. Bu sayede yakıt tüketimi azalacak ve motor daha az gürültü ile çalışacaktır. İkinci yöntemi temel alan motor konfigürasyonu turbofan motor olarak isimlendirilmektedir.

Turbofan motorlarda, hava alıģından içeri çekilen hava öncelikle bir fan yardımı ile basınçlandırılır. Bu noktadan sonra çekilen havanın bir kısmı motor çekirdek kısmının etrafından dolaşır, bir kısmı ise turbojet motorlarda olduğu gibi kompresör, yanma odası, türbinin bulunduğu çekirdek kısmından geçer. Burada karşımıza bypass oranı denilen yeni bir kavram çıkmaktadır. Bypass oranı, fandan geçtikten sonra motor çekirdeğinin etrafından dolaşan havanın, motorun çekirdeğinden geçen havaya oranı olarak tanımlanmaktadır. Genellikle bypass oranı 2'den düşük olan turbofan motorlar düşük bypass oranlı, 5'ten yüksek olanlar yüksek bypass oranlı olarak tanımlanmaktadır [9].

Turbofan motorlarda temel sınıflandırma, motor çekirdeğinin etrafından dolaşan havanın, motor çekirdeğinden geçen sıcak gazlar ile nerede karıştığı üzerinden yapılmaktadır. Karışım motorun içerisinde oluyor ise karışımli turbofan motor, karışım motorun dışında oluyor ise karışimsız turbofan olarak adlandırılmaktadır [8]. Şekil 1.8'de karışimsız turbofan ve karışımli turbofan motor kesitleri gösterilmiştir.

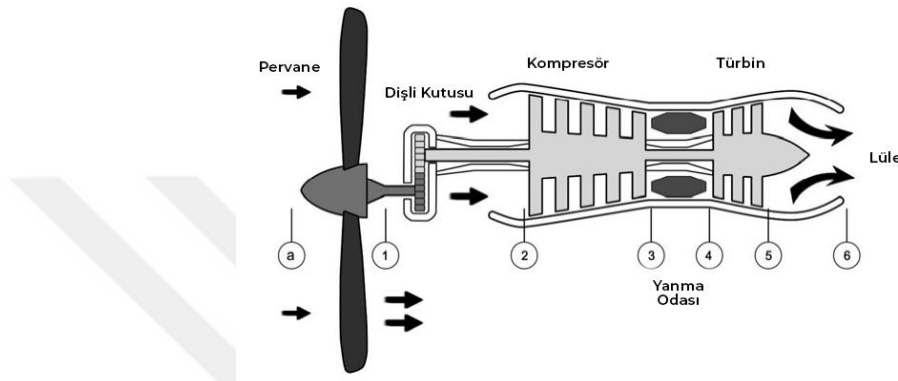


Şekil 1.8 : Karışimsız Turbofan Motor ve Karışımli Turbofan Motor [8].

Günümüzde sivil havacılık uygulamalarında ağırlıklı olarak yüksek bypass oranlı karışimsız turbofan motorlar tercih edilirken, savaş uçaklarında düşük bypass oranlı karışımli turbofan motorlar tercih edilmektedir. Tıpkı turbojet motorlarda olduğu gibi askeri uygulamalarda, itkiyi arttırmak amacı ile Artyakıcı, karışımli Turbofan motor konfigürasyonuna eklenebilir.

### 1.1.2.3 Turboprop motor konfigürasyonu

Turboprop motor konfigürasyonu, yüksek miktarda hava debisine ufak miktarda hız farkı oluşturarak itki elde etmek amacı ile kullanılır. Bu motor konfigürasyonunda çekirdek motor, motor dışındaki pervaneyi döndürmek amacı kullanılır. Elde edilen itkinin büyük bir kısmı pervane yardımı ile elde edilirken ufak bir kısmı egzoz gazları yardımı ile elde edilmektedir. Şekil 1.9'da turboprop motor konfigürasyonu gösterilmiştir.



Şekil 1.9 : Turboprop Motor [9].

Turboprop motorlar, turbofan motorlara kıyasla daha verimli olmasına rağmen turbofan motorlar kadar yüksek hızlara çıkamamaktadır. Buradaki temel sebep, hız arttıkça pervane bıçaklarının dış kısmında ses hızına ulaşan veya ses hızını aşan akışlar ile karşılaşma ihtimalimizdir. Bu durumda sürüklenme katsayısında ciddi bir artış ve kaldırma kuvvetinde dramatik bir azalma meydana gelir [9].

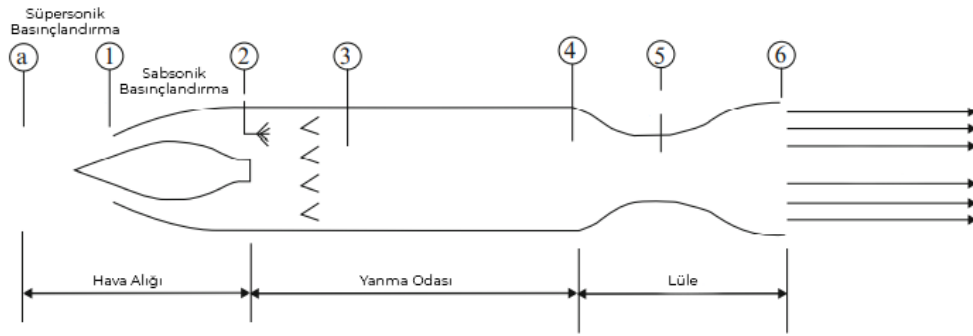
### 1.1.2.4 Turboşaft motor konfigürasyonu

Turboşaft motorlar aynı turboprop motorlarda olduğu gibi şaft gücü elde etmek amacı ile kullanılır. Turboşaft motorlar genellikle iki ana kısımdan oluşur. Bunlar, kompresör, yanma odası, türbinden oluşan gaz üretici ve ilave bir türbinin ve dişli kutusunun bulunduğu güç bölümüdür. Gaz üretici bölüm, güç bölümündeki, güç türbinini çalıştırmak amacı ile kullanılmaktadır. Turboşaft motorlar, havacılıkta helikopter uygulamaları için tercih edilmektedir [9].

Turboprop motorlardan farklı olarak elde edilen şaft gücü, itki elde etmek amacı ile kullanılan pervane yerine bir dişli kutusuna aktarılır ve helikopter rotorunu çalıştırmak amacı ile kullanılır.

### 1.1.2.5 Ramjet motor konfigürasyonu

Ramjet motor konsepti ilk olarak 1913 yılında Rene Lorin tarafından öne sürülmüştür. Ramjet motorlar havayı kompresör yardımı ile basınçlandırmak yerine motorun ileri doğru hareketini kullanmaktadır. Bu etkiye ram etkisi denir. Kompresöre duyulan ihtiyacın ortadan kalkması ile türbine duyulan ihtiyaç da ortadan kalkar. Bu sayede motor ciddi bir ağırlık yükünden ve döner parçaların getirdiği tasarım zorluklarından kurtulur. Ancak unutulmamalıdır ki, motorun çalışması için hali hazırda bir ilk hıza ihtiyaç vardır ve bu hız yaygın olarak Mach 2,5 olarak kabul edilir [9]. Şekil 1.10'da ramjet motor konfigürasyonu gösterilmiştir.



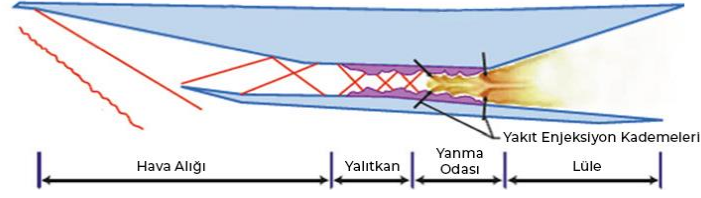
Şekil 1.10 : Ramjet Motor [9].

Ramjet motorlarda yanma odasına giren hava, tıpkı daha önce bahsedilen motor konfigürasyonlarında olduğu gibi ses altı hızlarda olmalıdır. Çok yüksek hızlardaki havanın, hava alığı kısmında ses altı hızlara yavaşlatılması ciddi toplam basınç kayıplarını da beraberinde getirecektir. Bu sebeple Ramjet motorların belirli bir üst limit hızı vardır ve bu limit genel olarak Mach 5 olarak kabul edilir [9]. Bu hızların üzerindeki hızlarda Ramjet motor konfigürasyonu yerine Scramjet motor konfigürasyonu tercih edilmektedir.

### 1.1.2.6 Scramjet motor konfigürasyonu

Scramjet motor konfigürasyonu tek bir fark dışında Ramjet motora benzer. Bu fark motor konfigürasyonunun başındaki ses üstü hızlarda yanma anlamına gelen "Supersonic Combustion" kısmından da anlaşılabilir. Scramjet motor konfigürasyonunda yanma odasına giren hava ses üstü hızlarda olmaktadır. Yanma odası ses üstü hızlarda çalışmak üzere tasarlanır. Bu sayede hava alığında, yüksek hızlardaki havayı, ses altı hızlara indirme zorunluluğu ortadan kalkmaktadır. Bunun sonucu olarak da Ramjet motorlara kıyasla yüksek hızlarda çok daha verimli

çalışmaktadırlar. Scramjet motorlarının operasyonel hale gelmesi için gerekli ilk hız genel olarak Mach 5 olarak kabul edilmekte ve herhangi bir üst limit hızı bulunmamaktadır [9]. Şekil 1.11 scramjet motor konfigürasyonunu göstermektedir.



Şekil 1.11 : Scramjet Motor [9].

Hava solunmalı bir itki sisteminin kullanıldığı en hızlı uçuş rekoru, scramjet motordan güç alan Rus yapımı Kinzhal, Şekil 1.12.a, füzesine aittir. Kinzhal füzesi, Mach 12 hızına ulaşabilmektedir. Kinzhal füzesinden önceki en hızlı uçuş rekoru, Mach 9.6 hızına ulaşan Şekil 1.12.b'de görseli paylaşılan NASA X-43'e aittir.



Şekil 1.12 : a) Kinzhal Füzesi [10], b) X-43 Test Görseli [11].

## 1.2 Literatür Özeti

Motor üretim sürecinin ilk adımı ön tasarım sürecidir. Bu süreçte her bir motor konfigürasyonu için performans modellerine ihtiyaç duyulmaktadır. Buradaki temel amaç test maliyetlerini azaltmak ve tasarım sürecini hızlandırmaktır. Bu amaçla tasarım firmaları GasTurb, NPSS, GSP gibi performans simülasyon yazılımları kullanmaktadır. Bu bölümde performans modellemeleri ile ilgili literatürde bulunan bazı çalışmalar özetlenmektedir.

Yaygın olarak kullanılan performans simülasyon programlarından olan GasTurb, Joachim Kurzke tarafından geliştirilmiştir. Kurzke [12], GasTurb programının güncel sürümü olan GasTurb14'te kullanılan matematiksel modellerin, hesaplama yöntemlerinin ve programın genel tanıtımının yapıldığı bir kullanıcı el kitabı yayınlamıştır. Ayrıca Kurzke [13,14] kompresör ve türbin karakteristiklerinin, performans simülasyon programlarının kullanımı için uygun bir formata çeviren ve

tasarım noktasına göre ölçeklendiren SmoothC ve SmoothT programlarının güncel sürümlerinin tanıtımının yapıldığı kullanıcı el kitapları yayınlamıştır.

Yaygın olarak kullanılan bir diğer performans simülasyon programı ise NPSS'dir. NPSS; kararlılık, maliyet, kullanım ömrü ve sertifika gereksinimlerini hızlı ve uygun maliyetli olarak hesaplamak amacı ile NASA Glenn Araştırma Merkezi tarafından geliştirilmiştir. Akışkanlar mekaniği, ısı transferi, yanma, yapısal mekanik, malzemeler, kontroller, imalat ve ekonomi için onaylanmış modelleri kullanan NPSS, performans, çalışabilirlik ve ömür gibi tahrik sistemi parametreleri hakkında doğru bilgilerin, herhangi bir donanım inşa edilmeden veya test edilmeden önce tasarım sürecinin başlarında belirlenmesini sağlamaktadır [15].

Bir diğer yaygın performans simülasyon programı ise GSP programıdır. Programın geliştiricilerinden olan Visser [16], kullanılan matematiksel modelleri, programın mimarisini, uygulanan nümerik yaklaşımları ve örnek hesaplamaları içeren bir doktora tezi yayınlamıştır.

Sung [17], basit turbojet motor konfigürasyonunda GSP11 ve GasTurb11 programlarını karşılaştırmıştır. Bu karşılaştırmaya ek olarak, kullanıcı tarafından girilen, sabit özgül ısı ve özgül ısı oranlarının kullanıldığı bir program yazar tarafından geliştirmiştir. Sonuç olarak GSP11 ve GasTurb11 programlarının birbirine yakın sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir. Ek olarak soğuk hava standardı kullanıldığında, bileşenlerin verimlerine bağlı olarak, bu programlardan alınan sonuçlardan farklı sonuçlar elde edildiği gözlemlenmiştir. Ayrıca GasTurb11 programının kullanımının daha kolay olduğu ancak GSP11 programının kullanıcıya motor konfigürasyonu oluşturmakta daha fazla özgürlük tanıdığı yazar tarafından belirtilmiştir.

Yarlagadda [18], J85 Turbojet Motorunun Azaltılmış Kompresör Giriş Basıncı ile İtkinin Eşleştirilmesinin Performans Analizi başlıklı yüksek lisans tez çalışması gerçekleştirmiştir. Bu çalışmada yazar, Matlab-Simulink'de performans modeli geliştirmiş ve kompresör ve türbin bileşenlerinin karakteristik özellikleri için SmoothC ve SmoothT programlarını kullanmıştır. Hava alığı kısmında basıncı düşüren bir akış kontrol mekanizması olduğunu varsayımı ile kompresör girişindeki basıncın düşürülmesi ve aynı itki kuvvetinin elde edilmek istenmesi durumunda motorun performans analizini kendi geliştirdiği model ile değerlendirilmiştir. Sonuç olarak kompresör giriş basıncının farklı değerlere düşürülmesi, itkinin sabit tutulması ve her bir analizde tek bir parametrenin değiştirilmesi ile, gereken hava kütleli debisinin

değişimi, kompresör basınç oranı değişimi, türbin giriş sıcaklığı değişimi, gereken yakıt kütleli debisinin değişimi gibi veriler paylaşmıştır. Paylaşılan veriler neticesinde açıkça görülmektedir ki, kompresör girişindeki basıncın düşürülmesi ve itkinin sabit tutulması istenmesi durumunda, motorun ısı verimi, itki verimi, düşmekte ve özgül yakıt tüketimi ile özgül itki kuvveti artmaktadır.

Nordqvist ve diğ. [19] süpersonik iş jeti için Turbofan motor konsept tasarım çalışması yapmışlardır. Bu konsept tasarım sürecinde ağırlıklı olarak termodinamik ve aerodinamik tasarım çalışmalarına odaklanmışlardır. Termodinamik analizler için NPSS programı kullanılmış, aerodinamik tasarım, boyutlandırma ve verim hesaplamaları Matlab ortamında modellenmiştir. Referans bir motor seçilerek, boyutsal ölçüleri bu referans motora benzeyen bir motor konsept tasarımı yapılmıştır. Konsept tasarımı yapılan motor, referans motor ile karşılaştırıldığında verimler daha yüksek ve özgül yakıt tüketimi daha düşük olmuştur.

Uysal [20], yüksek by-pass oranlı Turbofan motor konfigürasyonu için aerotermodinamik tasarım amacı ile MATLAB Simulink ortamında bir motor tasarım aracı geliştirmiştir. Geliştirilen bu model, özgül ısı değerlerinin sıcaklığın fonksiyonu olarak değiştiğini kabul eden Değişken Özgül Isı modelini kullanmaktadır. Geliştirilen yazılım, çözüm algoritmaları için Referans [21]'da belirtilen yöntemleri kullanmakta ve doğrulama için aynı kaynak tarafından geliştirilen AEDsys yazılımını kullanmaktadır. Ek olarak, geliştirilen bu model aerotermodinamik turbo makine bileşen tasarımı modülü de içermektedir. Bu modülün doğrulaması için ise CFM56-5A ve GE90-94B motorlarına ait gerçek veriler kullanılmıştır.

Günay [22], Turboşaft motor konfigürasyonu için tasarım noktası, tasarım noktası harici durağan çalışma noktaları, zamana bağlı ve başlatma durumlarının matematiksel modellemesi için bir program geliştirmiştir. Tasarım noktası, rölanti üstü hızlar için tasarım noktası harici ve zamana bağlı durumları için doğrulama çalışması GasTurb13 programı ile ve açık literatürde bulunan T700-GE-700 motoru üzerinden gerçekleştirilmiştir. Ek olarak, rölanti altı hızlarda bileşen davranışlarının tahmini için rölanti üstü hızlarda kullanılan bileşen performans haritaları ölçeklendirilerek kullanılmış, T700-GE-700 motoru için motor başlatma simülasyonu yapılmış ve açık



literatürde bulunan veriler ile karşılaştırması yapılmıştır. Elde edilen sonuçlar neticesinde geliştirilen programın gerçekçi sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir.

Kong ve diğ. [23] Turboprop motor konfigürasyonu için performans simülasyon programı geliştirmişlerdir. Tasarım noktası, tasarım noktası harici ve zamana bağlı durumları için geliştirilen yazılım, bileşenlerin performans haritalarının elde edilmesi için referans bileşen performans haritalarının ölçeklendirilmesi yöntemini kullanmaktadır. Geliştirilen programdan elde edilen sonuçlar, GasTurb programından elde edilen sonuçlar ile karşılaştırılmış ve oldukça yakın sonuçlar elde edilmiştir.

Lazzaretto ve diğ. [24] gaz türbinleri için tasarım noktası ve tasarım noktası harici performans modelleri oluşturmuşlardır. Bu çalışmada bileşen performans haritaları, performans haritası ölçeklendirme metodu ile oluşturulmuş ve ticari bir denklem çözücü yardımı ile analitik sonuçlar elde edilmiştir. Ek olarak, Sinir Ağı Modelleme Yöntemi analitik yöntemine alternatif olarak sunulmuştur.

Burkardt and Franciscus [25] RAMSCRAM olarak isimlendirdikleri, Ramjet/Scramjet motor simülasyon programı geliştirmişlerdir. Geliştirilen program, her bir bileşende bir boyutlu akış özelliklerini ve motorun genel performansını hesaplamaktadır. Geliştirilen yazılım, Ramjet, Scramjet ve Roket motorları için kullanılabilir. Geliştirilen yazılım, Ramjet, Scramjet ve Roket motorları için kullanılabilir.

Torp [26], Ramjet motorların hava alığının tasarımındaki önemli noktaları incelendiği bir çalışma yapmıştır. Çalışma neticesinde bir hava alığı tasarımı önerilmiş ve HAD analizleri yardımıyla test edilmiştir. Gerçekleştirilen çalışmada, türbülans modellerinin çözüm üzerindeki etkileri, geri basıncın basınç geri kazanımı üzerindeki etkileri incelenmiştir.

Palnati [27], Scramjet motor konfigürasyonu için modelleme ve simülasyon çalışması gerçekleştirmiştir. Gerçekleştirilen çalışma, farklı yanma odası ve hava alığı tiplerinin karşılaştırıldığı bir dizi HAD analizi içermektedir. Yanma odasının modellenmesi sürecinde, yakıtın karışma veriminin artırılması ve yakıtın en verimli şekilde kullanılması amaçlanmıştır. Hava alığı modellenmesi süresince, farklı hava alığı tiplerinin basınç geri kazanım katsayıları, farklı Mach sayılarında karşılaştırılmıştır.

Tahsini [28], süpersonik yanma odasının giriş koşullarının, toplam basınç kaybı ve yanma verimine olan etkisini sayısal olarak incelemiştir. Hava alığı, 30 km irtifa ve Mach 7.5 için benzer bir dizi eğik şok oluşturacak şekilde modellenmiştir. Yanma

verimi ve toplam basınç kaybı, varsayılan uçuş koşulu için en ideal tasarım noktasını bulmak ve önermek amacı ile kullanılmıştır.

### 1.3 Tezin Kapsamı ve Amacı

Motor ön tasarım sürecinde performans modelleri önemli bir konuma sahiptir. Bu sebeple birçok motor geliştiricisi ticari programlardan destek almaktadır. Bu tezin amacı, Turbojet, Turbofan, Ramjet ve Scramjet motor konfigürasyonları için performans simülasyon programı geliştirmektir.

MATLAB ortamında modüler olarak geliştirilen program, temel olarak iki ana parçadan oluşmaktadır. İlk kısım, bileşen verimlerinin dikkate alındığı, özgül ısı değerlerinin kullanıcı tarafından girildiği, soğuk hava standardı kullanılan CASC Modülü'dür. İkinci kısım ise, özgül ısı, özgül entalpi ve entropinin sıcaklığa bağlı kısmının değerlerinin, sıcaklığın ve yakıt hava karışım oranının fonksiyonu olarak matematiksel olarak modellendiği Gerçek Çevrim Modülü'dür.

CASC modülü, tez kapsamında belirtilen her bir motor konfigürasyonu için, farklı tipte veri girişine imkân sağlayacak şekilde geliştirilmiştir. Bu sayede farklı kaynaklardan, farklı tipte problemlerin çözülebilmesi amaçlanmıştır. CASC modülü sadece tasarım noktası hesaplamaları yapmaktadır. Bu modülün doğrulanması amacı ile Referans [9,29,30]'dan bazı örnek problemlerin cevapları ve yazılımdan alınan sonuçlar karşılaştırılmıştır.

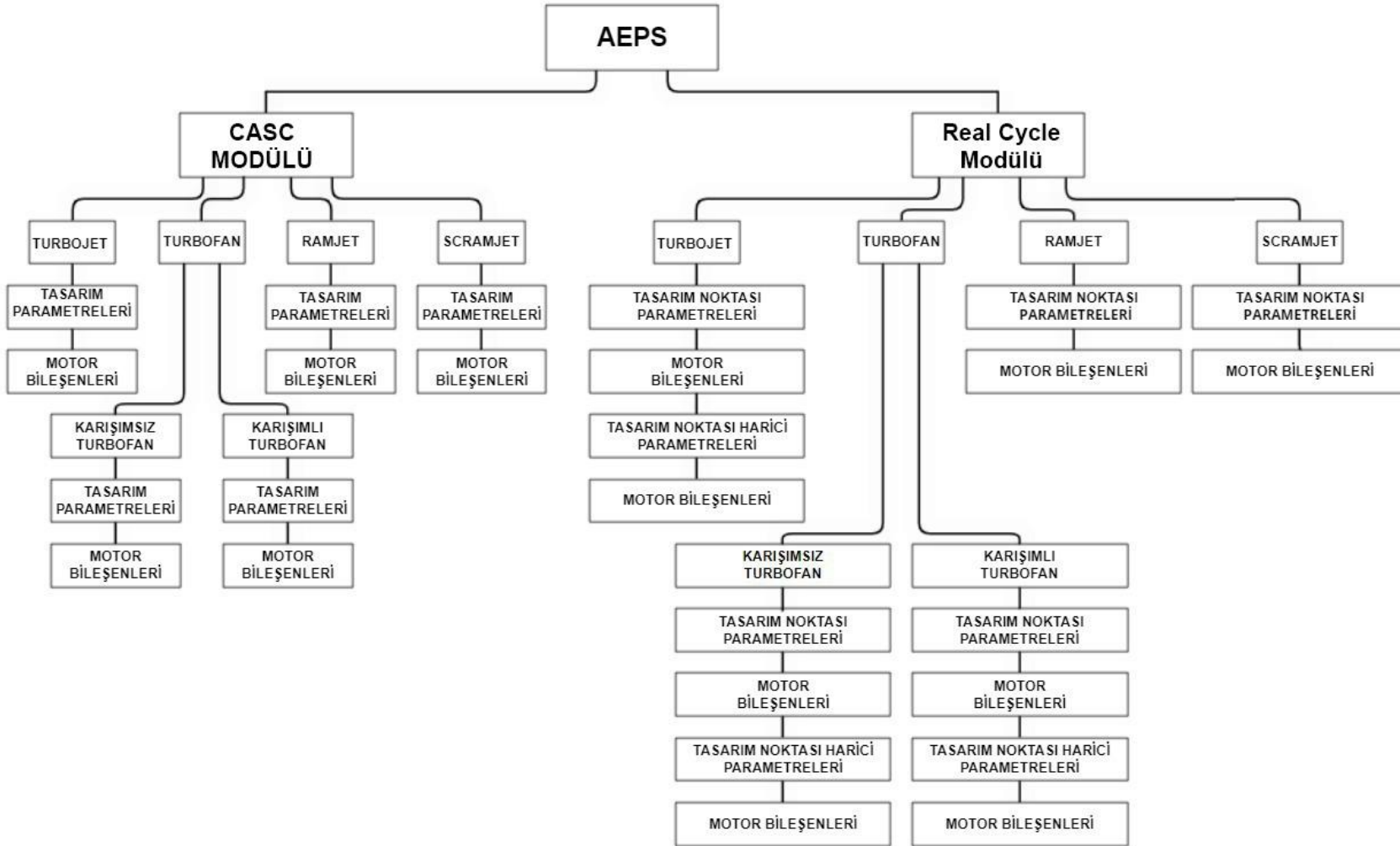
Gerçek Çevrim modülü, tez kapsamında belirtilen her bir motor konfigürasyonu için tasarım noktası ve tasarım noktası harici hesaplamaları gerçeğe en yakın şekilde gerçekleştirmek amacı ile geliştirilmiştir. Tasarım noktası harici hesaplamalar için kullanılan bileşen performans haritaları, programa entegre edilen referans bileşen performans haritalarının tasarım noktasına göre ölçeklendirilmesi ile elde edilmektedir. Bu modülün doğrulanması amacı ile GasTurb14 yazılımından elde edilen sonuçlar ve programdan alınan sonuçlar karşılaştırılmıştır. Bu modül GasTurb yazılımına ek olarak, süpersonik hava alığı modellemesi için, eğik şok bağıntılarının kullanıldığı, kullanıcı tarafından rampa sayısının ve açılarının tanımlanması ile Toplam Basınç Geri Kazanım Faktörünün hesaplandığı bir modülü de içermektedir.



## 2. MATEMATİKSEL MODELLEME

Bu tez kapsamında, MATLAB ortamında Turbojet, Turbofan, Ramjet, Scramjet motor konfigürasyonları için matematiksel modeller geliştirilmiştir. Geliştirilen program, gelecekte ihtiyaç duyacağı olası geliştirmelerin daha kolay yapılması amacı ile modüler olarak geliştirilmiştir. Geliştirilen program iki ana modülden oluşmaktadır. Bunlar, özgül ısı değerlerinin kullanıcı tarafından girildiği, soğuk hava standardı kullanılan CASC Modülü ve Gerçek Çevrim modülüdür. Bu modüllerin altında, her bir motor konfigürasyonunda kullanılan motor bileşenleri ayrı ayrı modüller şeklinde modellenmiştir. Şekil 2.1 'de geliştirilen yazılımın çalışma diyagramı gösterilmiştir.





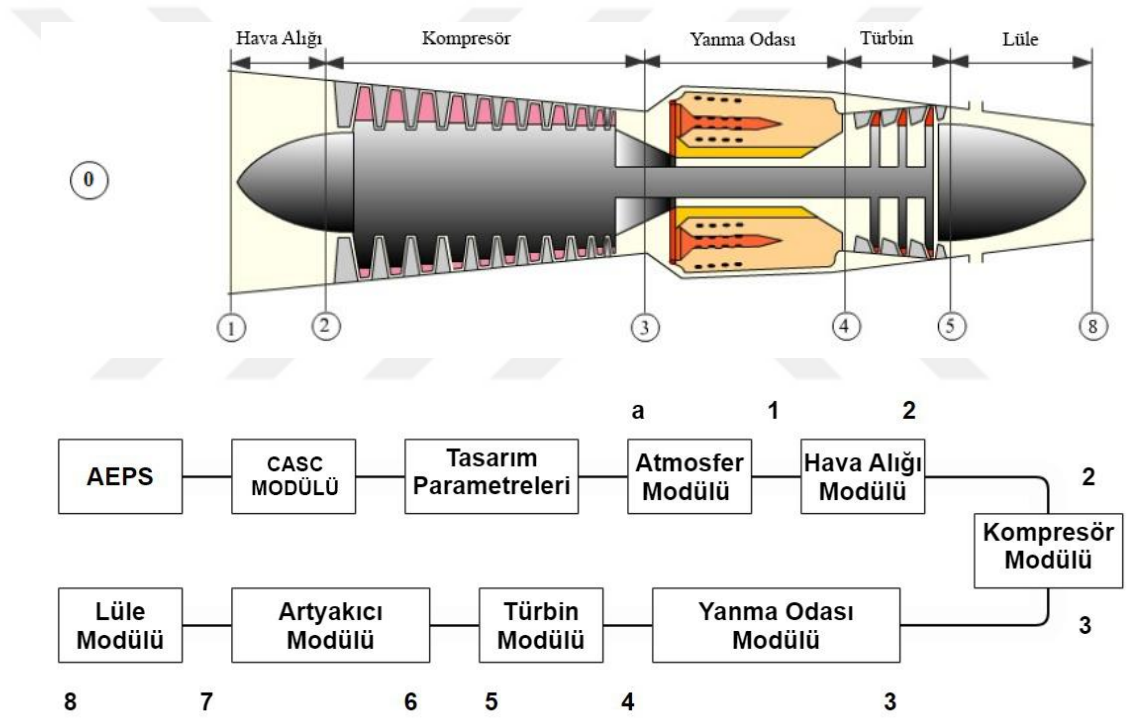
Şekil 2.1 : AEPS Çalışma Diyagramı.

## 2.1 Soğuk Hava Standardı Çevrimi Modülü

CASC modülü, farklı tipte veri girişlerine imkân sağlayacak şekilde geliştirilmiştir. Bu sayede farklı kitaplardan, farklı tipte problemlerin çözülebilmesi amaçlanmıştır. Bu bölümde CASC modülünde kullanılan matematiksel denklemler, temel tasarım parametreleri üzerinden anlatılacaktır. CASC modülün geliştirilmesi sürecinde [9,29,30,31] kaynaklarından faydalanılmıştır.

### 2.1.1 Turbojet motor modülü

Şekil 2.2’de Turbojet motor konfigürasyonu ve CASC Turbojet Modülü’nün çalışma diyagramı gösterilmiştir.



Şekil 2.2 : Bir Turbojet motor a) Konfigürasyonu [32], b) CASC Çalışma Diyagramı.

#### 2.1.1.1 Tasarım parametreleri modülü

Bu modülde kullanıcıdan temel tasarım parametreleri, hesaplamalarda kullanılacak özgül ısı ve özgül ısı oranları istenmektedir. İstenen değerler aşağıda sembolleri ile birlikte Çizelge 2.1’de listelenmiştir.

Çizelge 2.1 : CASC Turbojet Tasarım Parametreleri

İrtifa, Alt (m)	Kompresör izentropik verimi, $\eta_c$ veya Kompresör politropik verimi, $\eta_{\infty,c}$	Artyakıcı çıkış sıcaklığı, $T_{07}$ (K) Artyakıcı giriş Mach sayısı, $M_6$ Artyakıcı verimi, $\eta_{ab}$
İrtifa verilmemiş ise, Atmosfer Sıcaklığı $T_a$ (K) Atmosfer Basıncı $P_a$ (kPa)	Yanma odası basınç kayıp oranı, $\pi_b$	Yakınsak-İraksak Lüle seçeneği aktif ise, $A_9/A_8$ oranı
Mach sayısı, $M_0$	Yanma odası verimi, $\eta_b$	Soğuk taraf, Özgül ısı değeri, $c_{p,c}$ (J/kg.K) Özgül ısı oranı, $\gamma_c$
Motora giren havanın kütleli debisi, $\dot{m}_a$ (kg/s)	Yakıt alt ısı değeri, $Q_R$ (MJ/kg)	Sıcak taraf, Özgül ısı değeri, $c_{p,h}$ (J/kg.K) Özgül ısı oranı, $\gamma_h$
Basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d$	Türbin izentropik verimi, $\eta_t$ veya Türbin politropik verimi, $\eta_{\infty,t}$	Artyakıcı özgül ısı değeri, $c_{p,ab}$ (J/kg.K) Artyakıcı özgül ısı oranı, $\gamma_{ab}$
Kompresör basınç oranı, $\pi_c$	Şaft mekanik verimi, $\eta_m$	

### 2.1.1.2 Atmosfer modülü

Bu modülde irtifa verilmiş ise ISA denklemleri kullanılarak atmosfer sıcaklığı ve atmosfer basıncı hesaplanmaktadır. Ek olarak, ses hızı, hız, Mach sayısına bağlı olarak motor girişindeki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri hesaplanmaktadır. İrtifa verilmemiş ise kullanıcıdan tasarım parametresi olarak istenen atmosfer sıcaklığı ve atmosfer basıncı üzerinden, ses hızı, hız, Mach sayısına bağlı olarak motor girişindeki toplam sıcaklık ve toplam basınç hesaplanmaktadır.

İrtifa verilmiş ise, atmosfer sıcaklığı ve atmosfer basıncı, aşağıda verilen ISA denklemleri ile hesaplanmaktadır.

İrtifa < 11000 (m) ise;

$$T_{a,ISA} = 288.15 - 6,5 \frac{h}{1000} \quad (2.1)$$

$$P_{a,ISA} = 101,325 - [1 - 0,0225577 \frac{h}{1000}]^{5,2588} \quad (2.2)$$

11000 (m) < İrtifa < 25000 (m);

$$T_{a,ISA} = 216,65 \quad (2.3)$$

$$P_{amb} = 22,632 e^{\frac{11000-h}{6341,62}} \quad (2.4)$$

İrtifa > 25000 (m) ise;

$$T_{a,ISA} = 216,65 - 3 \frac{h-25000}{1000} \quad (2.5)$$

$$P_{amb} = 2,4886 \left( \frac{216,65}{T_{amb,ISA}} \right)^{11,8} \quad (2.6)$$

Burada h, metre biriminde irtifayı temsil etmektedir. Atmosfer sıcaklığı ve atmosfer basıncı hesaplandıktan sonra toplam sıcaklık ve toplam basınç değerlerinin hesaplanması için denklem (2.7) ve (2.8) kullanılmaktadır.

$$T_{0a} = T_{01} = T_a \left( 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \right) \quad (2.7)$$

$$P_{0a} = P_{01} = P_a \left( 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (2.8)$$

Ses hızı ve hız hesaplamaları;

$$a_0 = \sqrt{(\gamma_c - 1) c_{p,c} T_a} \quad (2.9)$$

$$V_a = M_0 a_0 \quad (2.10)$$

### 2.1.1.3 Hava alığı modülü

Bu modülde hava alığının çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri hesaplanmaktadır. Hava alığında toplam sıcaklık kaybı olmadığı kabul edilir. Hava alığındaki toplam basınç kaybı ise, Mach sayısının değerine bağlı olarak farklı denklemler ile hesaplanmaktadır.

Mach sayısı 1'den küçük ise;

$$P_{02} = P_{01} \pi_d \quad (2.11)$$



$1 < \text{Mach sayısı} < 5$  ise;

$$P_{02} = P_{01} (1 - 0,075 (M_0 - 1)^{1,35}) \pi'_d \text{ (kPa)} \quad (2.12)$$

olarak hesaplanmaktadır.  $\pi'_d$  sesaltı yakınsak yayıcıdaki toplam basınç kayıplarını ifade etmektedir.

#### 2.1.1.4 Kompresör modülü

Bu modülde kompresör çıkışındaki toplam basınç, toplam sıcaklık değerleri ve kompresörün ihtiyaç duyduğu güç hesaplanmaktadır. Kompresör çıkışındaki toplam sıcaklığın hesaplanması için izentropik verim veya politropik verim kullanılabilir.

$$P_{03} = P_{02} \pi_c \quad (2.13)$$

İzentropik verim verilmiş ise;

$$T_{03} = T_{02} \left( 1 + \frac{1}{\eta_c} \left( \pi_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1 \right) \right) \quad (2.14)$$

Politropik verim verilmiş ise;

$$T_{03} = T_{02} \pi_c^{\left( \frac{\gamma_c - 1}{\eta_{\infty, c} \gamma_c} \right)} \quad (2.15)$$

Kompresörün ihtiyaç duyduğu güç;

$$W_c = \dot{m}_a c_{p,c} (T_{03} - T_{02}) \quad (2.16)$$

olarak hesaplanmaktadır.

#### 2.1.1.5 Yanma odası modülü

Bu modülde, yanma odasının çıkışındaki toplam basınç, yakıt hava karışım oranı ve yanma odasının çıkışındaki sıcak gazın kütleli debisi hesaplanmaktadır.

Yanma odası çıkışındaki basınç;

$$P_{04} = P_{03} \pi_b \quad (2.17)$$

Yakıt hava karışım oranı;

$$f = \frac{c_{p,h} T_{04} - c_{p,c} T_{03}}{\eta_b Q_R - c_{p,h} T_{04}} \quad (2.18)$$

denklemden hesaplanmaktadır.

Yakıtın kütleli debisi;

$$\dot{m}_f = \dot{m}_a f \quad (2.19)$$

$$\dot{m}_4 = \dot{m}_a + \dot{m}_f \quad (2.20)$$

olarak hesaplanmaktadır.

### 2.1.1.6 Türbin modülü

Bu modülde, kompresör ve türbin arasındaki güç dengesi ile türbin çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç hesaplanmaktadır. Türbin çıkışındaki toplam basıncın hesaplanması için izentropik verim veya politropik verim kullanılabilir.

Türbinin üretmesi gereken güç;

$$W_t = \frac{W_c}{\eta_m} \quad (2.21)$$

Buradan türbin çıkışındaki toplam sıcaklık;

$$T_{05} = T_{04} - \frac{\dot{m}_a c_{p,c} (T_{03} - T_{02})}{\eta_m \dot{m}_4 c_{p,h}} \quad (2.22)$$

olarak hesaplanmaktadır.

Türbin çıkışındaki toplam basınç, izentropik verim verilmişse;

$$P_{05} = P_{04} \left[ 1 - \frac{1}{\eta_t} \left( 1 - \frac{T_{05}}{T_{04}} \right) \right]^{\frac{\gamma_h}{\gamma_h - 1}} \quad (2.23)$$

Politropik verim verilmişse;

$$P_{05} = P_{04} \left( \frac{T_{05}}{T_{04}} \right)^{\frac{\gamma_h}{(\gamma_h - 1) \eta_t}} \quad (2.24)$$

olarak hesaplanmaktadır.

### 2.1.1.7 Artyakıcı modülü

Bu modül, Tasarım Parametreleri modülünde, kullanıcı tarafından Artyakıcı seçeneğini aktif hale getirilmiş ise çalışmaktadır. Bu modülde, lüle girişindeki Mach sayısı, toplam basınç, yakıt hava karışım oranı ve lüle girişindeki sıcak gazın kütleli debisi hesaplanmaktadır.

$$f_{ab} = (1 + f) \frac{c_{p,ab} T_{07} - c_{p,h} T_{05}}{Q_R \eta_{ab} - c_{p,ab} T_{07}} \quad (2.25)$$

olarak hesaplanmaktadır.

Lüle girişindeki gazların kütleli debisi;

$$\dot{m}_7 = \dot{m}_a(1+f+f_{ab}) \quad (2.26)$$

olarak hesaplanmaktadır.

Lüle girişindeki toplam basınç değerini hesaplamak için Rayleigh Akışı denklemlerinden faydalanılmaktadır.

$$\frac{T_{07}}{T_{06}} = \left( \frac{1+Y_h M_6^2}{1+Y_{ab} M_7^2} \right)^2 \left( \frac{1+\left[\frac{Y_{ab}-1}{2}\right] M_7^2}{1+\left[\frac{Y_h-1}{2}\right] M_6^2} \right) \left( \frac{M_7^2}{M_6^2} \right) \quad (2.27)$$

Denklem (2.27)'nin sayısal yöntemler ile çözülmesi ile arıyakıcı çıkışındaki Mach sayısı  $M_7$  hesaplanmaktadır.  $M_7$  hesaplandıktan sonra çıkıştaki toplam basınç denklem (2.28) yardımı ile hesaplanmaktadır.

$$P_{07} = P_{06} \left( \frac{1+Y_h M_6^2}{1+Y_{ab} M_7^2} \right)^2 \frac{\left( 1+\left[\frac{Y_{ab}-1}{2}\right] M_7^2 \right)^{\frac{Y_{ab}-1}{Y_{ab}}}}{\left( 1+\left[\frac{Y_h-1}{2}\right] M_6^2 \right)^{\frac{Y_h-1}{Y_h}}} \quad (2.28)$$

### 2.1.1.7 Lüle modülü

Bu modül, Tasarım Parametreleri modülünde, kullanıcı tarafından Yakınsak Lüle veya Yakınsak İraksak Lüle seçimine göre çalışmaktadır. Bu modülde, lüle çıkışındaki toplam sıcaklık, toplam basınç, Mach sayısı, statik sıcaklık, statik basınç, yoğunluk, ses hızı, hız, alan, itki, özgül itki ve özgül yakıt tüketimi hesaplanmaktadır.

#### Yakınsak Lüle

Öncelikle lülenin boğulup boğulmadığı kontrol edilir. Bu kontrolün sağlanması için;

$$\text{Lüle Basınç Oranı} = \frac{P_{07}}{P_a} \quad (2.29)$$

$$\text{Kritik Basınç Oranı} = \frac{1}{\left( 1-\frac{Y_{ab}-1}{Y_{ab}+1} \right)^{\frac{Y_{ab}}{Y_{ab}-1}}} \quad (2.30)$$

olarak hesaplanmaktadır.

Eğer Lüle Basınç Oranı, Kritik Basınç Oranı'ndan büyük ise lüle boğulmuştur. Bu durumda;

$$M_8 = 1 \quad (2.31)$$

$$T_8 = \frac{2}{\gamma_{ab}+1} T_{07} \quad (2.32)$$

$$P_8 = \frac{P_{08}}{\text{Kritik Basınç Oranı}} \quad (2.33)$$

$$\rho_8 = \frac{P_8 \cdot 1000}{\frac{\gamma_{ab}-1}{\gamma_{ab}} c_{p,ab} T_8} \quad (2.34)$$

$$a_8 = \sqrt{(\gamma_{ab} - 1) c_{p,ab} T_8} \quad (2.35)$$

$$V_8 = M_8 a_8 \quad (2.36)$$

$$A_8 = \frac{\dot{m}_8}{\rho_8 V_8} \quad (2.37)$$

$$T = \dot{m}_8 V_8 - \dot{m}_a V_a + A_8 (P_8 - P_a) \cdot 1000 \quad (2.38)$$

$$\text{Özgül İtki} = \frac{T}{\dot{m}_a} \quad (2.39)$$

$$\text{Özgül Yakıt Tüketimi} = \frac{(f+f_{ab})10^6}{\text{Özgül İtki}} \quad (\text{g/kN.s}) \quad (2.40)$$

Eğer Lüle Basınç Oranı, Kritik Basınç Oranı'ndan küçük ise lüle boğulmamıştır. Bu durumda;

$$P_8 = P_a \quad (2.41)$$

$$M_8 = \sqrt{\frac{2 \left( \frac{P_{08}}{P_8} \right)^{\frac{\gamma_{ab}-1}{\gamma_{ab}}} - 1}{\gamma_{ab}-1}} \quad (2.42)$$

$$T_8 = \frac{T_{08}}{1 + \frac{\gamma_{ab}-1}{2} M_8^2} \quad (2.43)$$

$$a_8 = \sqrt{(\gamma_{ab} - 1) c_{p,ab} T_8} \quad (2.44)$$

$$V_8 = M_8 a_8 \quad (2.45)$$

$$F = \dot{m}_8 V_8 - \dot{m}_a V_a \quad (2.46)$$

$$\text{Özgül İtki} = \frac{F}{\dot{m}_a} \quad (2.47)$$

$$\text{Özgül Yakıt Tüketimi} = \frac{(f+f_{ab})10^6}{\text{Özgül İtki}} \quad (\text{g/kN.s}) \quad (2.48)$$

### Yakınsak İraksak Lüle

Yakınsak İraksak Lülelerde, Mach sayısının 1 değerine ulaştığı boğaz bölümü 8 numaralı istasyon, çıkış bölümü 9 numaralı istasyon olarak tanımlanmıştır.

Boğaz kısmındaki hesaplamalar için denklem (2.31)-(2.37) kullanılmaktadır.

$$A_9 = A_8 \frac{A_9}{A_8} (\text{m}^2) \quad (2.49)$$

Lüle çıkışındaki Mach sayısı denklem (2.50)'nin sayısal yöntemler ile çözülmesi ile hesaplanmaktadır.

$$\frac{A_9}{A_8} = \left(1 + \frac{\gamma_{ab}-1}{2} M_9^2\right)^{\frac{\gamma_{ab}+1}{2(\gamma_{ab}-1)}} \left(\frac{\gamma_{ab}+1}{2}\right)^{\frac{-\gamma_{ab}-1}{2(\gamma_{ab}-1)}} \frac{1}{M_9} \quad (2.50)$$

$$T_9 = \frac{T_{09}}{1 + \frac{\gamma_{ab}-1}{2} M_9^2} \quad (2.51)$$

$$P_9 = \frac{P_9}{\left(1 + \frac{\gamma_{ab}-1}{2} M_9^2\right)^{\frac{\gamma_{ab}}{\gamma_{ab}-1}}} \quad (2.52)$$

$$a_9 = \sqrt{(\gamma_{ab} - 1) c_{p,ab} T_9} \quad (2.53)$$

$$V_9 = M_9 a_9 \quad (2.54)$$

$$F = \dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_a V_a + A_9 (P_9 - P_a) 1000 \quad (2.55)$$

$$\text{Özgül İtki} = \frac{F}{\dot{m}_a} \quad (2.56)$$

$$\text{Özgül Yakıt Tüketimi} = \frac{(f+f_{ab})10^6}{\text{Özgül İtki}} \quad (\text{g/kN.s}) \quad (2.57)$$

Son olarak, Isıl Verim, İtki Verimi ve Genel Verim

$$\eta_{th} = \frac{\frac{1}{2}(\dot{m}_8 V_8^2 - \dot{m}_a V_a^2)}{\dot{m}_f Q_R} \quad (2.58)$$

$$\eta_p = \frac{F V_a}{\frac{1}{2}(\dot{m}_8 V_8^2 - \dot{m}_0 V_0^2)} \quad (2.59)$$

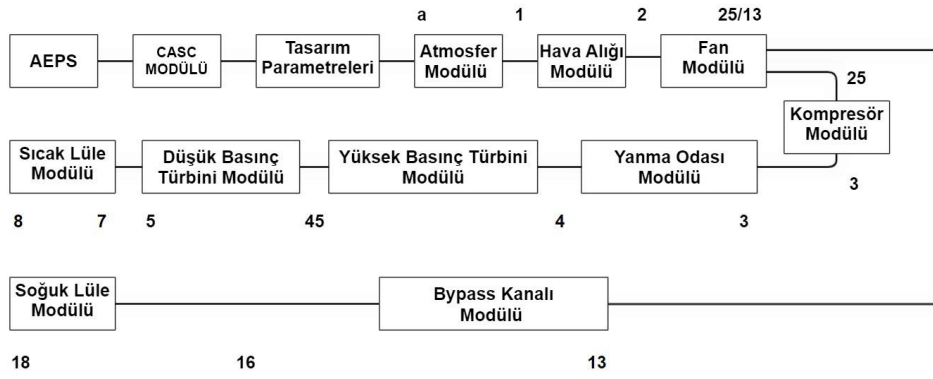
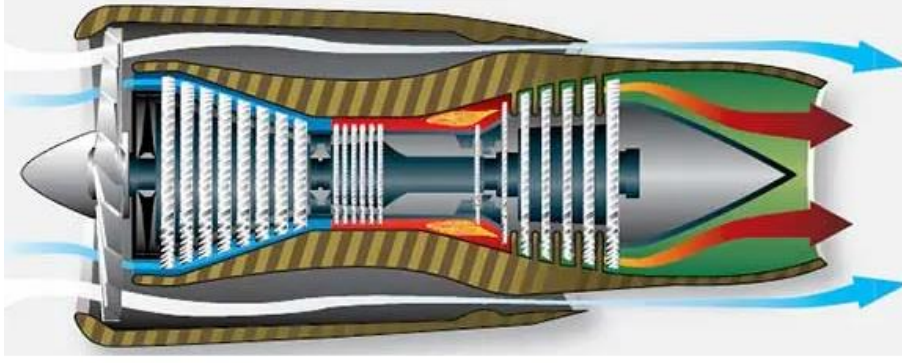
$$\eta_o = \eta_{th} \eta_p \quad (2.60)$$

## 2.1.2 Turbofan motor modülü

Turbofan Modülü, Karışimsız Turbofan Modülü ve Karışımlı Turbofan Modülü olmak üzere iki modülden oluşmaktadır.

### 2.1.2.1 Karışimsız turbofan motor modülü

Şekil 2.3'te Karışimsız Turbofan motor konfigürasyonu ve CASC Karışimsız Turbofan Motor Modülü'nün çalışma diyagramı gösterilmiştir.



Şekil 2.3 : Bir Karışimsız Turbofan motor a)Konfigürasyonu [33], b) CASC Çalışma Diyagramı.

### Tasarım Parametreleri Modülü

Bu modülde kullanıcıdan temel tasarım parametreleri, hesaplamalarda kullanılacak özgül ısı ve özgül ısı oranları istenmektedir. İstenen değerler Çizelge 2.2’de sembolleri ile birlikte listelenmiştir.

Çizelge 2.2 : CASC Karışimsız Turbofan Tasarım Parametreleri

İrtifa, Alt (m)	Bypass oranı, $\beta$	Yüksek basınç şaftı mekanik verimi, $\eta_{m1}$
İrtifa verilmemiş ise, Atmosfer sıcaklığı, $T_a$ (K) Atmosfer basıncı, $P_a$ (kPa)	Kompresör basınç oranı, $\pi_c$	Yüksek basınç türbini izentropik verimi, $\eta_{hpt}$ veya Yüksek basınç türbin, politropik verimi, $\eta_{\infty,hpt}$
Mach sayısı, $M_0$	Kompresör izentropik verimi, $\eta_c$ veya Kompresör politropik verimi, $\eta_{\infty,c}$	Düşük basınç şaftı mekanik verimi, $\eta_{m2}$

Çizelge 2.2 (devam)

Motora giren havanın kütleli debisi, $\dot{m}_a$ (kg/s)	Yanma odası çıkış sıcaklığı, $T_{04}$ (K)	Düşük basınç türbini izentropik verimi, $\eta_{lpt}$ veya Düşük basınç türbin, politropik verimi, $\eta_{\infty,lpt}$
Basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d$	Yanma odası basınç kayıp oranı, $\pi_b$	Soğuk taraf, Özgül ısı değeri, $c_{p,c}$ (J/kg.K) Özgül ısı oranı, $\gamma_c$
Fan basınç oranı, $\pi_f$	Yanma odası verimi, $\eta_b$	Sıcak taraf , Özgül ısı değeri, $c_{p,h}$ (J/kg.K) Özgül ısı oranı, $\gamma_h$
Fan izentropik verimi, $\eta_c$ veya Fan politropik verimi, $\eta_{\infty,f}$	Yakıt alt ısı değeri, $Q_R$ (MJ/kg)	

#### Atmosfer Modülü

Bu modülde irtifa verilmiş ise ISA denklemleri kullanılarak atmosfer sıcaklığı ve atmosfer basıncı hesaplanmaktadır. Ek olarak, ses hızı, hız, Mach sayısına bağlı olarak motor girişindeki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri hesaplanmaktadır. İrtifa verilmemiş ise kullanıcıdan tasarım parametresi olarak istenen atmosfer sıcaklığı ve atmosfer basıncı üzerinden, ses hızı, hız, Mach sayısına bağlı olarak motor girişindeki toplam sıcaklık ve toplam basınç hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen atmosfer modülünün aynısıdır ve denklem (2.1)-(2.10) kullanılmaktadır.

#### Hava Alığı Modülü

Bu modülde hava alığının çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri hesaplanmaktadır. Hava alığında toplam sıcaklık kaybı olmadığı kabul edilir.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen hava alığı modülünün aynısıdır ve denklem (2.11) ve (2.12) kullanılmaktadır.

#### Fan Modülü

Bu modülde fan çıkışındaki toplam basınç, toplam sıcaklık ve kompresöre giden havanın kütleli debisi hesaplanmaktadır. Fan çıkışındaki toplam sıcaklığın hesaplanması için izentropik verim veya politropik verim kullanılabilir. Fan

çıkışında kompresöre giden akış 25 ve bypass kanalına giden akış 13 istasyon numaralandırması ile gösterilmiştir.

$$P_{025} = P_{02} \pi_f \quad (2.61)$$

İzentropik verim verilmiş ise;

$$T_{025} = T_{02} \left( 1 + \frac{1}{\eta_c} \left( \pi_c^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} - 1 \right) \right) \quad (2.62)$$

Politropik verim verilmiş ise;

$$T_{025} = T_{02} \pi_c^{\left( \frac{\gamma_c-1}{\eta_{\infty,c} \gamma_c} \right)} \quad (2.63)$$

$$\dot{m}_{25} = \frac{\dot{m}_a}{\beta+1} \quad (2.64)$$

#### Bypass Kanalı Modülü

Bu modülde bypass kanalındaki havanın kütleli debisi ve fanın ihtiyaç duyduğu güç hesaplanmaktadır.

$$\dot{m}_{13} = \frac{\dot{m}_a \beta}{\beta+1} \quad (2.65)$$

$$W_f = \frac{\dot{m}_a}{\beta+1} c_{p,c} (T_{025} - T_{02}) + \frac{\dot{m}_a \beta}{\beta+1} c_{p,c} (T_{013} - T_{02}) \quad (2.66)$$

#### Kompresör Modülü

Bu modülde kompresör çıkışındaki toplam basınç, toplam sıcaklık değerleri ve kompresörün ihtiyaç duyduğu güç hesaplanmaktadır. Kompresör çıkışındaki toplam sıcaklığın hesaplanması için izentropik verim veya politropik verim kullanılabilir.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen kompresör modülünün aynısıdır ve denklem (2.13)-(2.16) kullanılmaktadır.

#### Yanma Odası Modülü

Bu modülde, yanma odasının çıkışındaki toplam basınç, yakıt hava karışım oranı ve yanma odasının çıkışındaki sıcak gazın kütleli debisi hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen yanma odası modülü ile aynıdır ve denklem (2.17)-(2.20) kullanılmaktadır.



### Yüksek Basınç Türbini Modülü

Bu modülde, kompresör ve yüksek basınç türbini arasındaki güç dengesi ile yüksek basınç türbini çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç hesaplanmaktadır. Yüksek basınç türbinin çıkışındaki toplam basıncın hesaplanması için izentropik verim veya politropik verim kullanılabilir.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen türbin modülünün aynısıdır ve denklem (2.21)-(2.24) kullanılmaktadır.

### Düşük Basınç Türbini Modülü

Bu modülde, fan ve düşük basınç türbini arasındaki güç dengesi ile düşük basınç türbini çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç hesaplanmaktadır. Düşük basınç türbini çıkışındaki toplam basıncın hesaplanması için izentropik verim veya politropik verim kullanılabilir.

Düşük basınç türbinin üretmesi gereken güç;

$$W_{lpt} = \frac{W_f}{\eta_{m2}} \quad (2.67)$$

Buradan türbin çıkışındaki toplam sıcaklık;

$$T_{05} = T_{045} - \frac{\dot{m}_{25} c_{p,c}(T_{025} - T_{02}) + \dot{m}_{13} c_{p,c}(T_{013} - T_{02})}{\eta_{m2} \dot{m}_4 c_{p,h}} \quad (2.68)$$

olarak hesaplanmaktadır.

Türbin çıkışındaki toplam basınç, izentropik verim verilmişse;

$$P_{05} = P_{045} \left[ 1 - \frac{1}{\eta_{lpt}} \left( 1 - \frac{T_{05}}{T_{045}} \right) \right]^{\frac{\gamma_h}{\gamma_h - 1}} \quad (2.69)$$

Politropik verim verilmişse;

$$P_{05} = P_{045} \left( \frac{T_{05}}{T_{045}} \right)^{\frac{\gamma_h}{(\gamma_h - 1) \eta_{\infty, lpt}}} \quad (2.70)$$

olarak hesaplanmaktadır.

### Soğuk Lüle Modülü

Bu modülde, soğuk lüle çıkışındaki toplam sıcaklık, toplam basınç, Mach sayısı, statik sıcaklık, statik basınç, yoğunluk, ses hızı, hız, alan hesaplanmaktadır.

Öncelikle soğuk lülenin boğulup boğulmadığı kontrol edilir. Bu kontrolün sağlanması için;

$$\text{Soğuk Lüle Basınç Oranı} = \frac{P_{013}}{P_a} \quad (2.71)$$

$$\text{Soğuk Lüle Kritik Basınç Oranı} = \frac{1}{\left(1 - \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c + 1}\right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}}} \quad (2.72)$$

olarak hesaplanmaktadır.

Eğer Soğuk Lüle Basınç Oranı, Soğuk Lüle Kritik Basınç Oranı'ndan büyük ise soğuk lüle boğulmuştur. Bu durumda;

$$M_{18} = 1 \quad (2.73)$$

$$T_{18} = \frac{2}{\gamma_c + 1} T_{018} \quad (2.74)$$

$$P_{18} = \frac{P_{018}}{\text{Soğuk Lüle Kritik Basınç Oranı}} \quad (2.75)$$

$$\rho_{18} = \frac{P_{18} \cdot 1000}{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} c_{p,c} T_{18}} \quad (2.76)$$

$$a_{18} = \sqrt{(\gamma_c - 1) c_{p,c} T_{18}} \quad (2.77)$$

$$V_{18} = M_{18} a_{18} \quad (2.78)$$

$$A_{18} = \frac{\dot{m}_{18}}{\rho_{18} V_{18}} \quad (2.79)$$

Eğer Soğuk Lüle Basınç Oranı, Soğuk Lüle Kritik Basınç Oranı'ndan küçük ise soğuk lüle boğulmamıştır. Bu durumda;

$$P_{18} = P_a \quad (2.80)$$

$$M_{18} = \sqrt{\frac{2 \left( \frac{P_{018}}{P_{18}} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1}{\gamma_c - 1}} \quad (2.81)$$

$$T_{18} = \frac{T_{018}}{1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_{18}^2} \quad (2.82)$$

$$a_{18} = \sqrt{(\gamma_c - 1) c_{p,c} T_{18}} \quad (2.83)$$

$$V_{18} = M_{18} a_{18} \quad (2.84)$$

### Sıcak Lüle Modülü

Bu modülde, sıcak lüle çıkışındaki toplam sıcaklık, toplam basınç, Mach sayısı, statik sıcaklık, statik basınç, yoğunluk, ses hızı, hız, alan hesaplanmaktadır.

Bu modül Turbojet motor, yakınsak lüle modülünün aynısıdır ve sıcak lüle boğulmuş ise denklem (2.31)-(2.37), sıcak lüle boğulmamış ise denklem (2.41)-(2.45) kullanılmaktadır.

İtki, Özgül İtki ve Özgül Yakıt Tüketimi;

$$F = \dot{m}_8 V_8 + \dot{m}_{18} V_{18} - \dot{m}_a V_a + A_8 (P_8 - P_a) 1000 + A_{18} (P_{18} - P_a) 1000 \quad (2.85)$$

$$\text{Özgül İtki} = \frac{F}{\dot{m}_a} \quad (2.85)$$

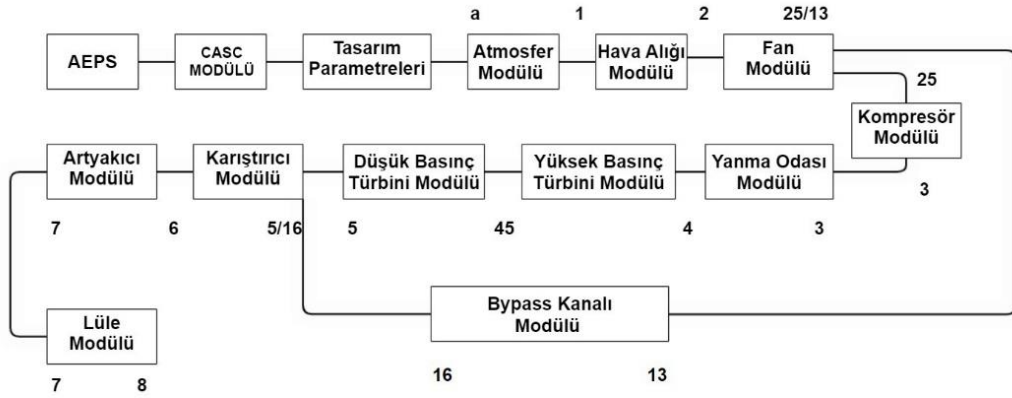
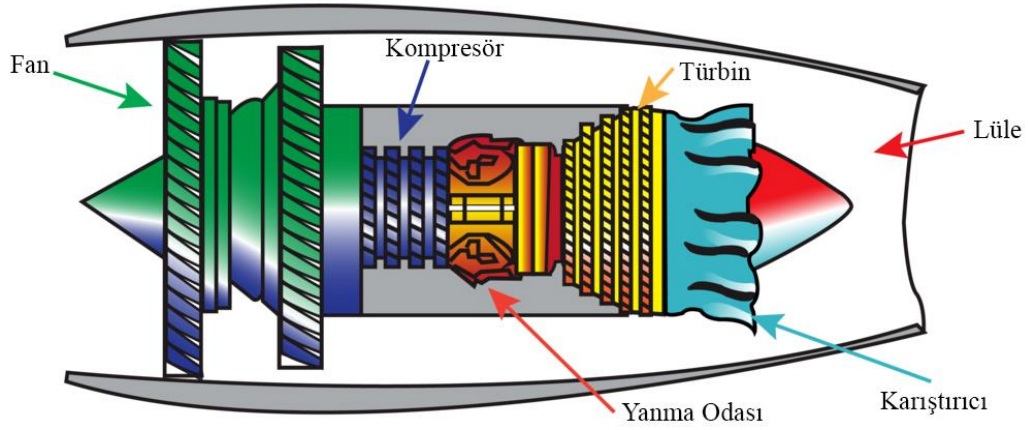
$$\text{Özgül Yakıt Tüketimi} = \frac{(\dot{f})10^6}{\text{Özgül İtki}} \quad (\text{g/kN.s}) \quad (2.86)$$

olarak hesaplanmaktadır.

Isıl Verim, İtki Verimi ve Genel Verim denklem sırasıyla (2.58)-(2.60) ile hesaplanmaktadır.

#### 2.1.2.2 Karışımli Turbofan Motor Modülü

Şekil 2.4'te Karışımli Turbofan motor konfigürasyonu ve CASC Karışımli Turbofan Motor Modülü'nün çalışma diyagramı gösterilmiştir.



Şekil 2.4 : Bir Karışımli Turbofan motor a) Konfigürasyonu [34], b) CASC Çalışma Diyagramı.

### Tasarım Parametreleri Modülü

Bu modülde kullanıcıdan temel tasarım parametreleri, hesaplamalarda kullanılacak özgül ısı ve özgül ısı oranları istenmektedir. İstenen değerler Çizelge 2.3'te sembolleri ile birlikte listelenmiştir.

Çizelge 2.3 : CASC Karışımli Turbofan Tasarım Parametreleri

İrtifa, Alt (m)	Kompresör basınç oranı, $\pi_c$	Düşük basınç türbini izentropik verimi, $\eta_{ipt}$ veya Düşük basınç türbin, politropik verimi, $\eta_{\infty, ipt}$
İrtifa verilmemiş ise, Atmosfer sıcaklığı, $T_a$ (K) Atmosfer basıncı, $P_a$ (kPa)	Kompresör izentropik verimi, $\eta_c$ veya Kompresör politropik verimi, $\eta_{\infty, c}$	Düşük basınç şaftı mekanik verimi, $\eta_{m2}$
Mach sayısı, $M_0$	Yanma odası çıkış sıcaklığı, $T_{04}$ (K)	Düşük basınç türbini çıkış Mach sayısı, $M_5$

Çizelge 2.3 (devam)

Motoru giren havanın kütleli debisi, $\dot{m}_a$ (kg/s)	Yanma odası basınç kayıp oranı, $\pi_b$	Artyakıcı çıkış sıcaklığı, $T_{07}$ (K) Artyakıcı giriş Mach sayısı, $M_7$ Artyakıcı verimi, $\eta_{ab}$
Basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d$	Yanma odası verimi, $\eta_b$	Yakınsak-İraksak Lüle seçeneği aktif ise, A9/A8 oranı
Fan basınç oranı, $\pi_f$	Yakıt alt ısı değeri, $Q_R$ (MJ/kg)	Soğuk taraf, Özgül ısı değeri, $c_{p,c}$ (J/kg.K) Özgül ısı oranı, $\gamma_c$
Fan izentropik verimi, $\eta_c$ veya Fan politropik verimi, $\eta_{\infty,f}$	Yüksek basınç türbini izentropik verimi, $\eta_{hpt}$ veya Yüksek basınç türbin, politropik verimi, $\eta_{\infty,hpt}$	Sıcak taraf, Özgül ısı değeri, $c_{p,h}$ (J/kg.K) Özgül ısı oranı, $\gamma_h$
Bypass oranı, $\beta$	Yüksek basınç şaftı mekanik verimi, $\eta_{m1}$	Artyakıcı özgül ısı değeri, $c_{p,ab}$ (J/kg.K) Artyakıcı özgül ısı oranı, $\gamma_{ab}$

#### Atmosfer Modülü

Bu modülde irtifa verilmiş ise ISA denklemleri kullanılarak atmosfer sıcaklığı ve atmosfer basıncı hesaplanmaktadır. Ek olarak, ses hızı, hız, Mach sayısına bağlı olarak motor girişindeki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri hesaplanmaktadır. İrtifa verilmemiş ise kullanıcıdan tasarım parametresi olarak istenen atmosfer sıcaklığı ve atmosfer basıncı üzerinden, ses hızı, hız, Mach sayısına bağlı olarak motor girişindeki toplam sıcaklık ve toplam basınç hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen atmosfer modülünün aynısıdır ve denklem (2.1)-(2.10) kullanılmaktadır.

#### Hava Alığı Modülü

Bu modülde hava alığının çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri hesaplanmaktadır. Hava alığında toplam sıcaklık kaybı olmadığı kabul edilir.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen hava alığı modülünün aynısıdır ve denklem (2.11) ve (2.12) kullanılmaktadır.

### Fan Modülü

Bu modülde fan çıkışındaki toplam basınç, toplam sıcaklık ve kompresöre giden havanın kütleli debisi hesaplanmaktadır. Fan çıkışındaki toplam sıcaklığın hesaplanması için izentropik verim veya politropik verim kullanılabilir. Fan çıkışında kompresöre giden akış 25 ve bypass kanalına giden akış 13 istasyon numaralandırması ile gösterilmiştir.

Bu modül, Karışimsız Turbofan motor için geliştirilen fan modülünün aynısıdır ve denklem (2.61)-(2.64) kullanılmaktadır.

### Bypass Kanalı Modülü

Bu modülde bypass kanalındaki havanın kütleli debisi ve fanın ihtiyaç duyduğu güç hesaplanmaktadır.

Bu modül, Karışimsız Turbofan motor için geliştirilen bypass kanalı modülünün aynısıdır ve denklem (2.65) ve (2.68) kullanılmaktadır.

### Kompresör Modülü

Bu modülde kompresör çıkışındaki toplam basınç, toplam sıcaklık değerleri ve kompresörün ihtiyaç duyduğu güç hesaplanmaktadır. Kompresör çıkışındaki toplam sıcaklığın hesaplanması için izentropik verim veya politropik verim kullanılabilir.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen kompresör modülünün aynısıdır ve denklem (2.13)-(2.16) kullanılmaktadır.

### Yanma Odası Modülü

Bu modülde, yanma odasının çıkışındaki toplam basınç, yakıt hava karışım oranı ve yanma odasının çıkışındaki sıcak gazın kütleli debisi hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen yanma odası modülü ile aynıdır ve denklem (2.17)-(2.20) kullanılmaktadır.

### Yüksek Basınç Türbini Modülü

Bu modülde, kompresör ve yüksek basınç türbini arasındaki güç dengesi ile yüksek basınç türbini çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç hesaplanmaktadır. Yüksek basınç türbininin çıkışındaki toplam basıncın hesaplanması için izentropik verim veya politropik verim kullanılabilir.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen türbin modülünün aynısıdır ve denklem (2.21)-(2.24) kullanılmaktadır.

### Düşük Basınç Türbini Modülü

Bu modülde, fan ve düşük basınç türbini arasındaki güç dengesi ile düşük basınç türbini çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç hesaplanmaktadır. Düşük basınç türbini çıkışındaki toplam basıncın hesaplanması için izentropik verim veya politropik verim kullanılabilir.

Bu modül, Karışimsız Turbofan motor için geliştirilen düşük basınç türbini modülünün aynısıdır ve denklem (2.67)-(2.70) kullanılmaktadır.

### Karıştırıcı Modülü

Bu modülde düşük basınç türbininden gelen gazın, statik sıcaklığı, statik basıncı, hızı, bypass kanalından gelen havanın statik basıncı, Mach sayısı, statik sıcaklığı, hızı, hava gaz karışımının özgül ısı değeri, hava gaz karışımının özgül ısı oranı, karıştırıcı girişindeki alanlar, karıştırıcı çıkışındaki alan, karıştırıcı çıkışındaki kütleli debisi, karıştırıcı çıkışındaki statik basınç ve karıştırıcı çıkışındaki toplam basınç hesaplanmaktadır. Karıştırıcı modülü, iteratif yöntem kullanılarak hesaplanmaktadır.

Düşük güç türbinin çıkış Mach sayısı bilindiği için, düşük güç türbini çıkışındaki statik sıcaklık, statik basınç ve alan hesaplanabilmektedir.

$$T_5 = \frac{T_{05}}{1 + \frac{\gamma_h - 1}{2} M_5^2} \quad (2.88)$$

$$P_5 = \frac{P_{05}}{\left(1 + \frac{\gamma_h - 1}{2} M_5^2\right)^{\frac{\gamma_h}{\gamma_h - 1}}} \quad (2.89)$$

$$\rho_5 = \frac{P_5 \cdot 1000}{\gamma_h c_{p,h} T_5} \quad (2.90)$$

$$a_5 = \sqrt{(\gamma_h - 1) c_{p,h} T_5} \quad (2.91)$$

$$V_5 = M_5 a_5 \quad (2.92)$$

$$A_5 = \frac{\dot{m}_5}{\rho_5 V_5} \quad (2.93)$$

Uygun bir karışım oluşturmak amaçlandığı için;

$$P_{13} = P_5 \quad (2.94)$$

$P_{013}$  ve  $P_{13}$  basınç değerlerinin bilinmesi ile  $M_{13}$  denklem (2.95) ile hesaplanmaktadır.

$$M_{13} = \sqrt{\frac{2 \left( \frac{P_{013}}{P_{13}} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1}{\gamma_c - 1}} \quad (2.95)$$

$$T_{13} = \frac{T_{013}}{1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_{13}^2} \quad (2.96)$$

$$\rho_{13} = \frac{P_{13} 1000}{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} c_{p,c} T_{13}} \quad (2.97)$$

$$a_{13} = \sqrt{(\gamma_c - 1) c_{p,c} T_{13}} \quad (2.98)$$

$$V_{13} = M_{13} a_{13} \quad (2.99)$$

$$A_{13} = \frac{\dot{m}_{13}}{\rho_{13} V_{13}} \quad (2.100)$$

Karışımın özgül ısı değeri, özgül ısı oranı ve kütleli debisi denklem (2.101), (2.102) ve (2.103) ile hesaplanmaktadır.

$$c_{p,m} = \frac{(c_{p,h} + \beta c_{p,c})}{\beta + 1} \quad (2.101)$$

$$\gamma_m = \frac{c_{p,h} + \beta c_{p,c}}{\frac{c_{p,h}}{\gamma_h} + \beta \frac{c_{p,c}}{\gamma_c}} \quad (2.102)$$

$$\dot{m}_6 = \dot{m}_5 + \dot{m}_{13} \quad (2.103)$$

Karışımın debi ortalamalı toplam sıcaklığı;

$$T_{06} = \frac{\dot{m}_5 c_{p,h} T_{05} + \dot{m}_{13} c_{p,c} T_{013}}{\dot{m}_6 c_{p,m}} \quad (2.104)$$

$$A_6 = A_{13} + A_5 \quad (2.105)$$

$$\dot{m}_6 = \frac{P_6 1000}{\frac{\gamma_m - 1}{\gamma_m} c_{p,m} T_6} A_6 V_6 \quad (2.106)$$

Momentum dengesi uygular isek;

$$\dot{m}_6 V_6 + A_6 P_6 = \dot{m}_5 V_5 + A_5 P_5 + \dot{m}_{13} V_{13} + A_{13} P_{13} \quad (2.107)$$

Burada bir  $M_6$  tahmininde bulunur isek;

$$T_6 = \frac{T_{06}}{1 + \frac{\gamma_m - 1}{2} M_6^2} \quad (2.108)$$

$$a_6 = \sqrt{(\gamma_m - 1) c_{p,m} T_6} \quad (2.109)$$



$$V_6 = M_6 a_6 \quad (2.110)$$

Denklem (2.106)'dan  $P_6$  değeri hesaplanabilmektedir. Hesaplanan  $P_6$  değeri denklem (2.107)'de verilen momentum dengesini de sağlayana kadar  $M_6$  değeri değişmektedir.

#### Artyakıcı Modülü

Bu modül, Tasarım Parametreleri modülünde, kullanıcı tarafından Artyakıcı seçeneğini aktif hale getirilmiş ise çalışmaktadır. Bu modülde, lüle girişindeki toplam basınç, yakıt hava karışım oranı ve lüle girişindeki sıcak gazın kütleli debisi hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen Artyakıcı modülü ile aynıdır ve denklem (2.25)-(2.28) kullanılmaktadır.

#### Lüle Modülü

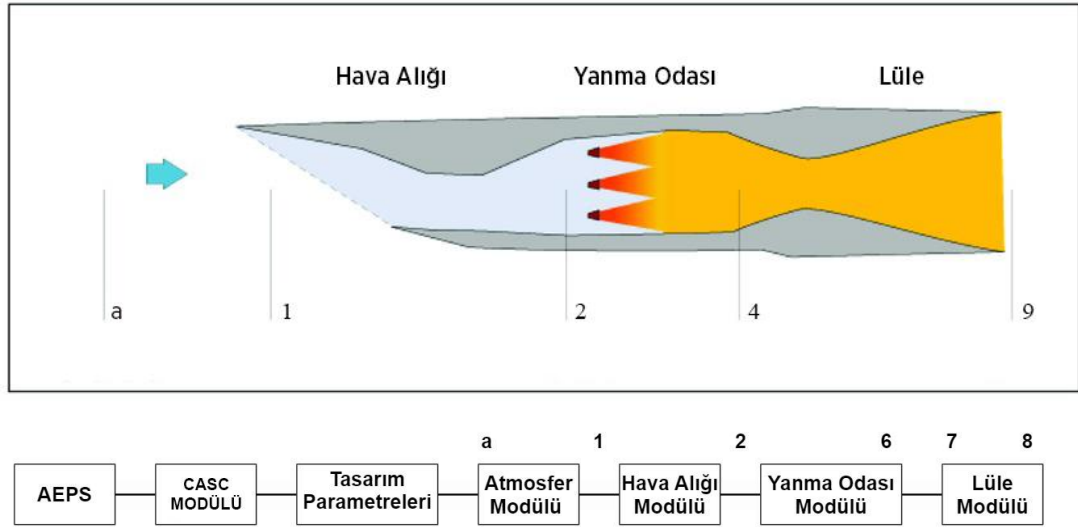
Bu modül, Tasarım Parametreleri modülünde, kullanıcı tarafından Yakınsak Lüle veya Yakınsak İraksak Lüle seçimine göre çalışmaktadır. Bu modülde, lüle çıkışındaki toplam sıcaklık, toplam basınç, Mach sayısı, statik sıcaklık, statik basınç, yoğunluk, ses hızı, hız, alan, itki, özgül itki ve özgül yakıt tüketimi hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen lüle modülünün aynısıdır ve denklem (2.29)-(2.57) kullanılmaktadır.

Isıl Verim, İtki Verimi ve Genel Verim denklem (2.58)-(2.60) ile hesaplanmaktadır.

### **2.1.3 Ramjet Motor Modülü**

Şekil 2.5'te Ramjet motor konfigürasyonu ve CASC Ramjet Modülü'nün çalışma diyagramı gösterilmiştir.



Şekil 2.5 : Bir Ramjet motor a) Konfigürasyonu [35], b) CASC Çalışma Diyagramı.

### 2.1.3.1 Tasarım parametreleri modülü

Bu modülde kullanıcıdan temel tasarım parametreleri, hesaplamalarda kullanılacak özgül ısı ve özgül ısı oranları istenmektedir. İstenen değerler Çizelge 2.4'te sembolleri ile birlikte listelenmiştir.

Çizelge 2.4 : CASC Ramjet Tasarım Parametreleri

İrtifa, Alt (m)	Basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d$	Yakıt alt ısı değeri, $Q_R$ (MJ/kg)
İrtifa verilmemiş ise, Atmosfer sıcaklığı, $T_a$ (K) Atmosfer basıncı, $P_a$ (kPa)	Yanma odası çıkış sıcaklığı, $T_{04}$ (K)	Yakınsak-İraksak Lüle seçeneği aktif ise, $A_9/A_8$ oranı
Mach sayısı, $M_0$	Yanma odası giriş Mach sayısı $M_2$	Soğuk taraf, Özgül ısı değeri, $c_{p,c}$ (J/kg.K) Özgül ısı oranı, $\gamma_c$
Motora giren havanın kütleli debisi, $\dot{m}_a$ (kg/s)	Yanma odası verimi, $\eta_b$	Sıcak taraf, Özgül ısı değeri, $c_{p,h}$ (J/kg.K) Özgül ısı oranı, $\gamma_h$

### 2.1.3.2 Atmosfer modülü

Bu modülde irtifa verilmiş ise ISA denklemleri kullanılarak atmosfer sıcaklığı ve atmosfer basıncı hesaplanmaktadır. Ek olarak, ses hızı, hız, Mach sayısına bağlı olarak motor girişindeki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri hesaplanmaktadır. İrtifa

verilmemiş ise kullanıcıdan tasarım parametresi olarak istenen atmosfer sıcaklığı ve atmosfer basıncı üzerinden, ses hızı, hız, Mach sayısına bağlı olarak motor girişindeki toplam sıcaklık ve toplam basınç hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen atmosfer modülünün aynısıdır ve denklem (2.1)-(2.10) kullanılmaktadır.

### **2.1.3.3 Hava alığı modülü**

Bu modülde hava alığının çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri hesaplanmaktadır. Hava alığında toplam sıcaklık kaybı olmadığı kabul edilir. Hava alığındaki toplam basınç kaybı ise, Mach sayısının değerine bağlı olarak farklı denklemler ile hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen hava alığı modülünün aynısıdır ve denklem (2.11) ve (2.12) kullanılmaktadır.

### **2.1.3.4 Yanma odası modülü**

Bu modülde, yanma odası çıkışındaki Mach sayısı, toplam basınç, yakıt hava karışım oranı ve yanma odası çıkışındaki sıcak gazın kütleli debisi hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen Artyakıcı modülündeki denklem (2.17)-(2.20)'den faydalanmaktadır.

### **2.1.3.5 Lüle modülü**

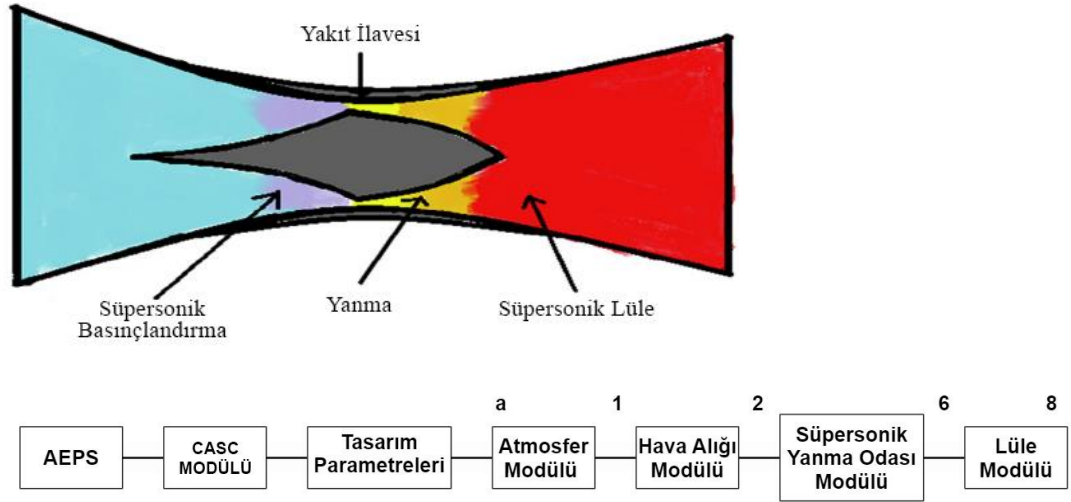
Bu modül, Tasarım Parametreleri modülünde, kullanıcı tarafından Yakınsak Lüle veya Yakınsak İraksak Lüle seçimine göre çalışmaktadır. Bu modülde, lüle çıkışındaki toplam sıcaklık, toplam basınç, Mach sayısı, statik sıcaklık, statik basınç, yoğunluk, ses hızı, hız, alan, itki, özgül itki ve özgül yakıt tüketimi hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen lüle modülünün aynısıdır ve denklem (2.29)-(2.57) kullanılmaktadır.

Isıl Verim, İtki Verimi ve Genel Verim denklem (2.58)-(2.60) ile hesaplanmaktadır.

### **2.1.4 Scramjet Motor Modülü**

Şekil 2.6'da Scramjet motor konfigürasyonu ve CASC Scramjet Modülü'nün çalışma diyagramı gösterilmiştir.



Şekil 2.6 : Bir Scramjet motor a) Konfigürasyonu [36], b) CASC Çalışma Diyagramı.

#### 2.1.4.1 Tasarım parametreleri modülü

Bu modülde kullanıcıdan temel tasarım parametreleri, hesaplamalarda kullanılacak özgül ısı ve özgül ısı oranları istenmektedir. İstenen değerler Çizelge 2.5'te sembolleri ile birlikte listelenmiştir.

Çizelge 2.5 : CASC Scramjet Tasarım Parametreleri

İrtifa, Alt (m)	Basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d$	Yakıt alt ısıl değeri, $Q_R$ (MJ/kg)
İrtifa verilmemiş ise, Atmosfer sıcaklığı, $T_a$ (K) Atmosfer basıncı, $P_a$ (kPa)	Yanma odası çıkış sıcaklığı, $T_{04}$ (K)	Yakınsak-İraksak Lüle seçeneği aktif ise, $A_9/A_8$ oranı
Mach sayısı, $M_0$	Yanma odası giriş Mach sayısı $M_2$	Soğuk taraf, Özgül ısı değeri, $c_{p,c}$ (J/kg.K) Özgül ısı oranı, $\gamma_c$
Motora giren havanın kütleli debisi, $\dot{m}_a$ (kg/s)	Yanma odası verimi, $\eta_b$	Sıcak taraf, Özgül ısı değeri, $c_{p,h}$ (J/kg.K) Özgül ısı oranı, $\gamma_h$

#### 2.1.4.2 Atmosfer modülü

Bu modülde irtifa verilmiş ise ISA denklemleri kullanılarak atmosfer sıcaklığı ve atmosfer basıncı hesaplanmaktadır. Ek olarak, ses hızı, hız, Mach sayısına bağlı olarak motor girişindeki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri hesaplanmaktadır. İrtifa verilmemiş ise kullanıcıdan tasarım parametresi olarak istenen atmosfer sıcaklığı ve atmosfer basıncı üzerinden, ses hızı, hız, Mach sayısına bağlı olarak motor girişindeki toplam sıcaklık ve toplam basınç hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen atmosfer modülünün aynısıdır ve denklem (2.1)-(2.10) kullanılmaktadır.

#### 2.1.4.3 Hava alığı modülü

Bu modülde hava alığının çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri hesaplanmaktadır. Hava alığında toplam sıcaklık kaybı olmadığı kabul edilir. Hava alığındaki toplam basınç kaybı ise, Mach sayısının değerine bağlı olarak farklı denklemler ile hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen hava alığı modülünün aynısıdır ve denklem (2.11) ve (2.12) kullanılmaktadır.

#### 2.1.4.4 Yanma odası modülü

Bu modülde, yanma odası çıkışındaki Mach sayısı, toplam basınç, statik sıcaklık, statik basınç, yoğunluk, alan, yakıt hava karışım oranı, yanma odası çıkışındaki sıcak gazın kütle debisi hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen Artyakıcı modülündeki denklem (2.25)-(2.28)'den faydalanmaktadır. Ek olarak, denklem (2.111)-(2.116) ile yanma odası çıkışındaki alan hesaplanmaktadır.

$$T_6 = \frac{T_{06}}{1 + \frac{\gamma_h - 1}{2} M_6^2} \quad (2.111)$$

$$P_6 = \frac{P_{06}}{\left(1 + \frac{\gamma_h - 1}{2} M_6^2\right)^{\frac{\gamma_h}{\gamma_h - 1}}} \quad (2.112)$$

$$\rho_6 = \frac{P_6 \cdot 1000}{\gamma_h \cdot c_{p,h} T_6} \quad (2.113)$$

$$a_6 = \sqrt{(\gamma_h - 1) c_{p,h} T_6} \quad (2.114)$$

$$V_6 = M_6 a_6 \quad (2.115)$$

$$A_6 = \frac{\dot{m}_6}{\rho_6 V_6} \quad (2.116)$$

#### 2.1.4.5 Lüle modülü

Bu modülde, lüle çıkışındaki toplam sıcaklık, toplam basınç, Mach sayısı, statik sıcaklık, statik basınç, ses hızı, hız, alan, itki, özgül itki ve özgül yakıt tüketimi hesaplanmaktadır.

Yanma odasından çıkan sıcak gazın Mach sayısı 1'den büyük olduğu için, lüle yakınsak bir bileşen içermemektedir.

$$A_8 = A_6 \frac{A_8}{A_6} \quad (2.117)$$

Lüle çıkışındaki Mach sayısı denklem (2.118)'in sayısal yöntemler ile çözülmesi ile hesaplanmaktadır.

$$\frac{A_8}{A_6} = \left(1 + \frac{Y_h - 1}{2} M_8^2\right)^{\frac{Y_h + 1}{2(Y_h - 1)}} \left(\frac{Y_h + 1}{2}\right)^{\frac{-Y_h - 1}{2(Y_h - 1)}} \frac{1}{M_8} \quad (2.118)$$

$$T_8 = \frac{T_{08}}{1 + \frac{Y_h - 1}{2} M_8^2} \quad (2.119)$$

$$P_8 = \frac{P_8}{\left(1 + \frac{Y_h - 1}{2} M_8^2\right)^{\frac{Y_h}{Y_h - 1}}} \quad (2.120)$$

$$a_8 = \sqrt{(Y_h - 1) c_{p,h} T_8} \quad (2.121)$$

$$V_8 = M_8 a_8 \quad (2.122)$$

$$F = \dot{m}_8 V_8 - \dot{m}_a V_a + A_8 (P_8 - P_a) 1000 \quad (2.123)$$

$$\text{Özgül İtki} = \frac{F}{\dot{m}_a} \quad (2.124)$$

$$\text{Özgül Yakıt Tüketimi} = \frac{(\dot{f}) 10^6}{\text{Özgül İtki}} \quad (\text{g/kN.s}) \quad (2.125)$$

Isıl Verim, İtki Verimi ve Genel Verim denklem (2.58)-(2.60) ile hesaplanmaktadır.

## 2.2 Gerçek Çevrim Modülü

Gerçek Çevrim modülü özgül ısı, entalpi, gaz sabiti değerlerinin sıcaklığın ve yakıt hava karışım oranının fonksiyonu olarak tanımlandığı sayısal hava modeli

kullanılmaktadır. Bu modülde, tasarım noktası ve tasarım noktası harici performans hesaplamaları yapılabilmektedir. Gerçek Çevrim modülünün geliştirilmesi sürecinde [9,12,37] kaynaklarından faydalanılmıştır.

### 2.2.1. Sayısal hava modeli

Sayısal hava modeli, referans [37]'deki denklemlerden faydalanılarak oluşturulmuştur.

$$T_z = \frac{T}{1000} \quad (2.126)$$

Özgül entalpi,  $h$ , (kJ/kg) denklem (2.127) ile hesaplanmaktadır.

$$h = 1000 \times \left( A0 \times T_z + \frac{A1}{2} \times T_z^2 + \frac{A2}{3} \times T_z^3 + \frac{A3}{4} \times T_z^4 + \frac{A4}{5} \times T_z^5 + \frac{A5}{6} \times T_z^6 + \frac{A6}{7} \times T_z^7 + \frac{A7}{8} \times T_z^8 + \frac{A8}{9} \times T_z^9 + A9 + \left( \frac{f}{1+f} \right) \times \left( B0 \times T_z + \frac{B1}{2} \times T_z^2 + \frac{B2}{3} \times T_z^3 + \frac{B3}{4} \times T_z^4 + \frac{B4}{5} \times T_z^5 + \frac{B5}{6} \times T_z^6 + \frac{B6}{7} \times T_z^7 + B8 \right) \right) \quad (2.127)$$

Özgül ısı,  $c_p$ , (J/kg.K) denklem (2.128) ile hesaplanmaktadır.

$$c_p = 1000 \times \left( A0 + A1 \times T_z + A2 \times T_z^2 + A3 \times T_z^3 + A4 \times T_z^4 + A5 \times T_z^5 + A6 \times T_z^6 + A7 \times T_z^7 + A8 \times T_z^8 + \left( \frac{f}{1+f} \right) \times \left( B0 + B1 \times T_z + B2 \times T_z^2 + B3 \times T_z^3 + B4 \times T_z^4 + B5 \times T_z^5 + B6 \times T_z^6 + B7 \times T_z^7 \right) \right) \quad (2.128)$$

Entropi değişimi;

$$ds = \int c_p \frac{dT}{T} + R \int \frac{dP}{P} \quad (2.129)$$

Entropinin sıcaklığa bağlı kısmı,  $\int c_p \frac{dT}{T}$ ,  $\varphi$ , (kJ/kg.K) ile ifade edilmektedir ve denklem (2.130) ile hesaplanmaktadır.

$$\varphi = A0 \times \ln(T_z) + A1 \times T_z + \frac{A2}{2} \times T_z^2 + \frac{A3}{3} \times T_z^3 + \frac{A4}{4} \times T_z^4 + \frac{A5}{5} \times T_z^5 + \frac{A6}{6} \times T_z^6 + \frac{A7}{7} \times T_z^7 + \frac{A8}{8} \times T_z^8 + A10 + \left( \frac{f}{1+f} \right) \times \left( B0 \times \ln(T_z) + B1 \times T_z + \frac{B2}{2} \times T_z^2 + \frac{B3}{3} \times T_z^3 + \frac{B4}{4} \times T_z^4 + \frac{B5}{5} \times T_z^5 + \frac{B6}{6} \times T_z^6 + \frac{B7}{7} \times T_z^7 + B9 \right) \quad (2.130)$$

Denklem (2.126), (2.127) ve (2.128)'de kullanılan A ve B değerleri Çizelge 2.6 ve Çizelge 2.7'de listelenmiştir.

Çizelge 2.6 : Hava Özellik Sabitleri.

A0	0,992313
A1	0,236688
A2	-1,852148
A3	6,083152
A4	-8,893933
A5	7,097112
A6	-3,234725
A7	0,794571
A8	-0,081873
A9	0,422178
A10	0,001053

Çizelge 2.7 : Kerosen Özellik Sabitleri.

B0	-0,718874
B1	8,747481
B2	-15,863157
B3	17,254096
B4	-10,233795
B5	3,081778
B6	-0,361112
B7	-0,003919
B8	0,055593
B9	-0,0016079

Gaz sabiti, R, (J/kg.K) denklem (2.131) ile yakıt-hava oranı, f, cinsinden şu şekilde hesaplanmaktadır.

$$R = 287,05 - 0,0099 \times f + 10^{-7} \times f^2 \quad (2.131)$$

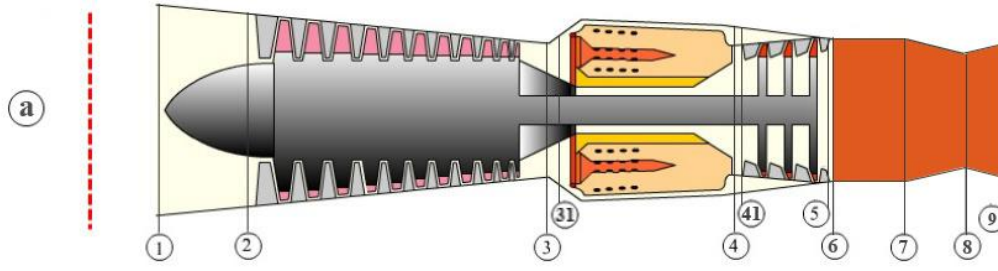
Özgül ısı oranı, Y denklem (2.132) ile hesaplanmaktadır.

$$Y = \frac{c_p}{c_p - R} \quad (2.132)$$

### 2.2.2 Turbojet motor tasarım noktası modülü

Şekil 2.7'de Gerçek Çevrim, Turbojet Motor Modülü istasyon numaralandırması gösterilmiştir.





Şekil 2.7 : Gerçek Çevrim, Turbojet Modülü İstasyon Numaralandırması [32].

### 2.2.2.1 Tasarım parametreleri modülü

Bu modülde kullanıcıdan temel tasarım parametreleri istenmektedir. İstenen değerler Çizelge 2.8’de sembolleri ile birlikte listelenmiştir.

Çizelge 2.8 : Gerçek Çevrim Turbojet Tasarım Parametreleri

İrtifa, Alt (m)	Yedek Güç, $P_o$ (kW)	Şaft hızı, N (rpm)
Mach sayısı, $M_0$	Şaft mekanik verimi, $\eta_m$	Kompresör izentropik verimi, $\eta_c$
Kompresör girişi standart gün koşullarına göre düzeltilmiş kütle debisi, $\dot{m}_{2,corr}$ (kg/s)	Türbin çıkış kanalı basınç kayıp oranı, $\pi_{05}$	Türbin izentropik verimi, $\eta_t$
Basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d$	Dalgalanma önleyici hava tahliyesi oranı (Handling Bleed), $\epsilon_1$	Yakınsak-İraksak Lüle seçeneği aktif ise, $A_9/A_8$ oranı
Yanma odası çıkış sıcaklığı, $T_{04}$ (K)	Dalgalanma önleyici hava tahliyesi özgül entalpi oranı, $h_{e1}$	Artyakıcı seçeneği aktif ise, Artyakıcı çıkış sıcaklığı, $T_{07}$ (K) Artyakıcı giriş Mach sayısı, $M_7$ Artyakıcı seçeneği aktif ise, Artyakıcı verimi, $\eta_{ab}$
Yanma odası basınç kayıp oranı, $\pi_b$	Kabin basınçlandırma hava tahliyesi oranı (Overboard Bleed), $\epsilon_2$	İtki katsayısı, $C_{FG}$
Yanma odası verimi, $\eta_b$	Kabin basınçlandırma hava tahliyesi özgül entalpi oranı, $h_{e2}$	Deşarj katsayısı, $C_{FD}$

Çizelge 2.8 (devam)

Yanma odası kısmi yük sabiti, b	Türbin yönlendirme vanası soğutma havası oranı, $\epsilon_3$	Kompresör basınç oranı, $\pi_c$
Yakıt alt ısıl değeri, $Q_R$ (MJ/kg)	Türbin rotoru soğutma havası oranı, $\epsilon_4$	

### 2.2.2.2 Atmosfer modülü

Bu modülde ISA denklemleri kullanılarak atmosfer sıcaklığı ve atmosfer basıncı hesaplanmaktadır. Ek olarak, ses hızı, hız, Mach sayısına bağlı olarak motor girişindeki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri hesaplanmaktadır.

İrtifa < 11000 (m) ise;

$$T_{a,ISA} = 288,15 - 6,5 \frac{h}{1000} \quad (2.133)$$

$$P_{a,ISA} = 101,325 - [1 - 0,0225577 \frac{h}{1000}]^{5,2588} \quad (2.134)$$

11000 (m) < İrtifa < 25000 (m);

$$T_{a,ISA} = 216,65 \quad (2.135)$$

$$P_{amb} = 22,632 e^{\frac{11000-h}{6341,62}} \quad (2.136)$$

İrtifa > 25000 (m) ise;

$$T_{a,ISA} = 216,65 - 3 \frac{h-25000}{1000} \quad (2.137)$$

$$P_{amb} = 2,4886 \left( \frac{216,15}{T_{amb,ISA}} \right)^{11,8} \quad (2.138)$$

$$a_0 = \sqrt{(Y_c - 1) c_{p,c} T_a} \quad (2.139)$$

$$V_a = M_0 a_0 \quad (2.140)$$

Burada h, metre biriminde irtifayı temsil etmektedir. Atmosfer sıcaklığı, atmosfer basıncı ve hız hesaplandıktan sonra, denklem (2.126) ve (2.127) ile statik sıcaklık üzerinden özgül entalpi,  $h_a$  hesaplanır.  $h_a$  hesaplandıktan sonra denklem (2.141) ile toplam sıcaklık üzerinden özgül entalpi,  $h_{0a}$  hesaplanmaktadır.

$$h_{0a} = \frac{h_a \times 1000 + \frac{v_a^2}{2}}{1000} \quad (2.141)$$

$h_{0a}$  hesaplandıktan sonra denklem (2.127) ve Newton-Raphson İterasyon Yöntemi ile toplam sıcaklık  $T_{0a}$  (K) hesaplanmaktadır.

Toplam basınç hesaplaması için, denklem (2.126) ve (2.127) ile statik sıcaklık değeri için ve toplam sıcaklık değeri için  $\varphi_a$  ve  $\varphi_{0a}$  hesaplanmaktadır ve toplam basınç;

$$P_{0a} = P_a e^{\frac{\varphi_{0a} - \varphi_a}{R_{hava}}} \quad (2.142)$$

olarak hesaplanmaktadır.

### 2.2.2.3 Hava alığı modülü

Bu modülde hava alığının çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri hesaplanmaktadır. Hava alığında toplam sıcaklık kaybı olmadığı kabul edilir. Hava alığındaki toplam basınç kaybı ise, Mach sayısının değerine bağlı olarak farklı denklemler ile hesaplanmaktadır.

Mach sayısı 1'den küçük ise;

$$P_{02} = P_{01} \pi_d \quad (2.143)$$

$1 < \text{Mach sayısı} < 5$  ise;

$$P_{02} = P_{01} (1 - 0,075 (M_0 - 1)^{1,35}) \pi'_d \quad (2.144)$$

olarak hesaplanmaktadır.  $\pi'_d$  sesaltı yakınsak yayıcıdaki toplam basınç kayıplarını ifade etmektedir.

Ek olarak süpersonik veya hipersonik hava alığında kullanılmak üzere eğik şok bağıntılarının kullanıldığı bir Ses Üstü Hava Alığı modülü geliştirilmiştir. Bu modül, 2.2.6 başlığı altında anlatılacaktır.

### 2.2.2.4 Kompresör modülü

Bu modülde kompresör girişindeki kütleli debi, kompresör çıkışındaki toplam basınç, toplam sıcaklık, değerleri ve kompresörün ihtiyaç duyduğu güç hesaplanmaktadır.

$$\dot{m}_2 = \dot{m}_{2,corr} \frac{P_{02}/P_{std}}{\sqrt{T_{02}/T_{std}}} \quad (2.145)$$

Burada  $P_{std} = 101,325$  (kPa) ve  $T_{std} = 288,15$  (K)'dir.

$$P_{03} = P_{02} \pi_c \quad (2.146)$$

Kompresör çıkışındaki toplam sıcaklığın bulunması için, öncelikle denklem (2.126) ve (2.130) ile  $\varphi_{02}$  hesaplanmaktadır. Devamında kompresör çıkışındaki, Izentropik durumdaki  $\varphi_{03s}$  denklem (2.147) ile hesaplanmaktadır.

$$\varphi_{03s} = \frac{R_{hava}}{1000} \ln \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right) + \varphi_{02} \quad (2.147)$$

Denklem (2.147)'nin, denklem (2.130) ve Newton-Raphson yöntemi ile çözülmesi sonucunda  $T_{03s}$  (K) hesaplanmaktadır. Daha sonra denklem (2.126) ve (2.127) ile  $h_{03s}$  hesaplanmaktadır.

$h_{03}$  hesaplaması için denklem (2.147) kullanılmaktadır.

$$h_{03} = h_{02} + \frac{h_{03s} - h_{02}}{\eta_c} \quad (2.148)$$

$h_{03}$  değeri hesaplandıktan sonra denklem (2.127)'nin Newton-Raphson Metodu ile çözülmesi sonucunda  $T_{03}$  (K) hesaplanmaktadır.

$$\dot{m}_{\varepsilon 1} = \dot{m}_2 \varepsilon 1 \quad (2.149)$$

$$\dot{m}_{\varepsilon 2} = \dot{m}_2 \varepsilon 2 \quad (2.150)$$

$$\dot{m}_{\varepsilon 3} = \dot{m}_2 \varepsilon 3 \quad (2.151)$$

$$\dot{m}_{\varepsilon 4} = \dot{m}_2 \varepsilon 4 \quad (2.152)$$

$$\dot{m}_3 = \dot{m}_2 - \dot{m}_{\varepsilon 1} - \dot{m}_{\varepsilon 2} \quad (2.153)$$

Kompresörün ihtiyaç duyduğu güç,

$$W_c = \dot{m}_3(h_{03} - h_{02}) + \dot{m}_{\varepsilon 1} h_{\varepsilon 1}(h_{03} - h_{02}) + \dot{m}_{\varepsilon 2} h_{\varepsilon 2}(h_{03} - h_{02}) \quad (2.154)$$

olarak hesaplanmaktadır.

$$\dot{m}_{31} = \dot{m}_3 - \dot{m}_{\varepsilon 3} - \dot{m}_{\varepsilon 4} \quad (2.155)$$

### 2.2.2.5 Yanma odası modülü

Bu modülde, yanma odasının çıkışındaki toplam basınç, yakıt hava karışım oranı ve yanma odasının çıkışındaki sıcak gazın kütleli debisi hesaplanmaktadır.

Yanma odası çıkışındaki basınç;

$$P_{04} = P_{03} \pi_b \quad (2.156)$$

Yakıt hava karışım oranının hesaplanması iteratif bir süreçtir. Öncelikle bir yakıt hava karışım oranı tahmin edilir,  $f_g$ . Daha sonra denklem (2.126) ve (2.127) ile  $h_{031}$ ,  $h_{ref,hava}$ , tahmin edilen  $f_g$  ile  $h_{04}$  ve  $h_{ref,gaz}$  hesaplanır. Burada  $T_{ref} = 298,15$  (K)'dir.

Yeni yakıt hava karışım oranı denklem (2.156) ile hesaplanmaktadır.

$$f = \frac{(h_{04} - h_{ref,gaz}) - (h_{031} - h_{ref,hava})}{\eta_b Q_R(kj) - (h_{04} - h_{ref,gaz})} \quad (2.157)$$

İterasyon denklem (2.158) koşulu sağlanana kadar devam etmektedir.

$$f_g = f \quad (2.158)$$

Yakıt hava karışım oranı hesaplandıktan sonra kütleli debi hesaplamaları yapılabilmektedir.

$$\dot{m}_f = \dot{m}_{31} f \quad (2.159)$$

$$\dot{m}_4 = \dot{m}_{31} + \dot{m}_f \quad (2.160)$$

### 2.2.2.6 Türbin modülü

Bu modülde, türbin girişindeki gazın kütleli debisi, toplam sıcaklık, toplam basınçları, kompresör ve türbin arasındaki güç dengesi ile türbin çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç hesaplanmaktadır.

$$\dot{m}_{41} = \dot{m}_4 + \dot{m}_{\varepsilon 3} \quad (2.161)$$

Türbin girişindeki gazın toplam sıcaklığını bulmak için denklem (2.126) ve (2.127)'den faydalanarak entalpi dengesi uygulanır.

$$h_{041} = \frac{\dot{m}_4 h_{04} + \dot{m}_{\varepsilon 3} h_{03}}{\dot{m}_{41}} \quad (2.162)$$

$$f_{41} = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{31} + \dot{m}_{\varepsilon 3}} \quad (2.163)$$

Denklem (2.162)'in, denklem (2.127) ve Newton Raphson Metodu ile çözülmesi sonucunda  $T_{041}$  (K) hesaplanmaktadır.

Türbinin üretmesi gereken güç;

$$W_t = \frac{W_c + P_o}{\eta_m} \quad (2.164)$$

Olarak hesaplanmaktadır. Denklem (2.164) düzenlenerek denklem (2.165)'den türbin çıkışındaki özgül entalpi hesaplanmaktadır.

$$h_{049} = h_{041} - \frac{\dot{m}_3(h_{03} - h_{02}) + \dot{m}_{\varepsilon 1} h_{\varepsilon 1}(h_{03} - h_{02}) + \dot{m}_{\varepsilon 2} h_{\varepsilon 2}(h_{03} - h_{02}) + P_o}{\eta_m \dot{m}_{41}} \quad (2.165)$$

Türbin çıkışındaki özgül entalpi,  $h_{049}$  hesaplandıktan sonra denklem (2.127)'nin Newton-Raphson Metodu ile çözülmesi sonucunda  $T_{049}$  (K) hesaplanmaktadır.

Türbin çıkışındaki toplam basınç;

$$h_{049s} = \eta_t h_{041} - \frac{h_{041} - h_{049}}{\eta_t} \quad (2.166)$$

Denklem (2.166)'nin, denklem (2.127) ve Newton-Raphson Metodu ile çözülmesi sonucunda  $T_{049s}$  (K) hesaplanmaktadır.

Denklem (2.126) ve (2.130) ile  $\varphi_{041}$  ve  $\varphi_{049s}$  hesaplanmaktadır. Gaz sabiti ise denklem (2.131)'den hesaplanmaktadır.

$$P_{049} = e^{\left(\frac{\varphi_{049s} - \varphi_{041}}{R_{41}/1000}\right)} P_{041} \quad (2.167)$$

olarak hesaplanmaktadır.

Türbin rotoru soğutma havasının hesaplamalara bu noktada katıldığı kabul edilmektedir,

$$\dot{m}_5 = \dot{m}_{41} + \dot{m}_{\varepsilon 4} \quad (2.168)$$

Türbin çıkışındaki gazın toplam sıcaklığını bulmak için denklem (2.126) ve (2.127)'den faydalanarak entalpi dengesi uygulanır.

$$h_{05} = \frac{\dot{m}_{41} h_{049} + \dot{m}_{\varepsilon 4} h_{03}}{\dot{m}_5} \quad (2.169)$$

$$f_5 = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{31} + \dot{m}_{\varepsilon 3} + \dot{m}_{\varepsilon 4}} \quad (2.170)$$

Denklem (2.127)'nin Newton Raphson Metodu ile çözülmesi sonucunda  $T_{05}$  (K) hesaplanmaktadır.

Denklem (2.126), (2.128), (2.131) ve (2.132) ile  $c_{p05}$ ,  $R_5$ ,  $Y_5$  hesaplanmaktadır.

### 2.2.2.7 Artyakıcı modülü

Bu modül, Tasarım Parametreleri modülünde, kullanıcı tarafından Artyakıcı seçeneğini aktif hale getirilmiş ise çalışmaktadır. Bu modülde, lüle girişindeki Mach sayısı, toplam sıcaklık, toplam basınç, yakıt hava karışım oranı ve lüle girişindeki sıcak gazın kütle debisi hesaplanmaktadır. Hesaplama yapılırken referans [38]'deki Rayleigh Akış Tablolarından faydalanılmaktadır.

$$P_{06} = P_{05} \pi_{05} \quad (2.171)$$

Öncelikle yakıt hava karışım oranı hesaplanır. Yakıt hava karışım oranının hesaplanması iteratif bir süreçtir. Öncelikle bir yakıt hava karışım oranı tahmin edilir,

$f_{7g}$ . Daha sonra denklem (2.126) ve (2.127) ile  $h_{06}$ ,  $h_{ref,06}$ , tahmin edilen  $f_{7g}$  ile  $h_{07}$  ve  $h_{ref,07}$  hesaplanır. Burada  $T_{ref} = 298.15$  (K)'dir.

Yeni yakıt hava karışım oranı denklem (2.172) ve (2.173) ile hesaplanmaktadır.

$$f_{ab} = \frac{(1+f_5)((h_{07}-h_{ref,07})-(h_{06}-h_{ref,06}))}{\eta_{ab}Q_R(kj)-(h_{07}-h_{ref,07})} \quad (2.172)$$

$$f_7 = f_5 + f_{ab} \quad (2.173)$$

İterasyon denklem (2.174) koşulu sağlanana kadar devam etmektedir.

$$f_{7g} = f_7 \quad (2.174)$$

Yakıt hava karışım oranı hesaplandıktan sonra kütleli debi hesaplamaları yapılabilmektedir.

$$\dot{m}_7 = (1 + f_7)(\dot{m}_{31} + \dot{m}_{\varepsilon 3} + \dot{m}_{\varepsilon 4}) \quad (2.175)$$

Yakıt hava karışım oranı hesaplandıktan sonra denklem (2.126), (2.128), (2.131) ve (2.132) ile  $c_{p07}$ ,  $R_7$ ,  $Y_7$  hesaplanmaktadır.

Yazılımın içerisine referans [38]'den alınan  $Y = 1,2, 1,3, 1,4$  ve  $1,67$  için oluşturulmuş Rayleigh Akış Tabloları yerleştirilmiştir. Yazılım tarafından hesaplanan  $Y$  değerleri için tablolar arasında interpolasyon yapılarak yeni tablolar oluşturulmaktadır.

Artyakıcı çıkışındaki Mach sayısı ve toplam basınç Rayleigh Akış Tablolarından faydalanılarak hesaplanmaktadır. Artyakıcı girişi için, Mach sayısı bilindiği için, yazılım tarafından oluşturulan Rayleigh Akış Tablosundan  $\frac{T_{06}}{T_0^*}$  ve  $\frac{P_{06}}{P_0^*}$  değerleri okunmaktadır.

$$\frac{T_{07}}{T_0^*} = \frac{T_{07}}{T_{06}} \frac{T_{06}}{T_0^*} \quad (2.176)$$

Denklem (2.176)'dan elde edilen değer, Artyakıcı çıkışı için oluşturulan Rayleigh Akış Tablosunda, Mach sayısı 1'den küçük olan bölümde aranır ve bulunduğu yerde (gerekirse interpolasyon yapılarak)  $M_7$  ve  $\frac{P_{07}}{P_0^*}$  değerleri okunmaktadır.

$$P_{07} = P_{06} \frac{P_{07}/P_0^*}{P_{06}/P_0^*} \quad (2.177)$$

### 2.2.2.8 Lüle modülü

Bu modül, Tasarım Parametreleri modülünde, kullanıcı tarafından Yakınsak Lüle veya Yakınsak Iraksak Lüle seçimine göre çalışmaktadır. Bu modülde, lüle çıkışındaki toplam sıcaklık, toplam basınç, Mach sayısı, statik sıcaklık, statik basınç, yoğunluk, ses hızı, hız, alan, itki, özgül itki ve özgül yakıt tüketimi hesaplanmaktadır.

#### Yakınsak Lüle

Lülede toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri değişmez.

Öncelikle lülenin boğulup boğulmadığı kontrol edilir. Bu kontrolün sağlanması için;

$$\text{Lüle Basınç Oranı} = \frac{P_{08}}{P_a} \quad (2.178)$$

$$\text{Kritik Basınç Oranı} = \frac{1}{\left(1 - \frac{\gamma_8 - 1}{\gamma_8 + 1}\right)^{\frac{\gamma_8}{\gamma_8 - 1}}} \quad (2.179)$$

olarak hesaplanmaktadır.

Eğer Lüle Basınç Oranı, Kritik Basınç Oranı'ndan büyük ise lüle boğulmuştur. Bu durumda;

$$M_8 = 1 \quad (2.180)$$

Lüle çıkışındaki statik sıcaklık iteratif olarak hesaplanmaktadır. Öncelikle bir sıcaklık  $T_{8g}$  tahmininde bulunmaktadır. Denklem (2.126), (2.128), (2.132) ile  $c_{p,8}$  ve  $\gamma_{8g}$  hesaplanmaktadır.

$$T_8 = \frac{T_{08}}{1 + \frac{\gamma_8 - 1}{2} M_8^2} \quad (2.181)$$

İterasyon denklem (2.182)'deki koşul sağlanana kadar devam etmektedir.

$$T_{8g} = T_8 \quad (2.182)$$

Statik sıcaklık değeri hesaplandıktan sonra,

$$P_8 = \frac{P_{08}}{\left(\frac{T_{08}}{T_8}\right)^{\frac{\gamma_8}{\gamma_8 - 1}}} \quad (2.183)$$

$$\rho_8 = \frac{P_8 \cdot 1000}{R_8 T_8} \quad (2.184)$$

$$a_8 = \sqrt{\gamma_8 R_8 T_8} \quad (2.185)$$

$$V_8 = M_8 a_8 \quad (2.186)$$



$$A_{8,efektif} = \frac{\dot{m}_8}{\rho_8 V_8} \quad (2.187)$$

$$A_{8,geometrik} = \frac{A_{8,efektif}}{C_{FD}} \quad (2.188)$$

$$F = \dot{m}_8 V_8 C_{FG} - \dot{m}_a V_a + A_{8,geometrik} (P_8 - P_a) 1000 \quad (2.189)$$

$$\text{Özgül İtki} = \frac{F 1000}{\dot{m}_a} \quad (2.190)$$

$$\text{Özgül Yakıt Tüketimi} = \frac{(f+f_{ab})1000}{\text{Özgül İtki}} \quad (\text{g/kN.s}) \quad (2.191)$$

hesaplamaları yapılmaktadır.

Eğer Lüle Basınç Oranı, Kritik Basınç Oranı'ndan küçük ise lüle boğulmamıştır. Bu durumda;

$$P_8 = P_a \quad (2.192)$$

Lüle çıkışındaki Mach sayısı ve statik sıcaklık iteratif olarak hesaplanmaktadır. Öncelikle bir sıcaklık  $T_{8g}$  tahmininde bulunmaktadır. Denklem (2.126), (2.128), (2.132) ile  $c_{p,8}$  ve  $\gamma_{s8}$  hesaplanmaktadır.

$$M_8 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_{s8}-1} \left( \left( \frac{P_{08}}{P_8} \right)^{\frac{\gamma_{s8}}{\gamma_{s8}-1}} - 1 \right)} \quad (2.193)$$

$$T_8 = \frac{T_{08}}{1 + \frac{\gamma_{s8}-1}{2} M_8^2} \quad (2.194)$$

İterasyon denklem (2.195)'deki koşul sağlanana kadar devam etmektedir.

$$T_{8g} = T_8 \quad (2.195)$$

Statik sıcaklık değeri hesaplandıktan sonra,

$$a_8 = \sqrt{\gamma_{s8} R_8 T_8} \quad (2.196)$$

$$V_8 = M_8 a_8 \quad (2.197)$$

$$F = \dot{m}_8 V_8 C_{FG} - \dot{m}_a V_a \quad (2.198)$$

$$\text{Özgül İtki} = \frac{F 1000}{\dot{m}_a} \quad (2.199)$$

$$\text{Özgül Yakıt Tüketimi} = \frac{(f+f_{ab})1000}{\text{Özgül İtki}} \quad (\text{g/kN.s}) \quad (2.200)$$

hesaplamaları yapılmaktadır.

### Yakınsak Iraksak Lüle

Yakınsak Iraksak Lülelerde, Mach sayısının 1'e ulaştığı boğaz bölümü 8 numaralı istasyon, çıkış bölümü 9 numaralı istasyon olarak tanımlanmıştır.

Boğaz kısmındaki hesaplamalar için denklem (2.181)-(2.188) kullanılmaktadır.

$$A_{9,efektif} = A_8 \frac{A_9}{A_8} \quad (2.201)$$

$$Q = \dot{m}_8 \frac{\sqrt{T_{09}}}{A_{9,efektif} P_{08}} \quad (2.202)$$

$$Q = 1000 \sqrt{2 \frac{\gamma_9}{(\gamma_9-1)R_9} \left(\frac{P_{09}}{P_9}\right)^{-\frac{2}{\gamma_9}} \left(1 - \left(\frac{P_{09}}{P_9}\right)^{\frac{1-\gamma_9}{\gamma_9}}\right)} \quad (2.203)$$

$P_9$  (kPa), denklem (2.202) ve (2.203)'nin sayısal yöntemler ile çözülmesi ile hesaplanmaktadır.

$$\varphi_9 = \varphi_{09} - \ln\left(\frac{P_{09}}{P_9}\right) R_9 \quad (2.204)$$

$\varphi_9$ 'un denklem (2.130) ve Newton-Raphson Metodu kullanılarak çözülmesi ile  $T_9$  (K) hesaplanmaktadır.

$T_9$  (K) hesaplandıktan sonra, denklem (2.126), (2.128), (2.131) ve (2.132) ile  $c_{p,9}$ ,  $R_9$  ve  $\gamma_9$  hesaplanmaktadır.

$$a_9 = \sqrt{\gamma_9 R_9 T_9} \quad (2.205)$$

$$V_9 = \sqrt{2 \times 1000 (h_{09} - h_9)} \quad (2.206)$$

$$M_9 = \frac{V_9}{a_9} \quad (2.207)$$

$$A_{9,geometrik} = \frac{A_{9,efektif}}{C_{FD}} \quad (2.208)$$

$$F = \dot{m}_9 V_9 C_{FG} - \dot{m}_a V_a + A_{9,geometrik} (P_9 - P_a) 1000 \quad (2.209)$$

$$\text{Özgül İtke} = \frac{F}{\dot{m}_a} \quad (2.210)$$

$$\text{Özgül Yakıt Tüketimi} = \frac{(f+f_{ab})1000}{\text{Özgül İtke}} \quad (\text{g/kN.s}) \quad (2.211)$$

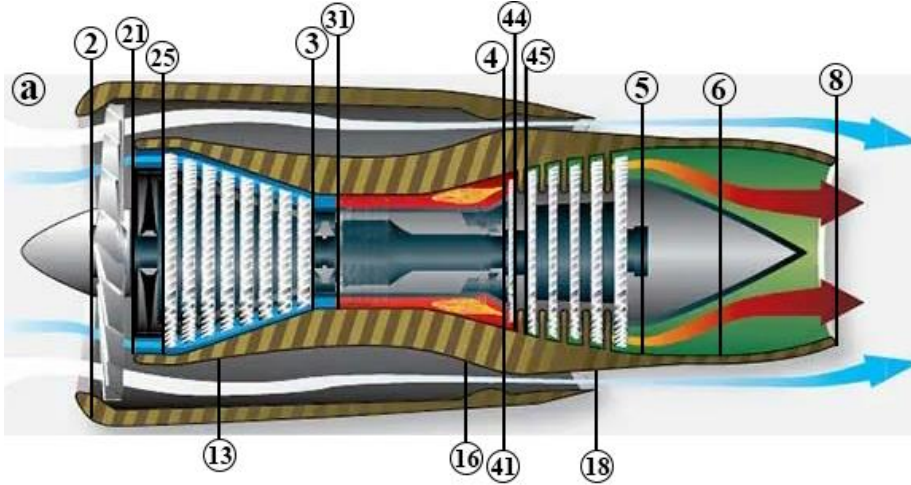
Isıl Verim, İtke Verimi ve Genel Verim sırası ile denklem (2.58)-(2.60) ile hesaplanmaktadır.

### 2.2.3 Turbofan motor, tasarım noktası modülü

Turbofan Modülü, Karışimsız Turbofan Modülü ve Karışımlı Turbofan Modülü olmak üzere iki modülden oluşmaktadır.

#### 2.2.3.1 Karışimsız turbofan motor tasarım noktası modülü

Şekil 2.8’de Gerçek Çevrim, Karışimsız Turbofan Motor Modülü istasyon numaralandırması gösterilmiştir.



Şekil 2.8 : Gerçek Çevrim, Karışimsız Turbofan Motor Modülü İstasyon Numaralandırması [33]

#### Tasarım Parametreleri Modülü

Bu modülde kullanıcıdan temel tasarım parametreleri istenmektedir. İstenen değerler Çizelge 2.9’da sembolleri ile birlikte listelenmiştir.

Çizelge 2.9 : Gerçek Çevrim Karışimsız Turbofan Tasarım Parametreleri

İrtifa, Alt (m)	Yanma odası kısmi yük sabiti, b	Düşük basınç türbini rotor soğutma havası özgül entalpi oranı, $h_{e6}$
Mach sayısı, $M_0$	Yakıt alt ısıl değeri, $(MJ/kg)$	Yüksek basınç şaft hızı, $N_{hp}$ (rpm)
Kompresör girişi standart gün koşullarına göre düzeltilmiş kütle debisi, $\dot{m}_{2,corr}$ (kg/s)	Yedek Güç, $P_o$ (kW)	Düşük basınç şaft hızı, $N_{lp}$ (rpm)

Çizelge 2.9 (devam)

Basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d$	Yüksek basınç şaftı mekanik verimi, $\eta_{m1}$	Fan iç kısım izentropik verimi, $\eta_{f,i}$
Fan iç kısım basınç oranı, $\pi_{f,i}$	Düşük basınç şaftı mekanik verimi, $\eta_{m2}$	Fan dış kısım izentropik verimi, $\eta_{f,o}$
Fan dış kısım basınç oranı, $\pi_{f,o}$	Türbin çıkış kanalı basınç kayıp oranı, $\pi_{05}$	Kompresör izentropik verimi, $\eta_c$
Fan ve kompresör arasındaki basınç kayıp oranı, $\pi_{025}$	Dalgalanma önleyici hava tahliyesi oranı (Handling Bleed), $\epsilon_1$	Yüksek basınç türbini izentropik verimi, $\eta_{hpt}$
Kompresör basınç oranı, $\pi_c$ Bypass kanalı basınç kayıp oranı, $\pi_{016}$	Kabin basınçlandırma hava tahliyesi oranı (Overboard Bleed), $\epsilon_2$	Yüksek basınç türbini izentropik verimi, $\eta_{ipt}$
Türbinler arasındaki kanaldaki basınç kayıp oranı, $\pi_{045}$	Kabin basınçlandırma hava tahliyesi özgül entalpi oranı, $h_{\epsilon 2}$	Soğuk taraf itki katsayısı, $C_{FG,c}$
Bypass oranı, $\beta$	Yüksek basınç türbini yönlendirme vanası soğutma havası oranı, $\epsilon_3$	Soğuk taraf deşarj katsayısı, $C_{FD,c}$
Yanma odası çıkış sıcaklığı, $T_{04}$ (K)	Yüksek basınç türbini rotor soğutma havası oranı, $\epsilon_4$	Sıcak taraf itki katsayısı, $C_{FG,h}$
Yanma odası basınç kayıp oranı, $\pi_b$	Bypass kanalına sızıntı, $\epsilon_5$	Sıcak taraf deşarj katsayısı, $C_{FD,h}$
Yanma odası verimi, $\eta_b$	Düşük basınç türbini rotor soğutma havası oranı, $\epsilon_6$	

#### Atmosfer Modülü

Bu modülde ISA denklemleri kullanılarak atmosfer sıcaklığı ve atmosfer basıncı hesaplanmaktadır. Ek olarak, ses hızı, hız, Mach sayısına bağlı olarak motor girişindeki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor atmosfer modülü ile aynıdır ve denklem (2.133)-(2.142) kullanılmaktadır.

#### Hava Alığı Modülü

Bu modülde hava alığının çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri hesaplanmaktadır. Hava alığında toplam sıcaklık kaybı olmadığı kabul edilir. Hava alığındaki toplam basınç kaybı ise, Mach sayısının değerine bağlı olarak farklı denklemler ile hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor hava alığı modülü ile aynıdır ve denklem (2.143) ve (2.144) kullanılmaktadır.

### Fan Modülü

Bu modülde fan iç taraf çıkışındaki toplam basınç, toplam sıcaklık, değerleri hesaplanmaktadır.

$$P_{021} = P_{02} \pi_{f,i} \quad (2.212)$$

Fan iç taraf çıkışındaki toplam sıcaklığın bulunması için, öncelikle denklem (2.126) ve (2.129) ile  $\varphi_{02}$  hesaplanmaktadır. Devamında fan iç taraf çıkışındaki, izentropik durumdaki  $\varphi_{021s}$  denklem (2.212) ile hesaplanmaktadır.

$$\varphi_{021s} = \frac{R_{hava}}{1000} \ln \left( \frac{P_{021}}{P_{02}} \right) + \varphi_{02} \quad (2.213)$$

Denklem (2.212)'nin, denklem (2.130) ve Newton-Raphson yöntemi ile çözülmesi sonucunda  $T_{02s}$  (K) hesaplanmaktadır. Daha sonra denklem (2.126) ve (2.127) ile  $h_{021s}$  hesaplanmaktadır.

$h_{021}$  hesaplaması için denklem (2.213) kullanılmaktadır.

$$h_{021} = h_{02} + \frac{h_{021s} - h_{02}}{\eta_{f,i}} \quad (2.214)$$

$h_{021}$  değeri hesaplandıktan sonra denklem (2.127)'nin Newton-Raphson Metodu ile çözülmesi sonucunda  $T_{021}$  (K) hesaplanmaktadır.

### Kompresör Modülü

Bu modülde kompresör girişindeki kütleli debi, kompresör çıkışındaki toplam basınç, toplam sıcaklık, değerleri ve kompresörün ihtiyaç duyduğu güç hesaplanmaktadır.

$$P_{025} = P_{021} \pi_{025} \quad (2.215)$$

Bu modül, Turbojet motor, kompresör modülündeki denklem (2.145)-(2.148)'den faydalanmaktadır. Ek olarak kütleli debiler;

$$\dot{m}_{25} = \dot{m}_{25,corr} \frac{P_{025}/P_{std}}{\sqrt{T_{025}/T_{std}}} \quad (2.216)$$

$$\dot{m}_{\varepsilon 1} = \dot{m}_{25} \varepsilon 1 \quad (2.217)$$

$$\dot{m}_{\varepsilon 2} = \dot{m}_{25} \varepsilon 2 \quad (2.218)$$

$$\dot{m}_{\varepsilon 3} = \dot{m}_{25} \varepsilon 3 \quad (2.219)$$

$$\dot{m}_{\varepsilon 4} = \dot{m}_{25} \varepsilon 4 \quad (2.220)$$

$$\dot{m}_{\varepsilon 5} = \dot{m}_{25} \varepsilon 5 \quad (2.221)$$

$$\dot{m}_{\varepsilon 6} = \dot{m}_{25} \varepsilon 6 \quad (2.222)$$

$$\dot{m}_3 = \dot{m}_{25} - \dot{m}_{\varepsilon 2} - \dot{m}_{\varepsilon 6} \quad (2.223)$$

olarak hesaplanmaktadır.

Kompresörün ihtiyaç duyduğu güç,

$$W_c = \dot{m}_3(h_{03} - h_{025}) + \dot{m}_{\varepsilon 2} h_{\varepsilon 2}(h_{03} - h_{025}) + \dot{m}_{\varepsilon 6} h_{\varepsilon 6}(h_{03} - h_{025}) \quad (2.224)$$

olarak hesaplanmaktadır.

$$\dot{m}_{31} = \dot{m}_3 - \dot{m}_{\varepsilon 1} - \dot{m}_{\varepsilon 3} - \dot{m}_{\varepsilon 4} - \dot{m}_{\varepsilon 5} \quad (2.225)$$

### Bypass Kanalı Modülü

Bu modülde bypass kanalındaki havanın kütleli debisi ve fanın ihtiyaç duyduğu güç hesaplanmaktadır.

$$\dot{m}_{13} = \dot{m}_{25} \beta \quad (2.226)$$

$$P_{013} = P_{02} \pi_{f,o} \quad (2.227)$$

Fan dış kısım çıkışındaki toplam sıcaklığın bulunması için, öncelikle denklem (2.126) ve (2.130) ile  $\varphi_{02}$  hesaplanmaktadır. Devamında fan dış kısım çıkışındaki, izentropik durumdaki  $\varphi_{013s}$  denklem (2.228) ile hesaplanmaktadır.

$$\varphi_{013s} = \frac{R_{hava}}{1000} \ln \left( \frac{P_{013}}{P_{02}} \right) + \varphi_{02} \quad (2.228)$$

Denklem (2.228)'in, denklem (2.130) ve Newton-Raphson yöntemi ile çözülmesi sonucunda  $T_{013s}$  (K) hesaplanmaktadır. Daha sonra denklem (2.126) ve (2.127) ile  $h_{03s}$  hesaplanmaktadır.

$h_{013}$  hesaplaması için denklem (2.229) kullanılmaktadır.

$$h_{013} = h_{02} + \frac{h_{013s} - h_{02}}{\eta_{f,o}} \quad (2.229)$$

$h_{013}$  değeri hesaplandıktan sonra denklem (2.127)'nin Newton-Raphson Metodu ile çözülmesi sonucunda  $T_{013}$  (K) hesaplanmaktadır.

$$P_{016} = P_{013} \pi_{016} \quad (2.230)$$

$$W_f = \dot{m}_{25}(h_{021} - h_{02}) + \dot{m}_{13}(h_{013} - h_{02}) \quad (2.231)$$

Denklem (2.231)'de kullanılan özgül entalpi değerleri, denklem (2.126) ve (2.127) ile hesaplanmaktadır.

### Yanma Odası Modülü

Bu modülde, yanma odasının çıkışındaki toplam basınç, yakıt hava karışım oranı ve yanma odasının çıkışındaki sıcak gazın kütleli debisi hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor yanma odası modülünün aynısıdır ve denklem (2.156)-(2.160) kullanılmaktadır.

### Yüksek Güç Türbini Modülü

Bu modülde, türbin girişindeki gazın kütleli debisi, toplam sıcaklık, toplam basınçları, kompresör ve türbin arasındaki güç dengesi ile türbin çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor türbin modülündeki denklem (2.161)-(2.170)'ten faydalanmaktadır.

### Düşük Güç Türbini Modülü

Bu modülde, düşük güç türbininin girişindeki gazın toplam sıcaklık, toplam basınçları, fan ve düşük basınç türbin, arasındaki güç dengesi ile türbin çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç hesaplanmaktadır.

Düşük güç türbinin üretmesi gereken güç;

$$W_{lpt} = \frac{W_f}{\eta_{m2}} \quad (2.232)$$

olarak hesaplanmaktadır. Denklem (2.232) düzenlenerek denklem (2.233)'den türbin çıkışındaki özgül entalpi hesaplanmaktadır.

$$h_{049} = h_{045} - \frac{\dot{m}_{25}(h_{021}-h_{02})+\dot{m}_{13}(h_{013}-h_{02})}{\eta_m \dot{m}_{45}} \quad (2.233)$$

Düşük güç türbini çıkışındaki özgül entalpi,  $h_{049}$  hesaplandıktan sonra denklem (2.127)'nin Newton-Raphson Metodu ile çözülmesi sonucunda  $T_{049}$  (K) hesaplanmaktadır.

Türbin çıkışındaki toplam basınç;

$$h_{049s} = \eta_{lpt} h_{045} - \frac{h_{045}-h_{049}}{\eta_{lpt}} \quad (2.234)$$

Denklem (2.234)'ün, denklem (2.127) ve Newton-Raphson Metodu ile çözülmesi sonucunda  $T_{049s}$  (K) hesaplanmaktadır.

Denklem (2.126) ve (2.130) ile  $\varphi_{041}$  ve  $\varphi_{049s}$  hesaplanmaktadır. Gaz sabiti ise denklem (2.131)'den hesaplanmaktadır.

$$P_{045} = P_{041}\pi_{045} \quad (2.235)$$

$$P_{049} = e^{\left(\frac{\varphi_{049s}-\varphi_{41}}{R_{41}/1000}\right)} P_{045} \quad (2.236)$$

olarak hesaplanmaktadır.

Düşük güç türbini rotor soğutma havasının hesaplamalara bu noktada katıldığı kabul edilmektedir,

$$\dot{m}_5 = \dot{m}_{45} + \dot{m}_{\varepsilon 6} \quad (2.237)$$

Türbin çıkışındaki gazın toplam sıcaklığını bulmak için denklem (2.126) ve (2.127)'den faydalanarak entalpi dengesi uygulanır.

$$h_{05} = \frac{\dot{m}_{45}h_{049} + \dot{m}_{\varepsilon 6}(h_{\varepsilon 6}(h_{03}-h_{025}) + h_{025})}{\dot{m}_5} \quad (2.238)$$

$$f_5 = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{31} + \dot{m}_{\varepsilon 3} + \dot{m}_{\varepsilon 4}} \quad (2.239)$$

Denklem (2.238)'in, denklem (2.127) ve Newton Raphson Metodu ile çözülmesi sonucunda  $T_{05}$  (K) hesaplanmaktadır.

Denklem (2.126), (2.128), (2.131) ve (2.132) ile  $c_{p05}$ ,  $R_5$ ,  $\gamma_5$  hesaplanmaktadır.

### Soğuk Lüle Modülü

Bu modülde, soğuk lüle çıkışındaki toplam sıcaklık, toplam basınç, Mach sayısı, statik sıcaklık, statik basınç, yoğunluk, ses hızı, hız ve alan hesaplanmaktadır.

Öncelikle soğuk lülenin boğulup boğulmadığı kontrol edilmektedir.

$$\text{Soğuk Lüle Basınç Oranı} = \frac{P_{016}}{P_a} \quad (2.240)$$

$$\text{Soğuk Lüle Kritik Basınç Oranı} = \frac{1}{\left(1 - \frac{\gamma_{16}-1}{\gamma_{16}+1}\right)^{\frac{\gamma_{16}}{\gamma_{16}-1}}} \quad (2.241)$$

Eğer Soğuk Lüle Basınç Oranı, Soğuk Lüle Kritik Basınç Oranı'ndan büyük ise soğuk lüle boğulmuştur. Bu durumda;



$$M_{18} = 1 \quad (2.242)$$

Soğuk lüle çıkışındaki statik sıcaklık iteratif olarak hesaplanmaktadır. Öncelikle bir sıcaklık,  $T_{18g}$ , tahmininde bulunmaktadır. Denklem (2.126), (2.128), (2.132) ile  $c_{p,18}$  ve  $Y_{18}$  hesaplanmaktadır.

$$T_{18} = \frac{T_{018}}{1 + \frac{Y_{18}-1}{2}} \quad (2.243)$$

İterasyon denklem (244)'deki koşul sağlanana kadar devam etmektedir.

$$T_{18g} = T_{18} \quad (2.244)$$

Statik sıcaklık değeri hesaplandıktan sonra,

$$P_{18} = \frac{P_{018}}{\left(\frac{T_{018}}{T_{18}}\right)^{\frac{Y_{18}}{Y_{18}-1}}} \quad (2.245)$$

$$\rho_{18} = \frac{P_{18} \cdot 1000}{R_{hava} T_{18}} \quad (2.246)$$

$$a_{18} = \sqrt{Y_{18} R_{hava} T_{18}} \quad (2.247)$$

$$V_{18} = M_{18} a_{18} \quad (2.248)$$

$$A_{18,efektif} = \frac{\dot{m}_{18}}{\rho_{18} V_{18}} \quad (2.249)$$

$$A_{18,geometrik} = \frac{A_{18,efektif}}{C_{FD,c}} \quad (2.250)$$

hesaplamaları yapılmaktadır.

Eğer Soğuk Lüle Basınç Oranı, Soğuk Lüle Kritik Basınç Oranı'ndan küçük ise lüle boğulmamıştır. Bu durumda;

$$P_{18} = P_a \quad (2.251)$$

Lüle çıkışındaki Mach sayısı ve statik sıcaklık iteratif olarak hesaplanmaktadır. Öncelikle bir sıcaklık  $T_{18g}$  tahmininde bulunmaktadır. Denklem (2.126), (2.128), (2.132) ile  $c_{p,18}$  ve  $Y_{18}$  hesaplanmaktadır.

$$M_{18} = \sqrt{\frac{2}{Y_{18}-1} \left( \left( \frac{P_{018}}{P_{18}} \right)^{\frac{Y_{18}}{Y_{18}-1}} - 1 \right)} \quad (2.252)$$

$$T_{18} = \frac{T_{018}}{1 + \frac{Y_{18}-1}{2} M_{18}^2} \quad (2.253)$$

İterasyon denklem (2.254)'deki koşul sağlanana kadar devam etmektedir.

$$T_{18g} = T_{18} \quad (2.254)$$

Statik sıcaklık değeri hesaplandıktan sonra,

$$a_{18} = \sqrt{\gamma_{18} R_{hava} T_{18}} \quad (2.255)$$

$$V_{18} = M_{18} a_{18} \quad (2.256)$$

hesaplamaları yapılmaktadır.

### Sıcak Lüle Modülü

Bu modülde, lüle çıkışındaki toplam sıcaklık, toplam basınç, Mach sayısı, statik sıcaklık, statik basınç, yoğunluk, ses hızı, hız, alan, itki, özgül itki ve özgül yakıt tüketimi hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor lüle modülünün aynısıdır ve sıcak lüle boğulmuş ise denklem (2.180)-(2.188), sıcak lüle boğulmamış ise denklem (2.192)-(2.198) kullanılmaktadır.

$$F = \dot{m}_8 V_8 C_{FG,h} + \dot{m}_{18} V_{18} C_{FG,c} - \dot{m}_a V_a + A_{8,geometrik} (P_8 - P_a) 1000 + A_{18,geometrik} (P_{18} - P_a) 1000 \quad (2.257)$$

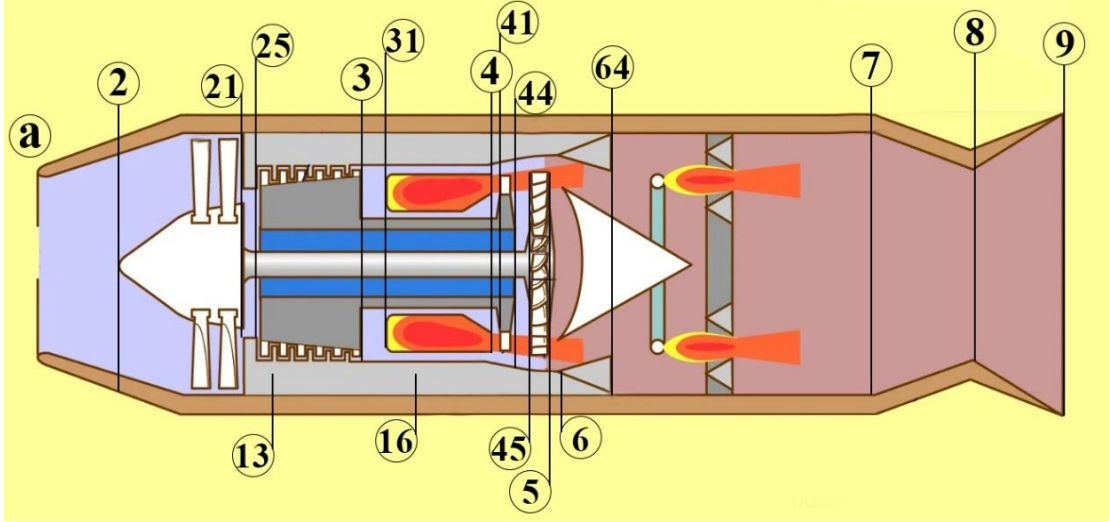
$$\text{Özgül İtki} = \frac{F}{\dot{m}_a} \quad (2.258)$$

$$\text{Özgül Yakıt Tüketimi} = \frac{f 1000}{\text{Özgül İtki}} \quad (\text{g/kN.s}) \quad (2.259)$$

Isıl Verim, İtki Verimi ve Genel Verim denklem (2.58)-(2.60) ile hesaplanmaktadır.

### **2.2.3.2 Karışımli turbofan motor tasarım noktası modülü**

Şekil 2.9'da Gerçek Çevrim, Karışımli Turbofan Motor Modülü istasyon numaralandırması gösterilmiştir.



Şekil 2.9 : Gerçek Çevrim, Karışıklı Turbofan Motor Modülü İstasyon Numaralandırması [39]

### Tasarım Parametreleri Modülü

Bu modülde kullanıcıdan temel tasarım parametreleri istenmektedir. İstenen değerler Çizelge 2.10'da sembolleri ile birlikte listelenmiştir.

Çizelge 2.10 : Gerçek Çevrim Karışıklı Turbofan Tasarım Parametreleri

İrtifa, Alt (m)	Yedek Güç, $P_o$ (kW)	Düşük basınç türbini yönlendirme vanası soğutma havası, $\varepsilon_7$
Mach sayısı, $M_0$	Yüksek basınç şaftı mekanik verimi, $\eta_{m1}$	Düşük basınç türbini yönlendirme vanası soğutma havası özgül entalpi oranı, $h_{e7}$
Kompresör girişi standart gün koşullarına göre düzeltilmiş kütle debisi, $\dot{m}_{2,corr}$ (kg/s)	Düşük basınç şaftı mekanik verimi, $\eta_{m2}$	Yüksek basınç şaft hızı, $N_{hp}$ (rpm)
Basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d$	Türbin çıkış kanalı basınç kayıp oranı, $\pi_{05}$	Düşük basınç şaft hızı, $N_{lp}$ (rpm)
Fan iç kısım basınç oranı, $\pi_{f,i}$	Karıştırıcı girişi sıcak taraf basınç kayıp oranı, $\pi_{061}$	Fan iç kısım izentropik verimi, $\eta_{f,i}$
Fan dış kısım basınç oranı, $\pi_{f,o}$	Karıştırıcı girişi sıcak taraf basınç kayıp oranı, $\pi_{0161}$	Fan dış kısım izentropik verimi, $\eta_{f,o}$

Çizelge 2.10 (devam)

Fan ve kompresör arasındaki basınç kayıp oranı, $\pi_{025}$	Karıştırıcı çıkışı basınç kayıp oranı, $\pi_{064}$	Kompresör izentropik verimi, $\eta_c$
Kompresör basınç oranı, $\pi_c$	Karıştırıcı çıkışı Mach sayısı, $M_{64}$	Yüksek basınç türbini izentropik verimi, $\eta_{hpt}$
Bypass kanalı basınç kayıp oranı, $\pi_{016}$	Dalgalanma önleyici hava tahliyesi oranı (Handling Bleed), $\epsilon_1$	Düşük basınç türbini izentropik verimi, $\eta_{lpt}$
Türbinler arasındaki kanaldaki basınç kayıp oranı, $\pi_{045}$	Kabin basınçlandırma hava tahliyesi oranı (Overboard Bleed), $\epsilon_2$	Artyakıcı çıkış sıcaklığı, $T_{07}$ (K)
Bypass oranı, $\beta$	Kabin basınçlandırma hava tahliyesi özgül entalpi oranı, $h_{\epsilon_2}$	Artyakıcı giriş Mach sayısı, $M_7$
Yanma odası çıkış sıcaklığı, $T_{04}$ (K)	Yüksek basınç türbini yönlendirme vanası soğutma havası oranı, $\epsilon_3$	Artyakıcı verimi, $\eta_{ab}$
Yanma odası basınç kayıp oranı, $\pi_b$	Yüksek basınç türbini rotor soğutma havası oranı, $\epsilon_4$	Yakınsak-İraksak Lüle seçeneği aktif ise, $A_9/A_8$ oranı
Yanma odası verimi, $\eta_b$	Bypass kanalına sızıntı, $\epsilon_5$	İtki katsayısı, $C_{FG}$
Yanma odası kısmi yük sabiti, $b$	Düşük basınç türbini rotor soğutma havası oranı, $\epsilon_6$	Deşarj katsayısı, $C_{FD}$
Yakıt alt ısıl değeri, $Q_R$ (MJ/kg)	Düşük basınç türbini rotor soğutma havası özgül entalpi oranı, $h_{\epsilon_6}$	

### Atmosfer Modülü

Bu modülde ISA denklemleri kullanılarak atmosfer sıcaklığı ve atmosfer basıncı hesaplanmaktadır. Ek olarak, ses hızı, hız, Mach sayısına bağlı olarak motor girişindeki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor atmosfer modülü ile aynıdır ve denklem (2.133)-(2.142) kullanılmaktadır.

### Hava Alığı Modülü

Bu modülde hava alığının çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri hesaplanmaktadır. Hava alığında toplam sıcaklık kaybı olmadığı kabul edilir. Hava alığındaki toplam basınç kaybı ise, Mach sayısının değerine bağlı olarak farklı denklemler ile hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor hava alığı modülü ile aynıdır ve denklem (2.143) ve (2.144) kullanılmaktadır.

### Fan Modülü

Bu modülde fan iç taraf çıkışındaki toplam basınç, toplam sıcaklık, değerleri hesaplanmaktadır.

Bu modül, Karışımli Turbofan motor fan modülünün aynıdır ve denklem (2.212)-(2.214) kullanılmaktadır.

### Kompresör Modülü

Bu modülde kompresör girişindeki kütleli debi, kompresör çıkışındaki toplam basınç, toplam sıcaklık, değerleri ve kompresörün ihtiyaç duyduğu güç hesaplanmaktadır.

Bu modül, Karışımli Turbofan kompresör modülünde kullanılan denklem (2.215) ve Turbojet motor kompresör modülündeki denklem (2.145)-(2.148)'den faydalanmaktadır. Ek olarak kompresördeki kütleli debiler, Karışımli Turbofan motor kompresör modülünde kullanılan denklem (2.219)-(2.221)'e ek olarak denklem (2.260) ve (2.261) ile hesaplanmaktadır.

$$\dot{m}_{\varepsilon 7} = \dot{m}_{25} \varepsilon 7 \quad (2.260)$$

$$\dot{m}_3 = \dot{m}_{25} - \dot{m}_{\varepsilon 2} - \dot{m}_{\varepsilon 6} - \dot{m}_{\varepsilon 7} \quad (2.261)$$

Kompresörün ihtiyaç duyduğu güç,

$$W_c = \dot{m}_3(h_{03} - h_{025}) + \dot{m}_{\varepsilon 2} h_{\varepsilon 2}(h_{03} - h_{025}) + \dot{m}_{\varepsilon 6} h_{\varepsilon 6}(h_{03} - h_{025}) + \dot{m}_{\varepsilon 7} h_{\varepsilon 7}(h_{03} - h_{025}) \quad (2.262)$$

olarak hesaplanmaktadır.

$$\dot{m}_{31} = \dot{m}_3 - \dot{m}_{\varepsilon 1} - \dot{m}_{\varepsilon 3} - \dot{m}_{\varepsilon 4} - \dot{m}_{\varepsilon 5} \quad (2.263)$$

### Bypass Kanalı Modülü

Bu modülde bypass kanalındaki havanın kütleli debisi ve fanın ihtiyaç duyduğu güç hesaplanmaktadır.

Bu modül, Karışimsız Turbofan motor bypass kanalı modülü ile aynıdır ve denklem (2.226)-(2.241) kullanılmaktadır.

### Yanma Odası Modülü

Bu modülde, yanma odasının çıkışındaki toplam basınç, yakıt hava karışım oranı ve yanma odasının çıkışındaki sıcak gazın kütleli debisi hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor yanma odası modülünün aynısıdır ve denklem (2.156)-(2.160) kullanılmaktadır.

### Yüksek Güç Türbini Modülü

Bu modülde, türbin girişindeki gazın kütleli debisi, toplam sıcaklık, toplam basınç, kompresör ve türbin arasındaki güç dengesi ile türbin çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor türbin modülündeki denklem (2.161)-(2.170)'ten faydalanmaktadır.

### Düşük Güç Türbini Modülü

Bu modülde, düşük güç türbininin girişindeki gazın toplam sıcaklık, toplam basınç, fan ve düşük basınç türbin, arasındaki güç dengesi ile türbin çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç hesaplanmaktadır.

$$\dot{m}_{45} = \dot{m}_{43} + \dot{m}_{\varepsilon 7} \quad (2.264)$$

Düşük basınç türbini girişindeki gazın toplam sıcaklığını bulmak için denklem (2.126) ve (2.127)'den faydalanarak entalpi dengesi uygulanır.

$$h_{045} = \frac{\dot{m}_{43}h_{043} + \dot{m}_{\varepsilon 7}h_{07}}{\dot{m}_{45}} \quad (2.265)$$

$$f_{45} = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{31} + \dot{m}_{\varepsilon 3} + \dot{m}_{\varepsilon 4} + \dot{m}_{\varepsilon 7}} \quad (2.266)$$

Denklem (2.265)'in, denklem (2.127) ve Newton Raphson Metodu ile çözülmesi sonucunda  $T_{045}$  (K) hesaplanmaktadır.

Düşük güç türbini girişindeki toplam sıcaklık hesaplandıktan sonra, Karışimsız Turbofan motor düşük güç türbini modülündeki denklem (2.232)-(2.239) kullanılmaktadır.

### Karıştırıcı Modülü

Bu modülde düşük basınç türbininden gelen gazın, Mach sayısı, statik sıcaklığı, statik basıncı, hızı, bypass kanalından gelen havanın statik basıncı, Mach sayısı, statik

sıcaklığı, hızı, hava gaz karışımının özgül ısı değeri, hava gaz karışımının özgül ısı oranı, karıştırıcı girişindeki alanlar, karıştırıcı çıkışındaki alan, karıştırıcı çıkışındaki kütleli debi, karıştırıcı çıkışındaki statik basınç ve karıştırıcı çıkışındaki toplam basınç hesaplanmaktadır. Karıştırıcı modülü, iteratif yöntem kullanılarak hesap yapılmaktadır.

$$P_{06} = P_{05}\pi_{06} \quad (2.267)$$

$$P_{061} = P_{06}\pi_{061} \quad (2.268)$$

$$P_{0161} = P_{013}\pi_{0161} \quad (2.269)$$

$$\dot{m}_{64} = \dot{m}_{61} + \dot{m}_{161} \quad (2.270)$$

$$f_{64} = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{31} + \dot{m}_{\varepsilon 3} + \dot{m}_{\varepsilon 4} + \dot{m}_{\varepsilon 7} + \dot{m}_{161}} \quad (2.271)$$

Karıştırıcı çıkışındaki gazın toplam sıcaklığını bulmak için denklem (2.126) ve (2.127)'den faydalanarak entalpi dengesi uygulanır.

$$h_{064} = \frac{\dot{m}_{61}h_{061} + \dot{m}_{161}h_{0161}}{\dot{m}_{64}} \quad (2.272)$$

Denklem (2.272)'nin, denklem (2.127) ve Newton Raphson Metodu ile çözülmesi sonucunda  $T_{064}$  (K) hesaplanmaktadır.

Denklem (2.126), (2.128), (2.131) ve (2.132) ile  $c_{p064}$ ,  $R_{64}$ ,  $\gamma_{64}$  hesaplanmaktadır.

Öncelikle düşük güç türbini çıkışındaki Mach sayısı için bir tahmin yapılmaktadır.

$M_{61g}$  tahmini yapıldıktan sonra, iteratif süreç başlamaktadır.

$$T_{61} = \frac{T_{061}}{1 + \frac{\gamma_{61}-1}{2}M_{61g}^2} \quad (2.273)$$

$$P_{61} = \frac{P_{061}}{\left(1 + \frac{\gamma_{61}-1}{2}M_{61g}^2\right)^{\frac{\gamma_{61}}{\gamma_{61}-1}}} \quad (2.274)$$

$$\rho_{61} = \frac{P_{61} 1000}{R_{61}T_{61}} \quad (2.275)$$

$$a_{61} = \sqrt{\gamma_{61}R_{61}T_{61}} \quad (2.276)$$

$$V_{61} = M_{61} a_{61} \quad (2.277)$$

$$A_{61} = \frac{\dot{m}_{61}}{\rho_{61}V_{61}} \quad (2.278)$$

Uygun bir karışım oluşturmak amaçlandığı için;

$$P_{163} = P_{63} \quad (2.279)$$

$P_{0163}$  ve  $P_{163}$  basınç değerlerinin bilinmesi ile  $M_{163}$  denklem (2.280) ile hesaplanmaktadır.

$$M_{163} = \sqrt{\frac{2 \left( \frac{P_{0163}}{P_{163}} \right)^{\frac{\gamma_{163}-1}{\gamma_{163}}} - 1}{\gamma_{163}-1}} \quad (2.280)$$

$$T_{163} = \frac{T_{0163}}{1 + \frac{\gamma_{163}-1}{2} M_{163}^2} \quad (2.281)$$

$$\rho_{163} = \frac{P_{163} 1000}{R_{hava} T_{163}} \quad (2.282)$$

$$a_{163} = \sqrt{\gamma_{163} R_{hava} T_{163}} \quad (2.283)$$

$$V_{163} = M_{163} a_{163} \quad (2.284)$$

$$A_{163} = \frac{\dot{m}_{163}}{\rho_{163} V_{163}} \quad (2.285)$$

$$A_{64} = A_{163} + A_{63} \quad (2.286)$$

$$\dot{m}_{64} = \frac{P_{64} 1000}{R_{64} T_6} A_{64} V_{64} \quad (2.287)$$

Momentum dengesi uygular isek;

$$\dot{m}_{64} V_{64} + A_{64} P_{64} = \dot{m}_{63} V_{63} + A_{63} P_{63} + \dot{m}_{163} V_{163} + A_{163} P_{163} \quad (2.288)$$

$$T_{64} = \frac{T_{064}}{1 + \frac{\gamma_{64}-1}{2} M_{64}^2} \quad (2.289)$$

$$a_{64} = \sqrt{\gamma_{64} R_{64} T_{64}} \quad (2.290)$$

$$V_{64} = M_{64} a_{64} \quad (2.291)$$

Denklem (2.287)' dan  $P_{64}$  değeri hesaplanabilmektedir. Hesaplanan  $P_{64}$  değeri denklem (2.288)'de verilen momentum dengesini de sağlayana kadar  $M_{63}$  değeri değişmektedir.

### Artyakıcı Modülü

Bu modül, Tasarım Parametreleri modülünde, kullanıcı tarafından Artyakıcı seçeneğini aktif hale getirilmiş ise çalışmaktadır. Bu modülde, lüle girişindeki, toplam basınç, yakıt hava karışım oranı ve lüle girişindeki sıcak gazın kütleli debisi hesaplanmaktadır.



Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen Artyakıcı modülü ile aynıdır ve denklem (2.171)-(2.177) kullanılmaktadır.

### Lüle Modülü

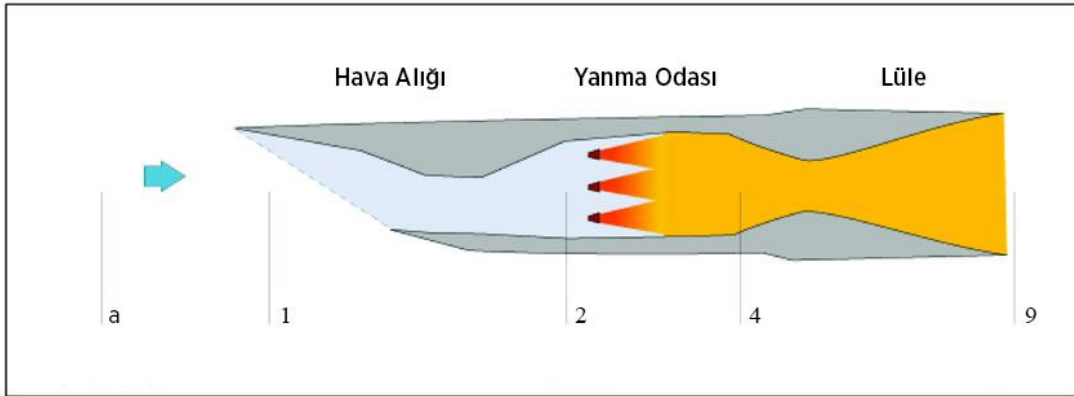
Bu modül, Tasarım Parametreleri modülünde, kullanıcı tarafından Yakınsak Lüle veya Yakınsak İraksak Lüle seçimine göre çalışmaktadır. Bu modülde, lüle çıkışındaki toplam sıcaklık, toplam basınç, Mach sayısı, statik sıcaklık, statik basınç, yoğunluk, ses hızı, hız, alan, itki, özgül itki ve özgül yakıt tüketimi hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen lüle modülünün aynısıdır ve denklem (2.178)-(2.211) kullanılmaktadır.

Isıl Verim, İtki Verimi ve Genel Verim denklem (2.58)-(2.60) ile hesaplanmaktadır.

### **2.2.4 Ramjet motor, tasarım noktası modülü**

Şekil 2.10'da Gerçek Çevrim, Ramjet Motor Modülü istasyon numaralandırması gösterilmiştir.



Şekil 2.10 : Gelişmiş Çözücü, Ramjet Motor Modülü İstasyon Numaralandırması [35]

#### **2.2.4.1 Tasarım parametreleri modülü**

Bu modülde kullanıcıdan temel tasarım parametreleri istenmektedir. İstenen değerler Çizelge 2.11'de sembolleri ile birlikte listelenmiştir.

Çizelge 2.11 : Gerçek Çevrim Ramjet Tasarım Parametreleri

İrtifa, Alt (m)	Basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d$	Yakıt alt ısı değeri, $Q_R$ (MJ/kg)
-----------------	--	--

Çizelge 2.11 (devam)

Mach sayısı, $M_0$	Yanma odası çıkış sıcaklığı, $T_{07}$ (K)	Yanma odası giriş Mach sayısı, $M_{61}$
Hava alığı çıkışı standart gün koşullarına göre düzeltilmiş kütle debisi, $\dot{m}_{2,corr}$ (kg/s)	Yanma odası verimi, $\eta_b$	İtke katsayısı, $C_{FG}$

#### 2.2.4.2 Atmosfer modülü

Bu modülde ISA denklemleri kullanılarak atmosfer sıcaklığı ve atmosfer basıncı hesaplanmaktadır. Ek olarak, ses hızı, hız, Mach sayısına bağlı olarak motor girişindeki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor atmosfer modülü ile aynıdır ve denklem (2.133)-(2.142) kullanılmaktadır.

#### 2.2.4.3 Hava alığı modülü

Bu modülde hava alığının çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri hesaplanmaktadır. Hava alığında toplam sıcaklık kaybı olmadığı kabul edilir. Hava alığındaki toplam basınç kaybı ise, Mach sayısının değerine bağlı olarak farklı denklemler ile hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor hava alığı modülü ile aynıdır ve denklem (2.143) ve (2.144) kullanılmaktadır.

#### 2.2.4.4 Yanma odası modülü

Bu modülde, yanma odası çıkışındaki Mach sayısı, toplam basınç, yakıt hava karışım oranı ve yanma odası çıkışındaki sıcak gazın kütleli debisi hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen Artyakıcı modülündeki denklem (2.171)-(2.177)'den faydalanmaktadır.

#### 2.2.4.5 Lüle modülü

Bu modül, Tasarım Parametreleri modülünde, kullanıcı tarafından Yakınsak Lüle veya Yakınsak İraksak Lüle seçimine göre çalışmaktadır. Bu modülde, lüle çıkışındaki

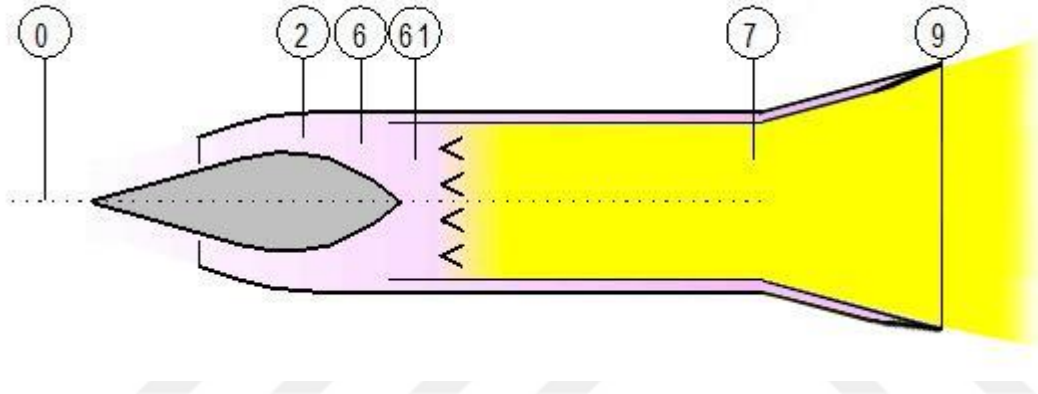
toplam sıcaklık, toplam basınç, Mach sayısı, statik sıcaklık, statik basınç, yoğunluk, ses hızı, hız, alan, itki, özgül itki ve özgül yakıt tüketimi hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen lüle modülünün aynısıdır ve denklem (2.178)-(2.211) kullanılmaktadır.

Isıl Verim, İtki Verimi ve Genel Verim denklem (2.58)-(2.60) ile hesaplanmaktadır.

### 2.2.5 Scramjet motor, tasarım noktası modülü

Şekil 2.11’de Gerçek Çevrim, Scramjet Motor Modülü istasyon numaralandırması gösterilmiştir.



Şekil 2.11 : Gerçek Çevrim, Scramjet Motor Modülü İstasyon Numaralandırması

#### 2.2.5.1 Tasarım noktası, tasarım parametreleri modülü

Bu modülde kullanıcıdan temel tasarım parametreleri istenmektedir. İstenen değerler Çizelge 2.12’de sembolleri ile birlikte listelenmiştir.

Çizelge 2.12 : Gerçek Çevrim Scramjet Tasarım Parametreleri

İrtifa, Alt (m)	Basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d$	Yakıt alt ısıl değeri, $Q_R$ (MJ/kg)
Mach sayısı, $M_0$	Yanma odası çıkış sıcaklığı, $T_{07}$ (K)	Yanma odası giriş Mach sayısı, $M_{61}$
Hava alığı çıkışı standart gün koşullarına göre düzeltilmiş kütle debisi, $\dot{m}_{2,corr}$ (kg/s)	Yanma odası verimi, $\eta_b$	İtki katsayısı, $C_{FG}$

### 2.2.5.2 Atmosfer modülü

Bu modülde ISA denklemleri kullanılarak atmosfer sıcaklığı ve atmosfer basıncı hesaplanmaktadır. Ek olarak, ses hızı, hız, Mach sayısına bağlı olarak motor girişindeki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor atmosfer modülü ile aynıdır ve denklem (2.133)-(2.142) kullanılmaktadır.

### 2.2.5.3 Hava alığı modülü

Bu modülde hava alığının çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerleri hesaplanmaktadır. Hava alığında toplam sıcaklık kaybı olmadığı kabul edilir. Hava alığının çıkışındaki toplam basınç ise, denklem (2.292) ile hesaplanmaktadır.

$$P_{02} = P_{01} \left( \frac{800}{M_0^4 + 935} \right) \pi_d \quad (2.292)$$

### 2.2.5.4 Yanma odası modülü

Bu modülde, yanma odası çıkışındaki Mach sayısı, toplam basınç, yakıt hava karışım oranı ve yanma odası çıkışındaki sıcak gazın kütleli debisi hesaplanmaktadır.

Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen Artyakıcı modülündeki denklem (2.171)-(2.177)'den faydalanmaktadır. Buradaki tek fark, yanma odası çıkışındaki Mach sayısı, Rayleigh Akış Tablosunda Mach sayısı 1'den büyük olan bölümde aranmaktadır. Yanma odası çıkışındaki Mach sayısı  $M_7$  bulunduktan sonra;

$$T_7 = \frac{T_{07}}{1 + \frac{\gamma_7 - 1}{2} M_7^2} \quad (2.293)$$

$$P_7 = \frac{P_{07}}{\left( 1 + \frac{\gamma_7 - 1}{2} M_7^2 \right)^{\frac{\gamma_7}{\gamma_7 - 1}}} \quad (2.294)$$

$$\rho_7 = \frac{P_7 \cdot 1000}{R_7 T_7} \quad (2.295)$$

$$a_7 = \sqrt{\gamma_7 R_7 T_7} \quad (2.296)$$

$$V_7 = M_7 a_7 \quad (2.297)$$

$$A_7 = \frac{\dot{m}_7}{\rho_7 V_7} \quad (2.298)$$

### **2.2.5.5 Lüle modülü**

Bu modülde, lüle çıkışındaki toplam sıcaklık, toplam basınç, Mach sayısı, statik sıcaklık, statik basınç, ses hızı, hız, alan, itki, özgül itki ve özgül yakıt tüketimi hesaplanmaktadır.

Yanma odasından çıkan sıcak gazın Mach sayısı 1'den büyük olduğu için, lüle yakınsak bir bileşen içermemektedir.

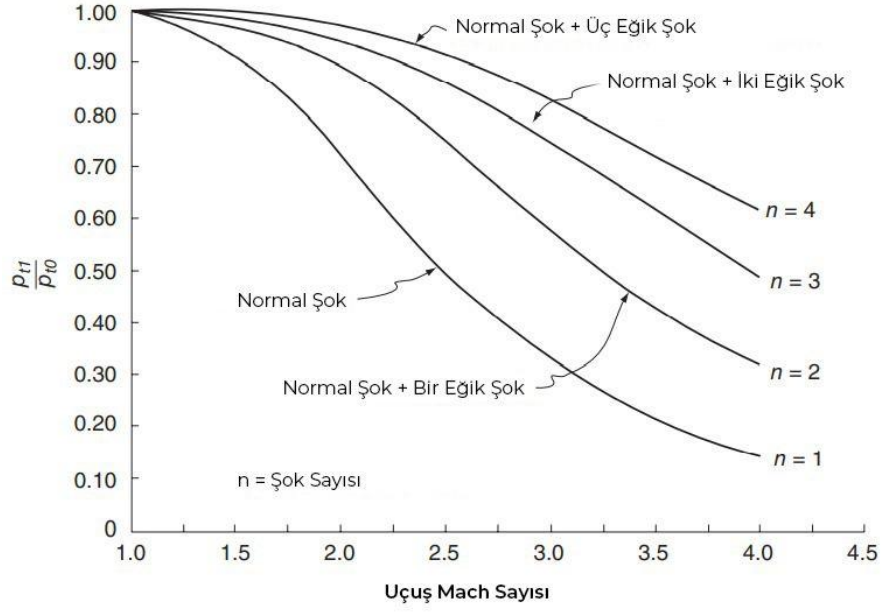
Bu modül, Turbojet motor için geliştirilen lüle modülündeki denklem (2.201)-(2.211)'den faydalanmaktadır.

### **2.2.6 Ses Üstü hava alığı modülü**

GasTurb14 yazılımının da kullandığı denklem (2.144) ve (2.292) MIL-E-5007 standardına dayanmaktadır. Bu formüller incelendiğinde, hava alığının ses üstü bölümünde hesaplanan basınç geri kazanım katsayısı sadece Mach sayısının fonksiyonudur. Bu kabul doğrultusunda hesaplama yaptığımızda, hava alığındaki rampa sayısı ve rampa açısı gibi kavramlar yok sayılmaktadır. Bu durumda verimli bir hava alığı ve verimsiz bir hava alığı, aynı Mach sayısında aynı basınç geri kazanım katsayısını vermektedir.

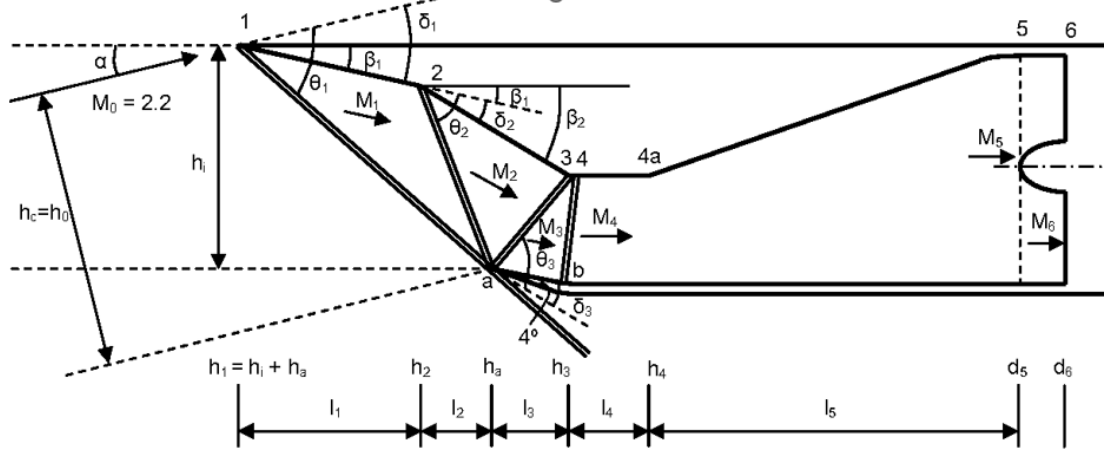
Oswatitsch [40], ses üstü hava alığında en uygun rampa açılarının, eşit güçte şok dalgaları oluşturacak şekilde olması gerektiğini göstermektedir. Bu şekilde tasarlanan ses üstü hava alığı, Oswatitsch Tipi Hava Alığı olarak isimlendirilmektedir.

Şekil 2.12'de Oswatitsch Tipi Hava Alığında Mach sayısı, rampa sayısı ve basınç geri kazanım katsayısı arasındaki ilişki gösterilmektedir.



Şekil 2.12 : Oswatitsch Tipi Hava Alığı Mach Sayısı, Rampa Açısı, Basınç Geri Kazanım Katsayısı İlişkisi [30]

Şekil 2.12’de net bir şekilde gözüktüğü üzere, ses üstü basınç geri kazanım katsayısını sadece Mach sayısının fonksiyonu olarak düşünmek doğru bir yaklaşım değildir. Bu sebeple geliştirilen yazılımda, sayısal hesaplamalara dayanan bir Ses Üstü Hava Alığı modülü kullanıcıya alternatif olarak sunulmuştur.



Şekil 2.13 : Ses Üstü Hava Alığı Şok Pozisyonları [41]

Ses Üstü Hava Alığı Modülünde,

$$\tan \beta = \frac{2 \cot \theta (M_1^2 \sin^2 \theta - 1)}{(\gamma_0 + 1) M_1^2 - 2 (M_1^2 \sin^2 \theta - 1)} \quad (2.299)$$

Burada  $\beta$  rampa açısını,  $\theta$  ise şok açısını göstermektedir. Denklem (2.299)’un Newton-Raphson Metodu ile çözülmesi ile şok açısı  $\theta$  hesaplanmaktadır.

$$M_{1n} = M_1 \sin \emptyset \quad (2.300)$$

$$M_{1t} = M_1 \cos \emptyset \quad (2.301)$$

$$M_{12n} = \sqrt{\frac{(Y_1-1)M_{1n}^2+2}{2Y_1M_{1n}^2-(Y_1-1)}} \quad (2.302)$$

$$M_{1t} = M_{12t} \quad (2.303)$$

$$M_{12} = \sqrt{M_{12n}^2 + M_{12t}^2} \quad (2.304)$$

$$\frac{P_{012}}{P_{01}} = \left( \frac{1+Y_1M_{1n}^2}{1+Y_1M_{12n}^2} \right) \left( \frac{1+\left(\frac{Y_1-1}{2}\right)M_{12n}^2}{1+\left(\frac{Y_1-1}{2}\right)M_{1n}^2} \right)^{\frac{Y_1}{Y_1-1}} \quad (2.305)$$

Burada 1 indisi eğik şok öncesini ve 12 indisi eğik şok sonrasını ifade etmektedir.

Eğer rampa sayısı 2'den fazla ise,  $M_{14}$ ,  $P_{014}$ ,  $M_{15}$  ve  $P_{015}$  değerleri denklem (2.299)-(2.305) ile hesaplanmaktadır.

Ses üstü lülede son olarak normal şok oluşuyor ise, basınç geri kazanım katsayısı,

$$M_{18} = \sqrt{\frac{(Y_1-1)M_{15}^2+2}{2Y_1M_{15}^2-(Y_1-1)}} \quad (2.306)$$

$$\frac{P_{018}}{P_{015}} = \left( \frac{1+Y_1M_{15}^2}{1+Y_1M_{18}^2} \right) \left( \frac{1+\left(\frac{Y_1-1}{2}\right)M_{18}^2}{1+\left(\frac{Y_1-1}{2}\right)M_{15}^2} \right)^{\frac{Y_1}{Y_1-1}} \quad (2.307)$$

$$\frac{P_{02}}{P_{01}} = \frac{P_{012}}{P_{01}} \frac{P_{014}}{P_{012}} \frac{P_{015}}{P_{014}} \frac{P_{018}}{P_{015}} \pi_d \quad (2.308)$$

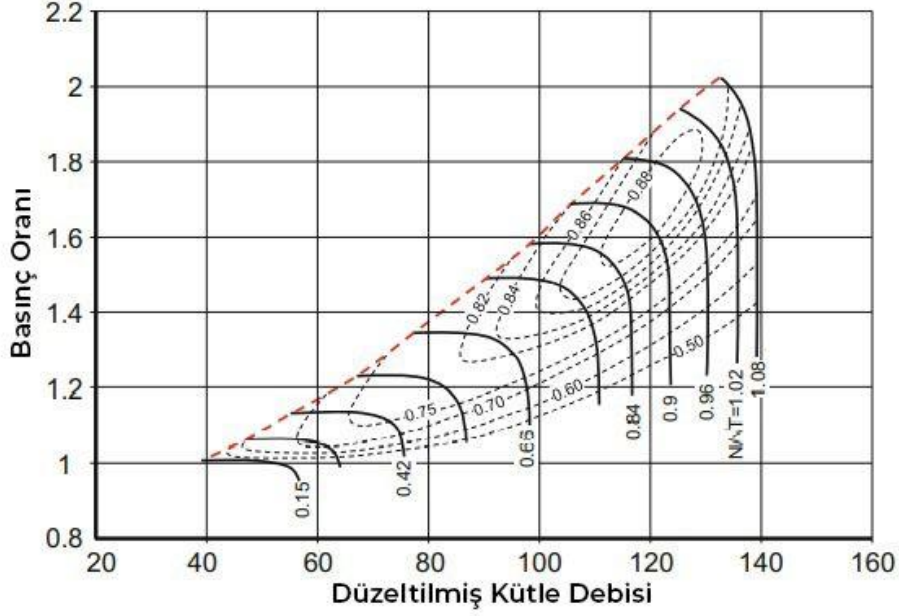
olarak hesaplanmaktadır.

## 2.2.7 Tasarım noktası harici modülü

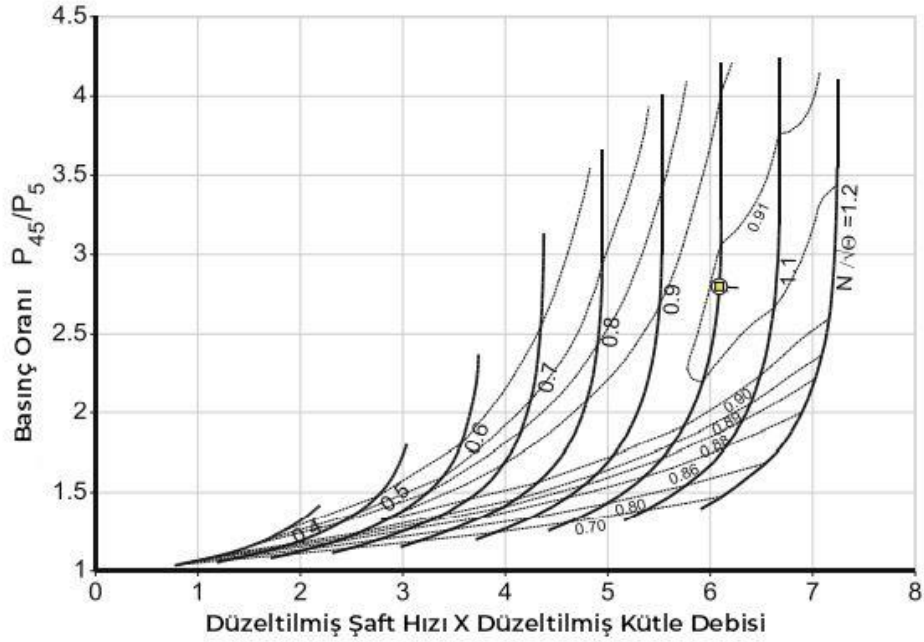
Bu modülde, tasarım noktası için tasarlanan motorun farklı uçuş koşullarındaki performansı hesaplanmaktadır. Tasarım Noktası Harici Modülü, bileşen haritalarını ve bileşenlerin eşlendirilmesi yöntemini kullanarak çalışmaktadır. Ramjet ve Scramjet motor konfigürasyonlarında kompresör ve türbin bileşenleri bulunmadığı için tasarım noktası harici hesaplamalar, tasarım noktası modülündeki parametrelerin değiştirilmesi ile hesaplanabilmektedir. Bu sebeple Tasarım Noktası Harici Modülü, Turbojet, Karışimsız Turbofan ve Karışimli Turbofan motor konfigürasyonları için geliştirilmiştir.

### 2.2.7.1 Bileşen haritaları

Bileşen haritaları, fan, kompresör ve türbinlerin, doğrulanmış düzeltilmiş debileri, düzeltilmiş şaft hızı, basınç oranı ve verimi arasındaki ilişkilerin gösterildiği grafiklerdir. Şekil 2.14'te örnek bir kompresör haritası ve şekil 2.15'de örnek bir türbin haritası gösterilmiştir.



Şekil 2.14 : Örnek Kompresör Haritası [31].



Şekil 2.15 : Örnek Türbin Haritası [31].

Düzeltilmiş şaft hızı denklem (308) ile hesaplanmaktadır.



$$N_{corr} = \frac{N}{\sqrt{T_{0g}}} \quad (2.309)$$

Burada  $T_{0g}$  ifadesi, bileşen girişindeki toplam sıcaklığı ifade etmektedir.

Bileşen haritaları, üretimi yapılan bileşenlerin testlere tabi tutulması sonucu elde edilmektedir. Bir başka deyişle, ön tasarım sürecinde, elimizde bileşen haritaları bulunmamaktadır. Bu sebeple ön tasarım sürecindeki bileşen haritaları, referans bileşen haritalarının tasarım noktasına göre ölçeklendirilmesi ile elde edilmektedir. Geliştirilen yazılım, GasTurb programının da standart referans harita olarak kullandığı bileşen haritalarını kullanmaktadır.

### 2.2.7.2 Bileşen haritaları ölçeklendirme yöntemi

Ölçeklendirme yönteminde basınç oranı, düzeltilmiş kütle debisi ve izentropik verim denklem (2.310)-(2.311) kullanılarak hesaplanmaktadır.

$$f_{\pi} = \frac{\pi_d - 1}{\pi_{m, referans} - 1} \quad (2.310)$$

$$\pi_{od} = 1 + f_{\pi}(\pi_m - 1) \quad (2.311)$$

$$f_{\dot{m}, corr} = \frac{\dot{m}_{d, corr}}{\dot{m}_{m, referans, corr}} \quad (2.312)$$

$$\dot{m}_{od, corr} = f_{\dot{m}, corr} \dot{m}_{m, corr} \quad (2.313)$$

$$f_{\eta} = \frac{\eta_d}{\eta_{m, referans}} \quad (2.314)$$

$$\eta_{od} = f_{\eta} \eta_m \quad (2.315)$$

Burada,

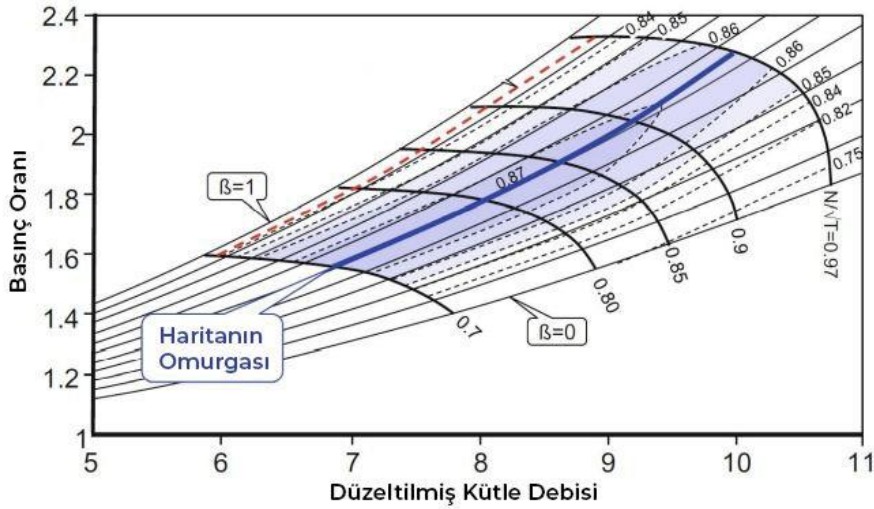
- d indisi tasarım noktası değerini
- m, referans indisi bileşen haritasında referans alınan noktanın değerini
- m indisi bileşen haritasındaki değerleri
- od indisi ölçeklendirmeden sonra hesaplamalarda kullanılacak değerleri ifade etmektedir.

### 2.2.7.3 Bileşen haritaları okuma yöntemi

Geliştirilen programda bileşen haritalarını okunması sürecinde, düzeltilmiş shaft hızı bilinmektedir. Ancak basınç oranı, düzeltilmiş kütle debisi ve verim değerlerinin

bileşen haritasından okunabilmesi için bir noktaya daha ihtiyaç duyulmaktadır. Burada hayali  $\beta$  çizgilerinden faydalanılmaktadır.

$\beta$  çizgileri, bileşen haritasının en alt kısmı olan boğulma çizgisinin  $\beta = 0$ , en üst kısmı olan dalgalanma çizgisinin  $\beta = 1$  olarak kabul edildiği ve genellikle 20 eş parçadan oluşan hayali çizgilerdir. Düzeltmiş shaft hızının ve  $\beta$  çizgi koordinatının kesiştirilmesi ile basınç oranı, düzeltilmiş kütle debisi ve izentropik verim bileşen haritasından okunabilmektedir.



Şekil 2.16 : Kompresör Haritasında  $\beta$  Çizgileri [29].

#### 2.2.7.4 Kullanılan denklemler

Tasarım Noktası Harici Modülünde kullanılan denklemler, ufak farklar dışında Tasarım Noktası Modülünde kullanılan denklemlere benzemektedir.

Bileşenler arasındaki ve yanma odasındaki basınç kayıp oranları, denklem (2.316) ile hesaplanmaktadır.

$$\frac{\left(1 - \frac{P_{0c}}{P_{0g}}\right)_{od}}{\left(1 - \frac{P_{0c}}{P_{0g}}\right)_d} = \left( \frac{\left( \frac{\dot{m}_g \sqrt{R_g T_{0g}}}{P_{0g}} \right)_{od}}{\left( \frac{\dot{m}_g \sqrt{R_g T_{0g}}}{P_{0g}} \right)_d} \right)^2 \quad (2.316)$$

$P_0$ ,  $T_0$ ,  $\dot{m}$  ve  $R$  sırasıyla toplam basınç, toplam sıcaklık, kütleli debi ve gaz sabitini, alt indisler 'g' ve 'ç' de bileşen giriş ve çıkış noktalarını göstermektedir.

Yanma odası verimi,  $\eta_b$ , denklem (2.317)-(2.319) ile hesaplanmaktadır.

$$\Omega = \frac{\dot{m}_{31}}{P_{03}^{1.8} e^{300} V_b} \quad (2.317)$$

Denklem (2.317)'de  $\Omega$ , yanma odası yükleme faktörünü ve  $V_b$ , yanma odası hacmini göstermektedir.

$$a = \log(1 - \eta_{b,d}) \quad (2.318)$$

$$\log(1 - \eta_{b,od}) = a + b \log\left(\frac{\Omega_{od}}{\Omega_d}\right) \quad (2.319)$$

Denklem (2.319)'da  $b$  ifadesi yanma odası kısmi yük sabitini göstermektedir.

### 2.2.7.5 İterasyon yöntemi

Tasarım noktası harici hesaplamalar iteratif bir süreçtir. Motor konfigürasyonuna bağlı olarak değişken tahminlerinde bulunmaktadır ve bileşen eşlendirme yöntemi ile sonuç alınmaktadır. Bu bölümde motor konfigürasyonlarına göre iterasyon yöntemleri anlatılacaktır.

#### Turbojet Motor İterasyon Yöntemi

Hesaplama işlemi atmosfer sıcaklığı ve basıncının hesaplanması ile başlamaktadır. Mach sayısına bağlı olarak motor girişindeki toplam sıcaklık ve basınç hesaplanmaktadır. Daha sonra hava alığı çıkışındaki toplam basınç ve toplam sıcaklık hesaplanmaktadır. Kompresör kısmında ise, doğrulanmış şaft hızı bilinmektedir. Bir  $\beta_c$  tahmini yapılarak, basınç oranı, düzeltilmiş kütle debisi ve izentropik verim ölçeklendirilmiş kompresör haritasından okunabilmektedir.  $\beta_c$  ilk değişkenimizdir. Belirtilen şaft hızındaki yakıt hava karışım oranı bilinmemektedir. Yakıt hava karışım oranının hesaplanması için yanma odası çıkış sıcaklığı,  $T_{04}$  tahmini yapılmaktadır.  $T_{04}$  ikinci değişkenimizdir. Yapılan tahminler sonucunda türbin girişindeki kütle debisi, toplam sıcaklık ve toplam basınç hesaplanmaktadır. Türbin kısmı, kompresör kısmına benzer olarak çalışmaktadır. Şaft hızının bilinmesi ve  $\beta_t$  tahminin yapılması ile basınç oranı, düzeltilmiş kütle debisi ve izentropik verim ölçeklendirilmiş türbin haritasından okunabilmektedir.  $B_t$  üçüncü değişkenimizdir. Bu noktada türbin girişindeki kütle debisi iki kaynaktan hesaplanabilmektedir. İki kaynaktan hesaplanan türbin girişindeki kütle debisi arasındaki fark ilk hatamızdır. Şimdilik bu hatayı görmezden gelerek, ölçeklendirilmiş türbin haritasından hesaplanan kütle debisi ile hesaplama devam ediyoruz. Türbin çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç, yapılan tahminler neticesinde türbinin giriş koşullarının bilinmesi ve ölçeklendirilmiş türbin haritasından

okunan basınç oranı ve izentropik verim ile hesaplanabilmektedir. Kompresörün ihtiyaç duyduğu güç, türbin tarafından karşılanacağı için ikinci hatamız kendini göstermektedir. Kompresör gücü ile türbin gücü arasındaki fark, ikinci hatamızdır. Bu hatayı da şimdilik görmezden gelerek hesaplamalara devam ediyoruz. Türbin çıkışındaki kütle debisi şu an bilinmektedir. Lülenin boğulup boğulmadığı kontrol edilerek lüle çıkışındaki statik basınç hesaplanabilmektedir. Tasarım noktası için hesaplanan alan, motor ölçüleri sabit kaldığı için değişmemektedir. Bu sayede lüle çıkışındaki kütle debisi hesaplanabilmektedir. Türbin çıkışındaki kütle debisi ile lüle çıkışındaki kütle debisinin eşit olması gerektiği için üçüncü hatamız ortaya çıkmaktadır. Elimizde üç değişken ve üç hatanın olması ile Newton-Raphson Algoritması yardımıyla değişkenler hesaplanmaktadır. Eğer Artyakıcı seçeneği açık ise, Newton-Raphson algoritması ile değişkenler hesaplandıktan sonra türbin çıkışında Artyakıcı hesaplamaları yapılarak lüle hesaplamaları tekrarlanmaktadır.

#### Karışimsız Turbofan Motor İterasyon Yöntemi

Hesaplama işlemi atmosfer sıcaklığı ve basıncının bulunması ile başlamaktadır. Mach sayısına bağlı olarak motor girişindeki toplam sıcaklık ve basınç hesaplanmaktadır. Daha sonra hava alığı çıkışındaki toplam basınç ve toplam sıcaklık hesaplanmaktadır. Fan kısmında bir shaft hızı tahmini  $N_f$  ve fan  $\beta$  değeri  $\beta_f$  tahmini yapılmaktadır. İlk değişkenimiz  $N_f$  ve ikinci değişkenimiz  $\beta_f$ 'dir. Yapılan tahminler ile ölçeklendirilmiş fan haritasından, basınç oranı, düzeltilmiş kütle debisi ve izentropik verim okunabilmektedir. Bu sayede  $T_{021}$ ,  $P_{021}$ ,  $T_{013}$ ,  $P_{013}$  ve  $\dot{m}_2$  hesaplanmaktadır. Bir bypass oranı tahmini yapılması ile birlikte  $\dot{m}_{21}$  ve  $\dot{m}_{13}$  hesaplanabilmektedir. Bypass oranı,  $\beta$ , üçüncü değişkenimizdir. Kompresör kısmında, düzeltilmiş shaft hızının bilinmesi ve bir  $\beta_c$  tahmini yapılması ile ölçeklendirilmiş kompresör haritasından basınç oranı, düzeltilmiş kütle debisi ve izentropik verim okunabilmektedir. Düzeltilmiş kütle debisinin okunması ile  $\dot{m}_{21}$  ikinci bir kaynaktan hesaplanmaktadır.  $\beta_c$  dördüncü değişkenimizdir. Hesaplanan iki  $\dot{m}_{21}$  değeri arasındaki fark ilk hatamızdır. Bu hatayı şimdilik görmezden gelerek ölçeklendirilmiş kompresör haritasından hesaplanan  $\dot{m}_{21}$  değeri ile hesaplamalara devam ediyoruz. Belirtilen shaft hızındaki yakıt hava karışım oranı bilinmemektedir. Yakıt hava karışım oranının hesaplanması için yanma odası çıkış sıcaklığı,  $T_{04}$  tahmini yapılmaktadır.  $T_{04}$  beşinci değişkenimizdir. Yapılan tahminler sonucunda yüksek basınç türbini girişindeki kütle debisi, toplam sıcaklık ve toplam basınç hesaplanmaktadır. Yüksek basınç türbini shaft hızının,  $N_{hpt}$ , bilinmesi ve

$\beta_{hpt}$  tahminin yapılması ile basınç oranı, düzeltilmiş kütle debisi ve izentropik verim ölçeklendirilmiş yüksek basınç türbini haritasından okunabilmektedir.  $\beta_{hpt}$  altıncı değişkenimizdir. Bu noktada yüksek basınç türbini girişindeki kütle debisi,  $\dot{m}_{41}$ , iki kaynaktan hesaplanabilmektedir. İki kaynaktan hesaplanan yüksek basınç türbini girişindeki kütle debisi arasındaki fark ikinci hatamızdır. Şimdilik bu hatayı görmezden gelerek, ölçeklendirilmiş yüksek basınç türbini haritasından hesaplanan kütle debisi ile hesaplamaya devam ediyoruz. Yüksek basınç türbini çıkışındaki toplam sıcaklık ve toplam basınç, yapılan tahminler neticesinde yüksek basınç türbinin giriş koşullarının bilinmesi ve ölçeklendirilmiş yüksek basınç türbini haritasından okunan basınç oranı ve izentropik verim ile hesaplanabilmektedir. Kompresörün ihtiyaç duyduğu güç, yüksek basınç türbini tarafından karşılanacağı için üçüncü hatamız kendini göstermektedir. Kompresör gücü ile yüksek basınç türbini gücü arasındaki fark, üçüncü hatamızdır. Bu hatayı da şimdilik görmezden gelerek hesaplamalara devam ediyoruz. Yapılan  $N_f$  tahmini neticesinde düşük basınç türbinin düzeltilmiş shaft hızı hesaplanabilmektedir ve  $\beta_{lpt}$  tahmini yapılarak düşük basınç türbini basınç oranı, düzeltilmiş kütle debisi ve izentropik verim ölçeklendirilmiş düşük basınç türbini haritasından okunabilmektedir. Bu noktada düşük basınç türbini girişindeki kütle debisi,  $\dot{m}_{45}$ , iki kaynaktan hesaplanabilmektedir. İki kaynaktan hesaplanan düşük basınç türbini girişindeki kütle debisi arasındaki fark dördüncü hatamızdır. Bu hatayı da şimdilik görmezden gelerek ölçeklendirilmiş düşük basınç türbini haritasından hesaplanan kütle debisi ile hesaplamalara devam ediyoruz. Fanın ihtiyaç duyduğu güç, düşük basınç türbini tarafından karşılanacağı için beşinci hatamız kendini göstermektedir. Fan gücü ile düşük basınç türbini gücü arasındaki fark, beşinci hatamızdır. Bu hatayı da şimdilik görmezden gelerek hesaplamalara devam ediyoruz. Düşük basınç türbini çıkışındaki kütle debisi şu an bilinmemektedir. Sıcak lülenin boğulup boğulmadığı kontrol edilerek sıcak lüle çıkışındaki statik basınç hesaplanabilmektedir. Tasarım noktası için hesaplanan alan, motor ölçüleri sabit kaldığı için değişmemektedir. Bu sayede sıcak lüle çıkışındaki kütle debisi hesaplanabilmektedir. Düşük basınç türbini çıkışındaki kütle debisi ile sıcak lüle çıkışındaki kütle debisinin eşit olması gerektiği için altıncı hatamız ortaya çıkmaktadır. Benzer şekilde, bypass kanalındaki kütle debisi şu an bilinmemektedir. Soğuk lülenin boğulup boğulmadığı kontrol edilerek soğuk lüle çıkışındaki statik basınç hesaplanabilmektedir. Tasarım noktası için hesaplanan alan, motor ölçüleri sabit kaldığı için değişmemektedir. Bu sayede soğuk lüle çıkışındaki kütle debisi

hesaplanabilmektedir. Bypass kanalındaki kütle debisi ile soğuk lüle çıkışındaki kütle debisinin eşit olması gerektiği için yedinci hatamız da ortaya çıkmaktadır. Elimizde yedi değişken ve yedi hatanın olması ile Newton-Raphson Algoritması yardımıyla değişkenler hesaplanmaktadır.

#### Karışımli Turbofan Motor İterasyon Yöntemi

Karışımli Turbofan motor iterasyon yöntemi, Karışimsız Turbofan motor iterasyon yöntemine oldukça benzemektedir. Değişkenlerimiz aynıdır. Hatalarımız da yedinci hata dışında aynıdır. Karışımli Turbofan motorlarda soğuk lüle bileşeni olmadığı için yedinci hatamızın değiştirilmesi gerekmektedir. Karıştırıcı da uygun bir karışımın sağlanması için, karıştırıcı girişindeki statik basınç değerleri olan  $P_{63}$  ve  $P_{163}$ 'ün eşit olması gerekmektedir.  $P_{63}$  ve  $P_{163}$  arasındaki fark yedinci hatamızdır. Elimizde yedi değişken ve yedi hatanın olması ile Newton-Raphson Algoritması yardımıyla değişkenler hesaplanmaktadır.

#### **2.2.7.6 Newton-Raphson algoritması**

Referans [12]'de Newton-Raphson Algoritması basit bir örnek üzerinden anlatılmıştır. Ancak unutulmamalıdır ki, tasarım noktası harici hesaplamalarda kullanılan iterasyon bu örnekte anlatıldığı kadar basit değildir ve ciddi sayıda iterasyon yapılması gerekebilmektedir.

$$E_1 = 5V_1 + 3V_2 + 4 \quad (2.320)$$

$$E_2 = -3V_1 + 7V_2 + 24 \quad (2.321)$$

$V_1$  ve  $V_2$  değerleri için bir tahminde bulunarak  $V_1 = 3$  ve  $V_2 = 7$  dersek denklem (2.320) ve (2.321)'den  $E_1 = 40$  ve  $E_2 = 60$  olarak hesaplanmaktadır.  $E_1$  ve  $E_2$  değerlerini 0 yapacak  $V_1$  ve  $V_2$  değerlerini bulmak amacı ile her bir değişkenin ufak

değişimlerinin etkisi ( $\frac{\delta E}{\delta V}$ ) incelenmelidir. Bu adımın sonucu olarak elde edilen matrisin Jacobi Matrisi denmektedir.

$$\frac{\delta E_1}{\delta V_1} \Delta V_1 + \frac{\delta E_1}{\delta V_2} \Delta V_2 = -E_1 \quad (2.322)$$

$$\frac{\delta E_2}{\delta V_1} \Delta V_1 + \frac{\delta E_2}{\delta V_2} \Delta V_2 = -E_2 \quad (2.323)$$

Denklem (2.320) ve (2.321)'den kısmi türev ifadeleri,

$$\frac{\delta E_1}{\delta V_1} = 5 \quad (2.324)$$

$$\frac{\delta E_1}{\delta V_2} = 3 \quad (2.325)$$

$$\frac{\delta E_2}{\delta V_1} = -3 \quad (2.326)$$

$$\frac{\delta E_2}{\delta V_2} = 7 \quad (2.327)$$

Denklem (2.324)-(2.327), denklem (2.322) ve (2.323) ile birleştirildiğinde denklem (2.328) ve denklem (2.329) elde edilmektedir.

$$5\Delta V_1 + 3\Delta V_2 = -40 \quad (2.328)$$

$$-3\Delta V_1 + 7\Delta V_2 = -64 \quad (2.329)$$

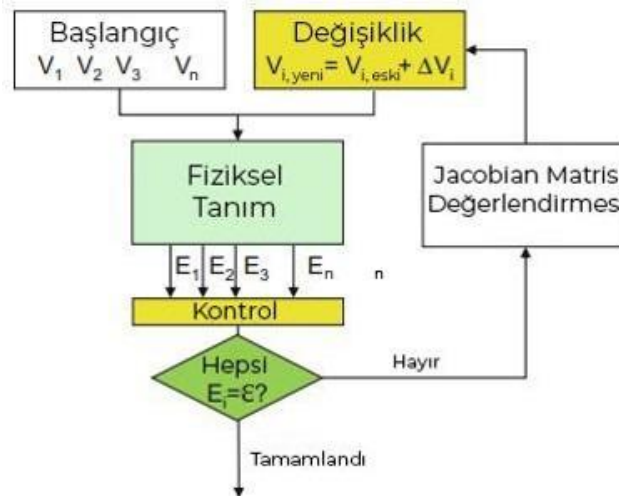
Denklem (2.328) ve (2.329)'dan  $\Delta V_1 = -2$  ve  $\Delta V_2 = -10$  olarak hesaplanmaktadır. Son olarak,

$$V_1 = 3 - 2 = 1 \quad (2.330)$$

$$V_2 = 7 - 10 = -3 \quad (2.331)$$

hesaplanmaktadır.

Şekil 2.17'de Newton-Raphson Algoritması için geliştirilmiş iterasyon şeması gösterilmiştir.



Şekil 2.17 : Genelleştirilmiş Newton-Raphson Algoritması [31].

### 3. SONUÇ KARŞILAŞTIRMA ÇALIŞMASI

Bu bölümde, geliştirilen AEPS programının CASC Modülü, Referans [9,29,30]'dan bazı örnek problemler ile, Gerçek Çevrim Modülü, GasTurb14 yazılımının örnek motor modelleri ile çalıştırılmıştır ve geliştirilen programdan elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır.

Şekil 3.1'de geliştirilen programın örnek çalışma ekranı görüntüsü ve Şekil 3.2'de örnek sonuç ekranı görüntüsü gösterilmiştir.

```
>> AAEPS_Opening
Aero Engine Performance Simulation
CASC Modülü : 1, Gerçek Çevrim Modülü : 2 : 2
Turbojet : 1, Karışimsız Turbofan : 2, Karışimli Turbofan : 3, Ramjet : 4, Scramjet : 5 : 1
İrtifa (m): 0
ISA Sıcaklık Farkı (K): 0
Uçuş Mach Sayısı: 0
Standart Gün Koşullarına Göre Düzeltilmiş Kompresör Giriş Kütlesel Debisi (kg/s): 32
Toplam Basınç Geri Kazanım Faktörü: 0.99
Kompresör Basınç Oranı: 12
Nominal Şaft Hızı (rpm) : 14000
Türbin Giriş Sıcaklığı (K): 1450
Yanma Verimi: 0.9999
Yakıt Alt Isıl Değeri (MJ/kg): 43.124
Yanma Odası Kısmi Yük Sabiti : 1.6
Şaft Mekanik Verimi: 0.9999
Yanma Odası Basınç Kayıp Oranı: 0.97
Türbin Çıkış Kanalı Basınç Kayıp Oranı: 0.98
Yedek Güç (kW): 0
Kabin Basınçlandırma Hava Tahliyesi / Kompresör Girişi Hava Kütle Debisi : 0.01
Kabin Basınçlandırma Hava Tahliyesi Entalpi Oranı : 1
Dalgalanma Önleyici Hava Tahliyesi / Kompresör Girişi Hava Kütle Debisi : 0
Dalgalanma Önleyici Hava Tahliyesi Entalpi Oranı : 1
Yönlendirme Vanası Soğutma Havası / Kompresör Girişi Hava Kütle Debisi : 0.05
Rotor Soğutma Havası / Kompresör Girişi Hava Kütle Debisi : 0.05
Kompresör İzentropik Verimi ile:1 Kompresör Politropik Verimi ile:2 : 1
Kompresör İzentropik Verimi: 0.85
Türbin İzentropik Verimi ile:1 Türbin Politropik Verimi ile:2 : 1
Türbin İzentropik Verimi: 0.89
Artyakıcı Olmadan: 1, Artyakıcı ile: 2 : 1
Yakınsak Lüle : 1 Yakınsak İraksak Lüle : 2 : 1
Deşarj Katsayısı : 1
İtke Katsayısı : 1
```

Şekil 3.1 : AEPS Örnek Çalışma Ekranı.



İstasyon Numarası	Kütleli Debi (kg/s)	Toplam Sıcaklık (K)	Toplam Basınç (kPa)
1	31.68	288.15	101.325
2	31.68	288.15	100.312
3	31.363	630.83	1203.741
31	28.195	630.83	1203.741
4	28.857	1450	1167.629
41	30.441	1411.19	1167.629
49	30.441	1114.06	367.587
5	32.025	1091.91	367.587
6	32.025	1091.91	360.236
7	32.025	1091.91	360.236
8	32.025	1091.91	360.236
Net İtki (kN)	Özgül Yakıt Tüketimi (g/(kN*s))	Özgül İtki (m/s)	
26.077	25.3981	823.124	

Tasarım Noktası Harici Hesaplamaya Devam Edilecek ise : 1 : |

Şekil 3.2 : AEPS Örnek Sonuç Ekranı.

### 3.1 Soğuk Hava Standardı Çevrimi Modülü, Karşılaştırma Çalışması

CASC Modülü, farklı kaynaklardan farklı tipte veri girişine olanak sağlayacak şekilde geliştirilmiştir. CASC Modülü'nün karşılaştırma çalışmasında farklı kaynaklardan seçilen örnek problemler ile geliştirilen programın veri girişi çeşitliliği gösterilmek istenmiştir.

#### 3.1.1 Turbojet motor, karşılaştırma çalışması

CASC Modülü, Turbojet Motor, karşılaştırma çalışması için ilk olarak Referans [29]'dan sayfa 113'teki Sade Turbojet Motor problemi seçilmiştir.

Örnek 1: Çizelge 3.1'de tasarım noktası parametreleri verilen Sade Turbojet Motor için,

- Özgül İtki ve Özgül Yakıt Tüketimi
- 6000 0N itki elde etmek için, yakıtın kütle debisini hesaplayınız.

Çizelge 3.1 : Örnek 1 Tasarım Parametreleri

Uçuş Mach sayısı, $M_0 = 0,8$	Kompresör izentropik verimi, $\eta_c = 0,87$	Soğuk taraf özgül ısı değeri, $c_{p,c} = 1005 \text{ (J/kg.K)}$
Atmosfer sıcaklığı, $T_a = 223,3 \text{ (K)}$	Türbin izentropik verimi, $\eta_t = 0,90$	Soğuk taraf özgül ısı oranı, $\gamma_c = 1,4$

Çizelge 3.1 (devam)

Atmosfer basıncı, $P_a = 0,265$ (bar)	Lüle izentropik verimi, $\eta_j = 0,95$	Sıcak taraf özgül ısı değeri, $c_{p,h} = 1148$ (J/kg.K)
Kompresör basınç oranı, $\pi_c = 8$	Şaft mekanik verimi, $\eta_m = 0,99$	Sıcak taraf özgül ısı oranı, $\Upsilon_c = 1,333$
Türbin giriş sıcaklığı, $T_{04} = 1200$ (K)	Yanma verimi, $\eta_b = 0,98$	
Hava alığı izentropik verimi, $\eta_d = 0,93$	Yanma odası basınç kayıp oranı, $\pi_b = 0,96$	

Çizelge 3.2’de örnek problemin sonuçları ve geliştirilen programdan elde edilen sonuçlar gösterilmiştir.

Çizelge 3.2 : Örnek 1 Sonuç Karşılaştırması.

İstasyon Numarası	Toplam Sıcaklık (K)			Toplam Basınç (bar)		
	Saravanamuttoo	AEPS	Fark %	Saravanamuttoo	AEPS	Fark %
Atmosfer	223,3	223,3	0,000	0,265	0,265	0,000
1	251,9	251,9	0,000	0,404	0,404	0,000
2	251,9	251,9	0,000	0,393	0,393	0,000
3	486,8	486,8	0,000	3,144	3,143	0,032
4	1200,0	1200,0	0,000	3,018	3,017	0,033
5	992,3	992,3	0,000	1,284	1,283	0,078
8 (Statik)	850,7	850,6	0,012	0,671	0,670	0,149
		Saravanamuttoo		AEPS		Fark %
	Özgül İtki (N.s/kg)	589,7		588,8		0,153
	Özgül Yakıt Tüketimi (g/h.kN)	0,121		0,1211		0,083
	Yakıt Kütle Debisi (kg/h)	725,2		726,4		0,165

CASC Modülü, Turbojet Motor, karşılaştırma çalışması için ikinci olarak Referans [29]’dan sayfa 206’deki Artyakıclı Turbojet Motor problemi seçilmiştir.

Örnek 2: Çizelge 3.3’te tasarım noktası parametreleri verilen Turbojet Motor için,

- a) Herbir istasyondaki toplam sıcaklık (K), toplam basınç (kPa) ve yakıt hava karışım oranları,  $f_b$ ,  $f_{ab}$

- b) Boyutsuz özgül itki ( $T/\dot{m}a_0$ )
- c) Özgül yakıt tüketimi (mg/s.N) hesaplayınız.
- d) Kompresör basınç oranı 1 ile 20 arasında boyutsuz özgül itki, özgül yakıt tüketimi, ısıl verim itki verimi ve genel verim grafikleri çizdiriniz.

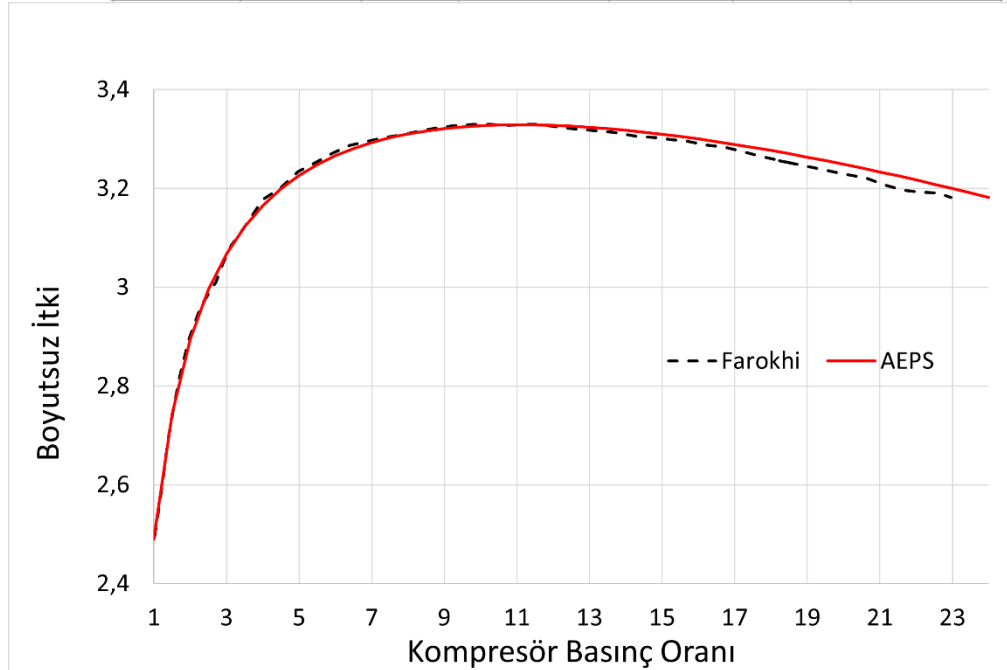
Çizelge 3.3 : Örnek 2 Tasarım Parametreleri

Uçuş Mach sayısı, $M_0 = 2$	Yanma odası çıkışı entalpi oranı, $\tau = h_{04}/h_a = 8$	Hava alığı izentropik verimi, $\eta_d = 0,93$
Atmosfer sıcaklığı, $T_a = 228$ (K)	Yakıt alt ısıl değeri, $Q_R = 42000$ (kJ/kg)	Artyakıcı çıkışı entalpi oranı, $\tau = h_{07}/h_a = 11$
Atmosfer basıncı, $P_a = 10$ (kPa)	Yanma verimi, $\eta_b = 0,98$	Artyakıcı yanma verimi, $\eta_b = 0,98$
Soğuk taraf özgül ısı değeri, $c_{p,c} = 1004$ (J/kg.K)	Yanma odası basınç kayıp oranı, $\pi_b = 0,95$	Artyakıcı basınç kayıp oranı, $\pi_{ab} = 0,93$
Soğuk taraf özgül ısı oranı, $\Upsilon_c = 1,4$	Sıcak taraf özgül ısı değeri, $c_{p,h} = 1156$ (J/kg.K)	Artyakıcı çıkışı özgül ısı değeri, $c_{p,ab} = 1243$ (J/kg.K)
Hava alığı basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d = 0,88$	Sıcak taraf özgül ısı oranı, $\Upsilon_h = 1,33$	Artyakıcı çıkışı özgül ısı oranı, $\Upsilon_{ab} = 1,3$
Kompresör basınç oranı, $\pi_c = 12$	Türbin politropik verimi, $\eta_{\infty,t} = 0,82$	Lüle basınç oranı, $\pi_n = 0,93$
Kompresör politropik verimi, $\eta_{\infty,c} = 0,9$	Şaft mekanik verimi, $\eta_m = 0,995$	$P_9 = P_a$

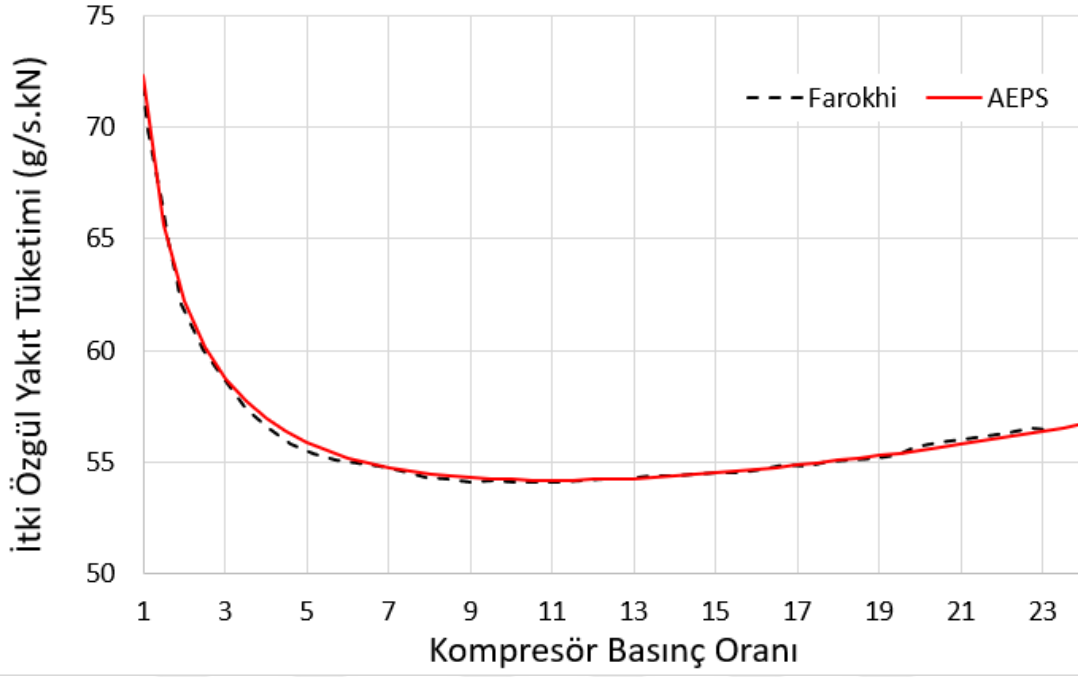
Çizelge 3.4 ve Şekil 3.3-3.5'te örnek problemin sonuçları ve geliştirilen programdan elde edilen sonuçlar gösterilmiştir.

Çizelge 3.4 : Örnek 2 Sonuç Karşılaştırması, a,b ve c şıkları

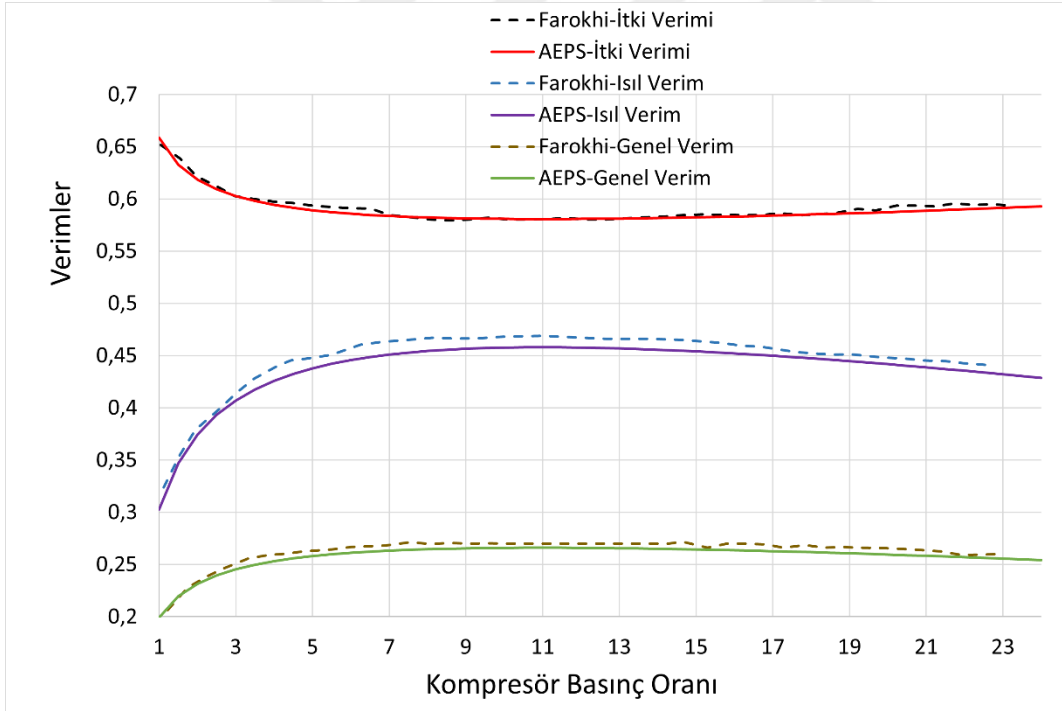
İstasyon Numarası	Toplam Sıcaklık (K)			Toplam Basınç (kPa)		
	Farokhi	AEPS	Fark %	Farokhi	AEPS	Fark %
Atmosfer	228,0	228,0	0,000	10,000	10,000	0,000
1	410,4	410,4	0,000	78,240	78,245	0,006
2	410,4	410,4	0,000	68,850	68,855	0,008
3	903,2	903,2	0,000	826,260	826,262	0,0002
4	1584,2	1584,2	0,000	784,950	784,949	0,0002
5	1163,9	1163,9	0,004	172,470	172,470	0,0002
7	2025,8	2025,8	0,000	160,400	160,397	0,002
9	2025,8	2025,8	0,000	149,170	149,169	0,001
		<b>Farokhi</b>		<b>AEPS</b>		<b>Fark %</b>
<b>Boyutsuz Özgül İtki</b>		3,3275		3,3275		0,000
<b>Özgül Yakıt Tüketimi (g/s.kN)</b>		54,2		54,1914		0,016
<b>Yanma Odası Yakıt-Hava Karışım Oranı</b>		0,02351		0,023505		0,021
<b>Artyakıcı Yakıt-Hava Karışım Oranı</b>		0,0311		0,03109		0,032



Şekil 3.3 : Örnek 2 Sonuç Karşılaştırması, Kompresör Basınç Oranı vs Boyutsuz İtki



Şekil 3.4 : Örnek 2 Sonuç Karşılaştırması, Kompresör Basınç Oranı vs İtki Özgül Yakıt Tüketimi.



Şekil 3.5 : Örnek 2 Sonuç Karşılaştırması, Kompresör Basınç Oranı vs Verimler

### 3.1.2 Karışimsız turbofan motor, karşılaştırma çalışması

CASC Modülü, Karışimsız Turbofan Motor, karşılaştırma çalışması için ilk olarak Referans [29]'den sayfa 123'teki Karışimsız Motor problemi seçilmiştir.

Örnek 3: Çizelge 3.5'te tasarım noktası parametreleri verilen Karışimsız Turbofan Motor için, İtki ve Özgül Yakıt Tüketimini hesaplayınız.

Çizelge 3.5 : Örnek 3 Tasarım Parametreleri

Uçuş Mach sayısı, $M_0 = 0$	Fan politropik verimi, $\eta_{\infty,f} = 0,9$	Yanma odası basınç kaybı $P_{03} - P_{04} = 1,5$ (bar)
Atmosfer sıcaklığı, $T_a = 288$ (K)	Kompresör politropik verimi, $\eta_{\infty,c} = 0,9$	Soğuk taraf özgül ısı değeri, $c_{p,c} = 1005$ (J/kg.K)
Atmosfer basıncı, $P_a = 1$ (bar)	Yüksek basınç türbini politropik verimi, $\eta_{\infty,hpt} = 0,9$	Soğuk taraf özgül ısı oranı, $\gamma_c = 1,4$
Genel basınç oranı, $\pi = 25$	Düşük basınç türbini politropik verimi, $\eta_{\infty,lpt} = 0,9$	Sıcak taraf özgül ısı değeri, $c_{p,h} = 1148$ (J/kg.K)
Fan basınç oranı, $\pi_f = 1,65$	Her iki shaftın mekanik verimi, $\eta_m = 0,99$	Soğuk taraf özgül ısı oranı, $\gamma_c = 1,333$
Bypass oranı, $\beta = 5$	Lüle izentropik verimi, $\eta_j = 0,95$	Motor girişindeki hava kütledebisi $m_a = 215$ (kg/s)
Türbin giriş sıcaklığı, $T_{04} = 1550$ (K)	Yanma verimi, $\eta_b = 0,98$	

Çizelge 3.6'da örnek problemin sonuçları ve geliştirilen programdan elde edilen sonuçlar gösterilmiştir.

Çizelge 3.6 : Örnek 3 Sonuç Karşılaştırması.

İstasyon Numarası	Toplam Sıcaklık (K)			Toplam Basınç (bar)		
	Saravanamuttoo	AEPS	Fark %	Saravanamuttoo	AEPS	Fark %
Atmosfer	288,0	288,0	0,000	1,000	1,000	0,000
1	288,0	288,0	0,000	1,000	1,000	0,000
2	288,0	288,0	0,000	1,000	1,000	0,000
13	337,6	337,6	0,007	1,650	1,650	0,000
21	337,6	337,6	0,007	1,650	1,650	0,000
3	800,1	800,2	0,009	25,000	25,000	0,0000
4	1550,0	1550,0	0,000	23,500	23,500	0,0000
5	1141,0	1141,0	0,002	6,023	6,016	0,1237
6	877,8	877,7	0,013	1,878	1,873	0,2756
8 (Statik)	756,2	756,7	0,069	1,000	1,000	0,000
18 (Statik)	294,8	294,9	0,022	1,000	1,000	0,000
		Saravanamuttoo		AEPS		Fark %
		71463		71410		0,074
		0,0403		0,040274		0,065
		Özgül Yakıt Tüketimi (g/h.kN)				

CASC Modülü, Karışimsız Turbofan Motor, karşılaştırma çalışması için ikinci olarak Referans [30]'dan sayfa 217'deki Karışimsız Turbofan Motor problemi seçilmiştir.

Örnek 4: Çizelge 3.7'de tasarım noktası parametreleri verilen Tek Şaftlı Karışimsız Turbofan Motor için,

- Herbir istasyondaki toplam sıcaklık (K), toplam basınç (kPa)
- Boyutsuz özgül itki ( $T/\dot{m}a_0$ )
- Özgül yakıt tüketimi (mg/s.N) hesaplayınız.

Çizelge 3.7 : Örnek 4 Tasarım Parametreleri

Uçuş Mach sayısı, $M_0 = 0,88$	Bypass oranı, $\beta = 8$	Sıcak taraf özgül ısı oranı, $\Upsilon_h = 1,33$
Atmosfer sıcaklığı, $T_a = 233$ (K)	Genel basınç oranı, $\pi = 40$	Türbin politropik verimi, $\eta_{\infty,t} = 0,85$
Atmosfer basıncı, $P_a = 15$ (kPa)	Kompresör politropik verimi, $\eta_{\infty,c} = 0,9$	Şaft mekanik verimi, $\eta_m = 0,95$
Soğuk taraf özgül ısı değeri, $c_{p,c} = 1004$ (J/kg.K)	Yanma odası çıkışı entalpi oranı, $\tau = h_{04}/h_a = 8$	Hava alığı izentropik verimi, $\eta_d = 0,93$
Soğuk taraf özgül ısı oranı, $\Upsilon_c = 1,4$	Yakıt alt ısı değeri, $Q_R = 42000$ (kJ/kg)	Soğuk lüle basınç oranı, $\pi_{n,c} = 0,95$
Hava alığı basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d = 0,995$	Yanma verimi, $\eta_b = 0,992$	Sıcak lüle basınç oranı, $\pi_{n,h} = 0,98$
Fan basınç oranı, $\pi_f = 1,6$	Yanma odası basınç kayıp oranı, $\pi_b = 0,95$	
Fan politropik verimi, $\eta_{\infty,f} = 0,9$	Sıcak taraf özgül ısı değeri, $c_{p,h} = 1152$ (J/kg.K)	

Çizelge 3.8'de örnek problemin sonuçları ve geliştirilen programdan elde edilen sonuçlar gösterilmiştir.

Çizelge 3.8 : Örnek 4 Sonuç Karşılaştırması.

İstasyon Numarası	Toplam Sıcaklık (K)			Toplam Basınç (kPa)		
	Farokhi	AEPS	Fark %	Farokhi	AEPS	Fark %
Atmosfer	233,0	233,0	0,000	15,000	15,000	0,000
1	269,1	269,1	0,005	24,830	24,830	0,002
2	269,1	269,1	0,005	24,700	24,706	0,022
13	312,4	312,4	0,004	39,530	39,529	0,003
21	312,4	312,4	0,004	39,530	39,529	0,003
3	868,0	867,9	0,008	988,200	988,219	0,002
4	1624,5	1624,5	0,000	938,800	938,808	0,001
5	778,6	778,6	0,003	28,720	28,717	0,010
8	778,6	778,6	0,003	28,140	28,143	0,010
18	312,4	312,4	0,004	37,550	37,552	0,006
		<b>Farokhi</b>		<b>AEPS</b>		<b>Fark %</b>
<b>Boyutsuz İtki</b>		0,41284		0,41285		0,002
<b>Özgül Yakıt Tüketimi (g/s.kN)</b>		22,11		22,1111		0,005

### 3.1.3 Karışımli turbofan motor, karşılaştırma çalışması

CASC Modülü, Karışımli Turbofan Motor, karşılaştırma çalışması için Referans [30]'dan sayfa 236'daki Artyakıclı Karışımli Turbofan Motor problemi seçilmiştir.

Örnek 5: Çizelge 3.9'da tasarım noktası parametreleri verilen Tek Şaftlı Artyakıclı Karışımli Turbofan Motor için,

- Herbir istasyondaki toplam sıcaklık (K), toplam basınç (kPa) ve bypass oranı
- Boyutsuz özgül itki ( $T/\dot{m}a_0$ )
- Özgül yakıt tüketimi (mg/s.N) hesaplayınız.

Çizelge 3.9 : Örnek 5 Tasarım Parametreleri.

Uçuş Mach sayısı, $M_0 = 2$	Kompresör politropik verimi, $\eta_{\infty,c} = 0,9$	Karıştırıcıdaki sürtünmeden kaynaklı basınç kayıp oranı, $\pi_{06} = 0,98$
Atmosfer sıcaklığı, $T_a = 223$ (K)	Yanma odası çıkış sıcaklığı, $T_{04} = 1600$ (K)	Artyakıclı çıkış sıcaklığı, $T_{07} = 2000$ (K)
Atmosfer basıncı, $P_a = 10$ (kPa)	Yakıt alt ısıl değeri, $Q_R = 42000$ (kJ/kg)	Artyakıclı basınç kayıp oranı, $\pi_{ab} = 0,92$



Çizelge 3.9 (devam)

Soğuk taraf özgül ısı değeri, (J/kg.K) $c_{p,c}=1004$	Yanma verimi, $\eta_b = 0,98$	Artyakıcı yanma verimi, $\eta_{ab} = 0,98$
Soğuk taraf özgül ısı oranı, $\Upsilon_c = 1,4$	Yanma odası basınç kayıp oranı, $\pi_b = 0,95$	Artyakıcı çıkışı özgül ısı değeri, $c_{p,ab} = 1241$ (J/kg.K)
Hava alığı basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d = 0,9$	Sıcak taraf özgül ısı değeri, (J/kg.K) $c_{p,h}=1152$	Artyakıcı çıkışı özgül ısı oranı, $\Upsilon_h = 1,3$
Fan basınç oranı, $\pi_f = 1,9$	Sıcak taraf özgül ısı oranı, $\Upsilon_h = 1,33$	Lüle basınç oranı, $\pi_n = 0,95$
Fan politropik verimi, $\eta_{\infty,f} = 0,9$	Türbin politropik verimi, $\eta_{\infty,t} = 0,8$	$P_9 / P_0 = 3,8$
Bypass kanalındaki basınç kayıp oranı, $\pi_{016} = 0,99$	Şaft mekanik verimi, $\eta_m = 0,95$	$P_{05} = P_{016}$
Genel basınç oranı, $=13$	Türbin çıkışı Mach sayısı, $M_5 = 0,5$	

Çizelge 3.10'da örnek problemin sonuçları ve geliştirilen programdan elde edilen sonuçlar gösterilmiştir.

Çizelge 3.10 : Örnek 5 Sonuç Karşılaştırması.

İstasyon Numarası	Toplam Sıcaklık (K)			Toplam Basınç (kPa)		
	Farokhi	AEPS	Fark %	Farokhi	AEPS	Fark %
Atmosfer	223,0	223,0	0,000	10,000	10,000	0,000
1	401,4	401,4	0,000	78,240	78,245	0,006
2	401,4	401,4	0,000	70,420	70,420	0,001
13	492,1	492,1	0,000	133,800	133,798	0,001
21	492,1	492,1	0,000	133,800	133,798	0,001
3	906,2	906,2	0,003	915,460	915,461	0,0001
4	1600,0	1600,0	0,000	869,690	869,688	0,0003
5	1101,0	1101,3	0,027	132,460	132,460	0,0001
16	492,1	492,1	0,000	132,460	132,460	0,000
6	902,1	902,7	0,069	128,600	128,590	0,008
7	2000,0	2000,0	0,000	118,320	118,302	0,015
9	2000,0	2000,0	0,000	112,400	112,387	0,011
		<b>Farokhi</b>		<b>AEPS</b>		<b>Fark %</b>
<b>Bypass Oranı</b>		0,5707		0,5707		0,000
<b>Boyutsuz İtki</b>		2,731		2,7335		0,092
<b>Özgül Yakıt Tüketimi (g/s.kN)</b>		48,515		48,634		0,245

### 3.1.4 Ramjet motor, karşılaştırma çalışması

CASC Modülü, Ramjet Motor, karşılaştırma çalışması için Referans [30]'dan sayfa 889'daki Ramjet Motor problemi seçilmiştir.

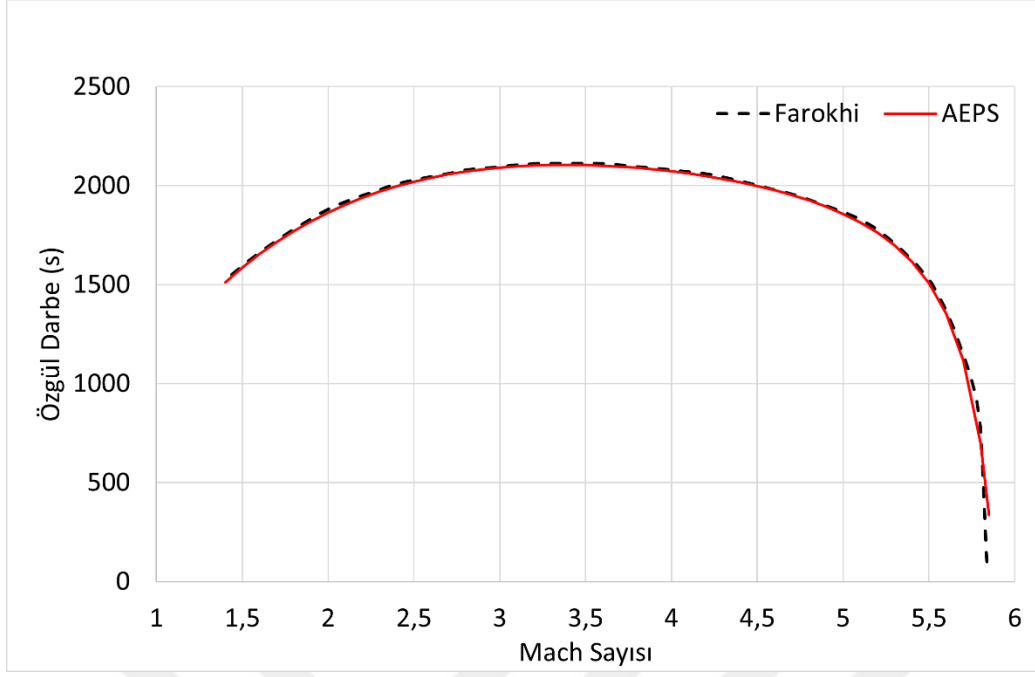
Örnek 6: Çizelge 3.11 tasarım noktası parametreleri verilen Ramjet Motor için,  $M_0 = 1,4$ 'ten başlayarak motorun itki üretmediği Mach sayısına kadar olan,

- Spesifik İtme (s)
- Yanma odası parametreleri,  $f$  ve  $(\tau_b - 1)$  grafiklerini çizdiriniz.

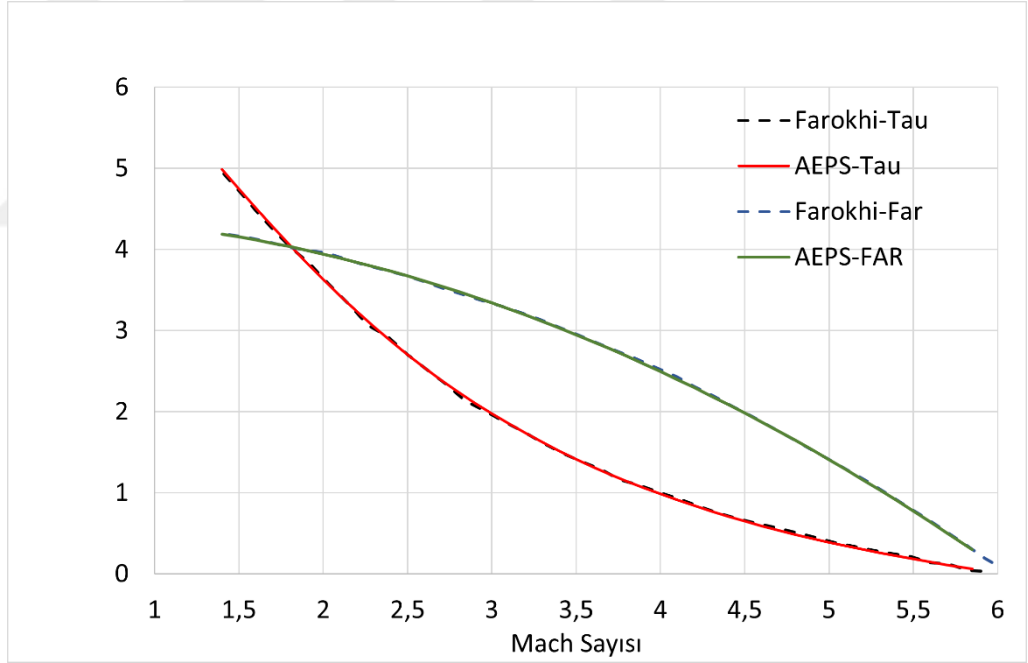
Çizelge 3.11 : Örnek 6 Tasarım Parametreleri

Atmosfer sıcaklığı, $T_a = 240$ (K)	Yakıt alt ısıl değeri, $Q_R = 42800$ (kJ/kg)	Lüle basınç oranı, $\pi_n = 0,95$
Atmosfer basıncı, $P_a = 10$ (kPa)	Yanma verimi, $\eta_b = 0,98$	$P_9 = P_a$
$\pi_d = 1 - 0,075(M_0 - 1)^{1,35}$	Yanma odası basınç kayıp oranı, $\pi_b = 0,95$	$\gamma = 1,4$ $R = 287$ (J/kg.K)

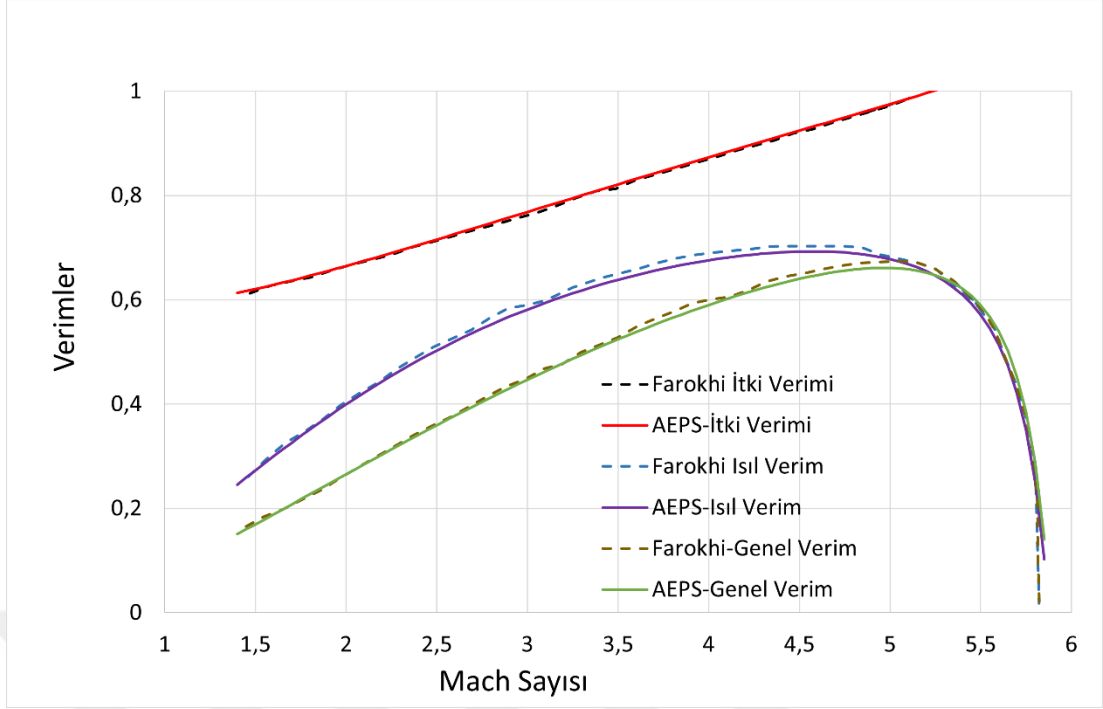
Şekil 3.6-3.8'te örnek problemin sonuçları ve geliştirilen programdan elde edilen sonuçlar gösterilmiştir.



Şekil 3.6 : Örnek 6 Sonuç Karşılaştırması, Özgül Darbe



Şekil 3.7 : Örnek 6 Sonuç Karşılaştırması,  $f$  ve  $(\tau_b - 1)$  Ne Semboller Listesinde ne de kullandığım bu grafiklerde Tau\_b'nin tanımı yazılı değil.



Şekil 3.8 : Örnek 6 Sonuç Karşılaştırması, Mach Sayısı vs Verimler

### 3.1.5 Scramjet motor, karşılaştırma çalışması

CASC Modülü, Scramjet Motor, karşılaştırma çalışması için Referans [9]'dan sayfa 372'deki Scramjet Motor problemi seçilmiştir.

Örnek 7: Çizelge 3.12'de tasarım noktası parametreleri verilen Scramjet Motor için,

- Özgül itki (N.s/kg) ve Özgül yakıt tüketimi (kg/N.s)
- Herbir istasyondaki toplam sıcaklık (K) ve statik basınç (kPa) değerlerini hesaplayınız.

Çizelge 3.12 : Örnek 7 Tasarım Parametreleri

Uçuş Mach sayısı, $M_0 = 6$	Yakıt alt ısı değeri, $Q_R = 119$ (MJ/kg)	Soğuk taraf özgül ısı oranı, $\gamma_c = 1,4$
Atmosfer sıcaklığı, $T_a = 222,66$ (K)	Hava alığı izentropik verimi, $\eta_d = 0,92$	Sıcak taraf özgül ısı değeri, $c_{p,h} = 1148$ (J/kg.K)

Çizelge 3.12 (devam)

Atmosfer basıncı, $P_a = 1823$ (Pa)	Yanma verimi, $\eta_b = 0,95$	Sıcak taraf özgül ısı oranı, $\Upsilon_h = 1,33$
Yanma odası giriş Mach sayısı, $M_2 = 2,5$	Lüle izentropik verimi, , $\eta_n = 0,97$	$P_6 = P_a$
Yakıt hava karışım oranı, $f = 0,01$	Soğuk taraf özgül ısı değeri, $c_{p,c} = 1005$ (J/kg.K)	

Çizelge 3.13'te örnek problemin sonuçları ve geliştirilen yazılımdan elde edilen sonuçlar gösterilmiştir.

Çizelge 3.13 : Örnek 7 Sonuç Karşılaştırması.

İstasyon Numarası	Toplam Sıcaklık (K)			Statik Basınç (kPa)		
	El-Sayed	AEPS	Fark %	El-Sayed	AEPS	Fark %
Atmosfer	222,7	222,7	0,000	1,823	1,823	0,000
1	1825,8	1825,8	0,000	1,823	1,823	0,000
2	1825,8	1825,8	0,000	136,440	136,646	0,151
4	2556,8	2557,6	0,030	432,100	430,804	0,300
6 (Statik)	562,4	564,4	0,361	1,823	1,823	0,000
		El-Sayed		AEPS		Fark %
		366,72		364,3481		0,647
		Özgül İtki (N.s/kg)		0,0000273		0,00002752
		Özgül Yakıt Tüketimi (kg/N.s)		0,0000273		0,806

### 3.2 Gerçek Çevrim Modülü, Karşılaştırma Çalışması

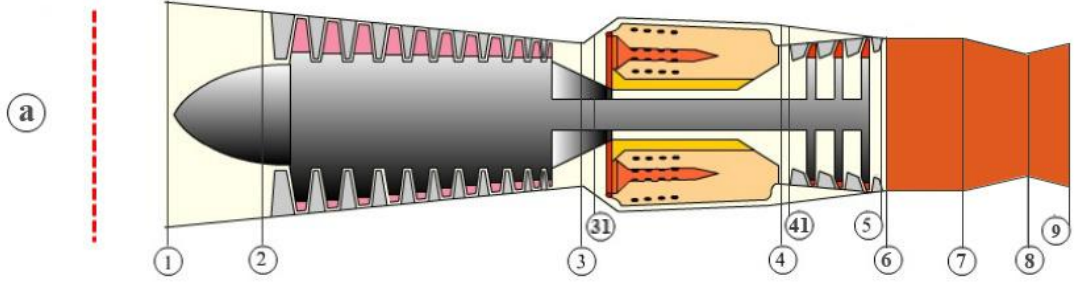
Gerçek Çevrim Modülü karşılaştırma çalışması, yaygın kullanılan performans simülasyon programlarından olan GasTurb14 referans alınarak yapılmıştır. Karşılaştırma çalışmasında kullanılan tasarım parametreleri, GasTurb14 programının örnek motor konfigürasyonlarına aittir.

Scramjet motor konfigürasyonu için GasTurb14 programı hesaplama yapmamaktadır. Bu sebeple karşılaştırma çalışması yapılmamıştır. Scramjet motorlarda, motor içerisindeki hızlar süpersonik olduğu için geometri büyük öneme sahiptir. Şok oluşumları ve yanma odasında geçirilen süre geometri ile direkt ilişkilidir. Bu nedenle bir boyutlu sayısal yöntemlerin kullanıldığı yaklaşımların gerçekten farklı sonuçlar

vermesi kuvvetle muhtemeldir. Geliştirilen yazılımda Scramjet modülü, tasarımcıya sadece fikir vermek amacı ile geliştirilmiştir.

### 3.2.1 Turbojet motor, karşılaştırma çalışması

Şekil 3.9’da Turbojet Motor için istasyon numaralandırması gösterilmiştir.



Şekil 3.9 : Turbojet Motor İstasyon Numaralandırması [30].

Gerçek Çevrim Modülü, Turbojet Motor, karşılaştırması çalışması için ilk olarak GasTurb14’ün Basit Turbojet Motor Örneği kullanılmıştır. Bu örneğe ait tasarım parametreleri Çizelge 3.14’te listelenmiştir.

Çizelge 3.14 : GasTurb14 Basit Turbojet Motor Örneği Tasarım Noktası Parametreleri

İrtifa = 0 (m)	Yedek Güç, $P_o = 0$ (kW)	Türbin rotoru soğutma havası oranı, $\varepsilon_4 = 0,05$
Mach sayısı, $M_0 = 0$	Şaft mekanik verimi, $\eta_m = 0,9999$	Şaft hızı, $N = 14000$ (rpm)
Kompresör girişi standart gün koşullarına göre düzeltilmiş kütleli debi, $\dot{m}_{2,corr} = 32$ (kg/s)	Türbin çıkış kanalı basınç kaybı oranı, $\pi_{05} = 0,98$	Kompresör izentropik verimi, $\eta_c = 0,85$
Basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d = 0,99$	Dalgalanma önleyici hava tahliyesi oranı (Handling Bleed), $\varepsilon_1 = 0$	Türbin izentropik verimi, $\eta_t = 0,89$
Yanma odası çıkış sıcaklığı, $T_{04} = 1450$ (K)	Dalgalanma önleyici hava tahliyesi özgül entalpi oranı, $h_{e1} = 1$	İtke katsayısı, $C_{FG} = 1$

Çizelge 3.14 (devam)

Yanma odası basınç kayıp oranı, $\pi_b = 0,97$	Kabin basınçlandırma hava tahliyesi oranı (Overboard Bleed), $\varepsilon_2 = 0,01$	Deşarj katsayısı, $C_{FD} = 1$
Yanma odası verimi, $\eta_b = 0,9999$	Kabin basınçlandırma hava tahliyesi özgül entalpi oranı, $h_{\varepsilon_2} = 1$	Yakıt alt ısı değeri, $Q_R=43.124$ (MJ/kg)
Yanma odası kısmi yük sabiti, $b = 1,6$	Türbin yönlendirme vanası soğutma havası oranı, $\varepsilon_3 = 0,05$	Kompresör basınç oranı, $\pi_c = 12$

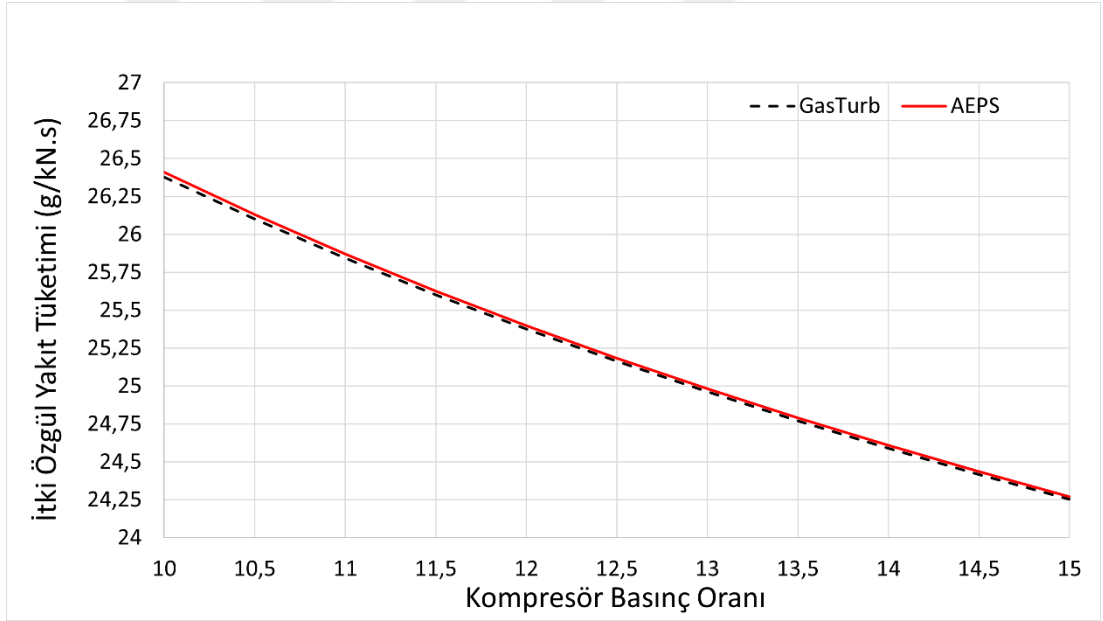
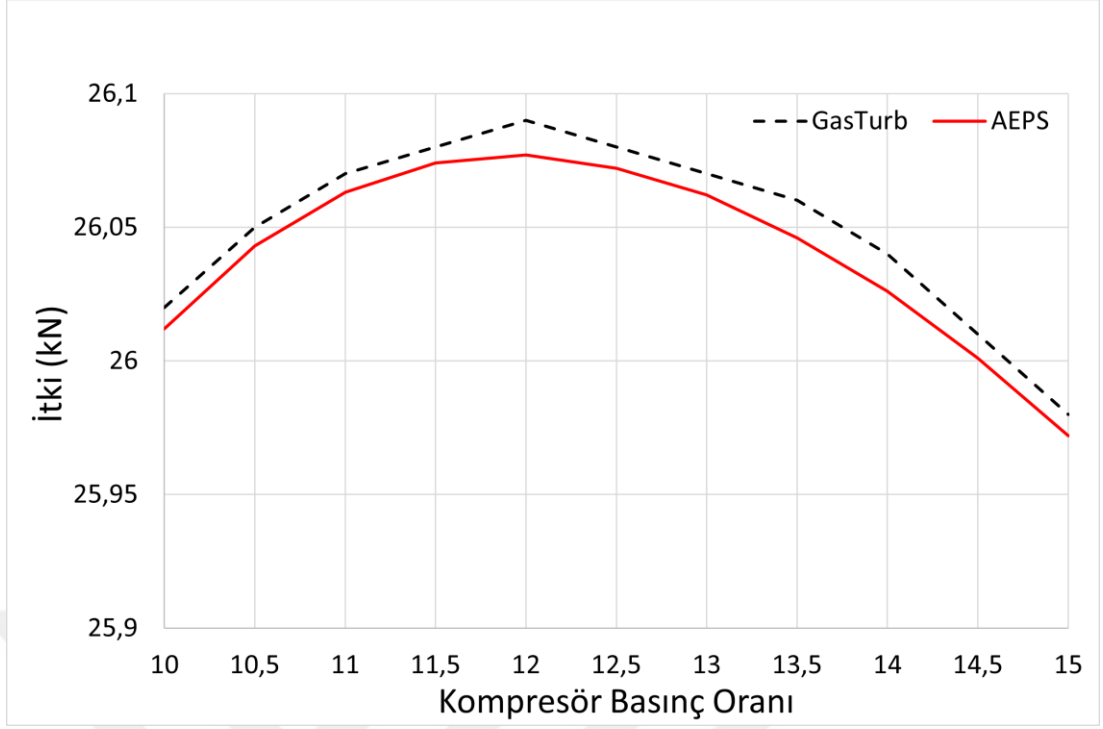
Çizelge 3.15'te GasTurb14 yazılımından elde edilen sonuçlar ve geliştirilen programdan elde edilen sonuçlar gösterilmiştir.

Çizelge 3.15 : Basit Turbojet, Tasarım Noktası, GasTurb14 ve AEPS Sonuç Karşılaştırması.

İstasyon Numarası	Kütleli Debi (kg/s)			Toplam Sıcaklık (K)			Toplam Basınç (kPa)		
	GasTurb14	AEPS	Fark %	GasTurb14	AEPS	Fark %	GasTurb14	AEPS	Fark %
Atmosfer	-	-	-	288,15	288,15	0,000	101,325	101,325	0,000
2	31,68	31,68	0,000	288,15	288,15	0,000	100,312	100,312	0,000
3	31,68	31,68	0,000	630,42	630,83	0,065	1203,741	1203,741	0,000
31	31,68	31,68	0,000	630,42	630,83	0,065	1203,741	1203,741	0,000
4	28,195	28,195	0,000	1450	1450,00	0,000	1167,629	1167,629	0,000
41	28,857	28,8578	0,003	1411,20	1411,20	0,000	1167,629	1167,629	0,000
49	30,441	30,4415	0,002	1113,50	1114,10	0,054	367,374	367,587	0,058
5	30,441	30,4415	0,002	1091,37	1091,90	0,049	367,374	367,587	0,058
6	32,025	32,0255	0,002	1091,37	1091,90	0,049	360,027	360,236	0,058
8	32,025	32,0255	0,002	1091,37	1091,90	0,049	360,027	360,236	0,058
				<b>GasTurb14</b>			<b>AEPS</b>		
<b>Net İtici (kN)</b>				26,09			26,077		
<b>Özgül Yakıt Tüketimi (g/kN.s)</b>				25,3759			25,3981		
				<b>Fark %</b>			0,050		
							0,087		

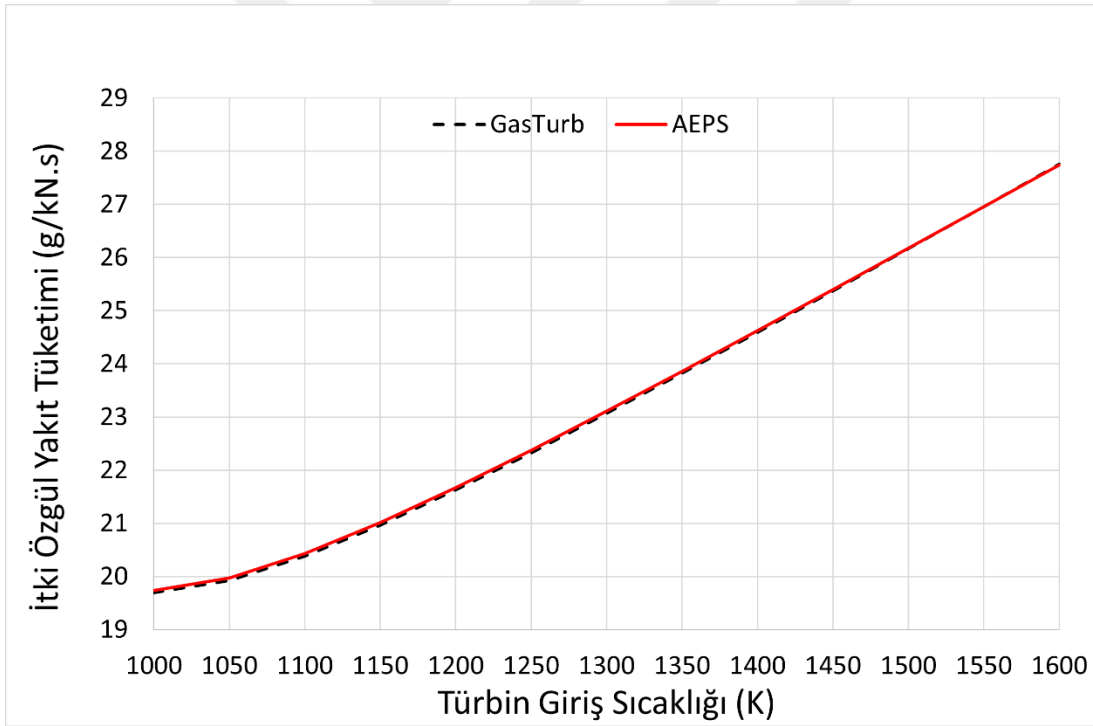
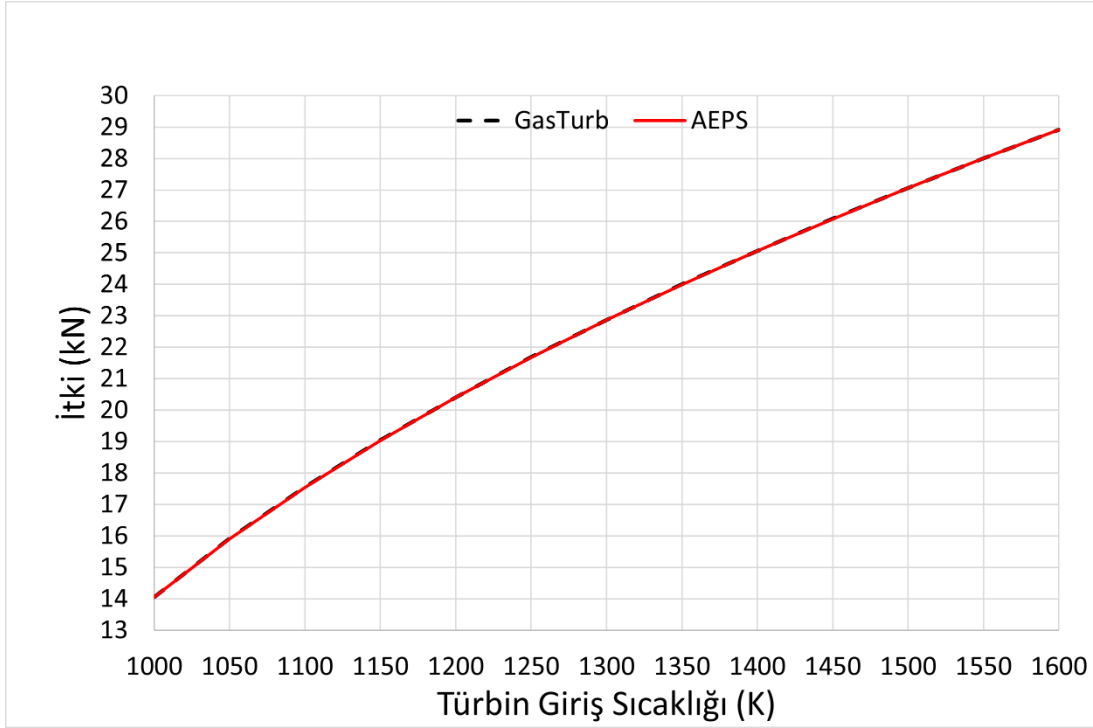
Tasarım noktası için;

- Kompresör basınç oranı 10 ile 15 arasında
  - Türbin giriş sıcaklığı 1000 ile 1600 arasında, parametrik çalışma karşılaştırması
- Şekil 3.10 ve Şekil 3.11' de gösterilmiştir.



Şekil 3.10 : Kompresör Basınç Oranına Bağlı Olarak a) İtki, b) İtki Özgül Yakıt Tüketimi.





Şekil 3.11 : Türbin Giriş Sıcaklığına Bağlı Olarak a) İtki, b) İtki Özgül Yakıt Tüketimi

Tasarım parametreleri verilen Basit Turbojet Motor için, tasarım noktası harici parametreleri Çizelge 3.16'da listelenmiştir.

Çizelge 3.16 : Basit Turbojet Motor Örneği Tasarım Noktası Harici Parametreleri

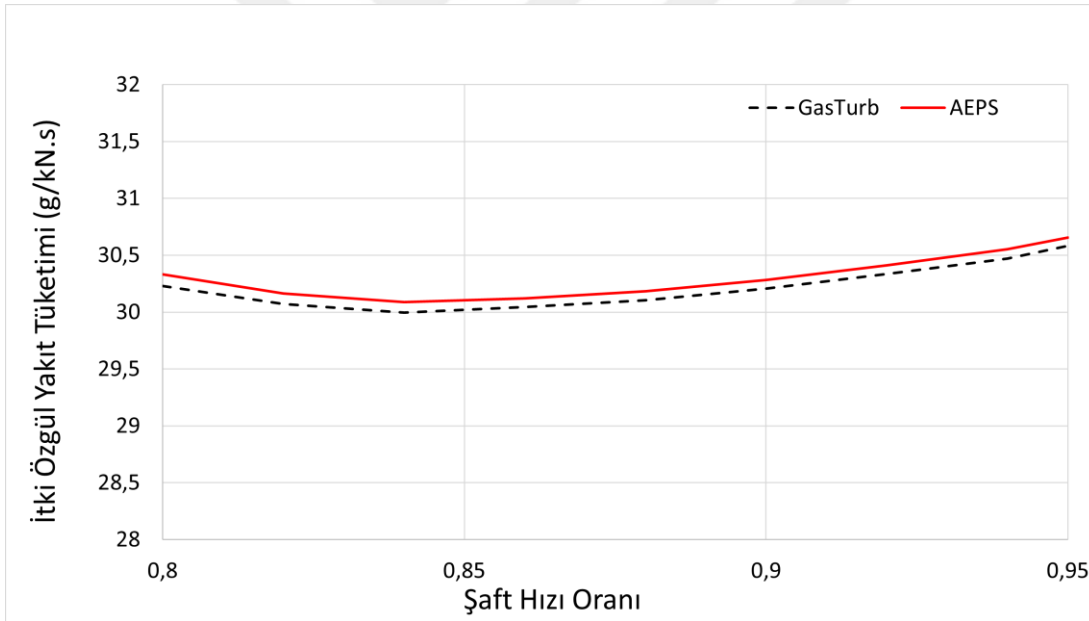
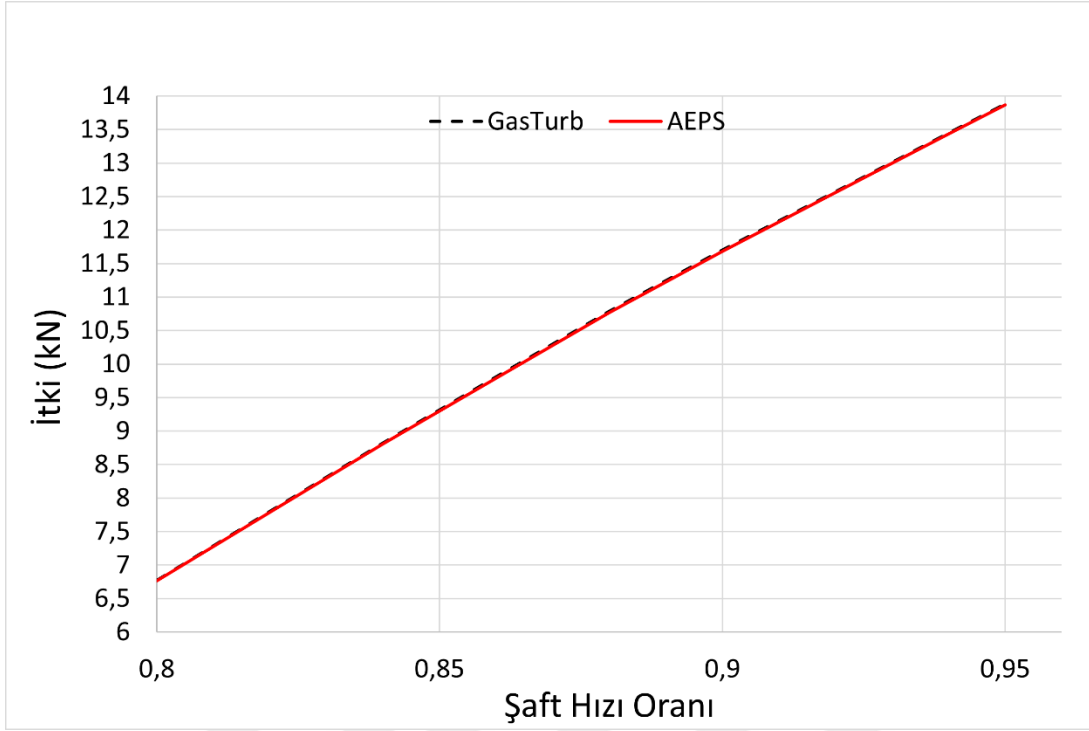
İrtifa = 5000 (m)	Yakıt alt ısı değeri, $Q_R = 43,124$ (MJ/kg)	Deşarj katsayısı, $C_{FD} = 1$
Mach sayısı, $M_0 = 0,7$	Yedek Güç, $P_o = 0$ (kW)	Şaft hızı oranı = 0,85
Basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d = 0,99$	İtke katsayısı, $C_{FG} = 1$	

Çizelge 3.17’de GasTurb14 yazılımından elde edilen sonuçlar ve geliştirilen yazılımdan elde edilen sonuçlar gösterilmiştir.

Çizelge 3.17 : Basit Turbojet, Tasarım Noktası Harici, GasTurb14 ve AEPS Sonuç Karşılaştırması.

İstasyon Numarası	Kütlesel Debi (kg/s)			Toplam Sıcaklık (K)			Toplam Basınç (kPa)		
	GasTurb14	AEPS	Fark %	GasTurb14	AEPS	Fark %	GasTurb14	AEPS	Fark %
Atmosfer	-	-	-	255,65	255,65	0,000	54,020	54,020	0,000
2	18,435	18,4355	0,003	280,75	280,78	0,011	74,190	74,201	0,015
3	18,435	18,4355	0,003	554,05	554,43	0,069	628,892	628,818	0,012
31	16,407	16,4076	0,004	554,05	554,43	0,069	628,892	628,818	0,012
4	16,687	16,6876	0,004	1180,76	1180,20	0,047	608,323	608,244	0,013
41	17,608	17,6093	0,007	1150,37	1149,35	0,089	608,323	608,244	0,013
49	17,608	17,6093	0,007	902,32	902,06	0,029	190,548	190,533	0,008
5	18,530	18,5311	0,006	885,88	885,75	0,015	190,548	190,533	0,008
6	18,530	18,5311	0,006	885,88	885,75	0,015	186,699	186,680	0,010
8	18,530	18,5311	0,006	885,88	885,75	0,015	186,699	186,680	0,010
				<b>GasTurb14</b>			<b>AEPS</b>		
<b>Net İtke (kN)</b>				9,31			9,3013		
<b>Özgül Yakıt Tüketimi (g/kN.s)</b>				30,0153			30,1		
				<b>Fark %</b>					
				0,093			0,282		

Tasarım noktası harici için, şaft hızı oranı 0,80 ile 0,95 parametrik karşılaştırma çalışması Şekil 3.12’de gösterilmiştir.



Şekil 3.12 : Şaft Hız Oranına Bağlı Olarak a) İtki, b)İtki Özgül Yakıt Tüketimi.

Gerçek Çevrim Modülü, Turbojet Motor, karşılaştırması çalışması için ikinci olarak GasTurb14'ün Artyakıcı, Yakınsak İraksak Lüleli Turbojet Motor Örneği kullanılmıştır. Bu örneğe ait tasarım parametreleri Çizelge 3.18'de listelenmiştir.

Çizelge 3.18 : GasTurb14 Artyakıcılı Yakınsak İraksak Lüleli  
Turbojet Motor Örneği Tasarım Noktası Parametreleri

İrtifa = 0 (m)	Yedek Güç, $P_o = 0$ (kW)	Şaft hızı, $N = 14000$ (rpm)
Mach sayısı, $M_0 = 0$	Şaft mekanik verimi, $\eta_m = 0,9999$	Kompresör izentropik verimi, $\eta_c = 0,85$
Kompresör girişi standart gün koşullarına göre düzeltilmiş kütleli debi, $\dot{m}_{2,corr} = 32$ (kg/s)	Türbin çıkış kanalı basınç kayıp oranı, $\pi_{05} = 0,98$	Türbin izentropik verimi, $\eta_t = 0,89$
Basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d = 0,99$	Dalgalanma önleyici hava tahliyesi oranı (Handling Bleed), $\epsilon_1 = 0$	$A_9/A_8 = 1,2$
Yanma odası çıkış sıcaklığı, $T_{04} = 1450$ (K)	Dalgalanma önleyici hava tahliyesi özgül entalpi oranı, $h_{\epsilon_1} = 1$	Artyakıcı çıkış sıcaklığı, $T_{07} = 1900$ (K) Artyakıcı giriş Mach sayısı, $M_7 = 0,18$ Artyakıcı verimi, $\eta_{ab} = 0,9$
Yanma odası basınç kayıp oranı, $\pi_b = 0,97$	Kabin basınçlandırma hava tahliyesi oranı (Overboard Bleed), $\epsilon_2 = 0,01$	Lüle soğutma havası oranı, $\epsilon_8 = 0,1$
Yanma odası verimi, $\eta_b = 0,9999$	Kabin basınçlandırma hava tahliyesi özgül entalpi oranı, $h_{\epsilon_2} = 1$	İtke katsayısı, $C_{FG} = 1$
Yanma odası kısmi yük sabiti, $b = 1,6$	Türbin yönlendirme vanası soğutma havası oranı, $\epsilon_3 = 0,05$	Deşarj katsayısı, $C_{FD} = 1$
Yakıt alt ısıl değeri, $Q_R = 43,124$ (MJ/kg)	Türbin rotoru soğutma havası oranı, $\epsilon_4 = 0,05$	Kompresör basınç oranı, $\pi_c = 12$

Çizelge 3.19’da GasTurb14 yazılımından elde edilen sonuçlar ve geliştirilen programdan elde edilen sonuçlar gösterilmiştir.

Çizelge 3.19 : Artyakıcılı Yakınsak Iraksak Lüleli Turbojet, Tasarım Noktası, GasTurb14 ve AEPS Sonuç Karşılaştırması.

İstasyon Numarası	Kütleli Debi (kg/s)			Toplam Sıcaklık (K)			Toplam Basınç (kPa)		
	GasTurb14	AEPS	Fark %	GasTurb14	AEPS	Fark %	GasTurb14	AEPS	Fark %
Atmosfer	-	-	-	288,15	288,15	0,000	101,325	101,325	0,000
2	31,68	31,68	0,000	288,15	288,15	0,000	100,312	100,312	0,000
3	31,68	31,68	0,000	630,42	630,83	0,065	1203,741	1203,741	0,000
31	31,68	31,68	0,000	630,42	630,83	0,065	1203,741	1203,741	0,000
4	28,195	28,195	0,000	1450	1450,00	0,000	1167,629	1167,629	0,000
41	28,857	28,8578	0,003	1411,20	1411,20	0,000	1167,629	1167,629	0,000
49	30,441	30,4415	0,002	1113,50	1114,10	0,054	367,374	367,587	0,058
5	30,441	30,4415	0,002	1091,37	1091,90	0,049	367,374	367,587	0,058
6	32,025	32,0255	0,002	1091,37	1091,90	0,049	360,027	360,236	0,058
61	28,823	28,823	0,000	1091,37	1091,90	0,049	360,027	360,236	0,058
7	29,582	29,6895	0,363	1900,00	1900,00	0,000	353,335	352,789	0,155
8	32,885	32,892	0,021	1827,46	1828,04	0,032	353,335	352,789	0,155
9	32,885	32,892	0,021	1827,46	1828,04	0,032	353,335	352,789	0,155
				GasTurb14			AEPS		
Net İtici (kN)				35,26			35,3346		
Özgül Yakıt Tüketimi (g/kN.s)				43,1503			43,267		
				Fark %			0,212		
				Fark %			0,270		

Tasarım parametreleri verilen Artyakıcılı Yakınsak Iraksak Lüleli Turbojet Motor için, tasarım noktası harici parametreleri Çizelge 3.20’de listelenmiştir.

Çizelge 3.20 : Artyakıcılı Yakınsak Iraksak Lüleli Turbojet Motor Örneği Tasarım Noktası Harici Parametreleri

İrtifa = 0 (m)	Yakıt alt ısı değeri, $Q_R = 43,124$ (MJ/kg)	Deşarj katsayısı, $C_{FD} = 1$
Mach sayısı, $M_0 = 0$	Yedek Güç, $P_o = 0$ (kW)	Şaft hızı oranı = 0,95
Basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d = 0,99$	İtici katsayısı, $C_{FG} = 1$	

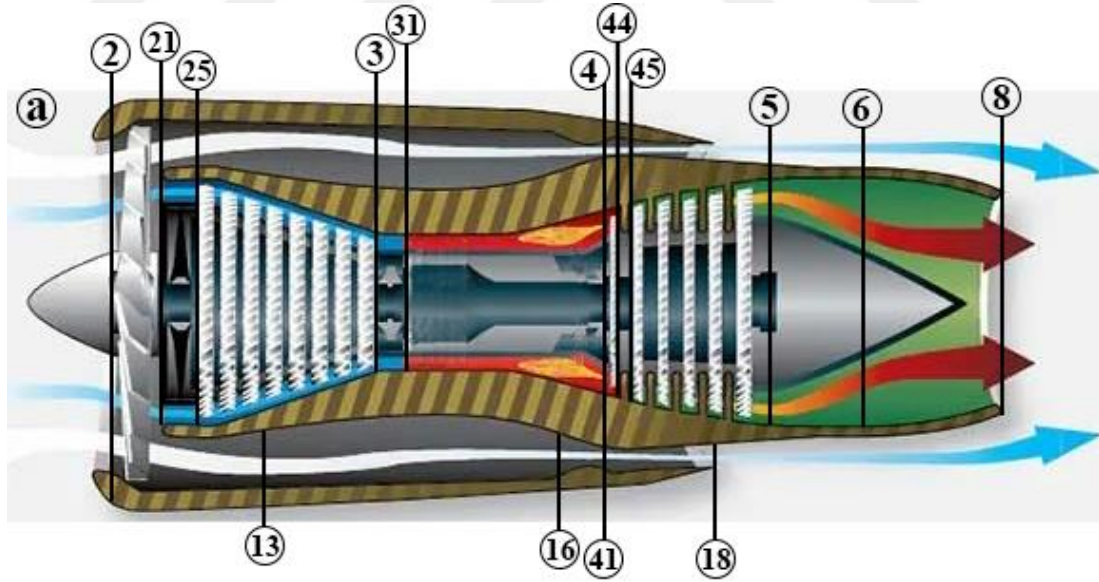
Çizelge 3.21’de GasTurb14 yazılımından elde edilen sonuçlar ve geliştirilen programdan elde edilen sonuçlar gösterilmiştir.

Çizelge 3.21 : Artyakıcılı Yakınsak İraksak Lüleli Turbojet, Tasarım Noktası Harici, GasTurb14 ve AEPS Sonuç Karşılaştırması.

İstasyon Numarası	Kütleli Debi (kg/s)			Toplam Sıcaklık (K)			Toplam Basınç (kPa)		
	GasTurb14	AEPS	Fark %	GasTurb14	AEPS	Fark %	GasTurb14	AEPS	Fark %
Atmosfer	-	-	-	288,15	288,15	0,000	101,325	101,325	0,000
2	29,380	29,380	0,000	288,15	288,15	0,000	100,312	100,312	0,000
3	29,380	29,380	0,000	608,83	609,05	0,036	1082,640	1082,671	0,003
31	26,148	26,149	0,004	608,83	609,05	0,036	1082,640	1082,671	0,003
4	26,709	26,710	0,004	1368,86	1368,90	0,003	1049,290	1049,330	0,004
41	28,178	28,179	0,004	1332,57	1332,60	0,002	1049,290	1049,330	0,004
49	28,178	28,179	0,004	1050,28	1050,82	0,051	329,930	330,120	0,058
5	29,647	29,647	0,000	1029,92	1030,54	0,060	329,930	330,120	0,058
6	29,647	29,647	0,000	1029,92	1030,54	0,060	323,313	323,499	0,058
61	26,682	26,682	0,000	1029,92	1030,54	0,060	323,313	323,499	0,058
7	27,601	27,622	0,076	1900,00	1900,00	0,000	316,345	315,796	0,174
8	30,565	30,586	0,069	1823,16	1823,80	0,035	316,345	315,796	0,174
9	30,565	30,586	0,069	1823,16	1823,80	0,035	316,345	315,796	0,174
				GasTurb14		AEPS		Fark %	
Net İtici (kN)				31,4		31,483		0,264	
Özgül Yakıt Tüketimi (g/kN.s)				47,1023		47,237		0,286	

### 3.2.2 Karışimsız turbofan motor, karşılaştırma çalışması

Şekil 3.13'te Karışimsız Turbofan Motor için istasyon numaralandırması gösterilmiştir.



Şekil 3.13 : Karışimsız Turbofan Motor İstasyon Numaralandırması [33].

Gerçek Çevrim Modülü, Karışimsız Turbofan Motor, karşılaştırması çalışması için GasTurb14'ün Karışimsız Turbofan Motor Örneği kullanılmıştır. Bu örneğe ait tasarım parametreleri Çizelge 3.22'de listelenmiştir.

Çizelge 3.22 : GasTurb14 Karışimsız Turbofan Motor Örneği Tasarım Noktası Parametreleri

İrtifa = 11000 (m)	Yanma odası kısmi yük sabiti, $b = 1,6$	Düşük basınç türbini rotor soğutma havası özgül entalpi oranı, $h_{e6} = 0,6$
Mach sayısı, $M_0 = 0,8$	Yakıt alt ısıl değeri, $Q_R = 43,124$ (MJ/kg)	Yüksek basınç şaft hızı, $N_{hp} = 13500$ (rpm)
Kompresör girişi standart gün koşullarına göre düzeltilmiş kütleli debi, $\dot{m}_{25,corr} = 3,7$ (kg/s)	Yedek Güç, $P_o = 0$ (kW)	Düşük basınç şaft hızı, $N_{lp} = 44000$ (rpm)
Basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d = 0,99$	Yüksek basınç şaftı mekanik verimi, $\eta_{m1} = 0,99$	Fan iç kısım izentropik verimi, $\eta_{f,i} = 0,89$
Fan iç kısım basınç oranı, $\pi_{f,i} = 2,5$	Düşük basınç şaftı mekanik verimi, $\eta_{m2} = 1$	Fan dış kısım izentropik verimi, $\eta_{f,o} = 0,9$
Fan dış kısım basınç oranı, $\pi_{f,o} = 1,8$	Türbin çıkış kanalı basınç kayıp oranı, $\pi_{05} = 0,98$	Kompresör izentropik verimi, $\eta_c = 0,87$
Fan ve kompresör arasındaki basınç kayıp oranı, $\pi_{025} = 0,99$	Dalgalanma önleyici hava tahliyesi oranı (Handling Bleed), $\varepsilon_1 = 0$	Yüksek basınç türbini izentropik verimi, $\eta_{hpt} = 0,88$
Kompresör basınç oranı, $\pi_c = 7$	Kabin basınçlandırma hava tahliyesi oranı (Overboard Bleed), $\varepsilon_2 = 0,01$	Düşük basınç türbini izentropik verimi, $\eta_{lpt} = 0,881$
Türbinler arasındaki kanaldaki basınç kayıp oranı, $\pi_{045} = 0,98$	Kabin basınçlandırma hava tahliyesi özgül entalpi oranı, $h_{e2} = 1$	Bypass kanalı basınç kayıp oranı, $\pi_{016} = 0,98$
Bypass oranı, $\beta = 6$	Yüksek basınç türbini yönlendirme vanası soğutma havası oranı, $\varepsilon_3 = 0,05$	Soğuk taraf itki katsayısı, $C_{FG,c} = 1$
Yanma odası çıkış sıcaklığı, $T_{04} = 1450$ (K)	Yüksek basınç türbini rotor soğutma havası oranı, $\varepsilon_4 = 0,06$	Soğuk taraf deşarj katsayısı, $C_{FD,c} = 1$
Yanma odası basınç kayıp oranı, $\pi_b = 0,97$	Bypass kanalına sızıntı, $\varepsilon_5 = 0$	Sıcak taraf itki katsayısı, $C_{FG,h} = 1$
Yanma odası verimi, $\eta_b = 0,9995$	Düşük basınç türbini rotor soğutma havası oranı, $\varepsilon_6 = 0,03$	Sıcak taraf deşarj katsayısı, $C_{FD,h} = 1$

Çizelge 3.23'te GasTurb14 yazılımından elde edilen sonuçlar ve geliştirilen programdan elde edilen sonuçlar gösterilmiştir.

Çizelge 3.23 : Karışimsız Turbofan, Tasarım Noktası, GasTurb14 ve AEPS Sonuç Karşılaştırması.

İstasyon Numarası	Kütleli Debi (kg/s)			Toplam Sıcaklık (K)			Toplam Basınç (kPa)		
	GasTurb14	AEPS	Fark %	GasTurb14	AEPS	Fark %	GasTurb14	AEPS	Fark %
Atmosfer	-	-	-	216,65	216,65	0,000	22,632	22,632	0,000
2	20,300	20,2961	0,019	244,44	244,48	0,016	34,164	34,166	0,006
13	17,400	17,3967	0,019	294,18	294,27	0,031	61,495	61,499	0,007
21	2,900	2,8994	0,021	326,63	326,82	0,058	85,410	85,416	0,006
25	2,900	2,8994	0,021	326,63	326,82	0,058	84,556	84,561	0,007
3	2,813	2,8125	0,018	599,69	600,02	0,055	591,890	591,929	0,007
31	2,465	2,4645	0,020	599,69	600,02	0,055	591,890	591,929	0,007
4	2,525	2,5245	0,020	1450,00	1450,00	0,000	574,133	574,175	0,007
41	2,670	2,6694	0,022	1408,15	1408,13	0,001	574,133	574,175	0,007
43	2,670	2,6694	0,022	1162,07	1162,57	0,043	222,053	222,096	0,019
44	2,844	2,8434	0,021	1130,36	1130,88	0,046	222,053	222,096	0,019
45	2,844	2,8434	0,021	1130,36	1130,88	0,046	217,611	217,654	0,020
49	2,844	2,8434	0,021	797,77	798,56	0,099	41,541	41,587	0,111
5	2,931	2,9304	0,020	789,16	790,03	0,110	41,541	41,587	0,111
8	2,931	2,9304	0,020	789,16	790,03	0,110	40,710	40,755	0,111
18	17,400	17,3967	0,019	294,18	294,27	0,031	60,265	60,269	0,007
				GasTurb14			AEPS		
Net İtki (kN)				3,25			3,252		
Özgül Yakıt Tüketimi (g/kN.s)				18,4192			18,4273		
				Fark %			0,062		
							0,044		

Tasarım parametreleri verilen Karışimsız Turbofan Motor için, tasarım noktası harici parametreleri Çizelge 3.24'te listelenmiştir.

Çizelge 3.24 : Karışimsız Turbofan Motor Örneği Tasarım Noktası Harici Parametreleri

İrtifa = 11000 (m)	Yakıt alt ısıl değeri, $Q_R = 43,124$ (MJ/kg)	Deşarj katsayısı, $C_{FD} = 1$
Mach sayısı, $M_0 = 0,8$	Yedek Güç, $P_o = 0$ (kW)	Şaft hızı oranı = 0,85
Basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d = 0,99$	İtki katsayısı, $C_{FG} = 1$	

Çizelge 3.25'te GasTurb14 yazılımından elde edilen sonuçlar ve geliştirilen programdan elde edilen sonuçlar gösterilmiştir.

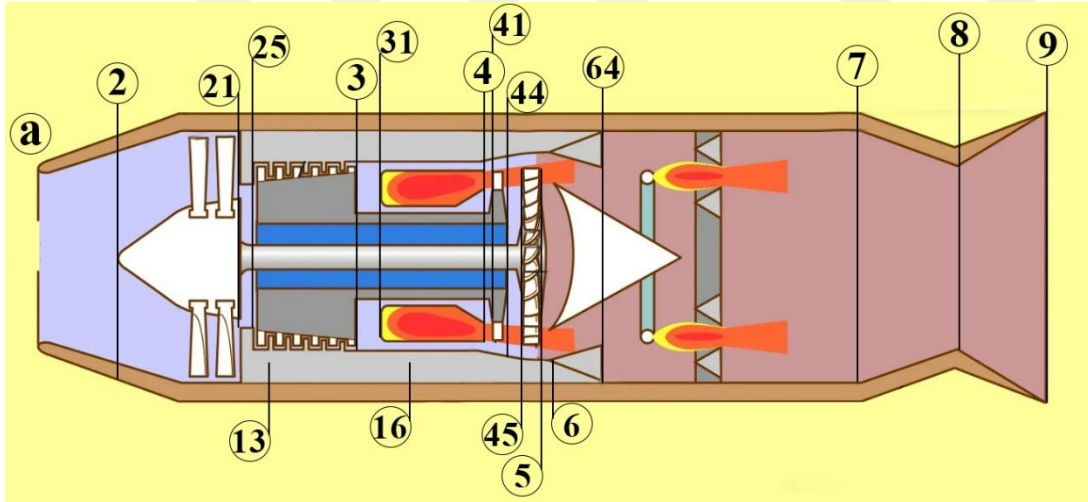


Çizelge 3.25 : Karışimsız Turbofan, Tasarım Noktası Harici, GasTurb14 ve AEPS Sonuç Karşılaştırması.

İstasyon Numarası	Kütleli Debi (kg/s)			Toplam Sıcaklık (K)			Toplam Basınç (kPa)		
	GasTurb14	AEPS	Fark %	GasTurb14	AEPS	Fark %	GasTurb14	AEPS	Fark %
Atmosfer	-	-	-	216,65	216,65	0,000	22,632	22,632	0,000
2	16,041	16,0430	0,012	244,44	244,48	0,016	34,164	34,166	0,006
13	14,189	14,1900	0,007	271,48	271,58	0,037	48,172	48,190	0,037
21	1,852	1,8526	0,032	291,36	291,48	0,041	60,429	60,461	0,053
25	1,852	1,8526	0,032	291,36	291,48	0,041	59,990	60,022	0,053
3	1,796	1,7970	0,056	498,09	498,48	0,078	330,068	330,390	0,098
31	1,574	1,5747	0,044	498,09	498,48	0,078	330,068	330,390	0,098
4	1,600	1,6009	0,056	1117,65	1118,20	0,049	319,285	319,600	0,099
41	1,693	1,6935	0,030	1086,37	1086,90	0,049	319,285	319,600	0,099
43	1,693	1,6935	0,030	890,10	890,79	0,078	124,265	124,400	0,109
44	1,804	1,8047	0,039	867,25	868,09	0,097	124,265	124,400	0,109
45	1,804	1,8047	0,039	867,25	868,09	0,097	121,815	121,940	0,103
49	1,804	1,8047	0,039	631,26	632,12	0,136	28,467	28,499	0,112
5	1,859	1,8603	0,070	625,11	625,93	0,131	28,467	28,499	0,112
8	1,859	1,8603	0,070	625,11	625,93	0,131	28,081	28,112	0,110
18	14,189	14,1900	0,007	271,48	271,58	0,037	47,208	47,226	0,038
				GasTurb14			AEPS		
Net İtki (kN)				1,28			1,2855		
Özgül Yakıt Tüketimi (g/kN.s)				20,3682			20,406		
				Fark %			Fark %		
				0,430			0,186		

### 3.2.3 Karışimli turbofan motor, karşılaştırma çalışması

Şekil 3.15'te Karışimli Turbofan Motor için istasyon numaralandırması gösterilmiştir.



Şekil 3.14 : Karışimli Turbofan Motor İstasyon Numaralandırması [34].

Gerçek Çevrim Modülü, Karışimli Turbofan Motor, karşılaştırması çalışması için GasTurb14'ün Karışimli Turbofan Motor Örneği kullanılmıştır. Bu örneğe ait tasarım parametreleri Çizelge 3.26'da listelenmiştir.

Çizelge 3.26 : GasTurb14 Karışımli Turbofan Motor Örneği Tasarım Noktası Parametreleri

İrtifa = 0 (m)	Bypass kanalı basınç kayıp oranı, $\pi_{016} = 0,97$	Düşük basınç türbini rotor soğutma havası oranı, $\varepsilon_6 = 0,03$
Mach sayısı, $M_0 = 0$	Yedek Güç, $P_o = 0$ (kW)	Düşük basınç türbini rotor soğutma havası özgül entalpi oranı, $h_{\varepsilon 6} = 0,6$
Kompresör girişi standart gün koşullarına göre düzeltilmiş kütleli debi, $\dot{m}_{25,corr} = 11,88$ (kg/s)	Yüksek basınç şaftı mekanik verimi, $\eta_{m1} = 1$	Düşük basınç türbini yönlendirme vanası soğutma havası, $\varepsilon_7 = 0$
Basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d = 0,99$	Düşük basınç şaftı mekanik verimi, $\eta_{m2} = 1$	Düşük basınç türbini yönlendirme vanası soğutma havası özgül entalpi oranı, $h_{\varepsilon 7} = 0,6$
Fan iç kısım basınç oranı, $\pi_{f,i} = 2,5$	Türbin çıkış kanalı basınç kayıp oranı, $\pi_{05} = 0,98$	Yüksek basınç şaft hızı, $N_{hp} = 14600$ (rpm)
Fan dış kısım basınç oranı, $\pi_{f,o} = 3$	Karıştırıcı girişi sıcak taraf basınç kayıp oranı, $\pi_{061} = 0,99$	Düşük basınç şaft hızı, $N_{lp} = 22800$ (rpm)
Fan ve kompresör arasındaki basınç kayıp oranı, $\pi_{025} = 0,99$	Karıştırıcı girişi sıcak taraf basınç kayıp oranı, $\pi_{0161} = 0,99$	Fan iç kısım izentropik verimi, $\eta_{f,i} = 0,78$
Kompresör basınç oranı, $\pi_c = 7$	Karıştırıcı çıkışı basınç kayıp oranı, $\pi_{064} = 1$	Fan dış kısım izentropik verimi, $\eta_{f,o} = 0,88$
Türbinler arasındaki kanaldaki basınç kayıp oranı, $\pi_{045} = 0,98$	Karıştırıcı çıkışı Mach sayısı, $M_{64} = 0,247$	Kompresör izentropik verimi, $\eta_c = 0,86$
Bypass oranı, $\beta = 1$	Dalgalanma önleyici hava tahliyesi oranı (Handling Bleed), $\varepsilon_1 = 0$	Yüksek basınç türbini izentropik verimi, $\eta_{hpt} = 0,9$
Yanma odası çıkış sıcaklığı, $T_{04} = 1600$ (K)	Kabin basınçlandırma hava tahliyesi oranı (Overboard Bleed), $\varepsilon_2 = 0,005$	Yüksek basınç türbini izentropik verimi, $\eta_{ipt} = 0,91$
Yanma odası basınç kayıp oranı, $\pi_b = 0,97$	Kabin basınçlandırma hava tahliyesi özgül entalpi oranı, $h_{\varepsilon 2} = 1$	İtke katsayısı, $C_{FG} = 1$
Yanma odası verimi, $\eta_b = 0,9995$	Yüksek basınç türbini yönlendirme vanası soğutma havası oranı, $\varepsilon_3 = 0,05$	Deşarj katsayısı, $C_{FD} = 1$

Çizelge 3.26 (devam)

Yanma odası kısmi yük sabiti, $b = 1,6$	Yüksek basınç türbini rotor soğutma havası oranı, $\varepsilon_4 = 0,05$
Yakıt alt ısısal değeri, $Q_R = 43,124$ (MJ/kg)	Bypass kanalına sızıntı, $\varepsilon_5 = 0$

Çizelge 3.27’de GasTurb14 yazılımından elde edilen sonuçlar ve geliştirilen programdan elde edilen sonuçlar gösterilmiştir.

Çizelge 3.27 : Karışımli Turbofan, Tasarım Noktası, GasTurb14 ve AEPS Sonuç Karşılaştırması.

İstasyon Numarası	Kütleli Debi (kg/s)			Toplam Sıcaklık (K)			Toplam Basınç (kPa)		
	GasTurb14	AEPS	Fark %	GasTurb14	AEPS	Fark %	GasTurb14	AEPS	Fark %
Atmosfer	-	-	-	288,15	288,15	0,000	101,325	101,325	0,000
2	49,514	49,5104	0,007	288,15	288,15	0,000	100,312	100,312	0,000
13	24,757	24,7552	0,007	408,39	408,50	0,027	300,935	300,935	0,000
21	24,757	24,7552	0,007	398,36	398,42	0,015	250,779	250,779	0,000
25	24,757	24,7552	0,007	398,36	398,42	0,015	248,272	248,272	0,000
3	24,014	24,0125	0,006	727,30	727,76	0,063	1737,901	1737,901	0,000
31	21,415	21,4132	0,008	727,30	727,76	0,063	1737,901	1737,901	0,000
4	21,969	21,9662	0,013	1600,00	1600,00	0,000	1685,764	1685,764	0,000
41	23,207	23,2040	0,013	1557,48	1557,67	0,012	1685,764	1685,764	0,000
43	23,207	23,2040	0,013	1268,58	1269,38	0,063	615,426	615,922	0,081
44	24,444	24,4417	0,009	1243,22	1244,04	0,066	615,426	615,922	0,081
45	24,444	24,4417	0,009	1243,22	1244,04	0,066	603,118	603,604	0,081
49	24,444	24,4417	0,009	1048,81	1050,02	0,115	272,389	272,855	0,171
5	25,187	25,1844	0,010	1036,53	1037,71	0,114	272,389	272,855	0,171
6	25,187	25,1844	0,010	1036,53	1037,71	0,114	266,941	267,398	0,171
16	24,757	24,7552	0,007	408,39	408,50	0,027	291,907	291,907	0,000
64	49,944	49,9396	0,009	740,58	741,59	0,136	270,273	270,379	0,039
8	49,944	49,9396	0,009	740,58	741,59	0,136	270,273	270,379	0,039
				<b>GasTurb14</b>			<b>AEPS</b>		
<b>Net İtici (kN)</b>				30,18			30,1698		
<b>Özgül Yakıt Tüketimi (g/kN.s)</b>				18,3518			18,3279		
				<b>Fark %</b>					
				0,034			0,130		

Tasarım parametreleri verilen Karışımli Turbofan Motor için, tasarım noktası harici parametreleri Çizelge 3.28’de listelenmiştir.

Çizelge 3.28 : Karışımli Turbofan Motor Örneği Tasarım Noktası Harici Parametreleri

İrtifa = 6000 (m)	Yakıt alt ısısal değeri, $Q_R = 43,124$ (MJ/kg)	Deşarj katsayısı, $C_{FD} = 1$
Mach sayısı, $M_0 = 0,7$	Yedek Güç, $P_o = 0$ (kW)	Şaft hızı oranı = 0,9

Çizelge 3.28 (devam)

Basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d = 0,99$	İtke katsayısı, $C_{FG} = 1$
--	------------------------------

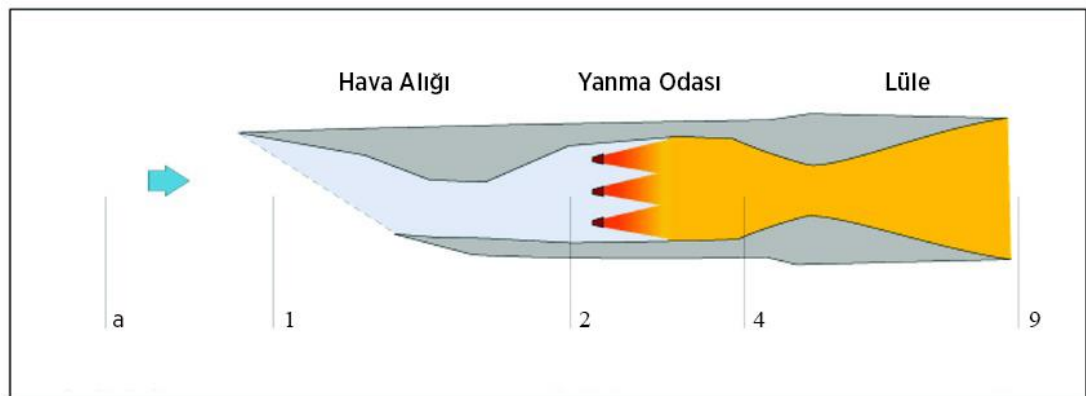
Çizelge 3.29’da GasTurb14 yazılımından elde edilen sonuçlar ve geliştirilen programdan elde edilen sonuçlar gösterilmiştir.

Çizelge 3.29 : Karışımli Turbofan, Tasarım Noktası Harici, GasTurb14 ve AEPS Sonuç Karşılaştırması.

İstasyon Numarası	Kütlesel Debi (kg/s)			Toplam Sıcaklık (K)			Toplam Basınç (kPa)		
	GasTurb14	AEPS	Fark %	GasTurb14	AEPS	Fark %	GasTurb14	AEPS	Fark %
Atmosfer	-	-	-	249,15	249,15	0,000	47,181	47,181	0,000
2	28,273	28,297	0,085	273,61	273,64	0,011	64,799	64,808	0,014
13	14,958	14,999	0,274	361,24	361,11	0,036	158,805	158,463	0,215
21	13,315	13,297	0,135	352,92	352,81	0,031	135,304	135,049	0,188
25	13,315	13,297	0,135	352,92	352,81	0,031	134,112	133,860	0,188
3	12,916	12,898	0,139	628,50	628,56	0,010	850,718	849,565	0,136
31	11,518	11,502	0,139	628,50	628,56	0,010	850,718	849,565	0,136
4	11,748	11,732	0,136	1337,32	1337,29	0,002	824,094	822,987	0,134
41	12,414	12,397	0,137	1302,42	1302,34	0,006	824,094	822,987	0,134
43	12,414	12,397	0,137	1053,18	1053,73	0,052	299,938	299,807	0,044
44	13,079	13,062	0,130	1032,97	1033,50	0,051	299,938	299,807	0,044
45	13,079	13,062	0,130	1032,97	1033,50	0,051	293,930	293,803	0,043
49	13,079	13,062	0,130	876,35	877,32	0,111	138,603	138,744	0,102
5	13,479	13,461	0,134	866,38	867,38	0,115	138,603	138,744	0,102
6	13,479	13,461	0,134	866,38	867,38	0,115	136,041	136,181	0,103
16	14,958	14,999	0,274	361,24	361,11	0,036	153,281	152,899	0,249
64	28,437	28,461	0,084	610,43	609,48	0,156	139,137	139,161	0,017
8	28,437	28,461	0,084	610,43	609,48	0,156	139,137	139,161	0,017
				GasTurb14		AEPS		Fark %	
Net İtke (kN)				9,93		9,9141		0,160	
Özgül Yakıt Tüketimi (g/kN.s)				23,1625		23,225		0,270	

### 3.2.3 Ramjet motor, karşılaştırma çalışması

Şekil 3.16’da Ramjet Motor için istasyon numaralandırması gösterilmiştir.



Şekil 3.15 : Ramjet Motor İstasyon Numaralandırması [35].

Gerçek Çevrim Modülü, Ramjet Motor, karşılaştırması çalışması için GasTurb14'ün Ramjet Motor Örneği kullanılmıştır. Bu örneğe ait tasarım parametreleri Çizelge 3.30'da listelenmiştir.

Çizelge 3.30 : GasTurb14 Ramjet Motor Örneği Tasarım Noktası Parametreleri

İrtifa = 0 (m)	Basınç geri kazanım katsayısı, $\pi_d = 0,99$	Yakıt alt ısıl değeri, $Q_R = 43,124$ (MJ/kg)
Mach sayısı, $M_0 = 3$	Yanma odası çıkış sıcaklığı, $T_{07} = 2000$ (K)	Yanma odası giriş Mach sayısı, $M_{61} = 0,2$
Hava alığı çıkışı standart gün koşullarına göre düzeltilmiş kütleli debi, $\dot{m}_{2,corr} = 10$	Yanma odası verimi, $\eta_b = 0,95$	İtke katsayısı, $C_{FG} = 1$

Çizelge 3.31'de GasTurb14 yazılımından elde edilen sonuçlar ve geliştirilen programdan elde edilen sonuçlar gösterilmiştir.

İstasyon Numarası	Kütleli Debi (kg/s)			Toplam Sıcaklık (K)			Toplam Basınç (kPa)		
	GasTurb14	AEPS	Fark %	GasTurb14	AEPS	Fark %	GasTurb14	AEPS	Fark %
Atmosfer	-	-	-	216,65	216,65	0,000	12,045	12,045	0,000
1	-	-	-	601,45	601,76	0,052	445,512	445,490	0,005
2	24,369	24,361	0,033	601,45	601,76	0,052	356,734	356,710	0,007
61	24,369	24,361	0,033	601,45	601,76	0,052	356,734	356,710	0,007
7	25,496	25,488	0,031	2000,00	2000,00	0,000	327,018	328,700	0,514
8	25,496	25,488	0,031	2000,00	2000,00	0,000	327,018	328,700	0,514
				<b>GasTurb14</b>			<b>AEPS</b>		
<b>Net İtke (kN)</b>				18,92			19,021		
<b>Özgül Yakıt Tüketimi (g/kN.s)</b>				59,5689			59,225		
				<b>Fark %</b>					
				0,534			0,577		

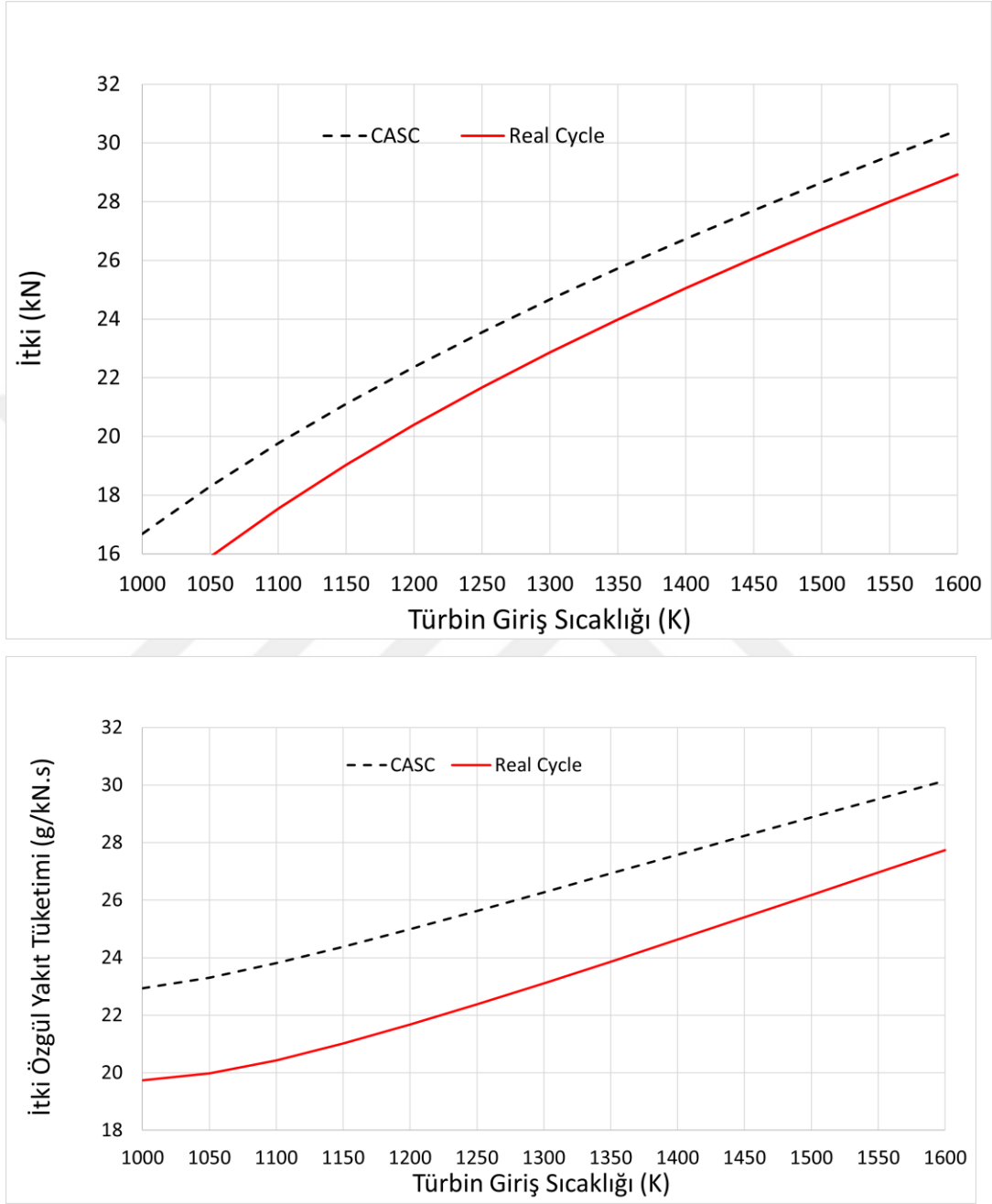
Şekil 3.16 : Ramjet, Tasarım Noktası, GasTurb14 ve AEPS Sonuç Karşılaştırması.

Ramjet motor konfigürasyonlarında kompresör ve türbin gibi bileşenler bulunmadığı için, tasarım noktası harici hesaplama modülü bulunmamaktadır.

### 3.3 CASC ve Gerçek Çevrim Modülü Karşılaştırma Çalışması

CASC Modülü ile Gerçek Çevrim Modülünün karşılaştırma çalışması için Çizelge 3.14'te verilen turbojet motor tasarım parametreleri, kabin basınçlandırma hava

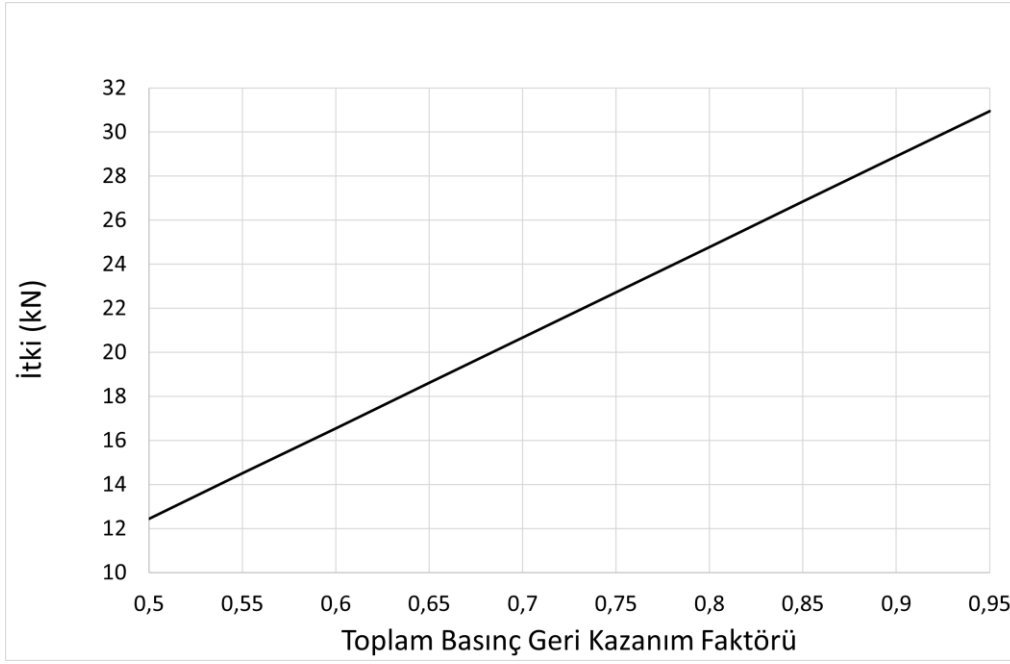
taahyesi, türbin yönlendirme vanası soğutması ve türbin rotor soğutması kapatılarak AEPS programında çalıştırılmıştır. Şekil 3.18’de karşılaştırma çalışmasının sonuçları gösterilmiştir.



Şekil 3.17 : CASC - Gerçek Çevrim Modülü Karşılaştırması a) İtci, b) İtci Özgüml Yakıt Tüketimi

### 3.4 Toplam Basınç Geri Kazanım Faktörünün İtki Üzerindeki Etkisinin İncelenmesi

Toplam Basınç Geri Kazanım Faktörünün itki üzerindeki etkisinin incelenmesi için Çizelge 3.13'te verilen turbojet motor tasarım parametreleri, İrtifa= 5000 (m),  $M_0 = 2$  ve Yakınsak-İraksak Lüle seçeneği  $A_9/A_8 = 1,2$  koşulu ile aktif edilerek AEPS programında çalıştırılmıştır. Şekil 3.19'da inceleme çalışmasının sonuçları gösterilmiştir.



Şekil 3.18 : Toplam Basınç Geri Kazanım Faktörüne Bağlı Olarak İtki

## 4. DEĞERLENDİRMELER VE GELECEKTE YAPILACAK ÇALIŞMALAR

### 4.1 Değerlendirmeler

Bu tez çalışması kapsamında Turbojet, Turbofan, Ramjet ve Scramjet motor konfigürasyonları için performans hesaplama programı, AEPS, geliştirilmiştir. AEPS, gelecekte programın kolay bir şekilde geliştirilebilmesi amacı ile modüler yapıda kurgulanmıştır. Geliştirilen program, Soğuk Hava Standardı Çevrimi (CASC) ve Gerçek Çevrim olarak iki temel modülden oluşmaktadır.

CASC Modülü termo-fiziksel özelliklerin sabit kabul edildiği termodinamik soğuk-hava standardı çevrimini çözmektedir. CASC Modülü, farklı tipte veri girişlerine olanak sağlayacak şekilde geliştirilmiş ve bu sayede farklı kaynaklardan farklı tipte soru tipleri için sonuç alınması amaçlanmıştır. Her bir motor konfigürasyonu için farklı kaynaklardan seçilen farklı tipte örnek problemler ile yazılımdan elde edilen sonuçlar incelenmiştir. AEPS programının CASC Modülü ile gerçekleştirilen performans hesaplamalarından elde edilen sonuçlar, sözü geçen kaynaklarda verilen sonuçlar ile tam bir uyum halindedir.

AEPS, soğuk hava standardı çevrimi yerine ayrıca termo-fiziksel özelliklerin sıcaklığın fonksiyonu olarak kabul edildiği gerçek çevrim ve performans hesaplamalarının yapılabildiği Gerçek Çevrim modülüne sahiptir. Özgül ısı, özgül entalpi ve entropinin sıcaklığa bağlı kısmı, programın içerisine gömülen sayısal hava modeli ile sıcaklık ve yakıt hava karışım oranının fonksiyonu olarak hesaplanmaktadır. Tasarım Noktası Harici hesaplamalar için GasTurb14 yazılımının kullandığı referans bileşen haritaları programın içerisine eklenmiştir ve geliştirilen program Tasarım Noktasına göre bileşen haritalarını ölçeklendirmektedir.

Gerçek Çevrim Modülü, GasTurb14 yazılımının örnek motor konfigürasyonları parametreleri ile çalıştırılmış ve GasTurb14 yazılımından alınan sonuçlar ile karşılaştırılmıştır. AEPS programından elde edilen sonuçlar ile GasTurb14 yazılımından elde edilen sonuçlar, birbirlerine oldukça yakın çıkmıştır. Rayleigh Akış yaklaşımı kullanılan, Artyakıcı ve Ramjet yanma odası bileşenlerinde AEPS programından elde edilen sonuçlar ve GasTurb14 yazılımından elde edilen sonuçlar arasındaki farkın arttığı gözlemlenmiştir. Bu artışın sebebi, GasTurb14 yazılımının



direkt olarak Rayleigh Çizgi grafikleri üzerinden okuma yaparken, AEPS programının grafik okuması yapamaması sebebi ile Rayleigh Akış Tablolarını kullanmasıdır.

GasTurb14 yazılımı, ses üstü hava alığı toplam basınç kaybı hesaplamalarında sadece Mach sayısının fonksiyonu olan korelasyonlardan faydalanmaktadır. Bu yaklaşım ile rampa sayısı ve rampa açıları gibi hava alığındaki toplam basınç kaybını direkt olarak etkileyen parametrelerin etkileri göz ardı edilmektedir. AEPS programı, GasTurb14 yazılımının kullandığı yaklaşıma ek olarak, rampa sayılarının ve rampa açılarının da dikkate alındığı eğik şok denklemleri ile de toplam basınç kayıplarını hesaplamaktadır.

Sonuç olarak, AEPS, turbojet, turbofan ve ramjet motor performans hesaplamalarında 30 yılı aşkın ve gaz türbinleri ile jet motorları alanlarında yaygın olarak kullanılan GasTurb gibi bir yazılım ile doğrulanmış bulunmaktadır. AEPS ek olarak scramjet motor hesaplamaları da yapmaktadır. Zaman içerisinde programın daha da geliştirilmesi ile yurt dışından temin edilen performans hesaplama programlarına duyulan ihtiyacın ortadan kalkması amaçlanmaktadır.

#### **4.2 Gelecekte Yapılacak Çalışmalar**

Bu tez çalışmasında geliştirilen performans hesaplama yazılımının iyileştirilerek yurt dışından temin edilen programlara gerçek bir alternatif olması planlanmaktadır. Bu kapsamda yazılım birtakım gelişmelere ihtiyaç duymaktadır.

İlk olarak, ses üstü hava alığı basınç kayıp oranı hesaplamasında kullanıcıya alternatif olarak sunulan eğik şok denklemleri ile basınç kayıp oranının hesaplandığı Ses Üstü Hava Alığı Modülü için HAD analizleri yardımı ile doğrulama çalışması yapılması planlanmaktadır.

İkinci olarak, AEPS yazılımı Zamana Bağlı durum için hesaplama yapmamaktadır. Tasarım çalışmalarında önemli bir konuma sahip olan Zamana Bağlı durum için hesaplama modülü her bir motor konfigürasyonu için yazılıma eklenecektir.

Üçüncü olarak, AEPS yazılımı Tasarım Noktası Harici hesaplamalar için GasTurb14 programından alınan referans bileşen haritalarını kullanmaktadır. Referans bileşen haritalarının çeşitlendirilmesi, Tasarım Noktası Harici hesaplamalar için elde edilen sonuçların gerçeğe daha yakın olmasına yardımcı olacaktır.

Dördüncü olarak, Rayleigh Akış yaklaşımının kullanıldığı Artyakıcı ve Ramjet yanma odası modüllerinde kullanılan Rayleigh Akış Tabloları yerine direkt olarak Rayleigh Çizgi grafikleri üzerinden hesaplama yapılması ile elde edilen sonuçların iyileştirilmesi planlanmaktadır.

Son olarak, kullanıcı tarafından yazılımın daha kolay bir şekilde kullanılabilmesi amacı ile Grafiksek Kullanıcı Arayüzü geliştirilmesi planlanmaktadır.





## KAYNAKLAR

- [1] **Britannica.** *Sir Frank Whittle.* <https://www.britannica.com/biography/Frank-Whittle>
- [2] **Britannica.** *Hans Joachim Pabst von Ohain.* <https://www.britannica.com/biography/Hans-Joachim-Pabst-von-Ohain>
- [3] **Wikipedia.** *Frank Whittle.* [https://en.wikipedia.org/wiki/Frank\\_Whittle](https://en.wikipedia.org/wiki/Frank_Whittle)
- [4] **Scientists & Friends.** *History of Jet Engines.* <https://www.scientistsandfriends.com/jets1.html>
- [5] **Wikipedia.** *Heinkel He 178.* [https://tr.wikipedia.org/wiki/Heinkel\\_He\\_178](https://tr.wikipedia.org/wiki/Heinkel_He_178)
- [6] **Rodgers, C.F.** (2004). A Performance Diagnosis of the 1939 Heinkel He S3B Turbojet. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2004* (10.1115/GT2004-53014).
- [7] **Rajput, R.K.** (2007). *Engineering Thermodynamics.* LAXMI Publications (ISBN: 978-0-7637-8272-6).
- [8] **Rolls-Royce,** (2005). *The Jet Engine.* 5th Edition, Rolls-Royce plc (ISBN: 0902121 235)
- [9] **Ahmet, F.El-Sayed.** (2016). *Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion.* Springer (ISBN: 978-1-4471-6796-9)
- [10] **Cooper, J.** (2019). Russia's 'Invincible' Weapons: An Update.
- [11] **Bradford, J.E., Olds, J.R.** (2000). Exploration of the design space for the ABLV-GT SSTO reusable launch vehicle. *AIAA Space 2000 Conference and Exposition,* 19-21 September, Long Beach, California.
- [12] **GasTurb GmbH.** (2022). *GasTurb 14, user manual.*
- [13] **GasTurb GmbH.** (2021). *Smoothc 9, user manual.*
- [14] **GasTurb GmbH.** (2021). *Smootht 9, user manual.*
- [15] **Lytle, J. K.** (2000). *The numerical propulsion system simulation: An overview.* Computational Aerosciences, (E-12152).
- [16] **Wilfred, P.J.V.** (2015). *Generic Analysis Methods for Gas Turbine Engine Performance: The development of the gas turbine simulation program GSP.* Doctoral Thesis, Technische Universiteit Delft (ISBN 978-94-6259-492-0)
- [17] **Sung, R.** (2013). *A Comparative Study of the Gas Turbine Simulation Program (GSP) 11 and GasTurb 11 on Their Respective Simulations for a Single-Spool Turbojet.* Master Thesis, University of Tennessee.
- [18] **Yarlagadda, S.** (2010). *Performance Analysis of J85 Turbojet Engine Matching Thrust with Reduced Inlet Pressure to the Compressor.* Master Thesis, University of Toledo.

- [19] **Melker, N., Joakim, K., Edna, R.S., Konstantinos G.K.** (2017). Conceptual Design of a Turbofan Engine for a Supersonic Business Jet. *In International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE 2017*, Manchester, United Kingdom, 3-8 September 2017 paper no. ISABE-2017-22635 (pp. 2580-2597).
- [20] **Uysal, S.C.** (2014). *High By-pass Ratio Turbofan Engines Aerothermodynamic Design and Optimization*. Yüksek Lisans Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi.
- [21] **Mattingly, J.D., Heiser, W.H., Pratt, D.T.** (2002). *Aircraft Engine Design*. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [22] **Günay, B.O.** (2022). *Development of a Gas Turbine Performance Software Including Sub-idle Region and Starting Process*. Hacettepe Üniversitesi.
- [23] **Changduk, K., Jayoung, K., Sukehoo, C.** (2002). Performance Simulation of a Turbo-prop Engine for Basic Trainer. *KSME International Journal*, 16(6), 839-850.
- [24] **Lazzaretto, A., Toffolo, A.** (2001). Analytical and Neural Network Models for Gas Turbine Design and Off-Design Simulation. *Int.J. Applied Thermodynamics*, 4.
- [25] **Leo, A.B., Leo, C.F.** (1990). RAMSCRAM-A Flexible Ramjet/Scramjet Engine Simulation Program. *35th International Gas Turbine Aeroengine Congress and Exposition*.
- [26] **Vegar, H.T.** (2016). *Favourable Design of the Air Intake of a Ramjet*. Master Thesis, Norwegian University of Science and Technology
- [27] **Palnati, N.R.T.** (2018). *Modelling and Simulation of Scramjet Engine*. Master Thesis, San Jose State University.
- [28] **Tahsini, A.M.** (2019). Combustion Efficiency and Pressure Loss Balance for the Supersonic Combustor. *Proc IMechE Part G: J Aerospace Engineering*, 234(6), 1149-1156.
- [29] **Saravanamuttoo, H., Cohen, H., Rogers, G.** (2001). *Gas Turbine Theory*. Pearson Education Limited.
- [30] **Saeed, F.** (2014). *Aircraft Propulsion*. WILEY.
- [31] **Joachim, K., Ian, H.** (2018). *Propulsion and power: an exploration of gas turbine performance modeling*. Springer.
- [32] **Doty, J., Camberos, J.** (2010). *Statistical, Modular Systems Integration Using Combined Energy & Exergy Concepts*. 10.2514/6.2010-278.
- [33] **U.S. Department of Transportation**, (2021). Federal Aviation Administration. Flight Standards Service Airplane Flying Handbook (FAA-H-8083-3C).
- [34] **Nasa**, (2021). *Smaller is Better for Jet Engines*. <https://www.nasa.gov/feature/glenn/2021/smaller-is-better-for-jet-engines>

- [35] **Baidya, R., Pesyridis, A., Cooper, M.** (2018). Ramjet Nozzle Analysis for Transport Aircraft Configuration for Sustained Hypersonic Flight. *MDPI Applied Sciences Journal*, 8, 574.
- [36] **Das, N., Pandey, K.M., Sharma, K. K.** (2021). A brief review on the recent advancement in the field of jet engine-scrumjet engine. *Materials Today: Proceedings*, 45, 6857-6863.
- [37] **Philip, P.W., Fletcher, P.** (2004). *Gas turbine performance*. John Wiley & Sons.
- [38] **Genick Bar-Meir.** (2007). *Gas Dynamic Tables*.
- [39] **Britannica.** Low-bypass turbofans and turbojets. <https://www.britannica.com/technology/jet-engine/Low-bypass-turbofans-and-turbojets#/media/1/303238/19428>
- [40] **Klaus, O.** (1947). *Pressure Recovery for Missiles With Reaction Propulsion at High Supersonic Speeds*. National Advisory Committee for Aeronautics, Technical Memorandum No:1140
- [41] **Hongjun, R., Dimitri, M.** (2005). Preliminary Design of a 2D Supersonic Inlet to Maximize Total Pressure Recovery. *AIAA 5th Aviation, Technology, Integration, and Operations Conference (ATIO)*. September 2005, AIAA 2005-7357

