

T.C.  
SAKARYA ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**MODEL BİR TURBOJET MOTORUN, İKİNCİL  
YANMA İLE FARKLI YAKITLAR KULLANILARAK  
TEST EDİLMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**  
**Sercan BAYRAK**

**Enstitü Anabilim Dalı** : **MAKİNE EĞİTİMİ**

**Tez Danışmanı** : **Prof. Dr. İsmet ÇEVİK**

**Haziran 2018**

T.C.  
SAKARYA ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

MODEL BİR TURBOJET MOTORUN, İKİNCİL  
YANMA İLE FARKLI YAKITLAR KULLANILARAK  
TEST EDİLMESİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Sercan BAYRAK

Enstitü Anabilim Dalı

:

MAKİNE EĞİTİMİ

Bu tez 05.06.2018 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oybirliği / oyçokluğu ile kabul edilmiştir.



Prof. Dr.  
İsmet ÇEVİK  
Jüri Başkanı



Prof. Dr.  
Can HAŞİMOĞLU  
Üye



Prof. Dr.  
Hüseyin BAYRAKÇEKEN  
Üye

## **BEYAN**

Tez içindeki tüm verilerin akademik kurallar çerçevesinde tarafımdan elde edildiğini, görsel ve yazılı tüm bilgi ve sonuçların akademik ve etik kurallara uygun şekilde sunulduğunu, kullanılan verilerde herhangi bir tahrifat yapılmadığını, başkalarının eserlerinden yararlanılması durumunda bilimsel normlara uygun olarak atıfta bulunulduğunu, tezde yer alan verilerin bu üniversite veya başka bir üniversitede herhangi bir tez çalışmasında kullanılmadığını beyan ederim.

Sercan BAYRAK

05.06.2018

## TEŞEKKÜR

Yüksek lisans eğitiminin boyunca her türlü desteği ve toleransı sağlayan değerli danışman hocam Prof. Dr. İsmet ÇEVİK'e ve her konuda bilgi ve desteğini almaktan çekinmediğim, projenin yapımında karşılıksız her türlü desteği sunan değerli hocam Prof. Dr. Can HAŐIMOęLU 'na teşekkürlerimi sunarım.

Projenin ve deneylerin yapımı sırasında, maddi ve manevi olarak her türlü desteği sunan, Solak Otomotiv Scania Servisi Genel Müdürü Ramazan SOLAK, Servis Müdürü Yusuf SOLAK ve Baymek Elektrik Makina Sanayi ve Ticaret Limited Şirketi Genel Müdürü Sebahattin BAYRAK'a teşekkür ederim.

Yüksek lisans eğitiminin boyunca her daim beni destekleyen değerli aileme teşekkürlerimi sunarım.

## İÇİNDEKİLER

TEŞEKKÜR .....	i
İÇİNDEKİLER.....	ii
SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ.....	v
ŞEKİLLER LİSTESİ .....	vi
TABLolar LİSTESİ .....	x
ÖZET.....	xi
SUMMARY.....	xii
BÖLÜM 1.	
GİRİŞ.....	1
1.1. Tezin Amacı ve Kapsamı .....	1
1.2. Gaz Türbinlerinin Tarihsel Gelişimi.....	4
BÖLÜM 2.	
JET MOTORLARI .....	7
2.1. Ramjet Motorlar .....	7
2.2. Pulsejet Motorlar .....	8
2.3. Turbojet Motorlar .....	9
2.4. Turboprop Motorlar .....	10
2.5. Turbofan Motorlar .....	11
2.6. İkincil Yanma (After Burning) Sistemi .....	13
2.7. Turbojet Motorların Kısımları ve Görevleri .....	14
2.7.1. Hava girişi .....	14
2.7.2. Kompresörler.....	15
2.7.3. Yanma odası .....	17
2.7.3.1. Yanma işlemi .....	17

2.7.3.2. Yakıtın sağlanması .....	20
2.7.4. Türbinler .....	21
2.7.5. Egzoz nozulu .....	22
2.8. Teorik Çevrimler .....	24
2.8.1. Brayton çevrimi .....	25
2.9. Aşırı Doldurma Sistemleri .....	31
2.9.1. Turbo şarj ünitesinin yapısı ve çalışması .....	33
2.9.1.1. Türbin.....	34
2.9.1.2. Kompresör .....	35
2.9.1.3. Merkez gövde .....	35
2.9.2. Turbo şarj performansı .....	35
2.9.2.1. Kompresör ve türbin A/R oranı .....	36
2.9.2.2. Kompresör performans haritası .....	38
<b>BÖLÜM 3.</b>	
<b>MATERYAL VE YÖNTEM.....</b>	<b>41</b>
3.1. Model Turbojet Motoru Tasarımının Yapılması.....	41
3.2. Sistemde Kullanılan Parçaların Genel Özellikleri .....	44
3.2.1. Turbo şarj ünitesi .....	44
3.2.2. Alev tüpü ve yanma odası .....	46
3.2.2.1. Yanma odası tasarım ve imalatı.....	46
3.2.2.2. Alev tüpü tasarım ve imalatı.....	50
3.2.3. Ateşleme sistemi.....	54
3.2.4. Yakıt sistemi .....	55
3.2.5. Sistemde kullanılan yakıtlar ve özellikleri.....	59
3.2.5.1. Motorin.....	59
3.2.5.2. Gaz yağı .....	60
3.2.5.3. Ayçiçek yağı .....	60
3.2.6. Yağlama sistemi.....	61
3.2.7. İkincil yanma (after burning) sistemi ve egzoz borusu.....	62
3.2.7.1. Egzoz borusu .....	63
3.2.8. Deney düzeneğinin kurulması .....	68

## BÖLÜM 4.

DENEY SONUÇLARI VE TARTIŞMA .....	72
4.1. İtme Kuvveti .....	73
4.2. Yanma Basıncı.....	80
4.3. Kompresör Giriş ve Çıkış Sıcaklıkları .....	82
4.4. Türbin Giriş-Çıkış Sıcaklıkları.....	85

## BÖLÜM 5.

SONUÇLAR VE ÖNERİLER.....	90
KAYNAKLAR .....	94
ÖZGEÇMİŞ.....	97

## SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ

A/B	: Afterburning, ikincil yanma, art yanma,
A/R	: Alan/Yarıçap oranı
CFM	: Ayakküp bölü dakika (cubic feet per minute)
gph	: Saat başına galon (U.S. birim sisteminden)
LPG	: Sıvılaştırılmış petrol gazı
P	: Basınç, Pa
$q_{net}$	: Net ısı
rpm	: Motor devri
S	: Entropi, J/K
T	: Sıcaklık, K
V	: Hacim, m <sup>3</sup>
$W_{net}$	: Net iş
$\eta_B$	: Brayton çevrimi ısı verimi



## ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1. 1791’de John Barber tarafından patenti alınan gaz türbini.....	5
Şekil 1.2. Whittle’ın tasarladığı ters akışlı yanma odası ve E28/39 model uçağı. .	5
Şekil 1.3. Alman yapımı Heinkel He 118 model bombardıman uçağı. ....	6
Şekil 2.1. Ramjet motoru. ....	7
Şekil 2.2. Pulsejet motoru. ....	8
Şekil 2.3. Turbojet motor. ....	9
Şekil 2.4. Turbojet motorunun P-v ve T-s diyagramı. ....	9
Şekil 2.5. Turboprop motor. ....	10
Şekil 2.6. İki farklı yapıdaki turbofan motor.....	11
Şekil 2.7. Çeşitli gaz türbin motorları kesitleri.....	12
Şekil 2.8. After burning sistemi eklenmiş turbojet motoru.....	14
Şekil 2.9. Hava hızının sıfır olması durumu ve hava giriş kısmında buzlanma olayı. ....	15
Şekil 2.10. Santrifüj akışlı kompresör kesiti. ....	16
Şekil 2.11. Aksiyal tip kompresör kesiti. ....	16
Şekil 2.12. Yanma odasına giren hava hızının düşürülmesi. ....	18
Şekil 2.13. Yanma odasındaki birincil ve ikincil hava bölgeleri.....	19
Şekil 2.14. Yanma odası kesiti. ....	19
Şekil 2.15. Yakıt sağlama yöntemleri. ....	20
Şekil 2.16. Radyal çıkışlı türbin kesiti. ....	21
Şekil 2.17. Aksiyal türbin ve kısımları. ....	22
Şekil 2.18. Temel bir egzoz sistemi. ....	23
Şekil 2.19. Panavia Tornado isimli savaş uçağına ait egzoz nozulu. ....	23
Şekil 2.20. Yakınsak ve yakınsak-ıraksak lüleler.....	24
Şekil 2.21. Türbin giriş sıcaklığının toplam verime etkisi. ....	25
Şekil 2.22. Açık sisteme göre çalışan gaz türbini.....	26

Şekil 2.23. Kapalı çevrime göre çalışan gaz türbini. ....	26
Şekil 2.24. Basit sabit basınç gaz türbininin sistem şeması. ....	27
Şekil 2.25. İdeal Brayton çevriminin P-v ve T-s diyagramı.....	27
Şekil 2.26. İkincil yanma sistemine sahip turbojet motoruna ait ideal TS diyagramı.....	31
Şekil 2.27. İkincil yanma sistemine sahip turbojet motorun şematik diyagramı....	31
Şekil 2.28. Basitçe içten yanmalı motorlarda kullanılan turbo şarj ünitesi.....	32
Şekil 2.29. Turbo şarj ünitesi kısımları. ....	34
Şekil 2.30. Merkez gövdede bulunan yataklar ve burçlar.....	35
Şekil 2.31. Kompresör ve türbin için giriş çıkış çapları.....	36
Şekil 2.32. Kompresör gövdesinde A/R karakteristiğinin gösterilmesi.....	37
Şekil 2.33. A/R oranının gösterimi.....	37
Şekil 2.34. Garrett marka turbo şarj ünitesine ait örnek bir kompresör performans haritası. ....	39
Şekil 3.1. Model turbojet motorunun kısımları. ....	42
Şekil 3.2. Yapılması planlanan model turbojet motorun diyagramı.....	43
Şekil 3.3. Bir turbo şarj ünitesinin parçaları.....	45
Şekil 3.4. Model turbojet motorunda kullanılan turbo şarj ünitesi. ....	46
Şekil 3.5. Yanma odası ve alev tüpü.....	47
Şekil 3.6. Yanma odasının katı model tasarım programıyla ölçülendirilmesi. ....	49
Şekil 3.7. Yanma odası imalatı. ....	50
Şekil 3.8. Jetspecs programındaki yanma odası ile alakalı hesaplama ekranı. ....	50
Şekil 3.9. Alev tüpünün ölçülendirilmesi ve tasarımı. ....	52
Şekil 3.10. Alev tüpünün imal edilmesi. ....	53
Şekil 3.11. Alev tüpü ve yanma odası arasındaki bypass boşluğu. ....	53
Şekil 3.12. Sistemde kullanılan ateşleme trafosu. ....	54
Şekil 3.13. Deneme çalışması sonrası hasar görmüş bujiler. ....	54
Şekil 3.14. Ateşleme sisteminde kullanılan bujiler. ....	55
Şekil 3.15. Sistemde kullanılan yakıt pompası.....	56
Şekil 3.16. Yakıt pompasının çalışma prensibi. ....	57
Şekil 3.17. Brülörlerde kullanılan çeşitli enjektörler.....	58
Şekil 3.18. İmalatı yapılan ilk egzoz borusu. ....	64

Şekil 3.19. Katı model çizim programı ile tasarlanan iki kademeli egzoz borusu.....	65
Şekil 3.20. Tasarlanan iki kademeli egzozun imalat aşamaları.....	65
Şekil 3.21. Egzoz borusu üzerindeki ateşleme noktası.....	67
Şekil 3.22. Başarı ile çalıştırılmış ikincil yanma sistemi.....	67
Şekil 3.23. Turbojet motorun çalıştırılması.....	69
Şekil 3.24. Deney düzeneği.....	70
Şekil 4.1. Yakıt basıncına bağlı itme kuvveti değişimi (%100 motorin).....	76
Şekil 4.2. Yakıt basıncına bağlı itme kuvveti değişimi (%95 motorin - %5 ayçiçek yağı).....	76
Şekil 4.3. Yakıt basıncına bağlı itme kuvveti değişimi (%80 motorin - %20 ayçiçek yağı).....	77
Şekil 4.4. Yakıt basıncına bağlı itme kuvveti değişimi (%50 motorin - %50 ayçiçek yağı).....	77
Şekil 4.5. Yakıt basıncına bağlı itme kuvveti değişimi (%100 gaz yağı).....	78
Şekil 4.6. Yakıt basıncına bağlı itme kuvveti değişimi (%95 gaz yağı - %5 ayçiçek yağı).....	78
Şekil 4.7. Yakıt basıncına bağlı itme kuvveti değişimi (%80 gaz yağı - %20 ayçiçek yağı).....	79
Şekil 4.8. Yakıt basıncına bağlı itme kuvveti değişimi (%50 gaz yağı - %50 ayçiçek yağı).....	79
Şekil 4.9. Motorin ve ayçiçek yağı karışımları için yakıt basıncına bağlı yanma basıncı değişimleri grafiği.....	81
Şekil 4.10. Gaz yağı ve ayçiçek yağı karışımları için yakıt basıncına bağlı yanma basıncı değişimleri grafiği.....	82
Şekil 4.11. Motorin ve ayçiçek yağı karışımları için yakıt basıncına bağlı kompresör çıkış sıcaklığı değişimleri grafiği.....	83
Şekil 4.12. Gaz yağı ve ayçiçek yağı karışımları için yanma basıncına bağlı kompresör çıkış sıcaklığı değişimleri grafiği.....	84
Şekil 4.13. Motorin ve ayçiçek yağı karışımları için yakıt basıncına bağlı türbin giriş sıcaklığı değişimleri grafiği.....	87

Şekil 4.14. Motorin ve ayçiçek yağı karışımları için yakıt basıncına bağlı türbin çıkış sıcaklığı değişimleri grafiği. ....	88
Şekil 4.15. Gaz yağı ve ayçiçek yağı karışımları için yakıt basıncına bağlı türbin giriş sıcaklığı değişimleri grafiği.....	88
Şekil 4.16. Gaz yağı ve ayçiçek yağı karışımları için yakıt basıncına bağlı olarak türbin çıkış sıcaklığı değişimleri grafiği.....	89



## TABLolar LİSTESİ

Tablo 3.1. Motorin yakıtına ait temel fiziksel ve kimyasal özellikler tablosu. ....	59
Tablo 3.2. Gaz yağı yakıtına ait temel fiziksel ve kimyasal özellikler tablosu. ....	60
Tablo 3.3. Ayçiçek yağının bazı karakteristik özellikleri. ....	61
Tablo 3.4. Ayçiçek yağının yağ asidi kompozisyonu. ....	61
Tablo 4.1. Motorin ve ayçiçek yağı karışımı ile yapılan deneylere ait itme kuvveti değerleri. ....	73
Tablo 4.2. Gaz yağı ve ayçiçek yağı karışımı ile yapılan deneylere ait itme kuvveti değerleri. ....	73
Tablo 4.3. A/B sistemi devrede iken itme kuvvetindeki artış oranı tablosu. ....	75
Tablo 4.4. Motorin ve ayçiçek yağı karışımı ile yapılan deneylere ait yanma basıncı değerleri. ....	80
Tablo 4.5. Motorin yakıtı ile yapılan deneylere ait kompresör giriş-çıkış sıcaklık değerleri. ....	82
Tablo 4.6. Gaz yağı ile yapılan deneylere ait kompresör giriş-çıkış sıcaklık değerleri. ....	83
Tablo 4.7. Motorin yakıtı ve ayçiçek yağı ile yapılan deneylere ait türbin çıkış sıcaklığı değerleri. ....	85
Tablo 4.8. Gaz yağı ve ayçiçek yağı ile yapılan deneylere ait türbin çıkış sıcaklığı değerleri. ....	85

## ÖZET

Anahtar Kelimeler: Turbojet, Brayton çevrimi, ikincil yanma, itme kuvveti, performans deneyleri, motorin, gaz yağı, ayçiçek yağı

Bu çalışmada teoride Brayton çevrimine göre çalışan model bir turbojet motoru imal edilmiş ve motorin, gaz yağı ve ayçiçek yağı yakıtlarını kullanarak performans deneyleri yapılmıştır. Model turbojet motoru temelde, içten yanmalı dizel bir motorda kullanılan turbo şarj ünitesi üzerine imal edilmiştir. Turbojet motoru sıvı yakıtlar ile çalışabilecek şekilde donatılmıştır. Deney düzeneği kurulduktan sonra bu çalışmada, yakıt basıncı değerine göre, yanma basıncı, itme kuvveti, ikincil yanma (after burning) ile itme kuvveti, kompresör giriş – çıkış sıcaklıkları, türbin giriş – çıkış sıcaklıkları gibi parametreler incelenmiştir. Motorin ve gaz yağı yakıtı ile deneyler yapılmıştır. Ayrıca motorin ve gaz yağına %5, %20, %50 oranlarında ayçiçek yağı karıştırılarak 8 farklı yakıt ile turbojet motoru üzerinde deneyler yapılmıştır. Yapılan deney sonuçlarına göre yakıt basıncı 18 bar, yanma basıncı 33 kPa, kompresör giriş sıcaklığı 25 °C, kompresör çıkış sıcaklığı 46 °C, türbin giriş sıcaklığı 305 °C, türbin çıkış sıcaklığı 518 °C iken, ölçülen en yüksek itme kuvveti 28,4 N, ikincil yanma ile ölçülen en yüksek itme kuvveti ise 35,3 N'dur. Bu itme kuvveti %50 motorin %50 ayçiçek yağı karışımı ile yapılan deneyde elde edilmiştir. Tüm yakıt deneylerinde, türbin giriş sıcaklığı 289 °C – 407 °C arasında ölçülmüştür. Türbin çıkış sıcaklığı ise 445 °C – 525 °C arasında ölçülmüştür. Sekiz farklı yakıt ile yapılan deneylerde itme kuvveti 5,9 N – 28,4 N arasında, ikincil yanma ile itme kuvveti 14 N – 35,3 N arasında ölçülmüştür.

Yapılan bu çalışmanın sonucunda, imal edilen model turbojet motoru üzerinde, farklı sıvı yakıtlar kullanarak itme kuvveti elde edilmiştir. Ayrıca turbojet motoruna başarı ile çalışan ikincil yanma sistemi eklenerek, ilave itme kuvveti de elde edilmiştir.

# **TESTED OF A MODEL TURBOJET ENGINE EQUIPPED WITH AFTERBURNING SYSTEM BY USING DIFFERENT FUELS**

## **SUMMARY**

Keywords: Turbojet, Brayton cycle, afterburning, thrust, performance test, diesel fuel, kerosene, sunflower oil.

In this study, a model turbojet engine that works according to the Brayton cycle was constructed in theory and performance tests were carried out with diesel, gas oil and sunflower oil fuels. The model turbojet engine is basically built on a turbocharger unit that uses an internal combustion engine. The turbojet engine is equipped to work with liquid fuels. After the test stand setup was established, in this study, parameters such as combustion pressure, thrust, thrust with afterburning, compressor inlet - outlet temperatures, turbine inlet - outlet temperatures were examined according to the fuel pressure value. Experiments were carried out with diesel and gas oil fuels. In addition, diesel and gas oil 5%, 20%, 50% sunflower oil mix. Experiments have been carried out on turbojet engines with 8 different fuels. According to the test results, the highest thrust is 28,4 N when fuel pressure 18 bar, combustion pressure 33 kPa, compressor inlet temperature 25 °C, compressor outlet temperature 46 °C, turbine inlet temperature 305 °C, turbine outlet temperature 518 °C. In the same conditions, the highest thrust measured with afterburning is 35,3 N. This thrust was obtained in the experiment with 50% diesel, 50% sunflower oil mixture. In all fuel tests, the turbine inlet temperature was measured between 289 °C and 407 °C. The turbine outlet temperature is measured between 445 °C and 525 °C. In experiments with eight different fuels, the thrust was measured between 5,9 N – 28,4 N, with afterburning between 14 N – 35,3 N.

As a result of this work, the thrust is obtained by using different liquid fuels on the manufactured model turbojet engine. In addition, the turbojet engine has been equipped with a successful afterburning system, resulting in additional thrust.

# BÖLÜM 1. GİRİŞ

## 1.1. Tezin Amacı ve Kapsamı

Tarihte, uçaklarda pistonlu içten yanmalı motorlar kullanılmakta idi. Pistonlu ve krank mili sistemine sahip içten yanmalı motorların pervaneyi dengeli ve yüksek devirde döndürememesinden dolayı, bu uçak motorları gelişime kapalıydı. Gaz türbinleri üzerinde yapılan çalışmalar ile turbojet motorları gelişim göstermiş ve günümüz uçak motorlarında, enerji santralleri gibi yerlerde kullanılmaya başlanmıştır. Gaz türbinleri, salınım yapmadan ve çok yüksek devirlere çıkarak çalışmasından dolayı, hem ticari hem de akademik olarak, üzerinde çalışılması gereken bir konu haline gelmiştir.

Turbojet motoru denildiğinde akla ilk gelen uçak motorudur. Ancak gaz türbinlerinin uçak motorları haricinde birçok kullanım alanı vardır. 1900'lü yılların ortalarında, gaz türbinleri, otomobillerde, tanklarda ve gemilerde kullanılmıştır [1].

Yapılacak çalışma ile model bir turbojet motoru imal ederek, motorun farklı yakıtlar ile çalıştırılması, A/B sistemi de eklenerek performansı arttırmaya yönelik deneylerin yapılması amaçlanmıştır. Yapılacak deneylerin, ileriye dönük farklı projelere ışık tutması hedeflenmiştir.

Model turbojet motoru ile yapılan, birçok bilimsel çalışma bulunmaktadır. Bu çalışmalar aşağıda özetlenmiştir.

Güzelkök (2008); Brayton çevrimine göre çalışan, dizel motorlarda kullanılan turbo sarj ünitesi ile model turbojet motoru imal edilmiş ve LPG yakıtı ile çalıştırılarak deneyler yapılmıştır. Yapılan deneylerde, LPG yakıtı, yanma odasına harici saf



oksijen ile birlikte gönderilerek itme kuvvetindeki değişimler incelenmiştir. Yapılan çalışmada 14-20 N kuvvetleri arasında itme kuvvetleri elde edilmiştir. Deneylerde, LPG, saf oksijen ile birlikte yakıldığı için turbo şarj ünitesinin kanatçıklarını eritmiştir. Yapılan denemelerde türbin giriş sıcaklığı 630°C – 870°C arasında değişiklik göstermiştir. Türbin girişi ve egzoz nozulu çıkışında ise sıcaklık 621°C – 850°C arasında ölçülmüştür. Yakıt basıncı yaklaşık 4 bar iken ulaşılan en yüksek devir 48660 1/min olmuştur [2].

Aras (2012); teoride Brayton çevrimi ile çalışan, dizel motorlu araçlarda kullanılan turbo şarj ünitesi ile turbojet motoru imal edilmiştir. Turbojet motoru sıvı yakıtlar ile çalıştırılarak test edilmiştir. Yapılan deneylerde turbojet motoruna harici olarak kompresörden hava gönderilmiştir. Sabit yakıt basıncı ve farklı hava basıncı değerlerinde itme kuvvetindeki değişimler incelenmiştir. Yapılan deneylerde türbin giriş sıcaklığı 891-1180 °C arasında değişiklik gösterdiği tespit edilmiştir. Türbin çıkışı ve egzoz nozulu girişinde ise sıcaklık 637-701 °C arasında ölçülmüştür. Turbojet motorunda yapılan deneylerde 11-18,3 N değerleri arasında itme kuvveti elde edilmiştir. Deneylerde yakıt olarak gaz yağı, motorin ve 10 numara yağ kullanılmıştır [3].

Gutiérrez ve arkadaşları (2018); sıvı yakıt ile çalışabilen turbojet motoru imal ederek, üzerinde biyokerosen ve kerosen yakıtlarını denemişlerdir. Deneysel çalışmalarında bio yağ üreterek, %5, %10, %20 oranlarında kerosen ve biyoyağ karışımı kullanmışlardır. Bu yakıtları hem turbojet motorunda hem de içten yanmalı bir dizel motor üzerinde kullanmışlardır. Turbojet motoru ile yapılan deneylerde kerosen yakıtı ile biyoyağ karışımlı yakıtın benzer sonuçlar verdiğini tespit etmişlerdir [4].

Model turbojet motoru üzerine yapılan deneysel çalışmalarda çok düşük itme kuvvetleri elde edilmiştir. Daha önceki deneysel çalışmalar incelenmiş ve model turbojet motoru üzerinde A/B sistemi ile deney yapılmadığı görülmüştür. İtme kuvvetini arttırmak amacıyla model turbojet motorunda daha büyük turbo şarj ünitesi kullanılabilir veya A/B sistemi eklenebilir.

Turbojet motoru üzerinde sıvı yakıt kullanılmasına karar verilmiştir. Turbojet motorda yakıt sarfiyatı fazla olacağından dolayı, LPG gibi gaz yakıtlarda, yakıt beslemesi için gaz basıncını aynı değerde tutmak zor olacağından dolayı sıvı yakıt kullanılması daha sağlıklı olacaktır. Nitekim LPG ile yapılan çalışmada, farklı gaz basıncında, deney yapılan turbojet motoru üzerinde farklı sonuçlar ortaya çıkmıştır [2].

Bu çalışmada, küçük bir model turbojet motoru imal ederek, farklı yakıtların ve ikincil yanma (after burning – A/B) sisteminin, turbojet motoru üzerindeki etkilerinin deneysel olarak incelenmesi amaçlanmıştır. Üzerinde deney yapılacak olan model turbojet motoru, dizel bir motorda kullanılan turbo şarj ünitesi ile imal edilmiştir. Turbojet motorunun sıvı yakıtlar ile çalışabilmesi amacıyla, sistemde yüksek basınç pompası ve enjektör kullanılmıştır. Turbo şarj ünitesinin kanatçık büyüklüğüne göre, yanma odası tasarlanarak imal edilmiştir. Turbojet motorda yakıt olarak farklı karışım oranları ile motorin, gaz yağı ve ayçiçek yağı yakıtları kullanılmıştır.

İkincil yanma sistemi de sıvı yakıtlar ile çalışabilecek şekilde tasarlanıp imal edilmiştir. A/B sisteminde, turbojet motordan bağımsız, yakıt pompası ve iki adet enjektör kullanılmıştır. Farklı yakıt karışımları ile sistem çalıştırılmış ve itme kuvveti üzerine olan etkileri incelenmiştir.

Bu çalışmada itme kuvvetindeki değişimler yakıt basıncı değişkenine göre incelenmiştir. Yapılan deneylerde yakıt basıncı parametresine göre itme kuvvetinde artma ve azalma olduğu görülmüştür. Turbojet motoru kompresör pervanesi üzerinden devir ölçülmeye çalışılmış ancak bu konuda başarı sağlanamamıştır. Pervane mili 10.000 dev/dak üzerinde çalıştığından dolayı, dijital devir ölçer kullanılarak düzgün ölçüm yapılamamıştır. Yüksek devirlerde ölçüm yapabilen, daha duyarlı ölçü aletleri ile devir ölçümü yapılabilmektedir. Ancak bu çalışmada deney yapılırken yakıt basıncı değişkenine göre turbojet motoru performansı incelenmiştir.

Model turbojet imalatında kullanılan jetspecs paket programı yerine farklı kaynaktan yararlanılarak yanma odası tasarımı yapılmıştır. Yanma odası tasarımı üzerinde daha fazla çalışma yapılarak en yüksek performans elde edilmeye çalışılmıştır.

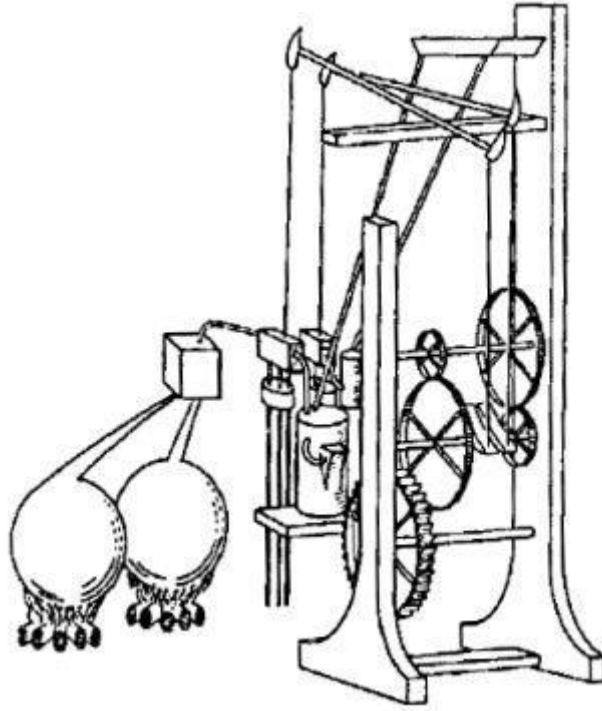
Model turbojet motoru imalatı yapıldıktan sonra yapılan ilk denemelerde 100 N'a kadar itme kuvveti elde edilmiştir. Yüksek püskürtme kapasiteli enjektörler ile yapılan denemelerde itme kuvvetinde A/B kullanılmadan çok iyi sonuçlar elde edilmiştir. Ancak ilk çalışma esnasında yakıt, soğuk yanma odasında buharlaşmadığından dolayı düzgün yanma sağlanamamıştır. Turbojet motoru çalışana kadar, yakıt yanma odası çeperine yapışarak yanmadan türbin kısmından atılmıştır. Bu sorunu ortadan kaldırmak amacıyla enjektör kapasitesi düşürülerek yakıtın daha iyi püskürtülmesi ve ilk çalışmanın daha kolay olması sağlanmıştır. Enjektör kapasitesi düşürülmesinden dolayı daha az itme kuvveti elde edilmiştir.

Yakıt olarak motorin ve gaz yağının içerisine belirli oranlarda ayçiçek yağı karıştırılarak performans incelemesi yapılmıştır.

## **1.2. Gaz Türbinlerinin Tarihsel Gelişimi**

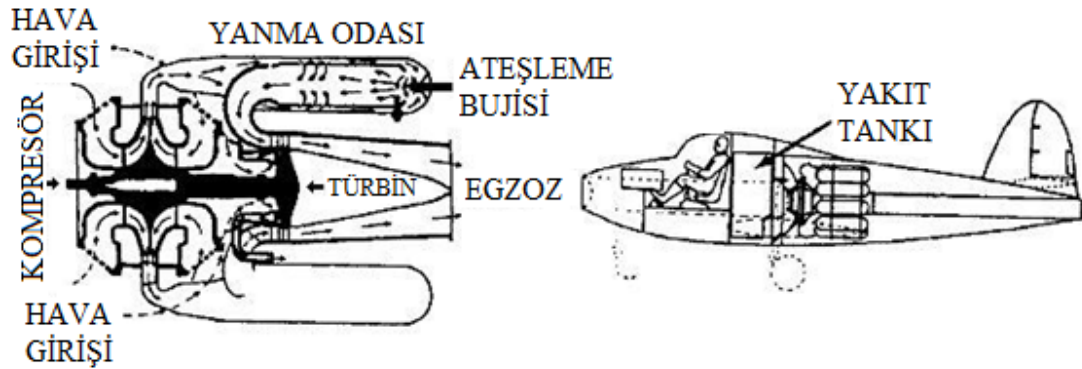
Gaz türbini, yakıtın enerjisini mekanik enerji ya da yüksek hızlı tepki jeti gibi faydalı enerjilere çevirmek için geliştirilmiş bir motordur. Gaz türbini, temel olarak gaz jeneratörü ve güç dönüştürme bölümü olmak üzere iki ana gruptan oluşur. Gaz jeneratörü; kompresör, yanma odası ve türbinden oluşur, ancak türbin kompresörü çalıştırmaya yetecek kadar güç üretir. Gaz jeneratörü çıkışında yüksek basınç ve sıcaklıkta gaz elde edilir. Farklı gaz türbinleri, gaz jeneratörünün giriş ve çıkışına farklı elemanların ilavesi ile imal edilebilir [5].

1791'de John Barber, bir İngiliz modern gaz türbininin termodinamik çevrimini kullanan bir tasarıma ilk patent veren kişi oldu. Tasarımı, kompresör, yanma odası ve türbini olan modern gaz türbininin temellerini içeriyordu (Şekil 1.1.). Tasarımındaki en büyük fark, türbinin zincir tahrikli ileri geri hareketli bir kompresör ile donatılmış olmasıydı [6].



Şekil 1.1. 1791’de John Barber tarafından patenti alınan gaz türbini [7].

Frank Whittle 1930 yılında, jet tahrikli bir gaz türbininin ilk patentini almıştır. Yaptığı çalışmaya ait olan motor 11 yıl sonra ilk uçuşunu gerçekleştirmiştir [7].



Şekil 1.2. Whittle’in tasarladığı ters akışlı yanma odası ve E28/39 model uçağı [6].

Almanya’da yaşayan Hans Von Ohain adındaki mucit, 1933 yılından beri jet motorları üzerinde çalışmaktaydı ve 1934 yılında yaptığı turbojet motoru için patent almıştır [3].



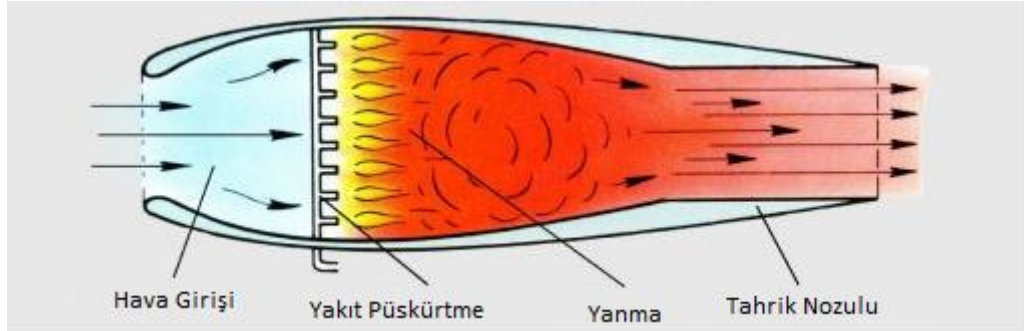
Şekil 1.3. Alman yapımı Heinkel He 118 model bombardıman uçağı [8].

## BÖLÜM 2. JET MOTORLARI

Havacılıkta kullanılan gaz türbinli motorlar, ramjetler, pulsejetler, turbojetler, turbo saftlar, turbofanlar ve turbo proplar olarak sınıflandırılabilir

### 2.1. Ramjet Motorlar

Ramjet motoru, dönen, önemli bir parçaya sahip değildir. İraksak bir girişten ve yakınsak veya yakınsa-iraksak bir çıkış ağzından oluşmaktadır. İleriye doğru harekete geçirildiğinde harici kaynaktan gelen hava akımı hava girişine zorlanır. Hız ve kinetik enerji azalırken, basınç enerjisi, sapma kanalından geçerken artar. Daha sonra toplam enerji, yakıtın yanmasıyla artırılır ve genişleyen gazlar, çıkış kanalı yoluyla atmosfere doğru hızlanır [7].



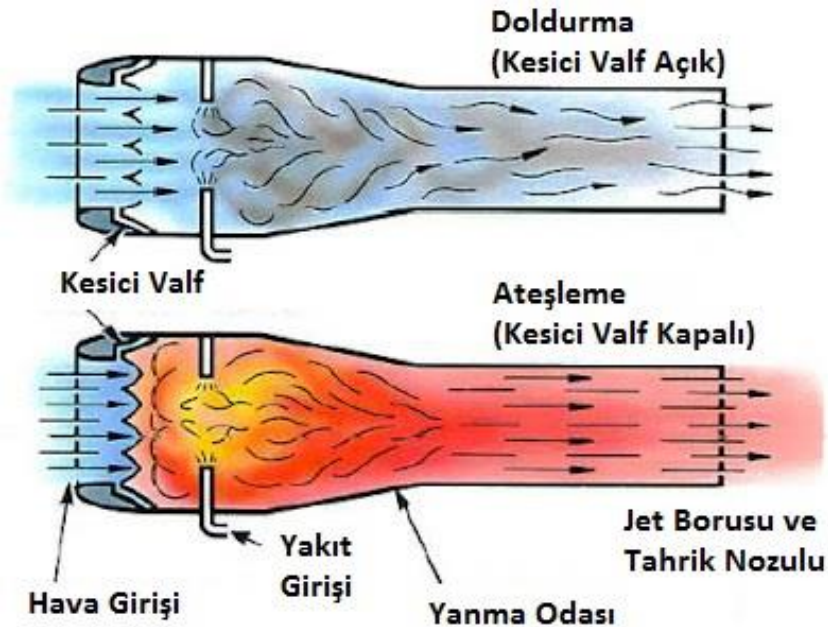
Şekil 2.1. Ramjet motoru [9]

Ramjet motorları, düşük hızlarda itki oluşturmadığı için hiçbir uçağı harekete geçirmesi beklenemez. Yüksek hızlı uçuşlar için uygundur. Ramjetler ile çalışabilmek için bir ön hıza ihtiyaç vardır ve ses üstü hızlarda ( $M > 1$ ) çalışmaya başlayabilirler. 5 Mach hızına kadar çalışabilirler [9]. Mach sayısı, adını Avusturyalı fizikçi Ernst Mach'tan alan, hareket halindeki bir kütlenin hızının, kütlenin bulunduğu şartlardaki ses hızına oranıdır. Deniz seviyesinde, 1 atm basınç altında ve

15°C sıcaklıkta 1 Mach = 1226,5 km/saat (340 metre/saniye) olarak belirtilir. Bu şartlar altında ses hızı 1 mach'tır [10]. Ramjet motoruna hava yaklaşık 0,2 Mach hızına yavaşladıktan sonra, içine yakıt püskürtülerek yakılır ve oluşan yanma sonucu gazları lülede genişleyerek hız kazanır [11].

## 2.2. Pulsejet Motorlar

Pulsejet motoru aralıklı yanma ilkesini kullanır. Ramjet motorun aksine statik bir durumda çalıştırılabilir. Pulsejet, ramjet motorun aerodinamik yapısına benzer şekildedir. Ancak, yüksek basınçlar nedeniyle daha sağlam yapıdadır. Kanal girişinde açık pozisyonda yerleştirilmiş bir dizi yaylı "valf" vardır. Açık valflerden çekilen hava yanma odasına geçer ve odanın içine enjekte edilmiş yakıt ile yanar. Yanma sonrasında gazlar genişleyip basınç artışına neden olur. Yanma odasındaki basınç artışı valflerin kapanmasına neden olur. Genleşen gazlar daha sonra geriye doğru dışarı atılır. Egzoz gazları tarafından oluşturulan akış, valflerin açılmasını ve çevrimin tekrar edilmesini sağlar [7].

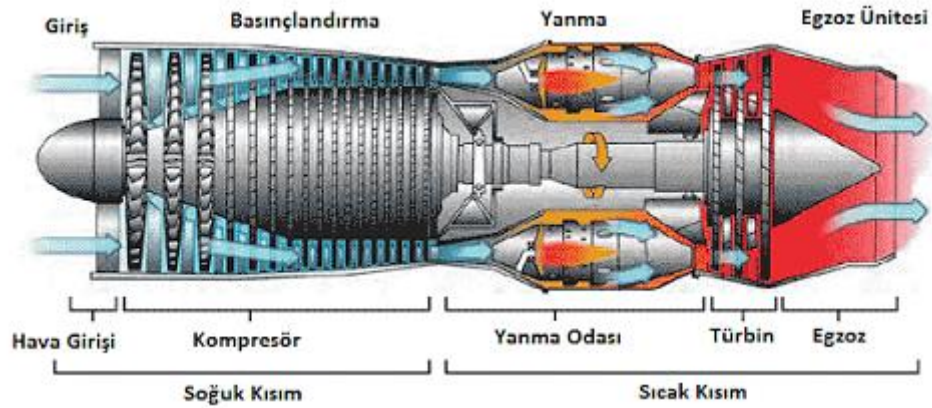


Şekil 2.2. Pulsejet motoru [9].

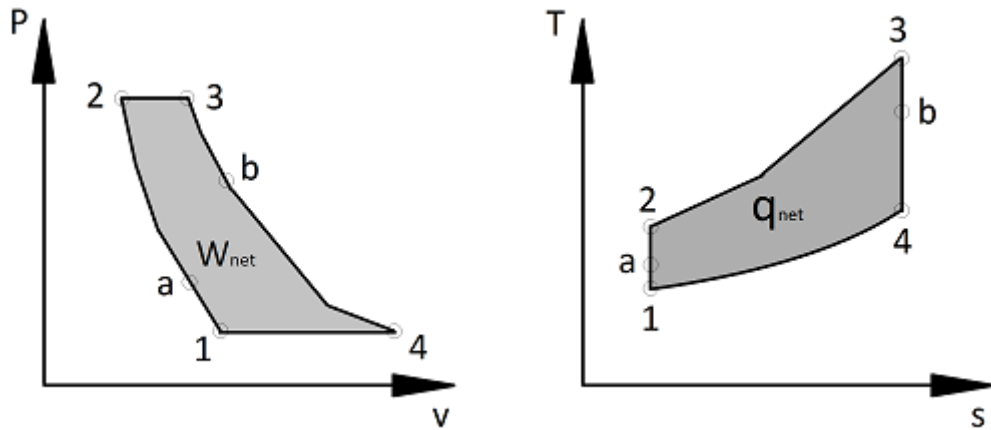
### 2.3. Turbojet Motorlar

Turbo, Latince “yüksek hızda dönen”, jet ise yine aynı dilde “fırlatmak” anlamına gelmektedir. Turbojetler havacılık sektöründe geniş kullanım alanına sahip bir jet motorudur [9].

Turbojet motorda yakıt deposundan yanma odasına gelen yakıt, kompresörden gelen sıkıştırılmış hava ile karışarak yanar. Yanma ürünleri, türbin ve nozulda genişleyerek iş yaptıktan sonra dışarı atılır. Motorun ısıl verimi, havanın daha önceden sıkıştırılması ile artmaktadır. Bu nedenle hava, özel bir türbin tarafından döndürülen, santrifüj ya da aksiyal kompresör ile sıkıştırıldıktan sonra yanma odasına gönderilir [12].



Şekil 2.3. Turbojet motor [9].



Şekil 2.4. Turbojet motorunun P-v ve T-s diyagramı [12].

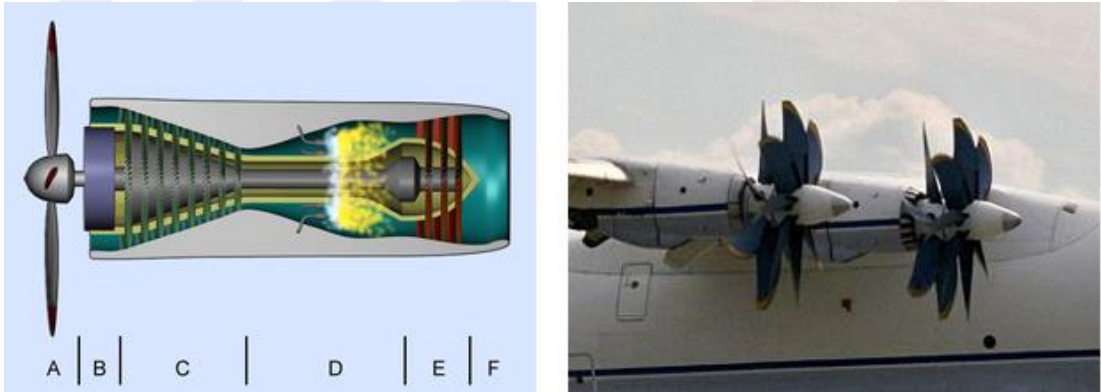


Şekil 2.4.'te P-v ve T-s diyagramı verilen turbojet motorunun çevrimi şu işlemlerden oluşmaktadır [12].

- 1-a, difüzörde izentropik sıkıştırma,
- a-2, kompresörde izentropik sıkıştırma,
- 2-3, yanma odasında sisteme sabit basınçta ısı verilmesi,
- 3-b, türbinde izentropik genişleme,
- b-4, çıkış nozulunda izentropik genişleme,
- 4-1, sabit basınçta atmosfere ısı atılması.

## 2.4. Turboprop Motorlar

Egzoz gazları, turbojetin ana bölümünde (genelde gaz jeneratörü olarak adlandırılır) iken hız düşürme dişlisi sistemi üzerinden pervaneyi döndüren ek türbini çalıştırmak için kullanılırsa bu motora turboprop motor adı verilir. İngilizler ve bazı ticari havayolu şirketleri bu motorları propjet diye de adlandırır [13].



Şekil 2.5. Turboprop motor [14].

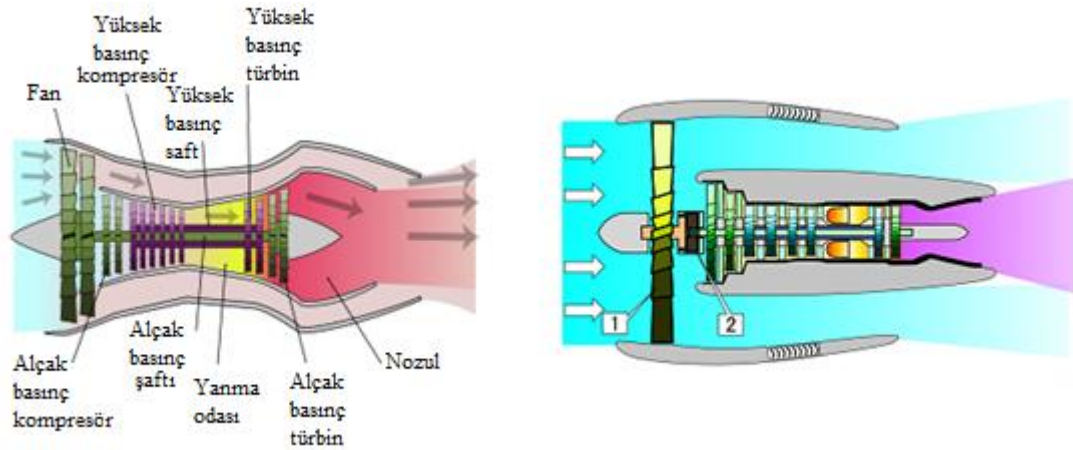
Şekil 2.5.'te görülen turboprop motorun bölümleri sırasıyla şunlardır; A-pervane, B-aktarma, C-kompresör, D-yanma odası, E-türbin, F-egzoz nozulu.

Turboprop, bir pervaneyi bir şaft motoru olarak bir dişli kutusu vasıtasıyla süren bir gaz türbinidir. İtme kuvveti neredeyse sadece türbinin ürettiği enerjinin iletiildiği pervane ile üretilir. İtme kuvveti oluşturmak için, pervane çok fazla hava çeker ve

uçağı hafifçe ivmelendirir. Bu tip motor, düşük yakıt tüketimi karakteristiğine sahiptir. Bu nedenle, üst hava sahasında (25.000 ft / 7600 m'ye kadar) nakliye ve kısa mesafeli hava araçlarında çoğunlukla kullanılmaktadır [14].

## 2.5. Turbofan Motorlar

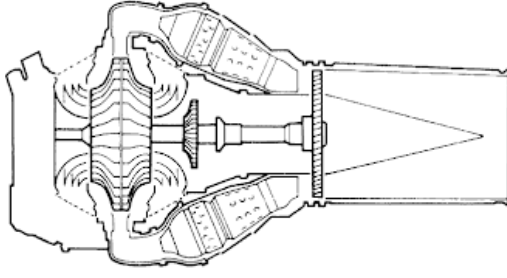
Hava akımının bir kısmının fan bölümünden alınarak toplam itme kuvvetinin (thrust) %35 ile %75'lik miktarının üretildiği tiplerdir. Bu tip motorlara ilişkin pek çok uygulama bulunmaktadır [13].



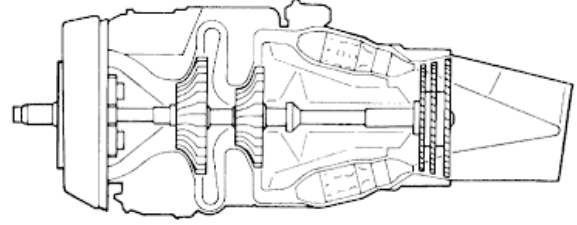
Şekil 2.6. İki farklı yapıdaki turbofan motor [14].

Bir turbofanın karakteristiği bypass oranıdır. Bu, fan vasıtasıyla dışarı akan hava miktarının, gaz türbini boyunca akan havanın miktarına oranıdır. Sivil uçaklarda kullanılan modern turbofanların bypass oranı  $80:20=4$  ile  $90:10=9$  arasındadır. İkincil ve birincil akışlar birlikte toplam itkiyi etkiler [14].

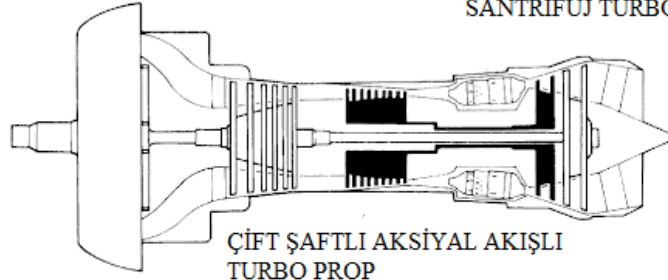
Şekil 2.6.'da sırasıyla uzun kanallı düşük bypass oranına sahip turbofan motor ile yüksek bypass oranına sahip turbofan motor şeması verilmiştir.



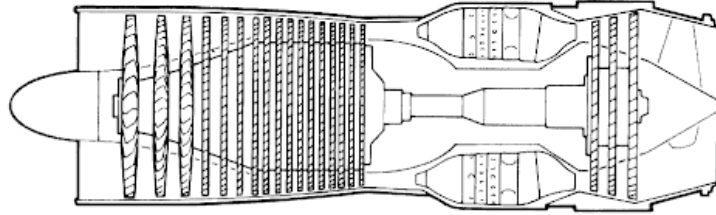
ÇİFT GİRİŞLİ TEK KADEMELİ  
SANTRİFÜJ TURBO JET



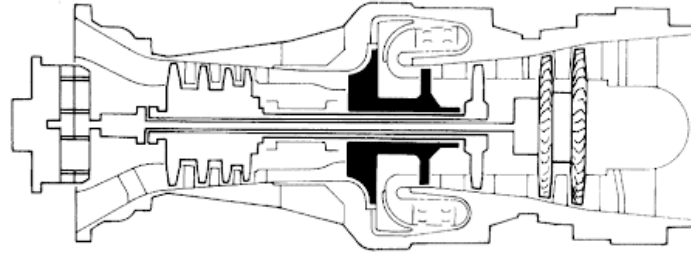
TEK GİRİŞLİ İKİ KADEMELİ  
SANTRİFÜJ TURBO PROP



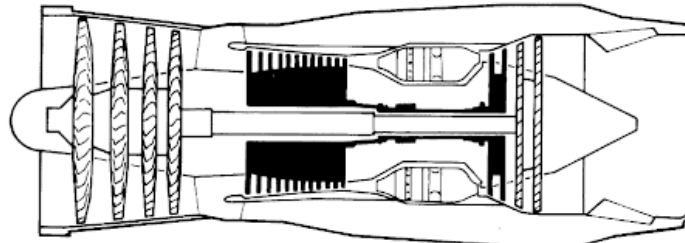
ÇİFT ŞAFTLI AKSİYAL AKIŞLI  
TURBO PROP



TEK ŞAFTLI AKSİYAL AKIŞLI TURBO JET



İKİZ ŞAFTLI TURBO ŞAFT MOTOR



İKİZ ŞAFTLI BYPASS TURBO JET MOTOR

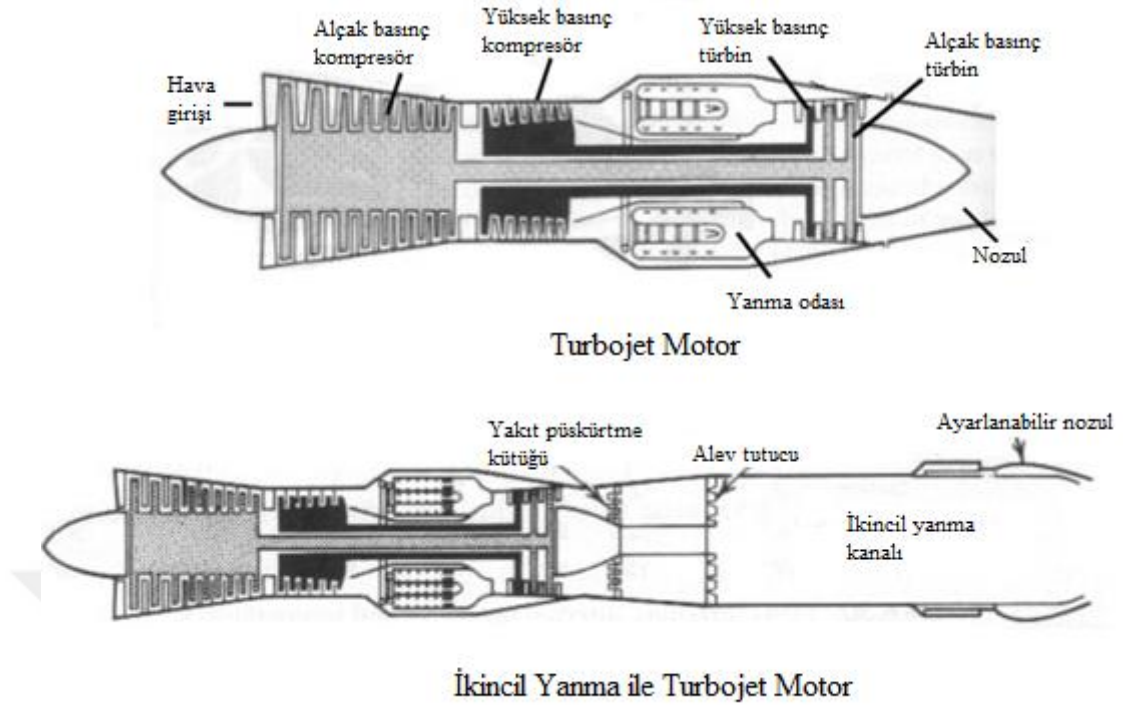
Şekil 2.7. Çeşitli gaz türbin motorları kesitleri [15].

## 2.6. İkincil Yanma (After Burning) Sistemi

İkincil yanma (art yanma, A/B) veya tekrar ısıtma (reheat), uçağın kalkış, tırmanma veya askeri uçakların savaşma performansını geliştirmek üzere motorun temel tepkisini arttırma metotlarından birisidir. A/B sistemi, türbin çıkışı ile jet borusu itici lülesi arasında uygulanmakta ve yanmayı gerçekleştirmek üzere egzoz gazlarındaki yanmamış oksijenin kullanılması esasına dayanmaktadır [12].

İkincil yanma ile türbin çıkışında, ikinci bir yanma gerçekleştirilerek %50 ya da daha fazla ek itme kuvveti elde edilebilir. Turbojet ve turbofan motorlarının her ikisi de art yanmalı olarak kullanılabilir [13].

A/B sistemi açıldığında, ek yakıt, çemberler boyunca ve turbojetin sıcak egzoz akışına enjekte edilir. Yakıt yanar ve ek itme oluşturur, ancak turbojetin yanma bölümünde olduğu kadar verimli yanmaz. A/B sistemi sayesinde daha fazla itme kuvveti elde edilir ancak çok daha fazla yakıt sarfiyatı olur. Egzoz sıcaklığının artmasıyla, egzoz nozulunun akış uzunluğu, aynı kütle akışını geçmek için arttırılmalıdır. Bu nedenle after burning nozulları değişken geometrilerle dizayn edilmelidir. Bu sistem basit turbojet nozullarından daha ağır ve daha karmaşıktır. Afterburner kapatıldığında, motor basit bir turbojet gibi çalışır [14].



Şekil 2.8. After burning sistemi eklenmiş turbojet motoru [16].

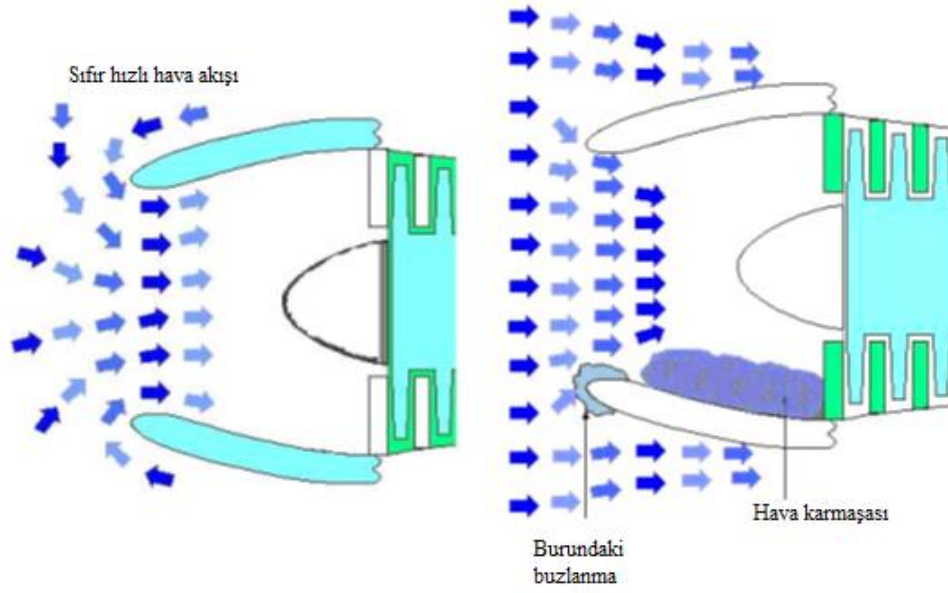
## 2.7. Turbojet Motorların Kısımları ve Görevleri

### 2.7.1. Hava girişi

Hava, motora hava giriş kısmı yoluyla girer. Hava girişi, çapı arkaya doğru genişleyen bir yapıdadır. Bu tasarım, giren havanın dinamik basıncının statik basınca dönüşmesine yardım eder. Düzgün bir akış sağlar. Bu şekilde motorun verimini azaltacak akıştaki bozulmaları önler. Normal uçuş koşullarında motor havayı önden alır, ayrıca havanın ram etkisi vardır. Motor çalışır durumda fakat uçak yerde sabit ise ram etkisi oluşmaz, hava yandan emilir [17].

Girişte akışı bozan oluşumlar şunlardır;

- Giriş kanalı ağız kısmındaki (nose lip) hasarlar ve buzlanma
- Motorun yan rüzgârlara maruz kaldığı koşullarda düşük hızda çalışıyor olması [17].



Şekil 2.9. Hava hızının sıfır olması durumu ve hava giriş kısmında buzlanma olayı [17].

Motor hava giriş kaportası buzlanma önleme sistemi, hava girişinde buz oluşumunu önler. Çünkü hava giriş kısmındaki buzlanma [18];

- Hava giriş kısmının daralmasına ve motorun düzensiz çalışmasına sebep olur.
- Airfoil yapısını bozarak içeri giren havanın akışını bozar.
- Kırılan buz taneleri motor parçalarına zarar verir.
- Uçağın ağırlığını artırarak dengesizlik meydana getirir.

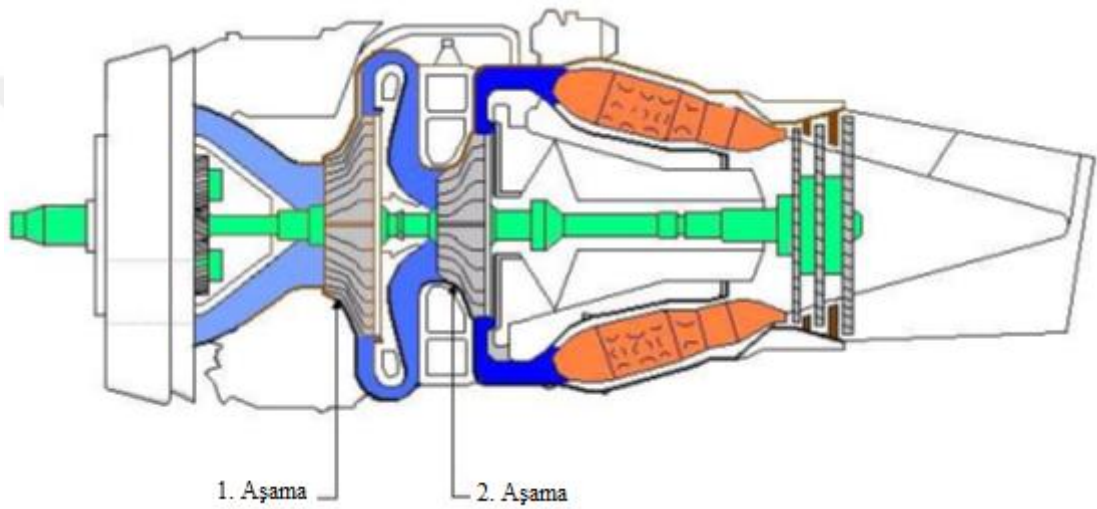
### 2.7.2. Kompresörler

Gaz türbinli motorlarda verimli ve güçlü bir yanma için basınçlı havaya gereksinim vardır. Gaz türbinli motorlarda basınçlı hava elde etmek için iki yol vardır. Bunlar, piston vasıtasıyla silindir içinde vakum meydana getirerek hacmi azaltmak veya gaz türbinli motorlarda olduğu gibi kompresör kullanmaktır.

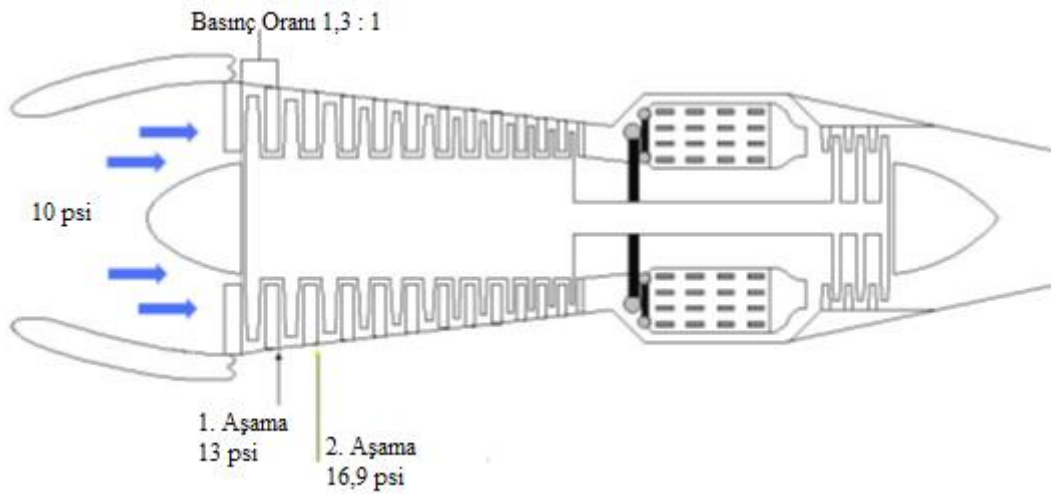
Kompresör, yanma odasına sürekli hava akışı sağlar. İki ana bileşeni vardır. Bunlar aksiyal akışlı (axial flow) kompresör ve santrifüj akışlı (centrifugal flow)

kompresörlerdir. Her iki tip kompresörde hareketini şaft vasıtasıyla türbinden alır ve genellikle türbin şaftına direkt bağlıdır.

Santrifüj akışlı (centrifugal flow) kompresör bir veya iki kademe havayı hızlandıran impeller ve bu hızlandırılmış havayı gerekli basınca çıkartan difüzörden oluşur. Aksiyal akışlı (axial flow) kompresör birçok kademe rotor ve statordan oluşmuştur. Bunlar da havayı gerekli basınca yükseltir. Rotor pallerine “blade”, stator pallerine ise “vane” denir [17].



Şekil 2.10. Santrifüj akışlı kompresör kesiti [17].



Şekil 2.11. Aksiyal tip kompresör kesiti [17].

### 2.7.3. Yanma odası

Gaz türbinlerinin yanma odaları, kompresör tarafından sağlanan bol miktarda hava ile yakıt sprey nozullarından püskürtülen yakıtı karıştırarak yakmak gibi zor bir görevi başarmaktadır. Açığa çıkan ısı ile genişleyen ve ivmelenen hava, türbin için tüm çalışma durumlarında gerekli olan homojenleştirilmiş gazın düzgün akışını sağlamaktadır. Boyut ve ağırlık kısıtlaması nedeniyle, bu işlemlerin sınırlı bir hacimde, en az basınç kaybı ve maksimum ısı çıkışı ile gerçekleştirilme zorunluluğu bulunmaktadır [12].

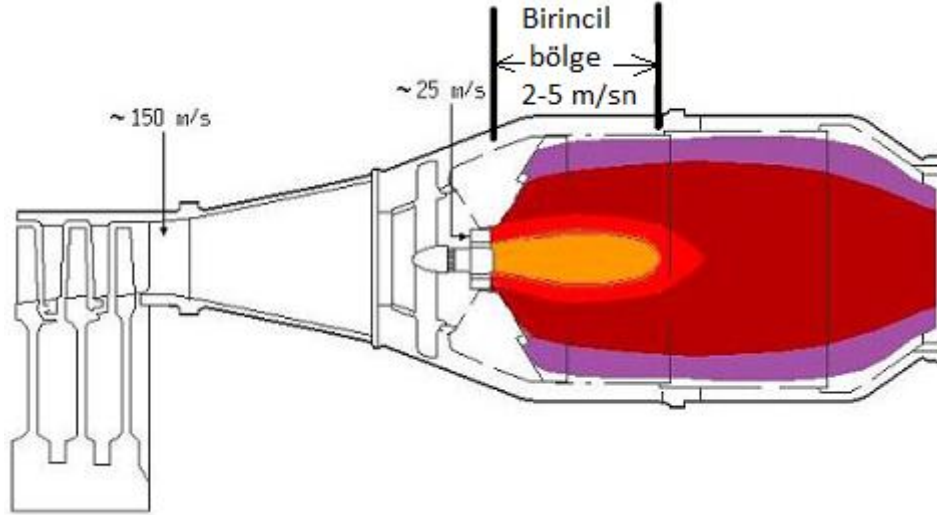
Emniyetli ve verimli çalışma için yanma odasında aranılan özellikler şunlardır [17];

- Yerde ve uçuşta emniyetli ateşleme olmalıdır.
- Tüm çalışma koşullarında stabil yanma sağlamalıdır.
- Çıkışta eşit sıcaklık dağılımı sağlamalıdır.
- Minimum basınç kaybı oluşturacak şekilde yanma sağlamalıdır.
- Küçük ve hafif olmalıdır.
- Yeterli soğutma sistemine sahip olmalıdır.
- Yüksek çalışma ömrü olmalıdır.

#### 2.7.3.1. Yanma işlemi

Kompresörden çıkan hava, yanma odasına 150 m/s'ye kadar hızlarda girdiğinden, bu hız yanma için çok yüksektir. Bu nedenle, hava öncelikle yavaşlatılarak statik basıncı artırılır. Normal karışım oranlarında yanma hızı sadece 1-2 m/s dolayında olduğundan, 25 m/s dolayında bir hıza yavaşlatılmış olan hava bile, yakıt alevini söndürmeye yetmektedir. Bu nedenle, yanma odasında, motor çalıştığı sürece alevin sönmeyeceği, bir düşük aksiyal hız bölgesinin oluşturulması zorunludur [12].

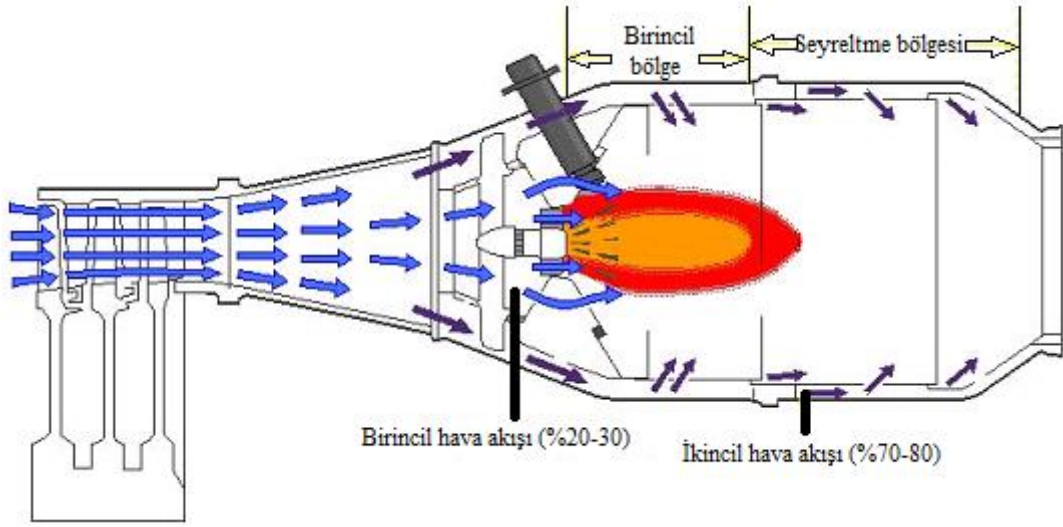




Şekil 2.12. Yanma odasına giren hava hızının düşürülmesi [17].

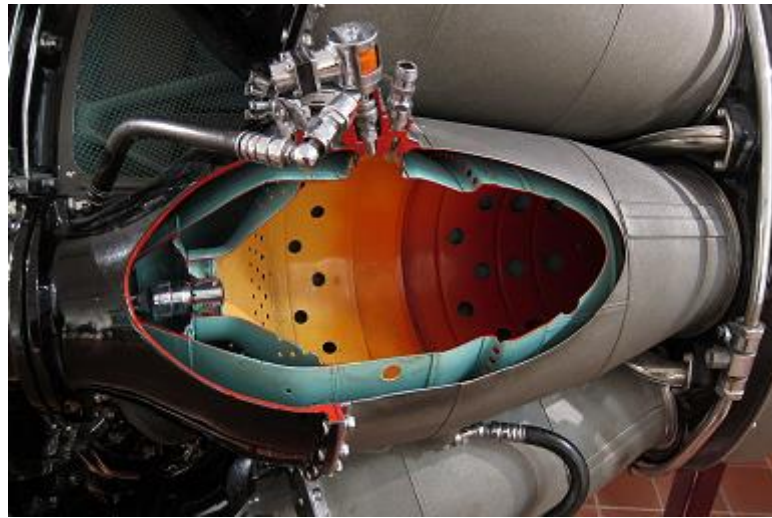
Yakıtın verimli olarak yanması, yaklaşık olarak 15:1 hava/yakıt oranında olmaktadır. Yanma, bir ateşleme bujisinin oluşturduğu kıvılcımla başlatıldıktan sonra, kendi kendine devam eder ve yanma hattının merkezindeki gazların sıcaklığı 1800 - 2000°C dolayındadır. Gazlar bu hali ile türbine yönlendirici nozul kanatçıklarına giriş için çok sıcaktır. Günümüz gaz türbinlerinin türbin giriş sıcaklıkları en fazla 1500°C kadardır. Bu nedenle, yanma sıcaklığını türbin giriş sıcaklığına düşürmek için, yanma odaları yanmaya katılmayan bir kısım sıkıştırılmış taze hava ile sıcak gazları karıştıran bir karıştırma hattına sahip olmalıdır. Bu nedenle, yakıt ve havanın sadece % 20 kadarlık bir kısmının karışım oluşturması gerekmektedir ki bu havaya “birinci” (primer) hava denmektedir [12].

Primer akış, yanma işlemi için kullanılır. Kompresörden gelen havanın % 20-30’udur. Sekonder akış, yanma odasının primer bölgesinden bypass olup sekonder (dilution) bölgesinde sıcak gaz ile karışır. Bu, kompresörden gelen havanın % 70-%80’idir. Primer bölge, alevin stabil (kararlı) olduğu yerdir [17].



Şekil 2.13. Yanma odasındaki birincil ve ikincil hava bölgeleri [17].

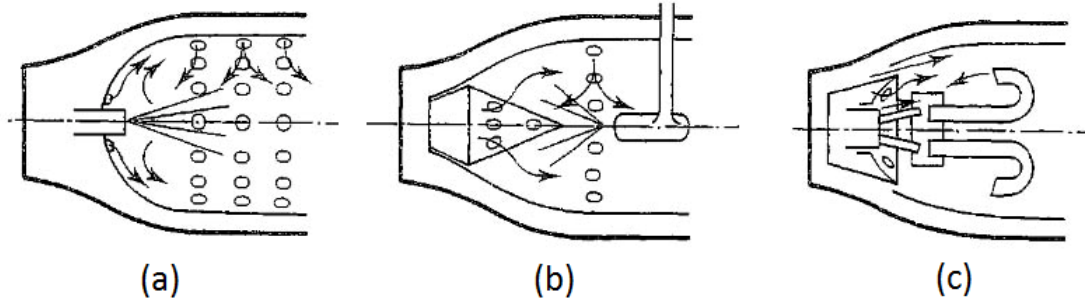
Sekonder havasının bir kısmı primer bölgede alevi, alev tüpü (flame tube) duvarlarından (iç çeperinden) uzak tutmak için kullanılır. Alev sıcaklığının yaklaşık 2000 °C'ye ulaştığı bu bölgede soğuk hava ile bir film (yastık) soğutma tabakası oluşturulur. Sekonder havanın büyük bir kısmı, yanma odası malzemesinin yüksek sıcaklıklardan etkilenmemesi için soğutma görevi yapar. Yine bu havanın büyük bir kısmı dilution deliklerinden sekonder (dilution) bölgesine girer. Yanma odası girişinde bir difüzör bulunur. Görevi, kompresörden gelen havanın hızını azaltmaktır [17].



Şekil 2.14. Yanma odası kesiti [19].

### 2.7.3.2. Yakıtın sağlanması

Yakıtın püskürtülmesi ya da atomizasyonu gaz türbin yakma sisteminde verimli yanma için önemli bir faktördür. Normal yakıtlar ateşleme ve yanma için gerekli miktarda buhar üretecek kadar uçucu değildir. Gaz türbinlerinde kullanılan yakıtların çoğu, yanma odasına püskürtülmeden önce atomize olmak zorundadır. Atomizasyonun temel amacı maksimum yüzey alanı üretmektir. Yüzey alanının artması buharlaşmanın artmasına neden olur. Yakıt damlası ne kadar küçükse toplam yüzey alanı o kadar büyük ve buharlaşma oranı o kadar hızlıdır. Çoğu sıvılar için atomizasyon oluşturmak çok kolaydır. Bunların tümü sıvı ile gaz arasındaki göreceli hızın yüksek olmasını gerektirir. Bunlara örnek yüksek hızla yakıtı püskürten enjektörlerdir. Alternatif bir metot ise düşük hızda püskürtülen sıvıya karşılık yüksek hızdaki hava (gaz) akımıdır [2].



Şekil 2.15. Yakıt sağlama yöntemleri [12].

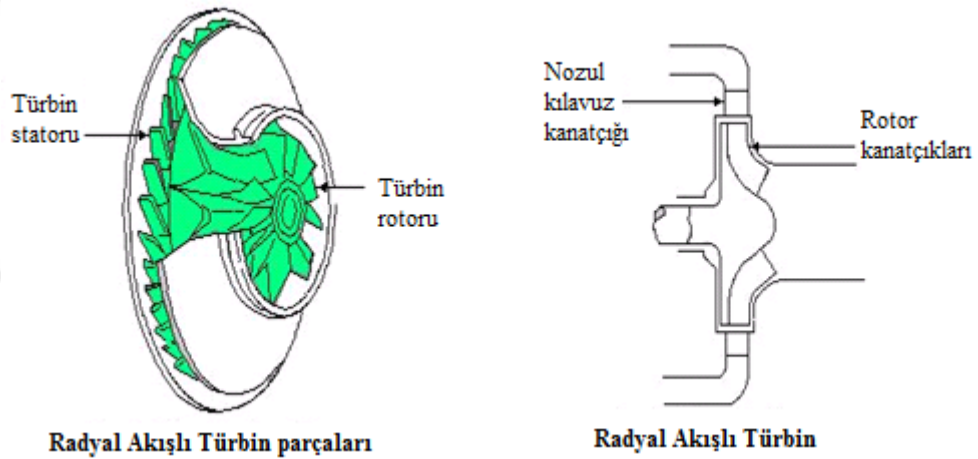
Şekilde görüldüğü üzere yakıt genellikle üç farklı yöntemden birisi ile sağlanmaktadır [12].

- Yakıtın, enjektör ile hava içerisine püskürtülmesi (a),
- Yakıtın, hava içerisine ters yerleştirilmiş enjektör ile püskürtülmesi (b),
- Yakıtın buharlaştırma tüpü ile yanma odasına püskürtülmesi yöntemi (c).

#### 2.7.4. Türbinler

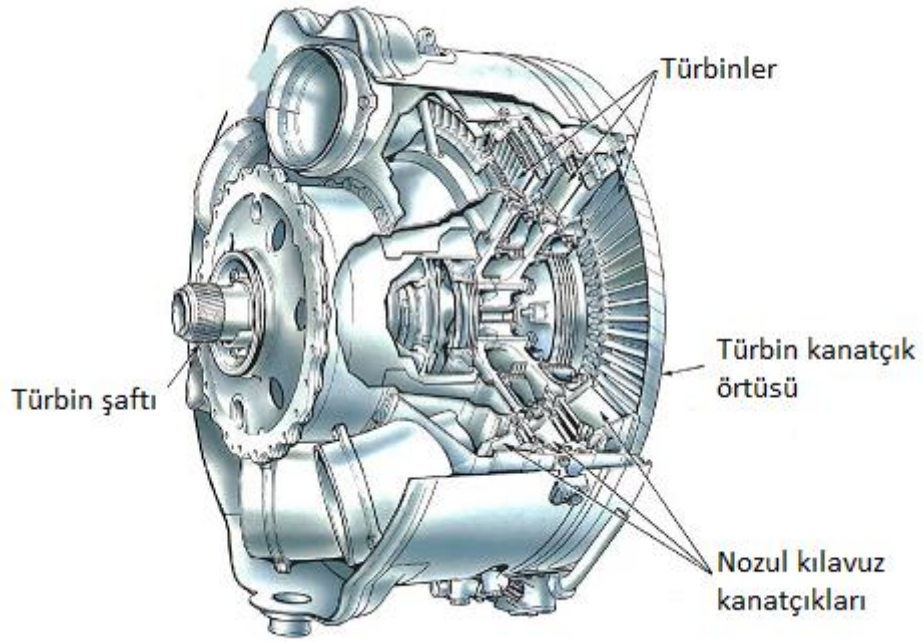
Türbin, motorda kompresör ve dişli kutusunu (accessory gearbox) tahrik edecek gücü sağlar. Yanma odasından gelen sıcak gazların enerjisinin çıktığı bölgedir. Türbinlerin radyal akışlı ve aksiyal akışlı olmak üzere iki tipi vardır [17].

Türbinin temel görevi, hareketini kompresöre iletmektir. Temelde kompresör için kullanılan bilgilerin çoğunluğu türbinler içinde kullanılabilir. Kompresörde akış yolu boyunca toplanan enerji, mekanikten basınç enerjisine dönüştürülürken, türbin de tersine bir durum söz konusudur. Gaz akış enerjisi türbin tarafından absorbe edilerek, mekanik şaft gücüne dönüştürülür [2].



Şekil 2.16. Radyal çıkışlı türbin kesiti [17].

Radyal çıkışlı türbinler, aksiyal türbinle kıyaslandığında birçok dezavantajı ortaya çıkar. Az hava akışı sağlaması ve aerodinamik kayıplar (akışın santrifüj kayıplara uğrayarak türbinden geçmek zorunda olması) nedeniyle daha düşük verimle çalışır [17].



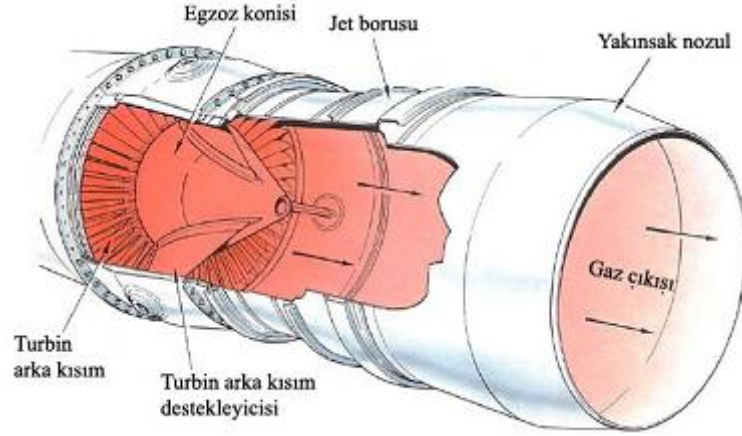
Şekil 2.17. Aksiyal türbin ve kısımları [2].

Aksiyal türbinler, modern gaz türbin motorlarında en çok kullanılan tiptir. Birden fazla sayıda kademeli olabilmesi, aksesuarların ve bypasslı motorlarda fanın hareketini sağlayabilmesi açısından önemlidir. Bir başka avantajı da yüksek hava akışı sağlayarak modern motorlarda yüksek itme kuvveti elde edilmesine imkân sağlamasıdır [17].

### 2.7.5. Egzoz nozulu

Türbinden gelen sıcak ve yüksek hızdaki yanmış gazlar egzoz borusuna girerek nozzle'dan dışarı çıkar ve bu tepki uçağın ileri doğru hareket etmesini sağlar. Egzoz borusundaki aşırı ısınmayı önlemek için, ön kısımdan giren soğuk havanın bir bölümü gövdenin içinden egzoz borusunun dış yüzeyine yönlendirilerek soğutma amacıyla kullanılır [3].



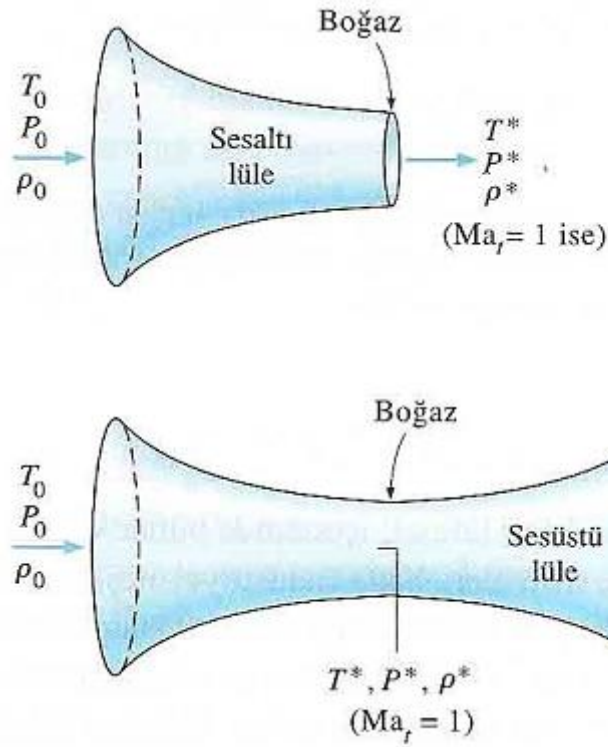


Şekil 2.18. Temel bir egzoz sistemi [2].



Şekil 2.19. Panavia Tornado isimli savaş uçağına ait egzoz nozulu [68].

Egzoz nozulları tasarlanırken yapılan motorun hangi hız altında seyir edeceği de önemlidir. Günümüz hava taşıtlarında hız tanımını ses altı (subsonic) ve ses üstü (supersonic) olarak tanımlandığı için yapılacak egzoz nozulu da buna göre tasarlanmaktadır. Jet motorlarında bu tanımlama dâhilinde yakınsak (convergent) ve yakınsak-ıraksak (convergent/divergent) kesitli olmak üzere iki tip nozul kullanılır [2].



Şekil 2.20. Yakınsak ve yakınsak-ıraksak lüleler [2].

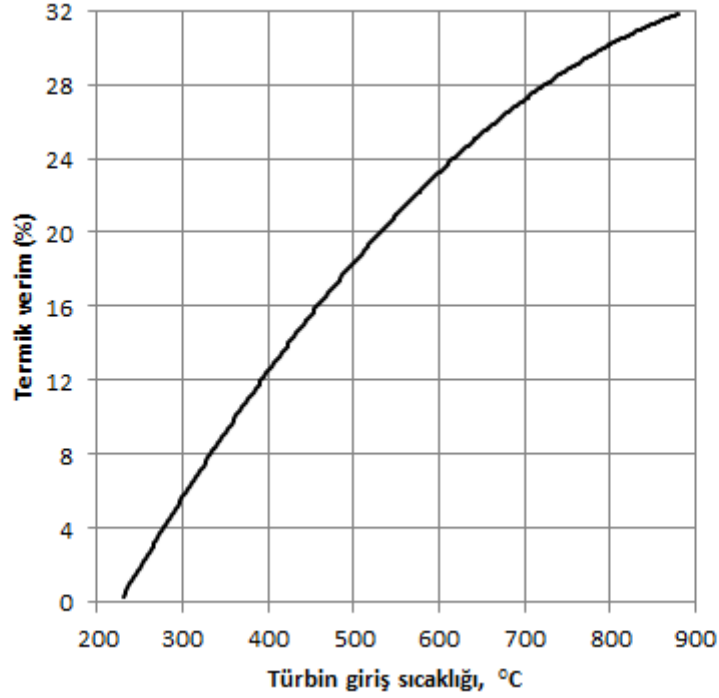
Egzoz sistemine giren gazın sıcaklığı  $550^\circ\text{C}$  -  $850^\circ\text{C}$  arasında değişmektedir. İkincil yanma sisteminin kullanıldığı havacılık gaz türbinlerinde, sıcaklık, kullanılan malzemeye bağlı olarak  $1500^\circ\text{C}$  ve üstündeki değerlere kadar çıkabilmektedir [2].

## 2.8. Teorik Çevrimler

Pistonlu içten yanmalı motorların yapısında bulunan en önemli dezavantaj, krank mekanizması ile volana gerek duyulması ve krank milinin dönüşü sırasında kaçınılmaz düzensizliklerdir. Bu yetersizlikler, pistonlu içten yanmalı motorlardan yüksek kapasite sağlanmasını güçleştirmektedir [12].

Diğer bir içten yanmalı motor da gaz türbinidir ve yukarıda belirtilen dezavantajlardan tamamen arındırılmıştır. Yüksek ısı verim ve dönel motorların tüm avantajları (küçük ünitelerden büyük güç elde edilmesi) söz konusu edildiğinde, gaz türbinleri büyük bir potansiyele sahiptir. Ancak gaz türbinlerinde geliştirilmesi gereken bazı önemli noktalar vardır. Bunlardan birincisi, gaz türbinlerinin

verimlerinin artırılması için türbin giriş sıcaklığının artırılmasıdır. Günümüzde gaz türbinlerinin yapıldığı malzemelerin ısıl dirençlerinin yeterli olmayışı nedeniyle çalışmaları buna bağlı olarak sınırlandırılmakta ve pistonlu içten yanmalı motorlara oranla daha düşük sıcaklıklarda çalışmalarının sonucu olarak, ısıl verimleri düşük olmaktadır [12].



Şekil 2.21. Türbin giriş sıcaklığının toplam verime etkisi [12].

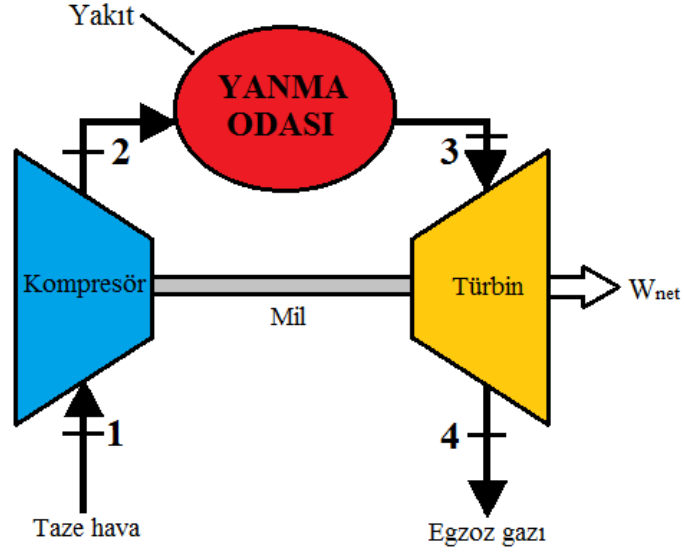
Gaz türbinlerinin teorik çevrimi, başlangıçta bir pistonlu motor çevrimi olan Brayton çevrimidir.

### 2.8.1. Brayton çevrimi

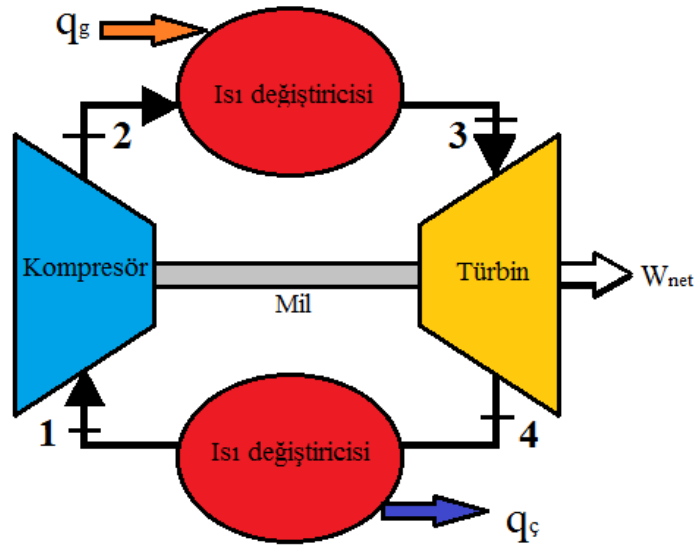
Brayton 1873 yılında yağ yakıt ile çalışmak üzere sabit basınçta yanma, genişleme gibi özelliklere sahip bir motor geliştirmiştir. Brayton çevrimi günümüz gaz türbinlerinin teorik çevrimi olarak kullanılmaktadır. Termodinamik olarak ısı makinesi çevrimidir. Sistem içerisinde dolaşan basıncı düşürülmüş sıcak gazlar çevrimde sabit basınçta soğutulur ve tekrar 1. duruma getirilir. 4 ile 1 arasında bir



soğutucu vardır. Bu tip sistemlere kapalı sistemler denir. Bir diğeri ise açık sistemlerdir. Açık sistemler Şekil 2.22.'da görülmektedir [20].



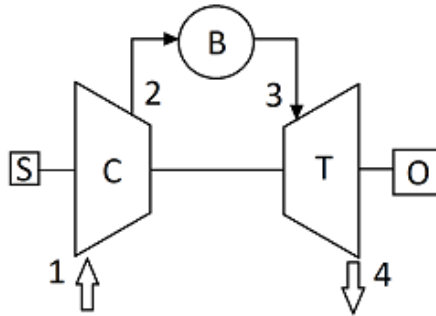
Şekil 2.22. Açık sisteme göre çalışan gaz türbini [20].



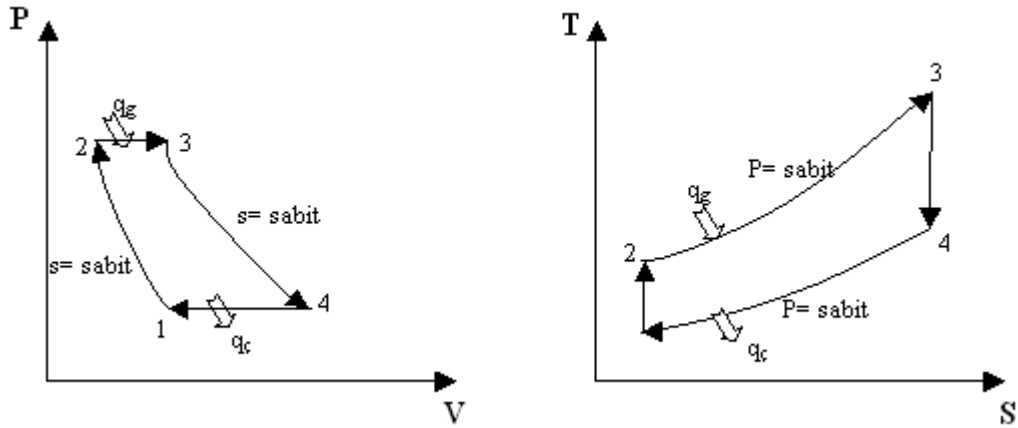
Şekil 2.23. Kapalı çevrime göre çalışan gaz türbini [18].

Basit bir gaz türbini, ortak bir mile monte edilmiş kompresör (C), türbin (T), yanma odası (B), ilk hareket düzeni (S) ve çıkış gücü (O) bağlantısından oluşmaktadır. Kompresör 1 nolu noktadan atmosferik havayı alıp, 2 noktasındaki basınca kadar yükselterek yanma odasına gönderir. Yanma odasına ikinci bir yerden yakıt akışı

olmaktadır. Hava içerisine püskürtülen yakıtın yanması sabit basınçta ve sürekli olmalıdır. Yanma ürünleri 3 nolu kısımdan içeri girdikten sonra, burada genişleyip türbin kanatçıklarını iterek iş üretirler. Türbini terk eden gazlar daha sonra 4 nolu kısımdan atmosfere atılırlar. Egzoz gazlarının basıncı, teorik olarak atmosfer basıncındadır (gerçekte ise biraz yüksektir). Bu şekilde çalışan bir gaz türbininin P-v ve T-s diyagramları şekil 2.25.'de görülmektedir [12].



Şekil 2.24. Basit sabit basınç gaz türbininin sistem şeması [12].



Şekil 2.25. İdeal Brayton çevriminin P-v ve T-s diyagramı [20].

Brayton çevrimi, aşağıda verilen dört içten tersinir hal değişiminden oluşur [18].

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

Teorik çevrim değerlendirilmelerinde yapılan kabuller şunlardır [12];

- Çalışma maddesi, özgül ısıları ve kompozisyonu çevrim boyunca değişmeyen ideal havadır.
- Sıkıştırma ve genişleme işlemleri izentropiktir.
- Her bir elemanın giriş ve çıkışı arasındaki kinetik enerji değişimi ihmal edilir.
- Sistemi oluşturan giriş kanalı, yanma odası, ısı eşanjörü, ara soğutucu ve egzoz kanalı gibi elemanlarda basınç düşmesi olmadığı varsayılır.
- Gazın kütle akışı çevrim boyunca sabittir.
- Isı eşanjörü (regenerator) ters akışlı olarak kabul edilir ve ısı eşanjöründeki ısı transferi tamdır.

Çalışma maddesinin kütleli debisi çevrim boyunca değişmez ve ideal hava gibi, sabit kompozisyonda bir gaz olarak kabul edilir. Brayton çevrim diyagramlarında (T-S ve P-V), 1-2 noktaları arasındaki işlem, havanın kompresörde izentropik olarak sıkıştırılmasını sembolize eder. 2-3 izobarı boyunca, çalışma maddesine ısı verilir (Bu işlem yakıtın yanma odasında ki yanmasının karşılığıdır). Çalışma maddesi (gerçek çevrimde hava ve yanma ürünleri) daha sonra, türbinde izentropik olarak genişleyerek, iş elde edilir. Bu işlem, diyagramlarda 3-4 çizgisi ile gösterilir. 4-1 izobarı ise, türbinden çıkan egzoz gazlarının atmosfere atılması işlemini gösterir. Egzoz gazlarının basıncı her zaman sabittir ve teorik olarak atmosfer basıncına eşittir [12].

Çevrimin ısı verimi, aşağıdaki gibi belirlenebilir. Daha önce de belirtildiği gibi, çalışma maddesi, sabit ısı kapasiteli ideal gaz olan havadır [12].

Sisteme verilen ve sistemden atılan ısılar;

$$q_s = C_p(T_3 - T_2) \quad (2.1)$$

$$-q_R = C_p(T_4 - T_1) \quad (2.2)$$

(2.1) ve (2.2) eşitlikleri yardımıyla bu çevrimin ısı verimi;

$$\eta_t = 1 - \frac{C_P(T_4 - T_1)}{C_P(T_3 - T_2)} \quad (2.3)$$

veya

$$\eta_t = 1 - \frac{T_1 \left( \frac{T_4}{T_1} - 1 \right)}{T_2 \left( \frac{T_3}{T_2} - 1 \right)} \quad (2.4)$$

Büçiminde ifade edilebilir. (2.4) eşitliğindeki sıcaklık oranları,  $k$  ve  $\beta$  cinsinden de yazılabilir. 1-2 adyabatik işleminde;

$$\frac{T_1}{T_2} = \left( \frac{P_1}{P_2} \right)^{(k-1)/k} = \left( \frac{1}{\beta} \right)^{(k-1)/k} \quad (2.5)$$

$P_3 = P_2$  ve  $P_4 = P_1$  olduğundan dolayı;

$$\frac{T_4}{T_3} = \left( \frac{P_1}{P_2} \right)^{(k-1)/k} = \left( \frac{1}{\beta} \right)^{(k-1)/k} \quad (2.6)$$

$$\frac{T_1}{T_2} = \frac{T_4}{T_3} \text{ veya } \frac{T_4}{T_1} = \frac{T_3}{T_2} \quad (2.7)$$

Olarak yazılabilir. Bu durumda çevrimin ısı verimi;

$$\eta_t = 1 - \frac{T_1}{T_2} \text{ veya } \eta_t = 1 - \frac{1}{\beta^{(k-1)/k}} \quad (2.8)$$

olacaktır.

1-2 noktasında izentropik işlem boyunca kompresörün işi [20];

$$-W_{komp} = -W_{1,2} = h_2 - h_1 \quad (2.9)$$

Yanma odasında verilen ısı;

$$q_{giren} = q_{2,3} = h_3 - h_2 \quad (2.10)$$

3-4 noktaları arasında türbin işi;

$$W_{türbin} = W_{3,4} = h_3 - h_4 \quad (2.11)$$

Dışarıya atılan ısı;

$$q_{çıkış} = -q_{4,1} = h_4 - h_1 \quad (2.12)$$

Pozitif türbin işi ile negatif kompresör işi arasındaki fark net işi, sisteme verilen ısı ile sistemden alınan ısı arasındaki fark ise net ısıyı verir [20].

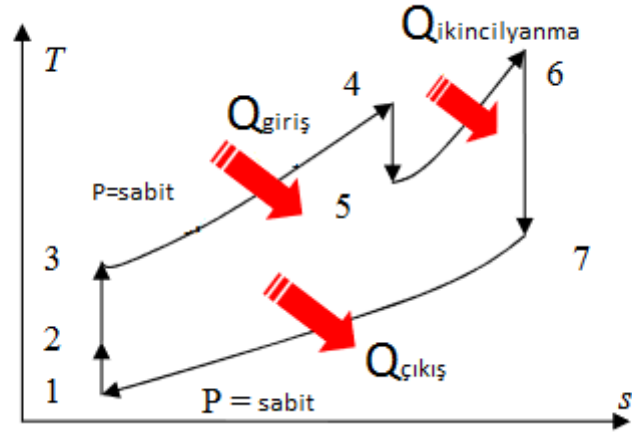
$$W_{net} = (h_3 - h_4) - (h_2 - h_1) \quad (2.13)$$

$$q_{net} = (h_3 - h_2) - (h_4 - h_1) \quad (2.14)$$

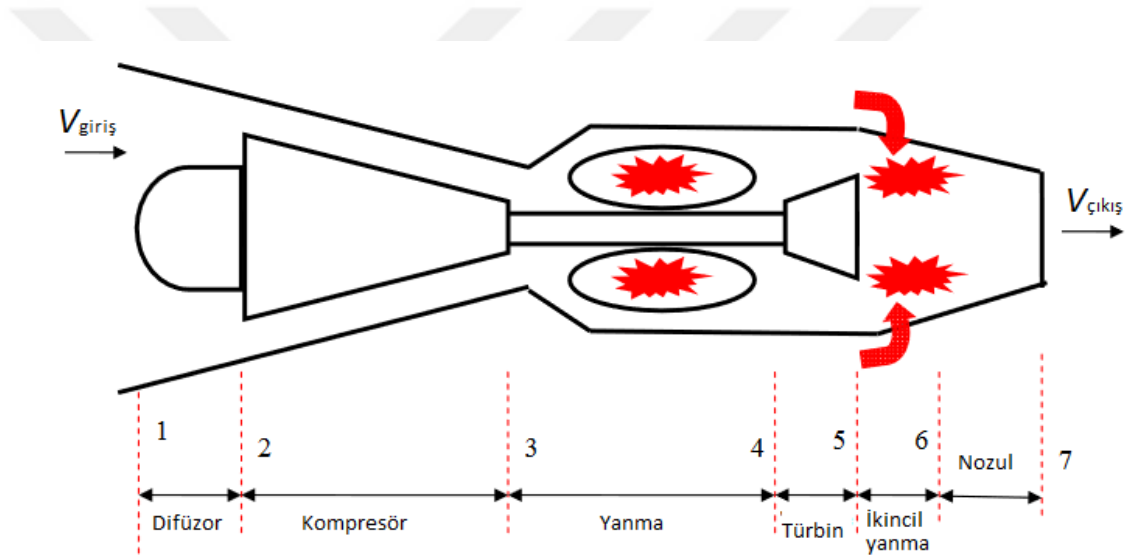
$W_{net} = q_{net}$  ve çevrimin ısı verimi;

$$\eta_B = \frac{W_{net}}{q_g} = \frac{q_{net}}{q_g} \quad \text{veya} \quad \eta_B = 1 - \frac{(h_4 - h_1)}{(h_3 - h_2)} \quad \text{olur.} \quad (2.15)$$

Askeri uçaklarda popüler bir uygulama olan ikincil yanma sistemi, jet motorun ekstra itme ihtiyacı olduğu durumlarda kullanılır [21]. Aşağıda ikincil yanma sistemine sahip bir jet motoruna ait ideal çevrim diyagramı verilmiştir.



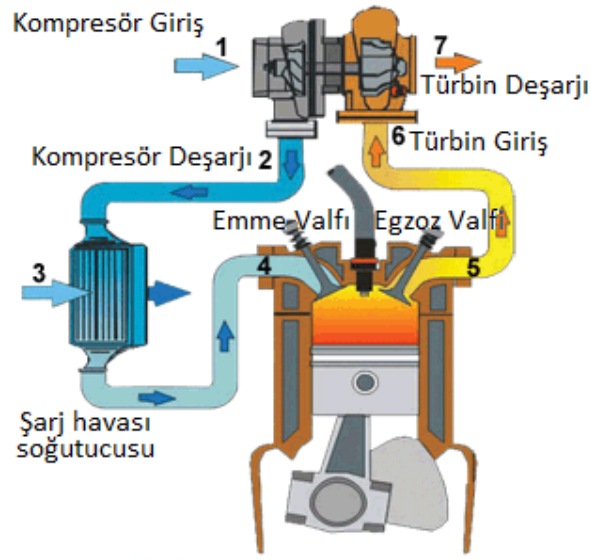
Şekil 2.26. İkincil yanma sistemine sahip turbojet motoruna ait ideal TS diyagramı [21].



Şekil 2.27. İkincil yanma sistemine sahip turbojet motorun şematik diyagramı [21].

## 2.9. Aşırı Doldurma Sistemleri

Bir motorun verebileceği maksimum güç, silindir içerisinde tam yanabilecek yakıt miktarı ile sınırlıdır. Yakıt miktarı ise her bir çevrimde silindir içerisine giren hava miktarı ile orantılıdır. Eğer emme havası, çevre havasından daha yüksek bir basınç ve yoğunluk değerine sıkıştırılabiliyorsa aynı boyutlardaki bir motordan alınabilecek maksimum güç artırılabilir. Bu olaya aşırı doldurma denir [22].



Şekil 2.28. Basitçe içten yanmalı motorlarda kullanılan turbo şarj ünitesi [23].

Turbo şarj ünitesinin görevi motorun her türlü çalışma şartlarına uygun olarak gerekli olan hava miktarını temin ederek, basınçlı olarak motor içerisine göndermek suretiyle motor verimini ve gücünü artırmaktır. Ayrıca tam yanmanın gerçekleşmesine yardımcı olarak egzoz emisyonlarının en az oranlara indirilmesine yardımcı olur [22].

Turbo şarjın tarihçesi neredeyse içten yanmalı motorlar kadar eskidir. 1885 ve 1896 yıllarında, Gottlieb Daimler ve Rudolf Diesel motor gücünü arttırmak ve yakıt tüketimini azaltmak için emme havasını sıkıştırmayı incelemişlerdir. 1925'te, İsviçreli bilim mühendisi Alfred Bchi egzoz gazını kullanan ilk turbo ünitesini üretme başarısını gösteren ilk kişi olmuş ve %40'lık güç artışı elde etmiştir. Bu turbo şarjın otomobil endüstrisine resmen girmesine sebep olmuştur. İlk turbo şarj uygulamaları sadece çok büyük motorlara uygulanabilmekteydi (örneğin; deniz motorları ve otomotiv sektöründe tur motorlarında). 1938'de tırlar için ilk turbo şarj ünitelik motor "Swiss Machine Works Saurer" firması tarafından üretildi. Chevrolet Corvair Monza ve Oldsmobile Jetfire turbo üniteli ilk yolcu araçları olarak piyasaya 1962 - 1963 yıllarında sürüldü. Yüksek güç üretimlerine rağmen, her iki aracın da turbo ünitesinin düşük güvenilirliği piyasadan hızlı şekilde çekilmelerine sebep oldu.

1973 yılındaki ilk petrol krizinden sonra, turbo şarj prensibi daha fazla kabul görmeye başladı. O zamana kadar turbo şarjın yüksek yatırım maliyetleri sadece düşük yakıt tüketimi ile bir miktar dengeleniyordu. Daha sonralarda iyice katı hale gelen emisyon düzenlemeleri ile birlikte tır motorlarında turbo şarj kullanımı artmaya başladı ve bugün üretilen tüm tır motorlarının turbo şarj destekli olması ile sonuçlandı. 70'li yıllarda, turbo şarj ünitesinin motor sporlarına ve özellikle Formula 1'e girmesiyle birlikte yolcu araçlarında da kullanımı iyice popülerleşti. "Turbo" kelimesi moda haline geldi. O zamanlarda neredeyse her otomobil üreticisinin en az bir modeli turbo şarj ünitesine sahip oldu. Ne yazık ki bu fenomen daha sonraki yıllarda yüksek yakıt tüketimi sebebi ile azaldı. Ayrıca "Turbo-lag" (turbo boşluğu) olarak bilinen, turbo ünitesinin gecikmeli devreye girişi o zamanlarda oldukça uzun idi ve birçok müşteri tarafından da eleştiriliyordu. Turbo şarj ünitesinin gerçek anlamda performansını ilk göstermesi 1978 yılında Mercedes-Benz tarafından geliştirilen turbo şarj üniteli dizel motor ile birlikte olmuştur. Bunu 1981 yılında VW Golf Turbodiesel izlemiştir. Bu araçlardaki turbo şarj üniteleri sayesinde motorun verimi önemli oranda artarken, yakıt tüketimi ve emisyon değerleri önemli ölçülerde düşmüştür [24].

### **2.9.1. Turbo şarj ünitesinin yapısı ve çalışması**

Turbo şarj, türbin, yatak kutusu ve kompresör olmak üzere üç kısımdan meydana gelir. Yatak kutusunun bir yanında kompresör, diğer tarafında türbin vardır. Türbin ve kompresör çarkı aynı mile bağlıdır. Yatak kutusunda bulunan yataklar burçlu olup motor yağı ile yağlanır [22].





Şekil 2.29. Turbo şarj ünitesi kısımları [17].

Şekil 2.27.'de görülen turbo şarj ünitesinin kısımları şunlardır [23];

- Bilyalı rulmanlar, dönen grubun desteklenmesi ve kontrolü (1),
- Yağ girişi (2),
- Türbin muhafazası, egzoz gazı motordan toplar ve onu türbin çarkına yönlendirir (3),
- Türbin çarkı, kompresörü çalıştırmak için egzoz enerjisini shaft gücüne dönüştürür (4),
- Merkez gövde, dönen grubu destekler (5),
- Yağ çıkışı (6),
- Kompresör muhafaza, basınçlı hava toplar ve onu motora yönlendirir (7),
- Kompresör kanatçığı, havayı motora pompalar (8),
- Arka plaka, kompresör muhafazasını destekler, hava yüzeyi sağlar (9).

### 2.9.1.1. Türbin

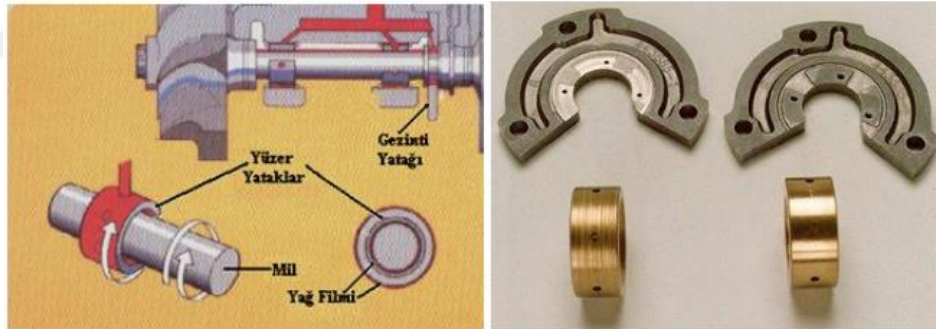
Egzoz gazı ile karşılaşan ve egzoz manifoldu üzerine bağlanan bölüm olup muhafazası pik dökümdür. Türbin kanatçıkları, dört zamanlı motorlarda 800 ile 1000°C sıcaklıkta egzoz gazlarına maruz kaldıklarından özel alaşım çeliğinden veya kompozit malzemeden yapılmalıdır. Türbin mili, türbin çarkı ile yekpare olup hassas işlenerek balansı yapılmıştır. Egzoz gazları çevreden merkeze doğru daralan bir yoldan geçer, bu esnada egzoz gazlarının hızları artmış olur. Artan bu hızla türbin kanatçıklarına ve bulunduğu mili döndürmeye başlar [22].

### 2.9.1.2. Kompresör

Kompresör gövdesi dökme demirden yapılır. Kompresör çarkı ise alüminyumdan yapılmış olup türbin miline somun ile bağlıdır. Hassas işlenerek balanslanmış olup muhafazası alüminyumdan yapılmıştır. Kompresör çevresel akışlı merkezkaç (santrifüj) tip olup türbin miliyle dönen kanatçıklara sahiptir. Kompresör, helisel ve çevresel kanalları olan bir çark ve bir gövdeden oluşmaktadır [22].

### 2.9.1.3. Merkez gövde

Türbin milinin yataklanmasını sağlar ve türbin muhafazası ile kompresör muhafazasını birbirine bağlar. Kullanılan yataklar metal olup yüzücü tiptir. Radyal ve aksiyal hareketlerle çalışır. Ayrıca metal sızdırmazlık segmanları da kullanılır. Yatakların yağlanması basınçlı motor yağı ile olup yağ dönüşü karteredir [22].

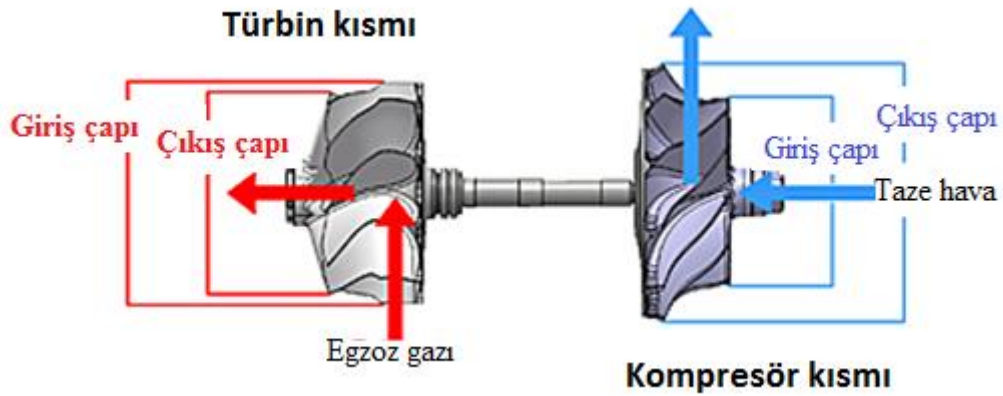


Şekil 2.30. Merkez gövdede bulunan yataklar ve burçlar [22].

### 2.9.2. Turbo şarj performansı

Turbo şarjörün performansına, basınç oranı, kütleli debi oranları, kompresör ve türbinin karakteristik verimleri ve turbo şarjör yataklarındaki mekanik verim gibi faktörler etki eder. Turbo makinelerde iş girişi ve çıkışına dair hesaplamalar ve çevrim analizleri yapılırken termodinamiğin birinci kanunundan yararlanır ve buradan bir takım eşitlikler elde edilir [2].

Trim, hem türbin hem de kompresör pervanesinin, giriş çapı (inducer) ve çıkış çapı (exducer) arasındaki ilişkiyi ifade eden bir terimdir. Daha doğrusu, bu bir alan oranıdır. Inducer, havanın çarka girdiği çap olarak tanımlanırken, exducer, havanın çarktan çıktığı çap olarak tanımlanır. Aerodinamik ve hava giriş temelinde, kompresör kanatçıkları için inducer daha küçük çaptır. Türbin kanatçıkları için, inducer daha büyük çaptır [23].



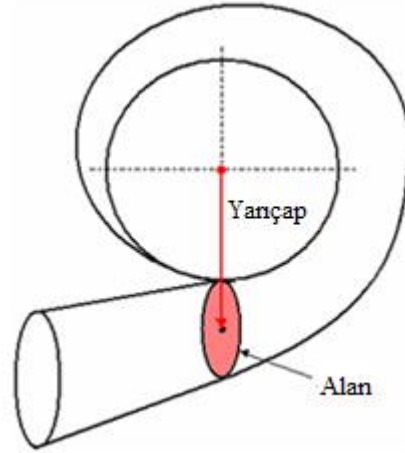
Şekil 2.31. Kompresör ve türbin için giriş çıkış çapları [17].

Trim miktarı, kompresör veya türbin olsun, hava akışı kapasitesini değiştirerek performansı etkiler. Diğer faktörlerin hepsi sabit tutulursa, yüksek bir trim daha küçük bir trime sahip turbo şarj ünitesinden daha fazla hava akışı sağlayacaktır. Bununla birlikte, diğer faktörlerin çoğunlukla sabit tutulmadığına dikkat etmek önemlidir. Bir turbo şarjın daha büyük bir trime sahip olması, mutlaka daha fazla hava akışı sağlayacağı anlamına da gelmez [23].

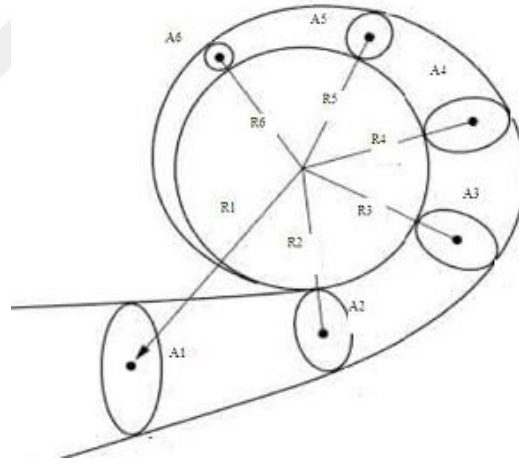
### 2.9.2.1. Kompresör ve türbin A/R oranı

Gerek türbinin ve gerekse kompresörün akış miktarları turbo şarj boyutlarına yansıtılırken, A/R oranı bu boyut ayarlamasında en uygun metot olarak kullanılır. A/R (Area/Radius) oranını kolayca kavrayabilmek için, türbin ya da kompresör kanatçıkları üzerine koni şeklindeki bir borunun yılan misali kıvrılması düşünülebilir. Koni şeklindeki borunun (Şekil 2.30.) bu tip kıvrılması ile ortaya salyangoz benzeri bir türbin ve kompresör odası çıkar. Koninin küçük kesitli olan

ucu kanatçık uçlarına bakar. Hava veya gaz büyük kesitten giriş yapar ve daralarak koni şeklindeki borunun küçük kesitli ucundan çıkar. Buradan kanatçık uçlarına çarpan hava veya egzoz gazı, kompresörün veya türbinin hızlanmasını sağlar [3].



Şekil 2.32. Kompresör gövdesinde A/R karakteristiğinin gösterilmesi [23].



Şekil 2.33. A/R oranının gösterimi [2].

A/R oranındaki A (alan), kıvrılarak salyangoz şeklini alan koninin en küçük çapından en büyük çapına kadar belirli aralıklarla alınan kesitlerin alanını ifade eder.  $A_1, A_2, A_3, A_4$  gibi.

R (yarıçap) ise, salyangozun merkezinden, seçilen her bir kesit alanına olan yarıçap mesafesini ifade eder [2].  $R_1, R_2, R_3, R_4$  gibi.

A/R oranı aşağıdaki eşitlik ile bulunabilir [2];

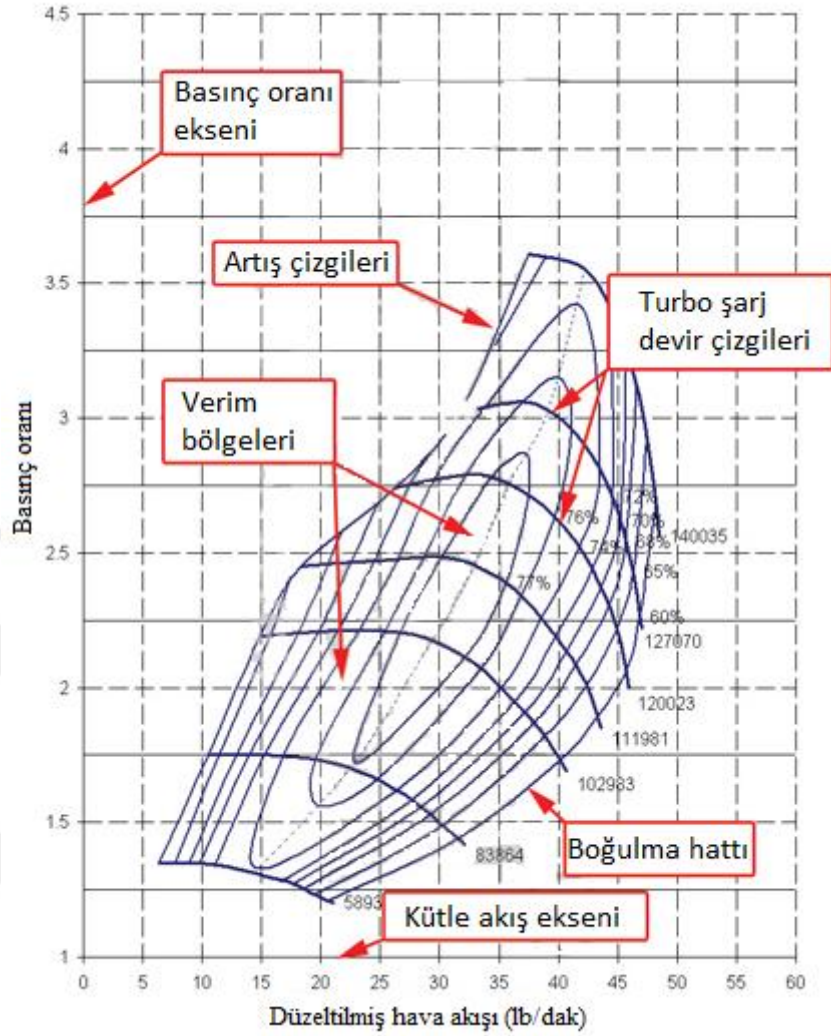
$$\frac{A_1}{R_1} = \frac{A_2}{R_2} = \frac{A_3}{R_3} = \frac{A_4}{R_4} \quad (2.16)$$

Kompresör performansı A/R'daki değişikliklere nispeten duyarsızdır. Bazen daha yüksek A/R muhafazaları, düşük güçlendirme uygulamalarının performansını optimize etmek için kullanılır ve daha yüksek güçlendirme uygulamaları için daha küçük A/R kullanılır. Bununla birlikte, A/R'nin kompresör performansı üzerindeki etkisi az olduğu için, kompresör muhafazaları için A/R seçenekleri mevcut değildir [23].

Türbinin performansı, türbin akış kapasitesini ayarlamak için kullanıldığı için, gövdenin A/R oranının değiştirilmesinden büyük ölçüde etkilenir. Daha küçük bir A/R kullanılması türbin çarkındaki egzoz gazı hızını artıracaktır. Bu, daha düşük motor devirlerinde artan türbin gücünü sağlar ve böylece daha hızlı bir güç artışı sağlar. Bununla birlikte, küçük bir A/R de, akışın tekerleğe daha teğetsel olarak girmesine neden olur. Bu da türbin çarkının nihai akış kapasitesini azaltır. Bu durum egzoz geri basıncını arttırma eğilimi gösterecek ve motorun yüksek devirde etkin bir şekilde "nefes alması" yeteneğini azaltarak, azami motor gücünün düşmesine neden olacaktır. Tersine, daha büyük bir A/R kullanmak egzoz gazı hızını düşürecek ve güç artışını geciktirecektir. Daha büyük bir A/R mahfazasındaki akış, kanatçıklara daha radyal bir şekilde girerek, çarkların, efektif akış kapasitesini arttırarak, düşük geri basınç ve daha yüksek motor devirlerinde daha iyi güç elde edilmesini sağlar [23].

### 2.9.2.2. Kompresör performans haritası

Kompresör performans haritası, verimlilik, kütle akışı aralığı, hava basıncı artırma kapasitesi ve turbo hızı gibi kompresörün performans özelliklerini tanımlayan bir grafikdir. Aşağıdaki şekilde tipik bir kompresör haritasının özellikleri gösterilmiştir [23].



Şekil 2.34. Garrett marka turbo şarj ünitesine ait örnek bir kompresör performans haritası [23].

Basınç oranı, mutlak kompresör çıkış basıncının ( $P_{2c}$ ), mutlak kompresör giriş basıncına ( $P_{1c}$ ), bölünmesiyle bulunur [23].

$$P_R = \frac{P_{2c}}{P_{1c}} \quad (2.17)$$

Kütle akış oranı, bir kompresörde (ve motorda) belirli bir süre boyunca akan havanın kütlesidir ve genellikle lb/dak (pound/dakika) olarak ifade edilir. Kütle akışı fiziksel olarak ölçülebilir, ancak birçok durumda uygun turbo seçimi için kütle akışını tahmin etmek yeterlidir. Birçok kişi, kütle akış oranı yerine hacimsel akış oranını (dakika başına kübik feet cinsinden, CFM veya  $\text{ft}^3/\text{dak}$ ) ifade eder. Hacimsel akış oranı, hava

yoğunluğu ile çarpılarak kütle akışına dönüştürülebilir. Deniz seviyesindeki hava yoğunluğu 0.076 lb/ft<sup>3</sup>'tür [23].

Hava akış oranı aşağıdaki ft<sup>3</sup>/dak cinsinden aşağıdaki formül ile bulunabilir [2].

$$AFR = \frac{cid \times rpm \times 0,5 \times E_v}{1728} \quad (2.18)$$

Formülde hava akışı oranı (air flow rate) AFR, volümetrik verim (E<sub>v</sub>), dört stroklu bir motorda silindirlerin yarı devrinde doldurma (rpm×0,5) olarak ifade edilmiştir.



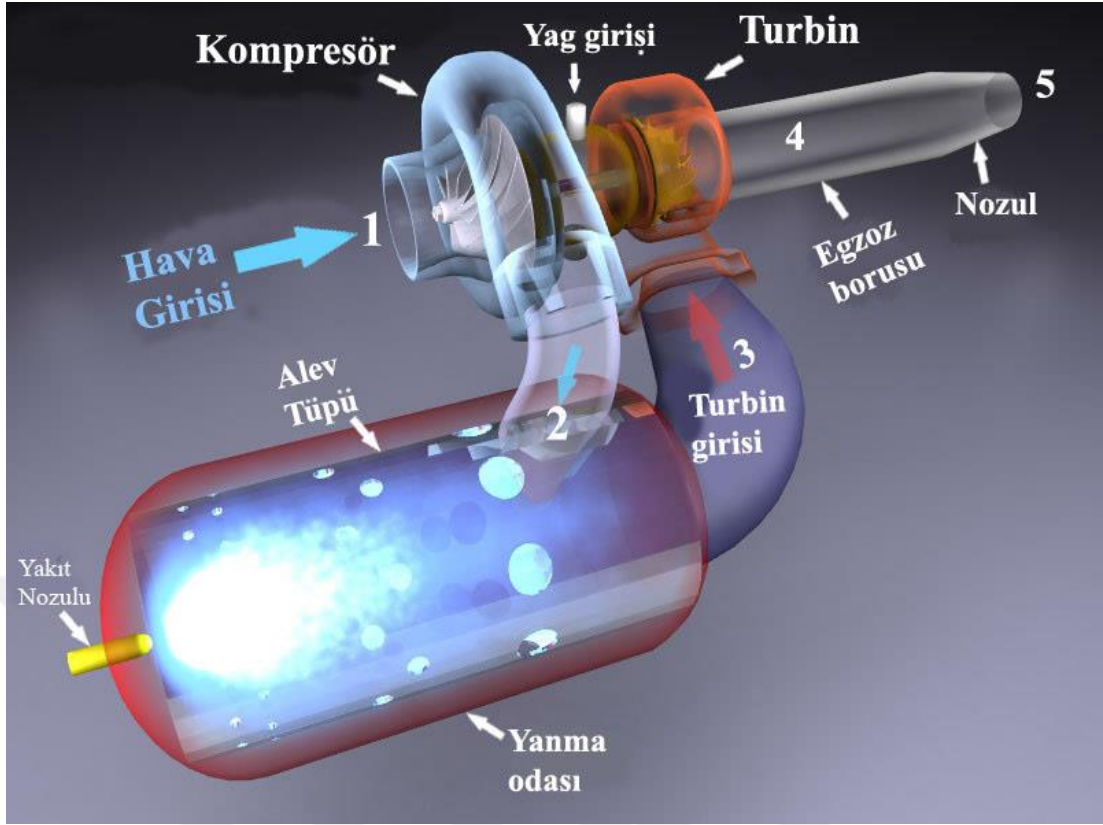
## **BÖLÜM 3. MATERYAL VE YÖNTEM**

### **3.1. Model Turbojet Motoru Tasarımının Yapılması**

Model turbojet motoru tasarımında daha önceden yapılmış ve başarı ile çalıştırılmış projelerden yararlanılmıştır. Birçok kişi kendi imkânlarını kullanarak jet motoru prensibi ile çalışan düzenekler yapmış ve çalıştırmıştır. Ancak bunların birçoğu, belirli tasarım prensibine bağlı kalmadan, deneme yanılma yöntemi ile yapılan çalışmalardır.

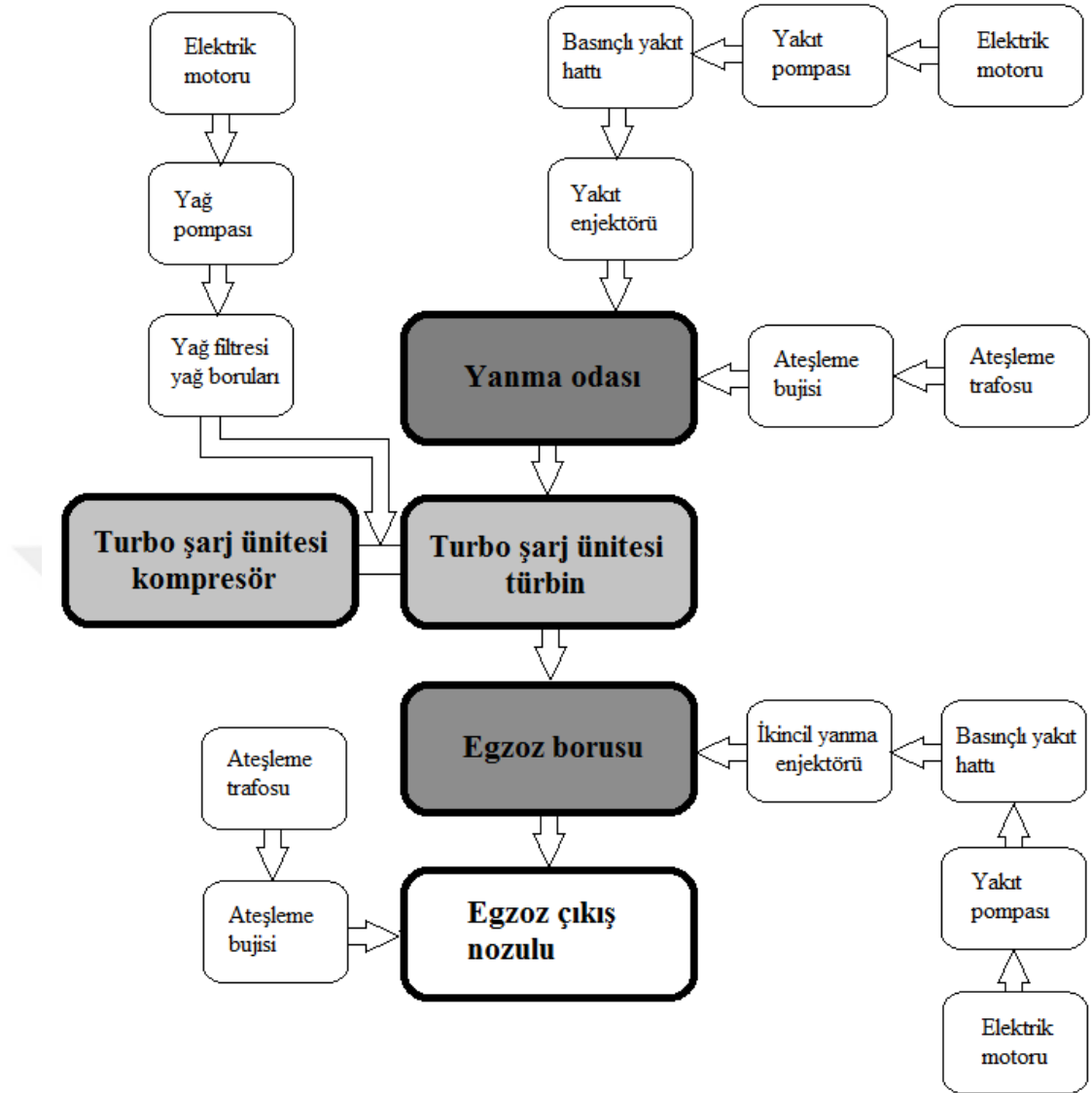
Model turbojet motorları genel olarak, turbo şarj ünitesinin kompresör kısmından hava beslemesi ile yanma odasında, hava yakıt karışımının yanması ve genişlemesi sonucu, turbo şarj ünitesinin türbin kanatçıklarını döndürerek bir çevrim oluşturma prensibine dayanarak çalışır. Model turbojet motoru tasarımı karayolu taşıtlarında kullanılan turbo şarj ünitesi üzerinden yapılmıştır. Şekil 3.1.'de model turbojet motorun kısımları görülmektedir.





Şekil 3.1. Model turbojet motorunun kısımları [2].

Şekil 3.1.'de görüldüğü üzere (1) numaralı kompresör ağzından hava girişi olmakta ve dönen kompresör kanatçıkları sayesinde, temiz hava belirli hız ve basınca ulaşmaktadır. Belirli hız ve basınca ulaşan hava, (2) numaralı boğazdan yanma odasına girmekte ve yakıt nozulundan püskürtülen yakıt ile alev tüpü içinde karışmaktadır. Alev tüpü içerisindeki hava yakıt karışımı bir buji sayesinde ateşlenmekte ve yanma olayı gerçekleşmektedir. Genişleyen gazlar (3) numaralı türbin girişine gitmekte ve buradan turbo şarj ünitesinin türbin kanatçıklarını döndürmektedir. Buradan egzoz gazları (4) numaralı egzoz borusuna doğru tahliye edilmektedir. Egzoz borusunun ucundaki (5) numaralı lüle sayesinde, gazların çıkışı esnasında hızı artarak, sistemde itme kuvveti oluşturur. Turbo şarj ünitesi yüksek devirle çalıştığından dolayı zarar görmemesi için sürekli olarak basınçlı yağ sistemi ile yağlanmalıdır.



Şekil 3.2. Yapılması planlanan model turbojet motorun diyagramı

Yapılması planlanan turbojet motorunda sıvı yakıt kullanılmasına karar verilmiştir. Sıvı yakıt olarak motorin ve gaz yağı gibi yakıtlarla çalışabilecek turbojet motor için yakıtı, yüksek basınca çıkarabilecek yakıt pompasına ihtiyaç vardır. Sistemin çalışabilmesi için elektrik motoru yakıt pompasına tahrik vererek, yüksek basınç boruları vasıtası ile sıvı yakıt enjektöre iletilecek ve yanma odasına püskürtülmüştür. Yanma odasına püskürtülecek yakıtı tutuşturmak için buji kullanılmıştır. Bujiler ateşleme trafosundan gelen yüksek gerilim ile kendi aralarında devamlı ark oluşturarak ateşlemenin sürekli olmasını sağlamışlardır. Sistem çalışırken yağ pompası elektrik motoru tahriki ile turbo şarj ünitesine basınçlı yağ pompalamıştır.

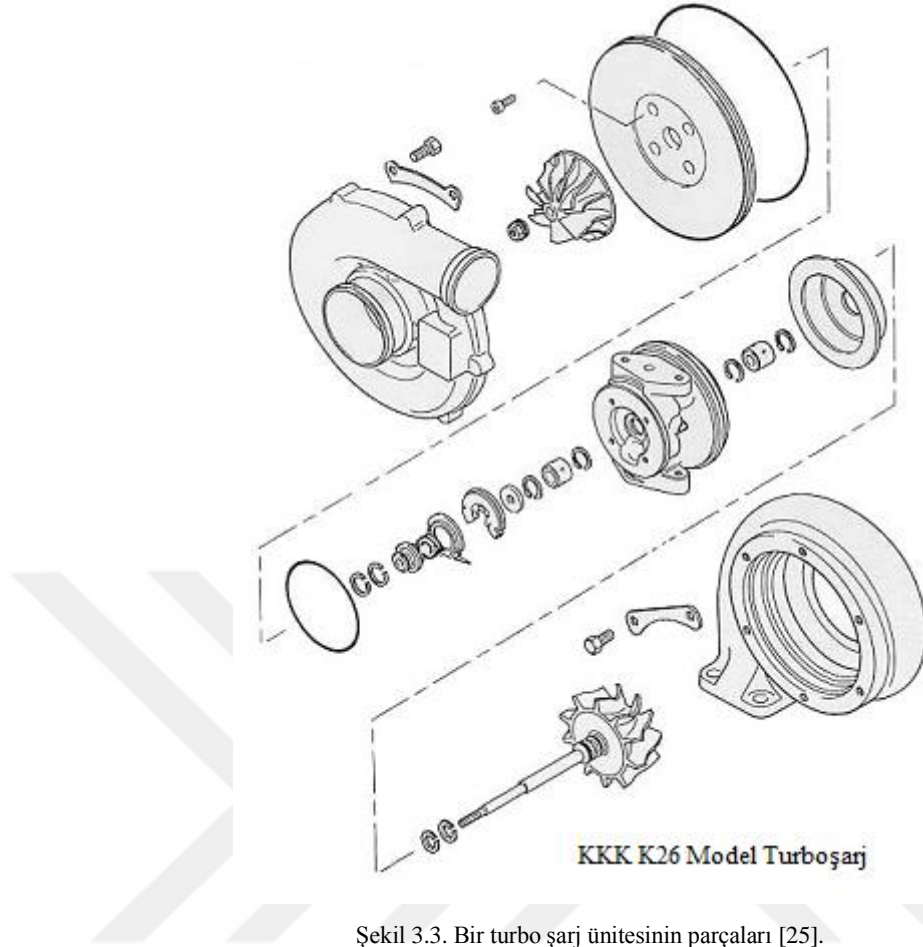
Turbo şarj ünitesine bağlı egzoz borusu ve egzoz çıkış nozulu vasıtasıyla itme kuvveti elde edilmiştir. Sisteme bağlı olan ancak istenildiği takdirde çalışacak ikincil yanma sistemi hazır halde bekletilmiştir. İkinci bir yüksek basınç pompasına bağlı elektrik motoru çalıştırılarak, egzoz borusu üzerinde bulunan iki adet enjektöre sıvı yakıt gönderilmiş ve egzoz nozulu üzerinde konumlandırılmış bujiler ile ateşleme sağlanmıştır. Ateşleme ile egzoz borusunda ikincil yanma sağlanmış ve itme kuvvetine ilave bir kuvvet daha elde edilmiştir. İkincil yanma işlemi kullanıcının kontrolünde pompa üzerinde bağlı olan selenoid valf sayesinde açılır kapanır halde olması sağlanmıştır. Turbojet motorun çalışması Şekil 3.2.'de görülen diyagram üzerinde ana hatları ile gösterilmiştir.

### **3.2. Sistemde Kullanılan Parçaların Genel Özellikleri**

Model turbojet motoru yapılmadan gerekli malzeme ve parça tedariki yapılmıştır. Tasarım ve planlama genel olarak turbo şarj ünitesi seçimine göre yapılmaktadır. Bu sebeple birinci olarak turbo şarj seçimi yapılmıştır.

#### **3.2.1. Turbo şarj ünitesi**

Model turbojet motorundaki en önemli parça, turbo şarj ünitesidir. Yapılması planlanan düzeneden alınacak itme kuvveti miktarı, turbo şarj ünitesi seçimine bağlıdır. Şekil 3.3.'de basit bir turbo şarj ünitesinin parçaları görülmektedir. Farklı üreticiler tarafından üretilen turboların kullanılacağı motora göre özellikleri değişmektedir. Tasarım esnasında temel olarak turbo şarj ünitesinin kompresör giriş çapı referans alınacaktır. Kompresör giriş çapına göre yanma odası ve alev tüpü ölçüleri değişmektedir.



Şekil 3.3. Bir turbo şarj ünitesinin parçaları [25].

Küçük, orta ölçek ve büyük ölçekli araçlarda kullanılan turbo şarj ünitelerinden birisi turbojet motoru için seçilebilir. Küçük ölçekli araçlarda kullanılan turbo şarj üniteleri, yüksek proje maliyetine neden olacağından dolayı tercih edilmemiştir. Ağır vasıtalarda kullanılan büyük ölçekli turbo şarj üniteleri ise itme kuvveti ve ağırlık açısından en iyilerindedir. Ancak çok yüksek itme kuvvetlerini ölçebilmek ve deneylerin yapılması için büyük laboratuara ihtiyaç duyulacağından dolayı bu projede tercih edilmemiştir. Projede, tasarımı ve parça temini daha kolay olan, itme kuvveti açısından deney yapılabilecek sonuçlar ortaya koyabilecek orta ölçekli bir araçta kullanılan turbo şarj tercih edilmiştir. Turbo şarj seçiminde orta ölçekli kamyonette kullanılan Mitsubishi marka TD08-12 model turbo şarj ünitesi kullanılmıştır.



Şekil 3.4. Model turbojet motorunda kullanılan turbo şarj ünitesi.

Projede daha önceden bir araçtan sökülmüş olan turbo şarj ünitesi kullanılmıştır. Turbo şarj ünitesinin mil ve rulmanlarında herhangi bir boşluk olup olmadığı kontrol edilmiştir. İzin verilen ölçünün dışında boşluk olması, turbo şarj çalışırken, mil ve muylulardan yağ kaçağı olmasına ve sistemin randımanlı çalışmamasına sebep olabilmektedir. Ayrıca turbo şarj ünitesinin kompresör ve türbin kanatçıklarında kırık veya erime olup olmadığı da kontrol edilmiştir.

### 3.2.2. Alev tüpü ve yanma odası

#### 3.2.2.1. Yanma odası tasarım ve imalatı

Yanma odası, içinde alev tüpü bulunan, üzerinde enjektör ve ateşleme bujilerinin bağlı olduğu, yanma olayının gerçekleştiği kısımdır.

Yanma odası tasarımında temel parametre turbo şarj ünitesinin kompresör giriş çapıdır. Kompresör giriş çapı (I) 64mm olarak ölçülmüştür. Şekil 3.5.'te yanma odası ve alev tüpü ile alakalı tasarım parametreleri gösterilmiştir. Alev tüpü ve yanma odası ölçüleri, aşağıdaki formüller ile hesaplanmıştır [26].

Turbo şarj ünitesinin iç çapı = I (mm)

I = 64 mm

Alev tüpünün iç çapı; A = 1,3 x I (mm)

$$A = 1,3 \times 64$$

$$A = 83,2 \text{ mm}$$

$$\text{Alev tüpü uzunluğu; } B = 3,85 \times I \text{ (mm)}$$

$$B = 3,85 \times 64$$

$$B = 246,4 \text{ mm}$$

$$\text{Yanma odasının i apı; } C = 2,1 \times I \text{ (mm)}$$

$$C = 2,1 \times 64$$

$$C = 134,4 \text{ mm}$$

$$\text{Bypass bölümü kesit alanı; } D = 36 \times I \text{ (mm}^2\text{)}$$

$$D = 36 \times 64$$

$$D = 2304 \text{ mm}^2$$

$$\text{Alev tüpü deliklerinin toplam alanı; } E = 40 \times I \text{ (mm}^2\text{)}$$

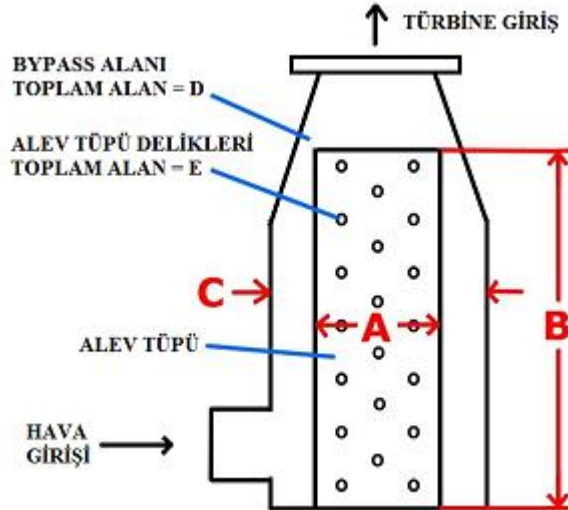
$$E = 40 \times 64$$

$$E = 2560 \text{ mm}^2$$

$$\text{Alev tüpündeki toplam delik sayısı; } F = E / 33 \text{ (adet)}$$

$$F = 2560 / 33$$

$$F = 77,57 \approx 78 \text{ adet}$$



Şekil 3.5. Yanma odası ve alev tüpü [26]

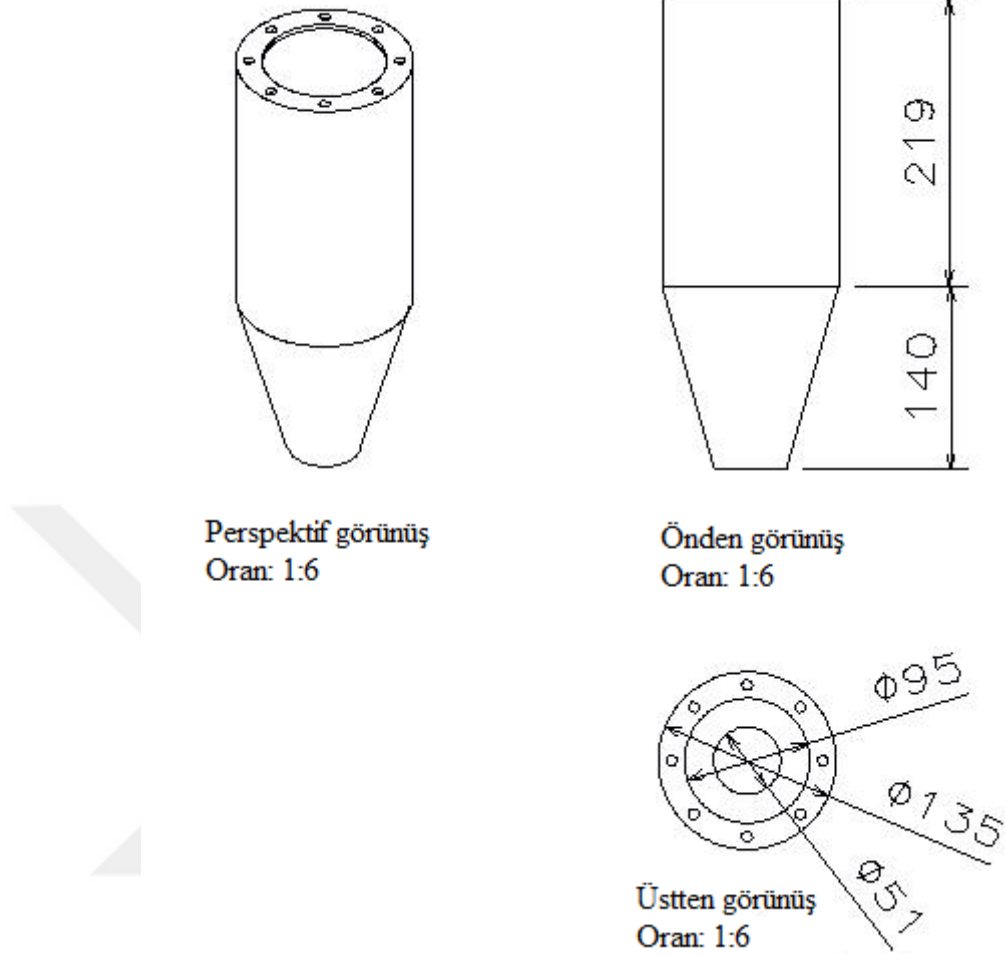
Yapılan hesaplamalarda alev tüpünün boyu belirlenmiŐ ancak yanma odasının boyu belirlenmemiŐtir. Yanma odasının boyu, alev tüpünün uç kısmının konik olan

bölgeye uzaklığına bağlı olarak değişmektedir. Yanma odası, turbo şarj ünitesinin türbin kısmına bağlandığı noktada konik bir şekil almalıdır. Yanan ve genişleyen gazların akışının düzgün olması için bu koniklik gereklidir. Bu konik kısım yanma odasının boyuna göre  $15^\circ$  ya da  $20^\circ$  arasında olabilir.  $20^\circ$ 'den fazla olan açılardan kaçınmak gerekir [26]. Aksi takdirde hava akışı ani bir şekilde yön değiştirecek ve alev hızında düşmeye neden olacaktır. Bu durumda da yanma verimi azalacaktır.

Yanma odasına ait olan bypass bölümü, alev tüpü ve yanma odasının konik kısmı arasında kalan alandır. Bu alandan geçen bir miktar soğuk hava sayesinde, alev tüpünden çıkan sıcak gazların sıcaklığı düşer. Böylelikle turbo şarj ünitesini türbin kısmının soğumasını ve çalışma esnasında korunmasını sağlar.

Yanma odasının boyu katı model tasarım yöntemiyle bulunmuştur. Bu tasarım için Catia V5 programı kullanılmıştır.

Yapılan hesaplamalarda alev tüpü boyu 246,4 mm bulunmuştur. Yanma odasının üst kapak tarafından buji ve enjektör bağlantısı için yaklaşık 25 mm boşluk bırakılmasına karar verilmiş ve toplam alev tüpü boyutunun bundan etkilenmemesi sağlanmıştır. Bu sebeple alev tüpü boyu yaklaşık 270 mm olmasına karar verilmiştir. Katı model tasarım yöntemi ile yanma odası alev tüpü boyuna göre tasarlanmış, bypass alanı ve uç kısım konik kısım açısına gerekli ölçüler bulunmuştur. Turbo şarj ünitesinin türbin giriş kesiti dikdörtgen şeklindedir. Bu kesitin en kısa kenarı 51 mm olduğundan dolayı konik kısmın uç tarafı 51 mm olarak tasarlanmıştır. Bu parçanın imalatında uzun ve kısa kenarın uyumu sağlanarak parçaya koniklik verilecektir. Şekil 3.6.'te yanma odasının tasarlanıp ölçülendirilmesi görülmektedir.



Şekil 3.6. Yanma odasının katı model tasarım programıyla ölçülendirilmesi.

Yanma odasının imalatı için gerekli olan 135 mm çapında boru bulunamadığı için, 2 mm kalınlıkta sacdan boru bükülmesine karar verilmiştir. Dairenin çevresi hesabı yapılarak sac kesilmiş ve bükülerek kaynatılmıştır. Boru haline getirildikten sonra, parçanın uç kısmına koniklik verilmiştir. Yanma odasının üçte birlik kısmının merkezine gelecek şekilde hava girişi açılmıştır. Hava giriş borusunun çapı ile turbo şarj ünitesinin kompresör çıkış boru çapının eşit olmasına dikkat edilmiştir. Şekil 3.7.'de yanma odasının imalat aşamaları verilmiştir.





Şekil 3.7. Yanma odası imalatı.

### 3.2.2.2. Alev tüpü tasarım ve imalatı

Alev tüpü yanma odasının içinde yer alan, üzerinde turbo şarj ünitesinin giriş çapına göre hesaplanmış miktarda delik bulunan, hava yakıt karışımının yandığı ve genişlediği yerdir.

JetSpecs - Combustor and Flame Tube

Select Units:  Enter Unit of measurement:  Exit

Inputs

Inducer Diameter:

Primary:  Ex:

Drill Hole Diameters: Secondary:

Tertiary:

Inducer Radius:

Inducer Area:

Flame Tube

Length:

Diameter:

Flame Tube Holes

	Hole Area	Number Of Holes
Primary:	965.097	34.1333
Secondary:	643.398	12.8
Tertiary:	1608.5	20.48

Note: Flame tube extends full length of combustor (no gap).

For combustor housing diameter, add 1.0 to 1.5 inches to flame tube diameter, leaving a 1/2 to 3/4 inch air gap between housing and flame tube walls.

Şekil 3.8. Jetspecs programındaki yanma odası ile alakalı hesaplama ekranı [27].

Daha önce yapılan çalışmalarda, yanma odası ve alev tüpü tasarımında jetspecs programından yararlanılmıştır. Ancak bu projede farklı bir ölçülendirme yöntemi ile turbojet motoru imal edilmiştir. Bu programdan alev tüpü üzerinde bulunan deliklerin bölgesel dağılımı hesaplanmıştır. Alev tüpü üzerinde 3 adet bölge bulunmaktadır. Birinci, ikinci ve üçüncü bölümler yanmanın verimi üzerinde etki sahibidir [27]. Bu sebeple bu deliklerin sayısı, çapı ve konumu iyi hesaplanmalıdır.

Alev tüpü üzerindeki bölgelerin dağılımı aşağıdaki gibidir;

- Birinci bölüm ( %30'luk alanı kaplar)
- İkinci bölüm (%20'lik alanı kaplar)
- Üçüncü bölüm (%50'lik alanı kaplar)

Yapılan hesaplamalara göre alev tüpü toplam delik alanı  $2560 \text{ mm}^2$ 'dir. Birinci bölgede 5 mm, ikinci bölgede 6 mm, üçüncü bölgede ise 10 mm çapında delik delinmesi planlanmıştır. Bölgelerdeki delik çapları farklı seçilebilir. Ancak çok büyük ya da çok küçük çaptaki delikler yanma performansını etkileyebilir.

$$\text{Birinci bölge} : 2560 \times 0,30 = 768 \text{ mm}^2$$

$$\text{İkinci bölge} : 2560 \times 0,20 = 512 \text{ mm}^2$$

$$\text{Üçüncü bölge} : 2560 \times 0,50 = 1280 \text{ mm}^2$$

$$5 \text{ mm}'\text{lik matkap ucunun alanı} : \pi \times r^2 = 3,1415 \times 2,5^2 = 19,63 \text{ mm}^2$$

$$8 \text{ mm}'\text{lik matkap ucunun alanı} : \pi \times r^2 = 3,1415 \times 4^2 = 50,26 \text{ mm}^2$$

$$12 \text{ mm}'\text{lik matkap ucunun alanı} : \pi \times r^2 = 3,1415 \times 6^2 = 113,09 \text{ mm}^2$$

Toplam delik sayılarının hesabı;

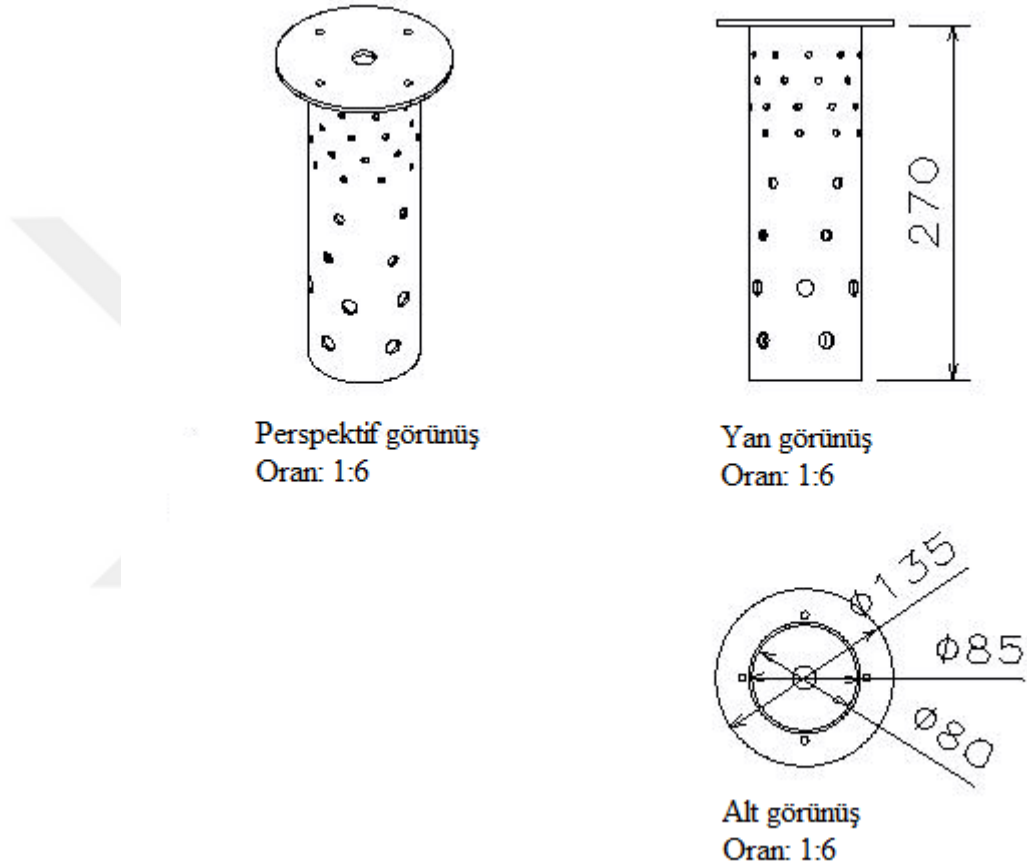
$$\text{Birinci bölge (5 mm}'\text{lik delik)} : 768 / 19,63 \approx 39 \text{ adet delik}$$

$$\text{İkinci bölge (8 mm}'\text{lik delik)} : 512 / 50,26 \approx 10 \text{ adet delik}$$

$$\text{Üçüncü bölge (12 mm}'\text{lik delik)} : 1280 / 113,09 \approx 11 \text{ adet delik}$$

Yapılan hesaplamalara göre, birinci bölgede 5 mm çapında 39 adet, ikinci bölgede 8 mm çapında 10 adet, üçüncü bölgede ise 12 mm çapında 11 adet delik açılacaktır.

Alev tüpünün imalatından önce katı model tasarım programı ile çizimi yapılmış ve yanma odası ile uyumu gözden geçirilmiştir.



Şekil 3.9. Alev tüpünün ölçülendirilmesi ve tasarımı.

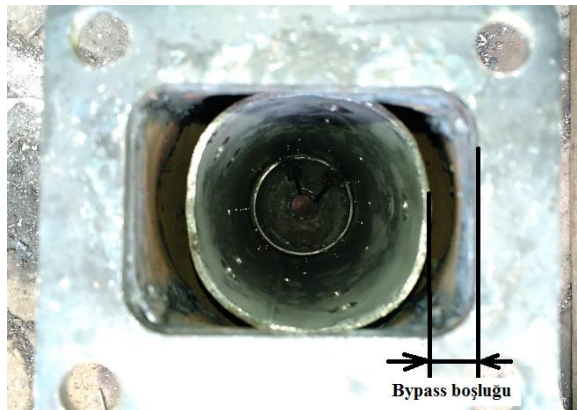
Alev tüpü üzerinde, dört civata ile sabitlenmiş kapak kullanılmasına karar verilmiştir. Üst kapak üzerinde enjektör ve bujiler konumlandırılacaktır. İlk tasarımda üst kapak üzerinde brülör kazanlarında kullanılan bujiler kullanılmıştır. Bu bujiler yüksek sıcaklıkta çatlamış ve turbojet motorunun ikinci kez çalıştırılmasında işlevini yitirmiştir. Bu sebeple brülör bujilerinden vazgeçilerek benzinli otomobillerde kullanılan bujiler kullanılarak üst kapak tasarımında değişikliğe gidilmiştir.

Alev tüpü üzerindeki deliklerin sayısına göre konumlarının ayarlanması için noktasal olarak kâğıt üzerinde işaretleme yapılmış ve delikler bu kılavuza göre delinmiştir.



şekil 3.10. Alev tüpünün imal edilmesi.

Alev tüpü ve yanma odası montajı sonrasında bypass alanı şekil 3.11.'deki gibi oluşmuştur.



şekil 3.11. Alev tüpü ve yanma odası arasındaki bypass boşluğu.

### 3.2.3. Ateşleme sistemi

Yanma odasında yakıt hava karışımının yanmasını sağlayan ateşleme sistemidir. Ateşleme sisteminde brülör sistemlerinde kullanılan 220 Volt beslemeli ateşleme trafosu kullanılmıştır. Ateşleme trafosu 220 Voltluk besleme voltajını yaklaşık 14.000 Volta çıkararak ateşleme bujilerinin arasında sürekli bir ark oluşturur.



Şekil 3.12. Sistemde kullanılan ateşleme trafosu.

Projede, brülör sisteminde kullanılan çubuk tipi bujiler kullanılmıştır. Deneme çalışmaları sırasında, yanma odasındaki bujiler, yüksek sıcaklıklara maruz kaldığından dolayı, elektrotlarda erime ve porselenlerde çatlama görülmüştür. Bu da sistemin tekrar çalıştırılmasını güçleştirmiştir. Bu sebeple çubuk tipi bujilerin kullanılmasından vazgeçilmiştir.



Şekil 3.13. Deneme çalışması sonrası hasar görmüş bujiler.



Brülör sisteminde kullanılan bujiler yerine, otto motorlarda kullanılan, standart tip bujiler kullanılmıştır. Bu bujilerin tırnak kısımları kesilmiştir. Bunun sebebi ateşleme trafosundan gelen faz ve nötr hattının iki buji ile ark oluşturmasını sağlamaktır. Otto tip motorlarda, her bujinin orta kısmına faz verilerek ve motor gövdesinden de nötr hat alınarak ateşleme sağlanmaktadır. Sisteme bağlanacak sensörlerin zarar görmesini engellemek için iki buji kullanarak ark oluşumu sağlanmıştır.



Şekil 3.14. Ateşleme sisteminde kullanılan bujiler.

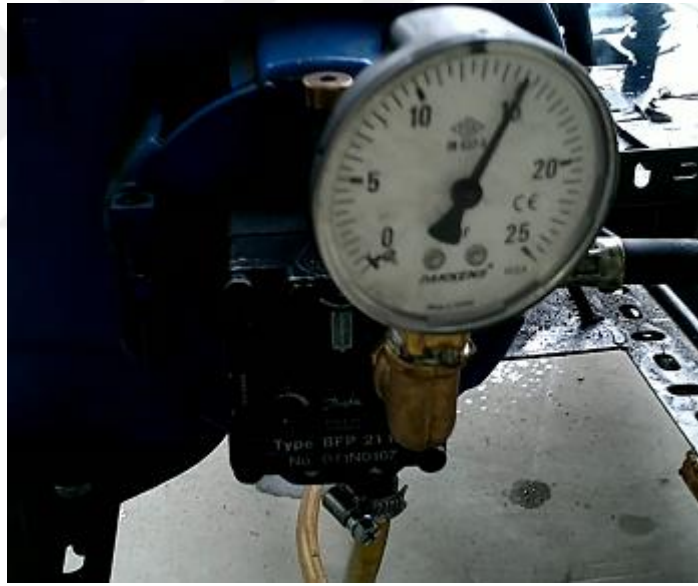
Yanma odasının haricinde A/B sistemi için de ayrı bir ateşleme trafosu ve bujiler kullanılmıştır. Egzoz nozulu üzerine püskürtülen yakıtın ateşlenmesi bu bujiler sayesinde olmaktadır. A/B sisteminde aynı tipte brülör trafosu ve benzinli motorlarda kullanılan standart tip bujiler kullanılmıştır.

#### 3.2.4. Yakıt sistemi

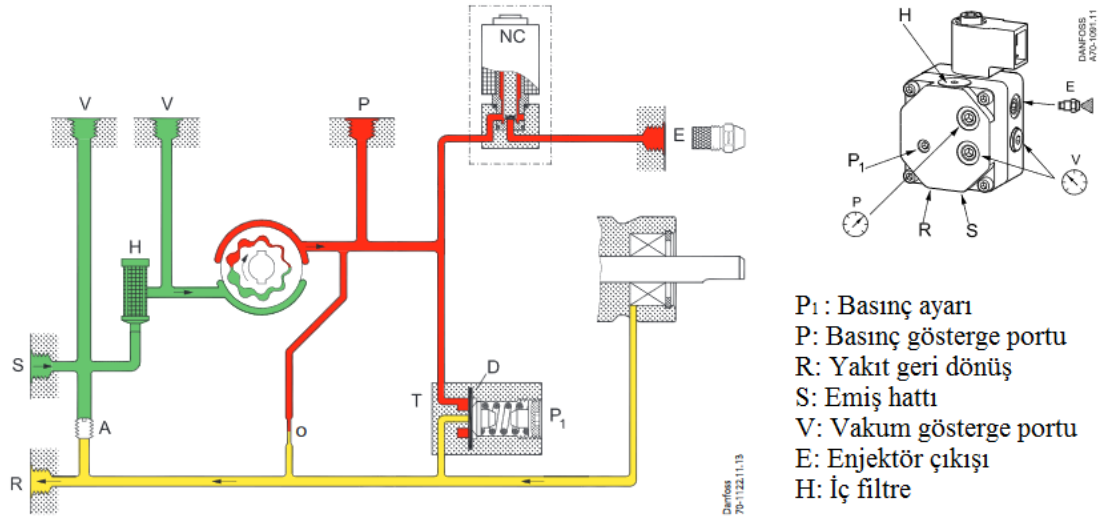
Model turbojet motoru yapımında genellikle kullanımının kolay ve ilave donanıma ihtiyaç duyulmamasından dolayı LPG türü gaz yakıtlar tercih edilmektedir. LPG türü gaz yakıtlar basınçlı halde depolandıklarından dolayı yanma odasına direk püskürtmek yerine kompresör giriş kısmından, hava ile birlikte yanma odasına gönderilip yakılmaktadır. Bu tür turbojet motorlarında ilave enjektör, yakıt pompası gibi sistemlere ihtiyaç duyulmamaktadır. Ancak hareketli turbojet motoru yapımında LPG tankının ağırlığı ve sızıntı sebebiyle patlayıcı özellikte olması dezavantaj oluşturmaktadır.

Bu çalışmada genel itibari ile motorin ve gaz yağı yakıtı ile çalışabilecek bir turbojet motoru tasarımına gidilmiştir. Sıvı yakıt kullanma amacımız sistemde farklı yakıt karışımlarının itme kuvvetine olan etkisini incelemektir. Turbojet motorda, motorin – ayçiçek yağı karışımı ve gaz yağı – ayçiçek yağı karışımının etkileri incelenecektir.

Yakıt sisteminde, yakıt deposuna, yüksek basınç pompasına ve enjektör sistemine ihtiyaç duyulmaktadır. Yakıt pompası olarak brülör sistemlerinde kullanılan Danfoss marka yakıt pompası kullanılmıştır. Bu yakıt pompaları, yakıtın yoğunluğuna göre, yakıt basıncının yaklaşık 15 ila 20 bar'a kadar çıkarabilmektedir. Bu basınç seviyesinin de ayarlanabilir olması farklı yakıt basınçlarında deney yapabilmeye olanak vermektedir. Yakıt pompasının bu özelliği, sistemde kullanılması açısından önemli bir etken olmuştur.



Şekil 3.15. Sistemde kullanılan yakıt pompası.



Şekil 3.16. Yakıt pompasının çalışma prensibi [28].

Turbojet motorda kullanılacak olan brülör yakıt pompası, yakıt deposundan sıvı yakıtı emiş yaparak ön filtreden geçirir. Filtrelenmiş olan yakıt, iç içe geçmiş dişli vasıtası ile yüksek basınçta sıkıştırılır. P<sub>1</sub> ayar kısmındaki açıklığa göre, yüksek basınca ulaşan yakıt (E) portundan enjektöre gönderilir. (NC) ile gösterilen yakıt açma kapama selenoididir. Pompa çalışırken selenoid, kullanıcı isteğine göre basınçlı yakıt hattını açar veya kapatır. Turbojet motorda kullanılan yakıt pompası üzerinden bu selenoid sökülerek iptal edilmiştir. (P) yakıt basınç bağlantı noktasına 25 bar basınca kadar ölçüm yapabilen bir manometre bağlanmıştır. Deney sırasında yakıt basınç ayarlaması bu göstereye göre yapılmıştır.

Yakıt pompasının çalışabilmesi için harici bir elektrik motoru ile döndürülmesi gerekmektedir. 220 Volt beslemeli, yaklaşık 2700 dev/dak hızla çalışan bir elektrik motoru tercih edilerek yakıt pompası tahrik edilmiştir.

Yakıt püskürtmek için brülör kazanlarında kullanılan enjektör kullanılmıştır. Brülör memesi (enjektörü) yakıt pompasından gelen yakıtı sis halinde püskürten elemandır. Bu enjektörler, püskürtme miktarı ve püskürtme açısına göre farklılık göstermektedir. Turbojet motorunda 45° püskürtme açısına sahip brülör memesi kullanılmıştır. Daha önce yapılan çalışmalarda 45° üzerindeki açılara sahip enjektörlerin geniş açı ile yakıtı püskürtmesinden dolayı alev tüpünde alev



sönmesine neden olduğu tespit edilmiştir [3]. 45°'lik açığa sahip brülör memesinin alev boyu diğer meme çeşitlerine göre daha büyüktür. Bu da turbojet motorun daha verimli çalışmasını sağlamaktadır.



Şekil 3.17. Brülörlerde kullanılan çeşitli enjektörler [3].

Turbojet motorda deneme çalışması sırasında 0,60 galon/saatlik brülör memesi kullanılmıştır. Ancak püskürtülen yakıt miktarının az olması sebebiyle itme kuvveti elde edilememiştir. Deneme çalışmaları sırasında 4,5 gph, 4,0 gph, 2,75 gph'lik brülör memeleri kullanılmıştır. Deneyleerin en verimli şekilde yapılabilmesi için 2,75 gph'lik (10,40 litre/saat) brülör memesi seçilmiştir.

4,5 gph kapasiteli enjektör ile yapılan deneylerde 100 N'a kadar itme kuvveti elde edilmiştir. Ancak ilk çalışma esnasında sistemin soğuk olmasından dolayı püskürtülen yakıt yeterince buharlaşmamıştır. Bunun sonucunda yakıtın tamamı yanmadan türbinden dışarı atılmıştır. Turbojet motoru yanmanın kötü olmasından dolayı yüksek devirlere çıkamamış ve ilk çalışma çok geç gerçekleşmiştir. Bu sorunu ortadan kaldırmak için yakıt harici ısı kaynağı ile ısıtılıp püskürtülebilir ya da alev tüpü üzerine yakıt buharlaştırıcı sistem eklenebilir. Harici bir sistem eklenmesi yerine ilk çalışmanın daha rahat sağlandığı 2,75 gph kapasiteli bir enjektör kullanarak sistemin çalışması sağlanmıştır. 2,75 gph kapasiteli enjektörün avantajı, 4,5 gph kapasiteli enjektöre göre, aynı yakıt basıncında, yakıtı daha küçük parçalara ayırmasıdır. Soğuk çalışmada yakıtın oksijenle daha fazla karışması sonucu ilk çalışma daha kolay olmuştur.

### 3.2.5. Sistemde kullanılan yakıtlar ve özellikleri

#### 3.2.5.1. Motorin

Dizel yakıtı veya diğer adıyla motorin, ham petrolün rafine edilmesi ile elde edilir ve karbon atom sayısı 8 ile 16 arasında olan yüzlerce çeşit farklı hidrokarbon bileşenlerini ihtiva eden bir karışımdır. Bu kadar fazla hidrokarbon çeşidinin olmasının nedeni hidrojen ve karbon atomlarının aralarında farklı bağ yapmalarıdır. Çok çeşitli olan bu hidrokarbonlar, parafinler, naftenler, olefinler ve aromalar olarak dört ana gruba ayrılırlar [29].

Tablo 3.1. Motorin yakıtına ait temel fiziksel ve kimyasal özellikler tablosu [30].

Özellik	Birim	Değer
Görünüm		Açık sarı renkli
Koku		Hidrokarbon
Başlangıç kaynama noktası ve kaynama aralığı	°C	160-385
Üst/Alt alevlenirlik veya patlayıcı limitleri	% hacim	0,6/7,5
Bağıl yoğunluk 15 °C	kg/L	0,800-0,890
Alev alma sıcaklığı	°C	55'ten yüksek
Polisiklik aromatik hidrokarbonlar	% (m/m)	<8,0
Damıtma		
250 °C'de elde edilen	% (V/V)	<65
350 °C'de elde edilen	% (V/V)	>85
%95'in (hacim/hacim) elde edildiği sıcaklık	°C	<360
Kükürt içeriği	mg/kg	<10,0
Mangan içeriği	mg/L	<2,0
Karbon kalıntısı	% (m/m)	<0,30
Viskozite (40 °C)	mm <sup>2</sup> /s	2,000-4,500
Bakır şerit korozyonu (50 °C'de 3 saat)	derece	1
Kül içeriği	% (m/m)	<0,010
Yağ asidi metil esteri içeriği	% (V/V)	<7,0
Setan sayısı		>51
Setan indisi		>46
Su içeriği	% (m/m)	<0,020
Toplam kirlilik	mg/kg	<24
Oksitleme kararlılığı	g/m <sup>3</sup>	<25
	h	>20
Yağlayıcı özelliği, aşınma izi çapı, 60 °C'de	µm	<460

### 3.2.5.2. Gaz yağı

Gaz yağı, genellikle endüstriyel - ticari motor ve makinelerde, ayrıca ev ısıtma sistemlerinde yakıt olarak kullanılan parafin yağı veya ısıtma yağı olarak adlandırılan bir petrol ürünüdür. Gaz yağı, petrolün damıtılmasından üretilmektedir. Damıtma işlemi, 150 ila 275 °C arasındaki yüksek bir sıcaklıkta, petrolün bileşenlere ayrılmaya başlamasıyla, daha hafif hidrokarbonların yükselmesi ve daha yüksek kaynama noktasına sahip bileşenlerinin altta kalması ile gerçekleşir [31].

Tablo 3.2. Gaz yağı yakıtına ait temel fiziksel ve kimyasal özellikler tablosu [32].

Özellik	Birim	Değer
Görünüm		Renksiz
Koku		Hidrokarbon
Erime noktası/donma noktası	°C	>-47
Başlangıç kaynama noktası ve kaynama aralığı	°C	150-300
Üst/Alt alevlenirlik veya patlayıcı limitleri	% hacim	1/6
Bağıl yoğunluk 15 °C	kg/L	0,775-0,840
Alev alma sıcaklığı	°C	>38
Bakır şerit korozyonu (100 °C'de 3 saat)		No.3
Damıtma sıcaklığı	°C	
%10'unun damıtıldığı nokta		<205
Son nokta		<274
Merkaptan Kükürt'ü	mg/kg	<30
Kinematik viskozite (40 °C'de)	mm <sup>2</sup> /sn	1,0-1,9
Kükürt	mg/kg	<200

### 3.2.5.3. Ayçiçek yağı

Ayçiçek yağı, yağ oranı %39 - 45 arasında değişen *helianthus annuus* bitkisinin tohumlardan elde edilen bir yağdır. Dünya'da ayçiçeği ekimi yapılan başlıca ülkeler; Rusya, Ukrayna, Arjantin, Macaristan, Fransa, İspanya, Hindistan ve Türkiye'dir. Ülkemizde toplam sıvı yağ tüketiminin yaklaşık %75'ini ayçiçek yağı teşkil etmekte ve doymuş yağ asitleri oranının yüksek olması nedeni ile de insan beslenmesinde önemi bulunmaktadır. Sıvı olarak ve margarin hammaddesi katı yağ üretiminde yaygın kullanım alanı bulan ayçiçek yağı açık sarı renkli, rafine edilerek

kullanılabilen bir yağıdır. Ayçiçek yağının bazı karakteristik özellikleri aşağıdaki tabloda görülmektedir [33].

Tablo 3.3. Ayçiçek yağının bazı karakteristik özellikleri [33].

Analizler	Değerler
Özgül ağırlık, 25 °C	0,915 - 0,919
Kırılma indeksi, 25 °C	1,472 - 1,474
İyot sayısı	125 - 194
Sabunlaşma sayısı	188 - 194
Sabunlaşmayan madde miktarı, %	1,50%

Tablo 3.4. Ayçiçek yağının yağ asidi kompozisyonu [33].

Analiz	Değerler
Yağ Asitleri (% ağırlık)	
Palmitik	3 - 6
Stearik	1 - 3
Oleik	14 - 43
Linoleik	44 - 75
Linolenik	< 0,7
Araşidik	0,6 - 4

Ayçiçek yağı, %15 doymuş ve %85 doymamış yağ asidi içermektedir. Doymamış yağ asitlerinin %14 - 43'ünü oleik asit, %44 - 75'ini linoleik, en fazla %0,7'sini de linolenik asit oluşturmaktadır. Ayçiçek yağı; %0,025 – 0,031 hidrokarbonlar, %0,542 – 0,584 steroller, %0,008 – 0,044 vakslar olmak üzere sabunlaşmayan maddeleri içermektedir. Toplam tokoferol içeriği ise yaklaşık 640 mg/kg yağ olup, tokoferollerin %96'sını  $\alpha$ -tokoferol oluşturmaktadır [33].

Deneylerde Arı Rafine ve Yağ Sanayi A.Ş.'nin fason olarak ürettiği Sole marka ayçiçek yağı kullanılmıştır.

### 3.2.6. Yağlama sistemi

Turbo şarj ünitesi yüksek devirlerde çalışacağından dolayı yatakların yağlanması gerekmektedir. Sistemde yağ pompası olarak Ford marka araçlarda kullanılan dişli tipi yağ pompası kullanılmıştır. Yağ pompasını tahrik etmek amacıyla elektrik

motoru kullanılmıştır. 220 V beslemeli 900 W gücünde bir elektrik motoru yağ pompasına zincir dişli sistemi ile bağlanmıştır. Elektrik motoru yağ pompasını döndürerek karterden yağ emmesini ve sisteme yaklaşık 1,5 bar basınçta yağ pompalamasını sağlamaktadır. Sisteme gönderilen basınçlı yağın temizlenmesi amacıyla yağlama sistemine yağ filtresi de eklenmiştir.

Yağlama yağı olarak 5w40 özellikli motor yağı kullanılmıştır. Turbojet motoru üzerinde yapılan çalışmalarda, genellikle daha akışkan yağlar kullanılmıştır. Daha ince ve akışkan özellikli yağlar, turbojet motorunun uzun süreli çalışması sonrası, yağlama özelliğini yitirmektedir. Bunun önlenmesi için yağ soğutucu sisteme eklenmesi gerekmektedir. Bunun yerine orta kalınlıkta yağ kullanarak turbojet motorun yüksek sıcaklıklarda çalışması sırasında yağlama olayının sürekliliği sağlanmıştır.

### **3.2.7. İkincil yanma (after burning) sistemi ve egzoz borusu**

İkincil yanma sistemi (A/B), turbojet motorunun çalışması esnasında, egzoz nozulu içinde harici bir yanma olayı gerçekleştirerek ilave bir itme kuvveti elde etmeye yardımcı olur. Ticari olarak üretilmiş jet motorlarında, egzoz nozulu üzerine konumlandırılmış birden fazla yakıt enjektörü bulunmaktadır. Bu enjektörler vasıtasıyla, jet motorun egzoz kısmından çıkan gazların üzerine püskürtülerek yanma olayını gerçekleştirir ve ilave itme kuvveti elde edilir.

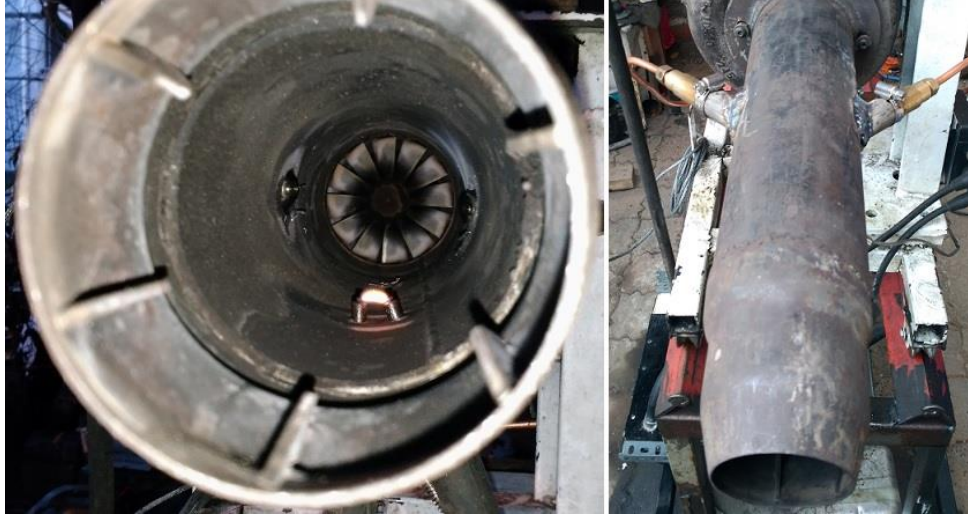
Model turbojet motorunda kullanılacak ikincil yanma sistemi için iki adet yakıt enjektörü ve püskürtülen yakıtın ateşlenmesi için iki adet ateşleme bujisi kullanılmıştır. İki enjektör kullanılmasının sebebi egzoz nozulu içine dengeli bir şekilde yakıt püskürtmek ve yanma olayının kararlı olmasını sağlamaktır. İkincil yanma sistemi yanma odasındaki gibi brülör memesi kullanılmıştır. Brülör memelerinin farklı özelliklere sahip olması ve piyasada kolay bulunur olması sebebiyle, sistemde kullanılmasına karar verilmiştir. Deneme çalışmalarında 1,5 gph'lık yakıt püskürten iki adet enjektör kullanılmıştır.

Sistemde, dayanıklı olması sebebi ile benzinli motorlarda kullanılan bujiler tercih edilmiştir. Bujilerin tırnak kısımları yaklaşık 10 mm civarında kesilerek porselen kısımların açığa çıkması sağlanmıştır. Bujilerin ateşleme yapabilmesi için 220 V beslemeli brülör trafosu kullanılmıştır. Brülör trafosu yardımı ile iki buji elektrotu arasında devamlı bir ark oluşturulmuş ve ateşlemenin daha rahat sağlanması hedeflenmiştir.

Egzoz nozulu üzerine konumlandırılacak enjektörleri beslemek için sıvı yakıt brülörlerinde kullanılan yakıt pompası kullanılmıştır. Bu yakıt pompası yaklaşık 25 bar'a kadar yakıt pompalayabilmektedir. Bu pompayı döndürebilmek için bir adet elektrik motoru kullanılmıştır. Turbojet motorunda bir adet yakıt deposu kullanılmıştır. Bu yakıt deposundan iki adet yakıt pompası birden beslenmektedir. Yakıt pompasından yüksek basınca dayanıklı lifli hortum ile T rekora yakıt gönderilmektedir. Bu rekordan yakıt hattı ikiye ayrılarak bakır borular vasıtasıyla yüksek basınçlı yakıt, enjektör yuvalarına gönderilmiştir. Enjektör yuvaları, torna tezgâhında, sarı pirinç alaşım malzemedен, özel olarak imal edilmiştir.

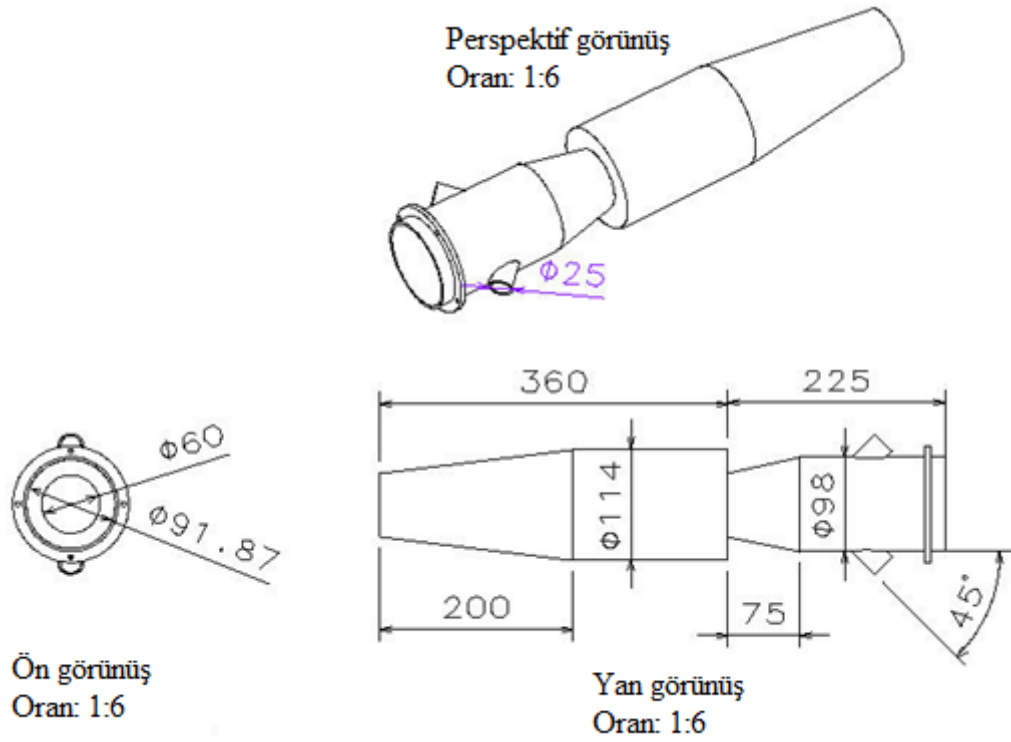
### **3.2.7.1. Egzoz borusu**

Egzoz borusu tasarımında ilk etapta turbo şarj ünitesinin türbin çıkış çapına göre düz boru kullanılmasına karar verilmiştir. 92 mm çapında düz boru üzerine, 45° açı ile iki adet enjektör yerleştirilmiştir. Bu enjektörlerin yaklaşık 150 mm ilerisine bujiler konumlandırılmıştır. Yapılan denemelerde egzoz borusuna gönderilen sıvı yakıt sıcak egzoz gazlarının da etkisi ile beyaz sis bulutu halinde, yanmadan dışarı atılmıştır. Denemeler esnasında yanmanın sağlanması için farklı yakıt basınçları denenmiş, bujilerin enjektörlere olan uzaklığı değiştirilmiş ancak, egzoz borusuna püskürtülen yakıtın yanması sağlanamamıştır. Bujiler, enjektörlerin 10 mm ilerisine kadar alınmasına rağmen ateşleme sağlanamamıştır.



Şekil 3.18. İmalatı yapılan ilk egzoz borusu.

Düz borudan yapılan egzoz borusunun sistemi çalıştırmaması üzerine farklı bir egzoz borusu tasarımına gidilmiştir. Püskürtülen yakıt, sürekli ateşleme halinde olan bujilerin arasında, kıvılcım oluşturacak kadar sürede kalmadan egzozdan dışarı atılmaktaydı. Egzoz borusunda kalma süresinin uzatılması amacıyla iki kademeli egzoz yapılmasına karar verildi. İki kademeli egzoz borusunda birinci kademede egzoz gazlarının hızı lüle ile arttırılacak, ikinci kademede daha geniş çapta kullanılacak egzoz borusu ile hızı artan egzoz gazlarının türbülansa girmesi sağlanıp ateşleme olayının gerçekleşmesi planlanmıştır. Egzoz borusu tasarımında katı model çizim programı yardımıyla ön hazırlık yapılmış ve imalat aşamasının daha kolay olması sağlanmıştır.



Şekil 3.19. Katı model çizim programı ile tasarlanan iki kademeli egzoz borusu.



Şekil 3.20. Tasarlanan iki kademeli egzozun imalat aşamaları.

Egzoz yapımında birbiri arasında çap farkı yaklaşık 16 mm olan iki farklı boru kullanılmıştır. Bu boruların uçları kesilerek lüle haline getirilmiştir. İki boru için de lüle çıkış çapı 60 mm'dir. İki kademeli egzoz yapımı tamamlandıktan sonra deneme çalışmasına geçilmiştir. İlk etapta bujiler birinci kademedeki egzoz üzerinde,

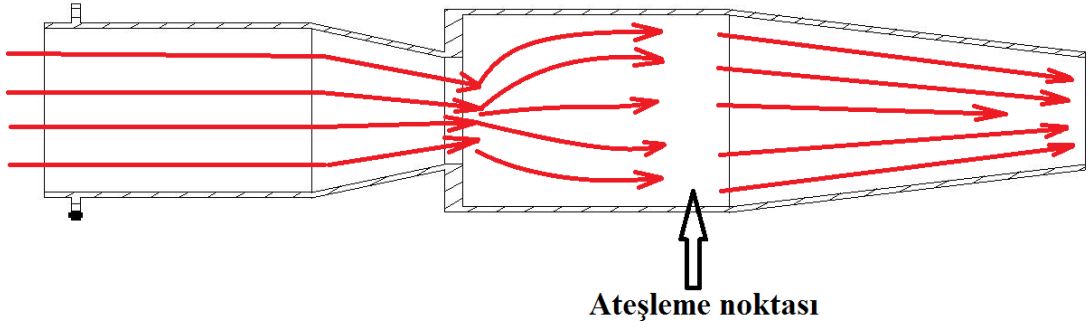


enjektörlerden yaklaşık 70 mm uzağa yerleştirilmiştir. Yapılan denemelerde ikincil yanma olayı sağlanamamıştır. Enjektörlerden yakıt püskürtüldüğünde, egzozdan beyaz sis dumanı çıkarak yanma oluşmamıştır.

Enjektörlerden çıkan yakıtın bujiler tarafından yakılmadığı anlaşılmış ve bujilerin egzoz borusu üzerindeki yeri değiştirilmiştir. Enjektörlerden çıkar çıkmaz yakıtın yanması planlanmış ve bujilerin konumu enjektörün yaklaşık 10 mm önüne konularak deneme yapılmıştır. Yapılan ikinci denemede yine başarı sağlanamamıştır. Egzoz borusu yaklaşık 500 °C sıcaklığa ulaştığından dolayı, enjektörden yakıt püskürtüldüğünde anında buharlaşarak, hızla çıkan gazlar ile beraber dışarı atılmaktadır. Sistem çalışır halde iken, enjektörlerden yakıt püskürtülmüş ancak yine yanma oluşmamıştır. Püskürtülen yakıt beyaz sis dumanı şeklinde egzozdan atılmıştır.

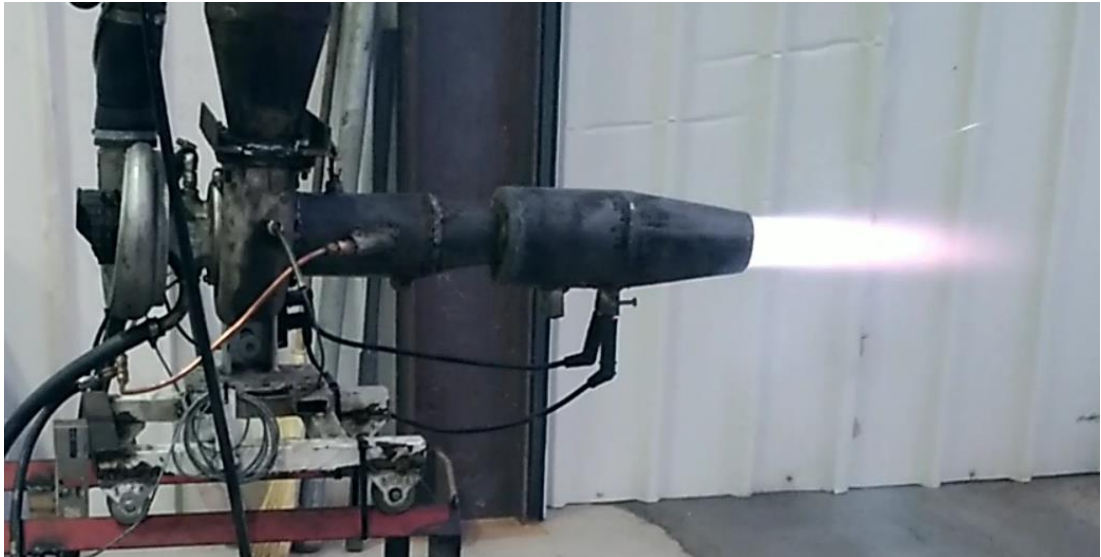
İkinci denemeden de başarı sağlanamayınca, bujilerin yeri tekrar değiştirilmiştir. Egzoz borusu içinden, yüksek hızda egzoz gazı atılmaktadır. Egzoz gazları ile birlikte bir miktar oksijen de yüksek hızda egzoz borusundan dışarı çıkmaktadır. Bu gazların üzerine yakıt püskürttüğümüzde yanma için yeterli zaman olmadığından dolayı, püskürtülen yakıt bujilere uğramadan dışarı atılmaktaydı.

Tasarlanan bu egzoz borusunda, birinci kademedede, egzoz gazlarının hızı arttırılmakta ve ikinci kademe egzoz borusuna giriş yapmaktadır. İkinci kademe egzoz borusu çapı daha geniş olduğu için, hızla çıkan gazlar boşluğa girerek ufak bir türbülans oluşturmaktadır. Bu noktada, püskürtülen yakıt ve çıkan egzoz gazları türbülansa girmekte ve hızlarında azalma olmaktadır. Anlık olarak hızda azalma olması ateşleme için yeterli zamanı sağlamaktadır. Şekil 3.21.'de gösterildiği noktaya bujiler yerleştirilmiş ve ikincil yanma denemesi yapılmıştır.



Şekil 3.21. Egzoz borusu üzerindeki ateşleme noktası.

Yapılan üçüncü denemede iki adet 1,5 gph kapasiteli enjektörden egzoz içine yakıt püskürtülmüştür. Diğer denemelerde olduğu gibi, yakıt, yanmadan beyaz duman halinde dışarı atılmıştır. Enjektörlerden birisi 4 gph kapasiteli brülör memesi ile değiştirilmiştir. Enjektör kapasitesinin artırılmasından sonra tekrar deneme yapılmış ve 6 bar yakıt basıncında başarılı şekilde ikincil yanma olayı gerçekleşmiştir. İkincil yanma sistemi için, 6 bar basınçta, toplam 5,5 gph kapasiteli iki enjektör kullanarak yanma olayı sağlanmıştır. Yapılan denemelerde ikincil yanma sistemi devreye alındığında itme kuvvetinde artış olduğu da gözlenmiştir. Egzoz sistemi başarı ile kurulmuş ve deneyler için hazır hale getirilmiştir.



Şekil 3.22. Başarı ile çalıştırılmış ikincil yanma sistemi.

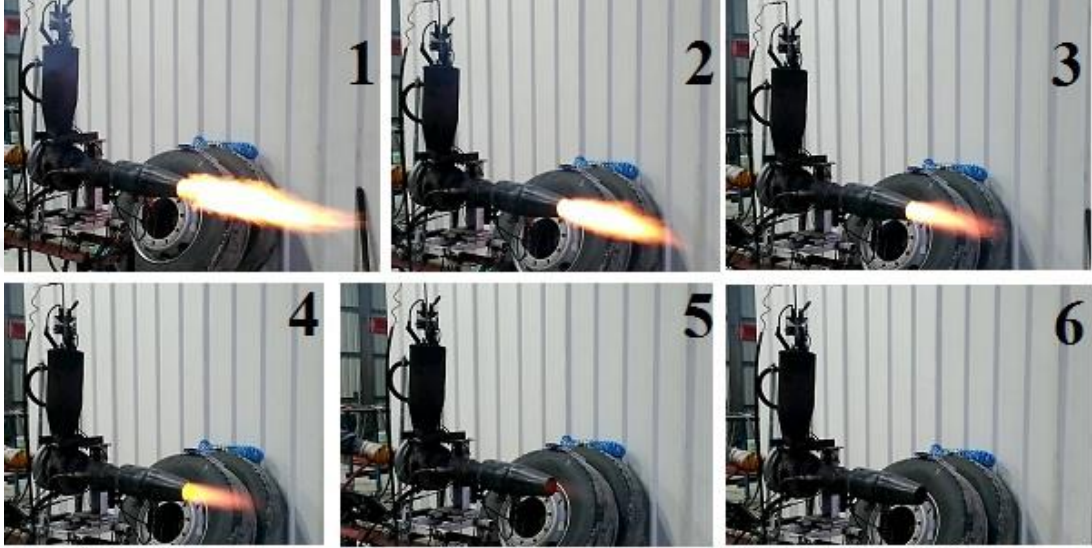
### 3.2.8. Deney düzeneğinin kurulması

Deney düzeneği kurulurken yağlama sistemi, yakıt pompaları, yakıt pompalarını tahrik eden elektrik motoru ve yakıt deposu profilden yapılmış bir sehpa üzerine sabitlenmiştir. Turbo şarj ünitesi ve üzerinde bağlı olan ekipmanlar ise bu sehpa üzerinde, kızaklı tekerlek mekanizması ile şerbet bırakılmıştır. Sistem çalışırken itme kuvveti oluştuğunda, turbojet motoru kızak üzerinde serbest bir şekilde hareket etmektedir.

Turbojet motora ilk hareket basınçlı hava vasıtasıyla verilmektedir. Sistemi çalıştırmak için ilk olarak ateşleme trafosuna enerji verilir ve bujiler arasında ark oluşması sağlanır. Turbo şarj ünitesinin zarar görmesini engellemek için yağlama sistemi çalıştırılır. Sistemdeki yağ basıncı manometre vasıtası ile kontrol edilerek 1,5 bar seviyesinde olup olmadığı kontrol edilir. Turbojet motorun kompresör kısmına basınçlı hava verilerek, turbojet motorunun dönmesi sağlanır. Turbojet motoru, yaklaşık olarak 10.000 d/d hıza ulaştığında yakıt pompası çalıştırılır ve yanma odasına enjektör vasıtası ile yakıt gönderilir. Yüksek basınçta püskürtülen yakıt, buji ile ateşlenerek yanma olayı gerçekleşir. Turbojet motorun çalışabilmesi için sistemin rejim sıcaklığına ulaşması gerekmektedir. Bu sıcaklık 300 °C ile 500 °C arasındadır. Sistem bu sıcaklığa ulaşana kadar basınçlı hava verilmeye devam edilir. Turbojet motoru rejim sıcaklığına ulaştıktan sonra çalışmaya başlamaktadır. İlk çalıştırmadaki yakıt basıncı, 2,75 gph kapasiteli enjektöre göre, 10 bar olarak ayarlanmalıdır. Daha yüksek yakıt basıncında, soğuk çalışmadan dolayı, yakıt yanmadan dışarı atılacaktır. Daha düşük yakıt basıncında ise, sistemin rejim sıcaklığına ulaşma süresi uzayacaktır ve enjektör, yakıtı düşük basınçta püskürteceğinden dolayı yanma kötüleşecektir. Sistem yakıt çeşidine göre, 6 bar ile 20 bar yakıt basıncında çalışabilmektedir.

Sisteme ilk hareket, hava kompresörü veya yaprak üfleme için kullanılan (blower) fan makineleri ile verilebilmektedir. Bunların haricinde ilk hareket, kompresör miline bağlanacak bir elektrik motoru ile de verilebilmektedir. Elektrik motorunun kompresör miline bağlantı maliyetlerinin yüksek olmasından dolayı, bu projede kullanılmamıştır.

İlk çalışma esnasında, turbojet motorun dönüş hızı düşük olduğundan dolayı yanma olayı egzoz sonrasına kadar devam etmektedir. Turbojet motorun dönüş hızı arttıkça egzozdan çıkan alev azalmaktadır. Turbojet motor çalıştıktan sonra yanma sadece yanma odası içerisinde gerçekleştiği için, egzoz borusunda alev gözükmemektedir.



Şekil 3.23. Turbojet motorun çalıştırılması.



Şekil 3.24. Deney düzeneği

Deney düzeneğinin Şekil 3.24.'de gösterilen parçaları şunlardır;

- Turbo şarj ünitesi (1),
- Yanma odası ve alev tüpü (2),
- Egzoz sistemi (3),
- Ateşleme trafosu (4),
- Ateşleme bujisi (5),
- Enjektör borusu ve enjektör (6),

- Yakıt deposu (7),
- Yağ pompası ve yağlama sistemi (8),
- Yakıt pompası (9),
- İkincil yanma (after burning) sistemi ateşleme trafosu (10),
- İkincil yanma (after burning) sistemi ateşleme bujisi (11),
- Yük sensörü (12),
- Sıcaklık ve basınç gösterge paneli (13),
- İtme kuvveti göstergesi (14),
- Yanma basıncı ölçer manometre (15),
- Elektrik kontrol kutusu (16),
- Yakıt pompası tahrik motoru (17),
- İkincil yanma yakıt pompası (18).

Sistem çalıştırıldığında turbojet motoru egzozdan çıkan gazların etkisi ile kızak üzerinde hareket etmektedir. Turbojet motorunun bağlı olduğu kızak mekanizmasına dik açıda yük sensörü yerleştirilmiştir. 12 numara ile gösterilmiş olan yük sensörü itme kuvvetini ölçer ve 14 numaralı göstergeye bu bilgiyi iletir. Bunun haricinde türbin giriş, türbin çıkış, kompresör giriş ve kompresör çıkış sıcaklıklarını ölçmek için, sistem üzerine sensörler yerleştirilmiştir. Yanma basıncı, yanma odası üzerine yerleştirilmiş manometre ile ölçülmektedir.

## **BÖLÜM 4. DENEY SONUÇLARI VE TARTIŞMA**

Model turbojet motor üzerinde sekiz farklı yakıt ile deney yapılmıştır. Motorin ve gaz yağına, %5, %20, %50 oranında ayçiçek yağı karıştırılmış ve bu yakıt karışımlarıyla turbojet motoru çalıştırılarak deneyler yapılmıştır. Yapılan deneylerde, itme kuvveti, ikincil yanma ile itme kuvveti, yanma basıncı, kompresör giriş ve çıkış sıcaklıkları, türbin giriş ve çıkış sıcaklıkları incelenmiştir.

Model turbojet motorda 2,75 gph kapasiteli enjektör, ikincil yanma sisteminde ise toplam 5,5 gph kapasiteli enjektörler kullanılmıştır. Farklı kapasiteye sahip enjektörler ile yapılacak deneylerde sonuçlar değişebilmektedir.

Turbojet motoru üzerinde sıcaklık, basınç ve itme kuvveti değerleri, yakıt basıncına göre değişmektedir. Farklı yakıt basıncı değerleriyle deney yapılmış ve sonuçlar incelenmiştir.

İkincil yanma sistemi ile turbojet motorunu çalıştıran iki farklı yakıt pompası bulunmaktadır. Deneyler sırasında turbojet motoru değişken yakıt basıncında çalıştırılmıştır. İkincil yanma sistemi (after burning) ise sabit yakıt basıncında çalıştırılmıştır. Turbojet motoru 10 bar ve üzeri yakıt basıncında çalışırken, ikincil yanma sistemi devreye alınmış ve itme kuvvetindeki değişim incelenmiştir. İkincil yanma sisteminde kullanılan yakıt pompası, sabit 6 bar basınçta çalıştırılmıştır.

Deney sonuçlarına göre oluşturulan tüm grafiklerde, eğilim çizgileri, üçüncü derece polinom türü ile oluşturulmuştur.

Yapılan deneylerde yağ basıncı 1,5 bar'da sabit tutulmuştur. Sistemde dolaşan yağın sıcaklığı ise ortalama 92 °C olarak ölçülmüştür.

#### 4.1. İtme Kuvveti

Tablo 4.1. Motorin ve ayçiçek yağı karışımı ile yapılan deneylere ait itme kuvveti değerleri.

Yakıt Basıncı (bar)	İtme kuvvetleri (N)				İkincil Yanma ile itme kuvveti (N)			
	%100 Motorin	%5 A.Y. %95 Motorin	%20 A.Y. %80 Motorin	%50 A.Y. %50 Motorin	%100 Motorin	%5 A.Y. %95 Motorin	%20 A.Y. %80 Motorin	%50 A.Y. %50 Motorin
6	7,8	9,8	12,7	12,7				
7	8,8	12,7	14,7	13,7				
8	8,8	13,7	15,7	14,7				
9	10,8	14,7	16,7	17,6				
10	13,7	15,7	17,6	18,6	19,6		22,5	24,5
11	15,7	17,6	18,6	20,6	21,6		23,5	27,4
12	16,7	19,6	19,6	22,5	23,5		25,5	27,4
13	17,6	21,6	21,6	23,5	25,5	25,5	25,5	28,4
14	19,6	21,6	22,5	24,5	26,5	26,5	27,4	30,4
15	20,6	23,5	22,5	25,5	28,4	27,4	30,4	32,3
16	21,6	24,5	24,5	26,5	28,4	30,4	30,4	32,3
17	22,5	25,5	25,5	27,4	30,4	32,3	32,3	33,3
18	24,5	26,5	26,5	28,4	31,4	33,3	33,3	35,3

Tablo 4.2. Gaz yağı ve ayçiçek yağı karışımı ile yapılan deneylere ait itme kuvveti değerleri.

Yakıt Basıncı (bar)	İtme kuvvetleri (N)				İkincil Yanma ile itme kuvveti (N)			
	100% Gaz Yağı	%5 A.Y. %95 Gaz Yağı	%20 A.Y. %80 Gaz Yağı	%50 A.Y. %50 Gaz Yağı	100% Gaz Yağı	%5 A.Y. %95 Gaz Yağı	%20 A.Y. %80 Gaz Yağı	%50 A.Y. %50 Gaz Yağı
6	10,8	7,8	5,9	5,9				
7	10,8	8,8	6,9	6,9				
8	11,8	8,8	6,9	6,9				
9	11,8	9,8	7,8	7,8				
10	12,7	10,8	8,8	8,8	16,7	16,7	13,7	14,7
11	13,7	13,7	10,8	11,8	18,6	17,6	15,7	16,7
12	15,7	14,7	12,7	13,7	20,6	18,6	16,7	17,6
13	16,7	15,7	12,7	14,7	20,6	19,6	17,6	19,6
14	17,6	16,7	13,7	15,7	22,5	21,6	18,6	21,6
15	18,6	16,7	14,7	16,7	24,5	23,5		21,6
16	19,6	18,6	15,7	17,6	24,5	24,5		23,5



Turbojet motoru ile yapılan deneylerde en yüksek itme kuvveti, %50 ayçiçek yağı, %50 motorin yakıtı ile elde edilmiştir. %50-%50 oranında kullanılan ayçiçek yağı ve motorin yakıtı karışımında en yüksek itme kuvveti 28,4 N olarak ölçülmüştür. %100 oranda motorin ve gaz yağı yakıtlarıyla yapılan deneyde ise, en yüksek itme kuvveti olan 24,5 N değerini motorin yakıtı vermiştir.

Yapılan tüm deneyler göz önüne alındığında ikincil yanma sistemi (A/B) ile birlikte turbojet motorundan, 18 bar yakıt basıncında, 35,3 N değerinde itme kuvveti elde edilmiştir. Bu itme kuvveti, tüm deneyler içerisinde ölçülen en yüksek değerdir.

Güzelkök (2008), orta ölçekli turbo şarj ünitesi kullanarak imal edilen model turbojet motorda yaptığı deneylerde LPG yakıtı kullanmış ve en yüksek itme kuvvetini 20 N olarak ölçmüştür. Aras (2012), sıvı yakıtlar ile yaptığı deneylerde en yüksek itme kuvvetini 18,3 N olarak ölçmüştür. Yapılan bu çalışmalara göre benzer turbo şarj ünitesi kullanılmış ve yapılan deneylerde daha fazla itme kuvveti elde edilmiştir.

Motorin yakıtı ile yapılan deneylerde, farklı yakıt basınçları incelendiğinde, kullanılan yakıt içerisindeki ayçiçek yağı oranı arttıkça itme kuvveti de artmıştır. Tablo ve grafiklere bakarak deney yakıtı olarak kullanılan motorin içerisindeki ayçiçek yağının, itme kuvveti artışına olumlu olarak katkı sağladığı söylenebilir.

A/B sistemi, turbojet motorun egzoz nozuluna, harici bir yakıt göndererek ilave bir itme kuvveti almak için kullanılmıştır. A/B sistemi çalıştırıldığında turbojet motorun itme kuvvetinde belirli oranda artış olmuştur. Bu da sistemin amacına uygun olarak çalıştığının göstermektedir. Yapılan deneylerde, turbojet motoru 10 bar ve üzeri yakıt basınçlarında çalışırken, A/B sistemi devreye alınmış ve itme kuvvetindeki artış miktarı incelenmiştir.

A/B sistemi devredeyken alınan itme kuvveti değerleri incelendiğinde, motorin yakıtı içerisindeki ayçiçek yağı oranı arttıkça itme kuvvetinin de arttığı görülmektedir.

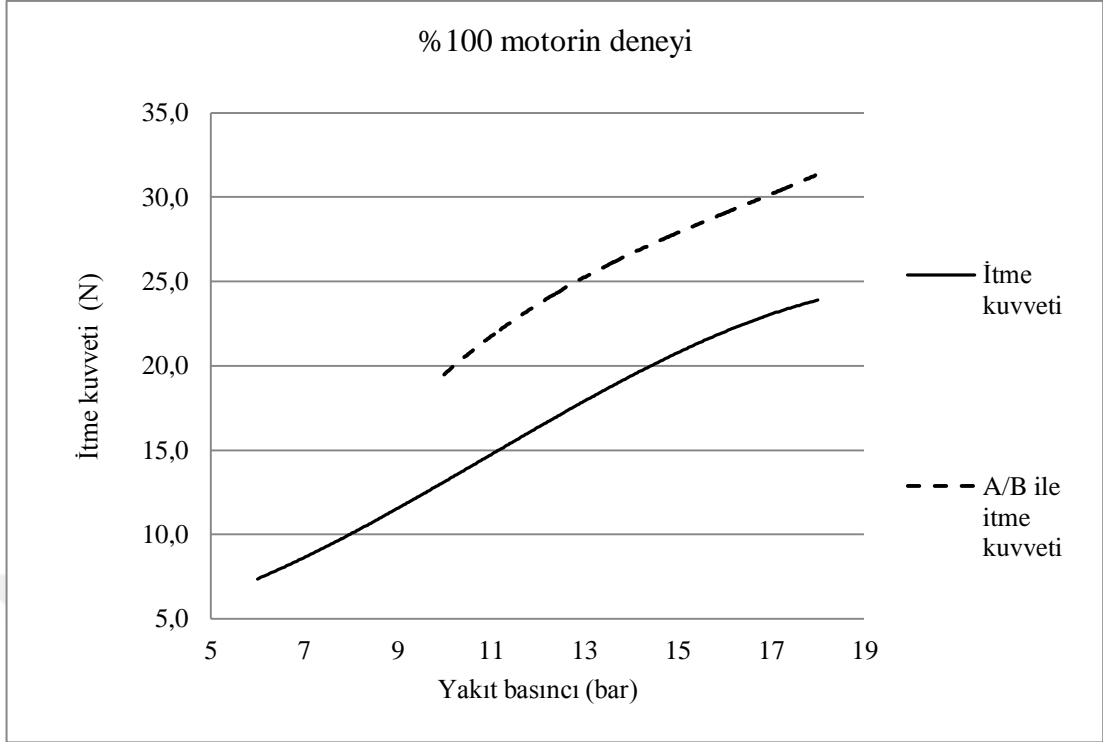
Bazı yakıt karışımlarında, A/B sistemi devreye alınmış ancak sistem çalışmamıştır. Bu sebepten ötürü bazı yakıt basınçlarında deney yapılırken A/B ile itme kuvveti elde edilememiştir.

Tablo 4.3. A/B sistemi devrede iken itme kuvvetindeki artış oranı tablosu.

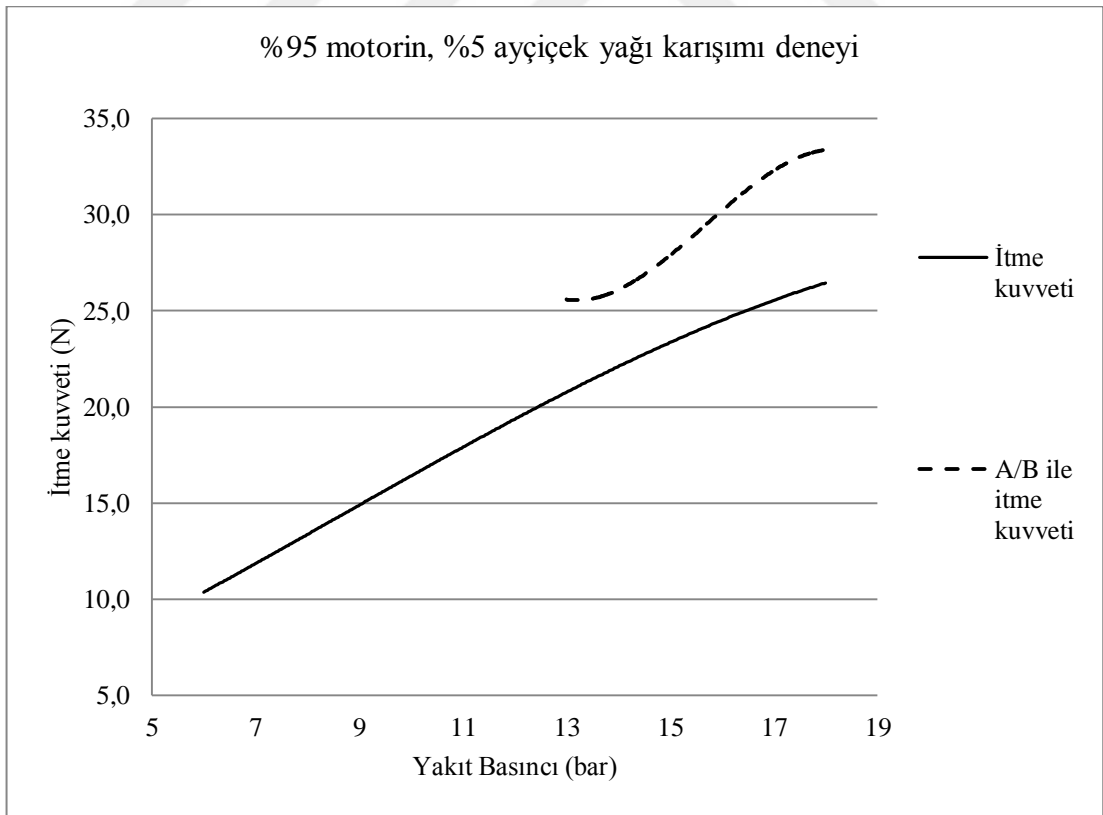
Yakıt Basıncı (bar)	A/B ile itme kuvvetindeki artış oranı (%)							
	%100 Motorin	%5 A.Y. %95 Motorin	%20 A.Y. %80 Motorin	%50 A.Y. %50 Motorin	100% Gaz Yağı	%5 A.Y. %95 Gaz Yağı	%20 A.Y. %80 Gaz Yağı	%50 A.Y. %50 Gaz Yağı
10	43		28	32	31	55	56	67
11	38		26	33	36	28	45	42
12	41		30	22	31	27	31	28
13	45	18	18	21	23	25	39	33
14	35	23	22	24	28	29	36	38
15	38	17	35	27	32	41		29
16	31	24	24	22	25	32		34
17	35	27	27	22				
18	28	26	26	24				

Farklı yakıt basıncı ile yapılan A/B sistemi deneylerinde itme kuvvetindeki artış oranı %67'lere kadar çıkmaktadır. Motorin ve A.Y. ile yapılan deneylerde A/B devreye alındığında itme kuvvetindeki artış oranı en yüksek %45'tir. En düşük artış oranı ise %18'dir. Gaz yağı ve A.Y. ile yapılan deneylerde ise en yüksek artış oranı %67, en düşük artış oranı ise %23'tür.

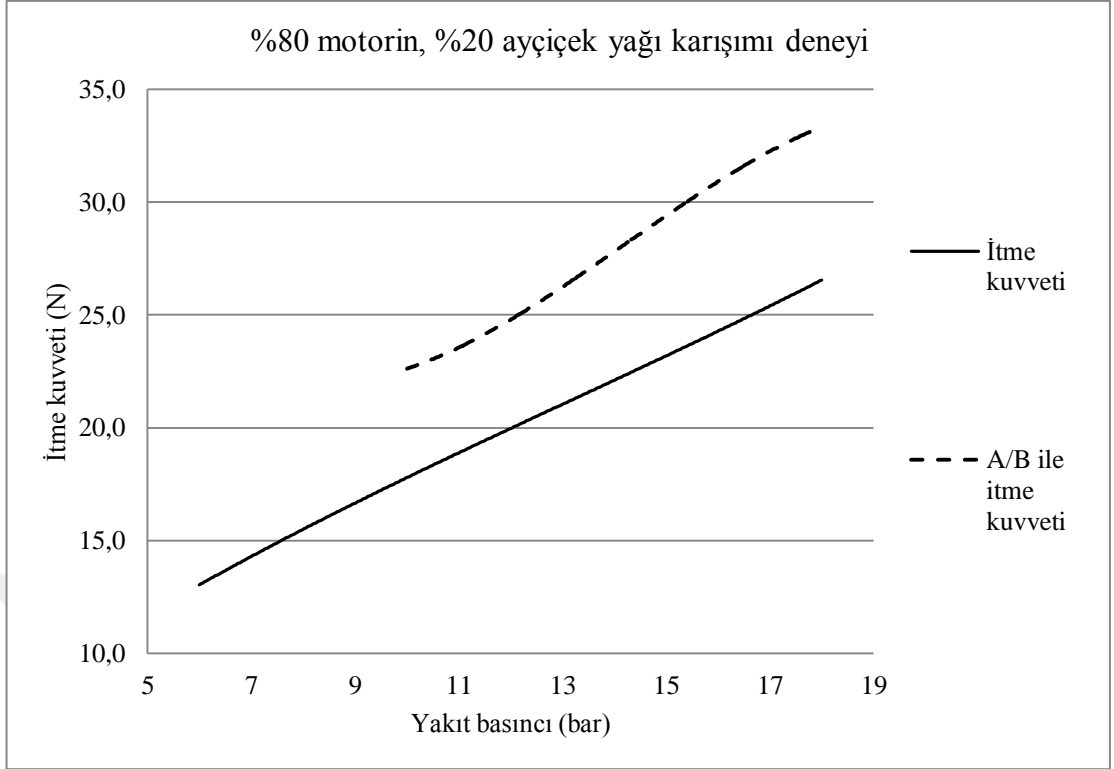
Tüm deneyler incelendiğinde A/B sistemi ile ortalama %31 oranında, itme kuvvetinde artış sağlanmıştır.



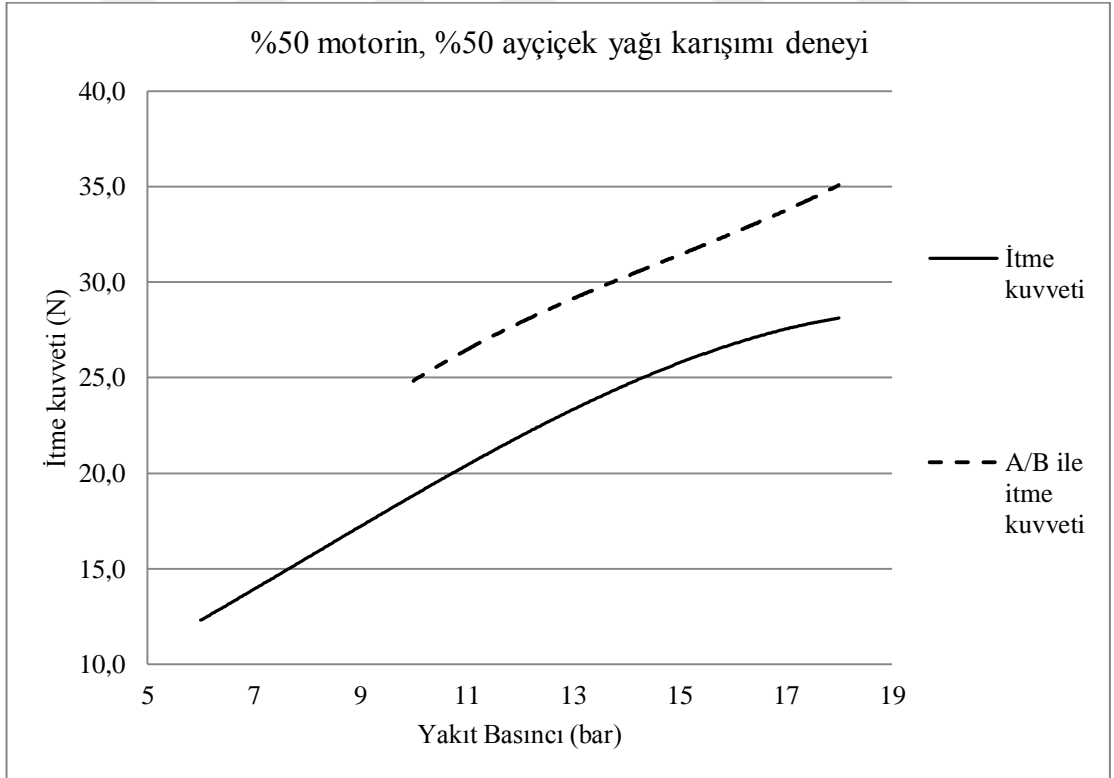
Şekil 4.1. Yakıt basıncına bağlı itme kuvveti değişimi (%100 motorin)



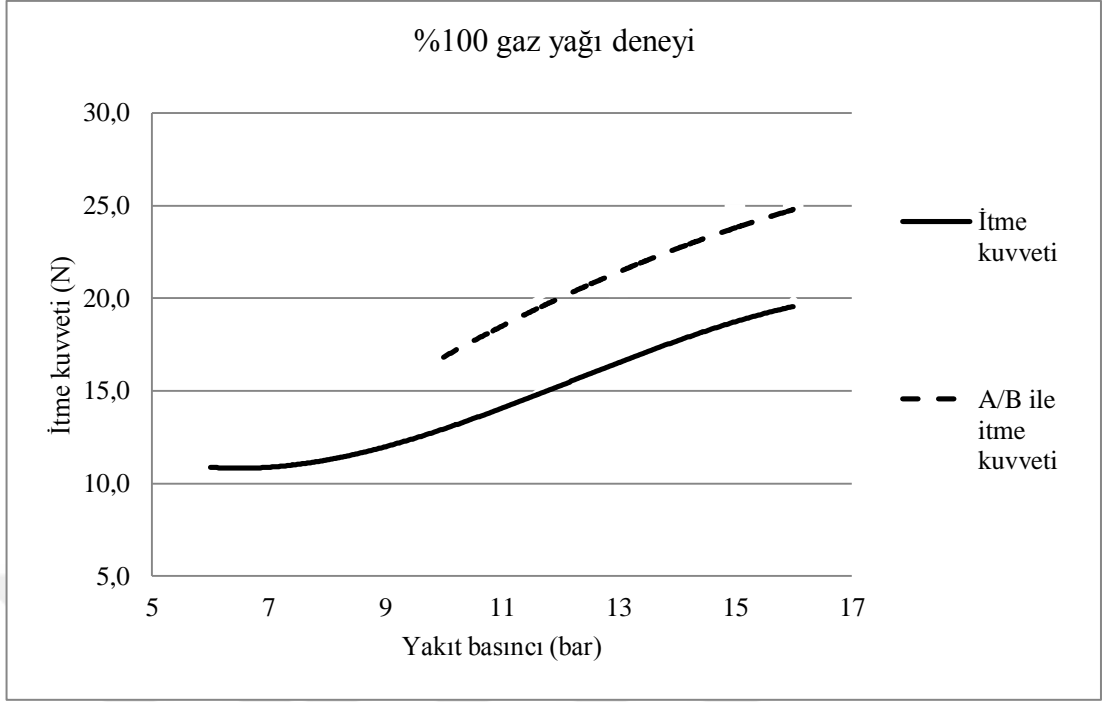
Şekil 4.2. Yakıt basıncına bağlı itme kuvveti değişimi (%95 motorin - %5 ayçiçek yağı).



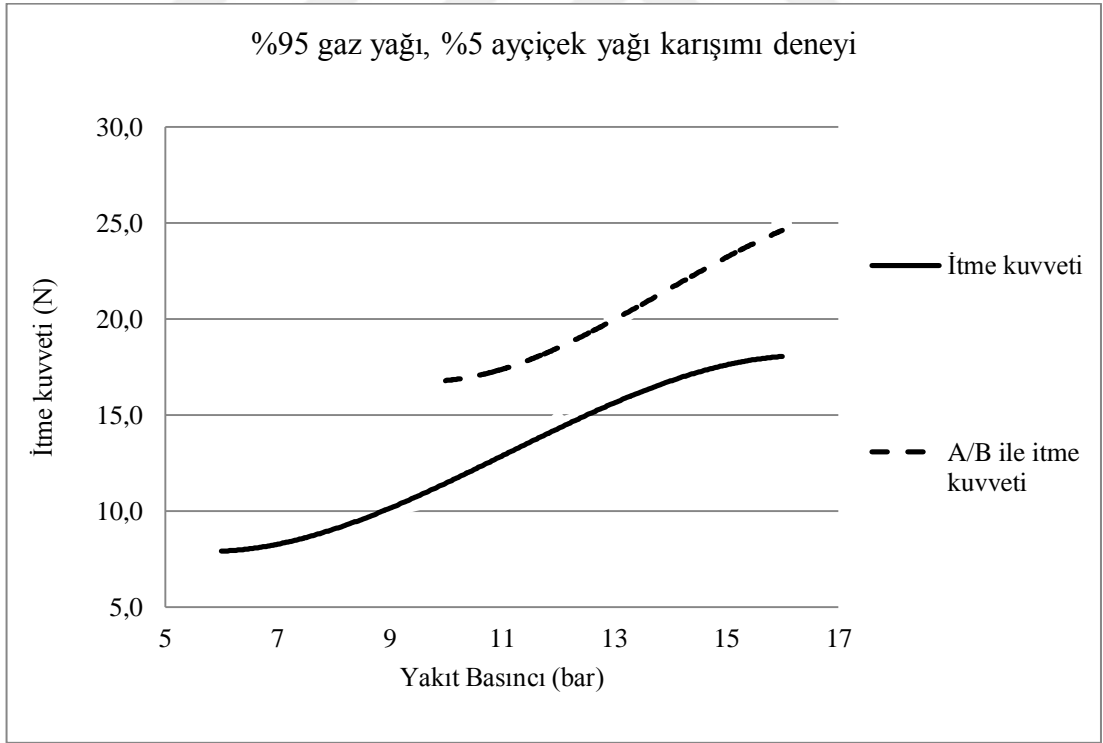
Şekil 4.3. Yakıt basıncına bağlı itme kuvveti değişimi (%80 motorin - %20 ayçiçek yağı).



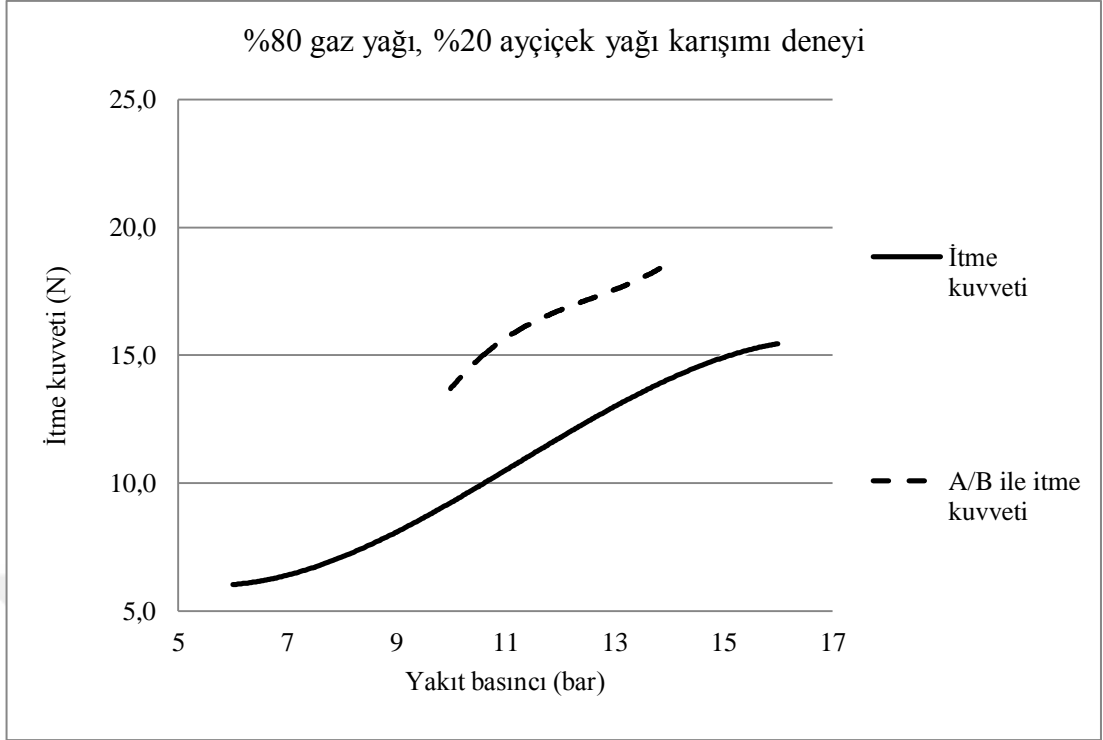
Şekil 4.4. Yakıt basıncına bağlı itme kuvveti değişimi (%50 motorin - %50 ayçiçek yağı).



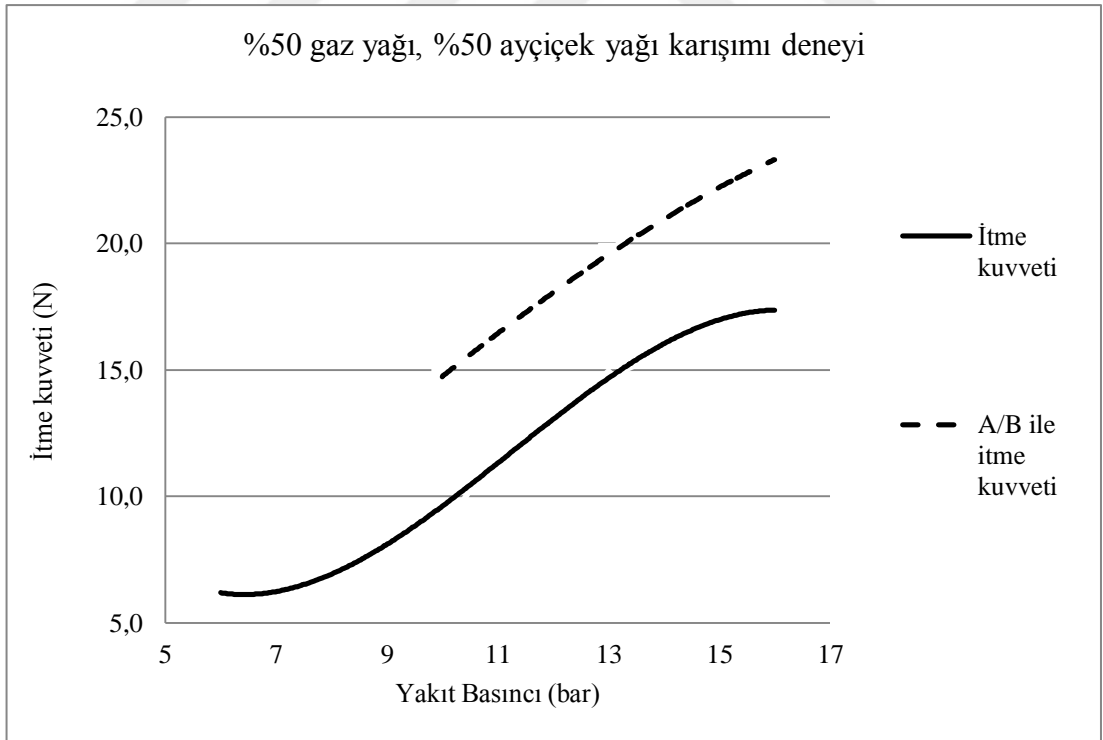
Şekil 4.5. Yakıt basıncına bağlı itme kuvveti değişimi (%100 gaz yağı).



Şekil 4.6. Yakıt basıncına bağlı itme kuvveti değişimi (%95 gaz yağı - %5 ayçiçek yağı).



Şekil 4.7. Yakıt basıncına bağlı itme kuvveti değişimi (%80 gaz yağı - %20 ayçiçek yağı).



Şekil 4.8. Yakıt basıncına bağlı itme kuvveti değişimi (%50 gaz yağı - %50 ayçiçek yağı).

Gaz yağı yakıtı ile yapılan deney sonuçlarına göre motorin yakıtına göre daha az itme kuvveti elde edildiği görülmüştür. Gaz yağının yoğunluğu, motorin ve ayçiçek yağına göre daha az olduğu için yakıt pompası en yüksek 16 bar basınçta yakıt pompalamıştır.

Gaz yağı ve ayçiçek yağı karışımı ile yapılan deneylerde, motorin yakıtı ile yapılan deneylerin aksine, yakıtın içerisindeki ayçiçek yağı oranı arttıkça itme kuvveti azalmıştır. Gaz yağı ile yapılan deneylerde, en yüksek itme kuvveti %100 gaz yağı yakıtı ile elde edilmiştir. En yüksek itme kuvveti 19,6 N'dur. A/B sistemi devrede iken en yüksek itme kuvveti, 24,5 N olarak ölçülmüştür. %100 GY ve %5AY-%95GY karışımı yakıtlarda A/B sistemi devrede iken aynı itme kuvveti elde edilmiştir.

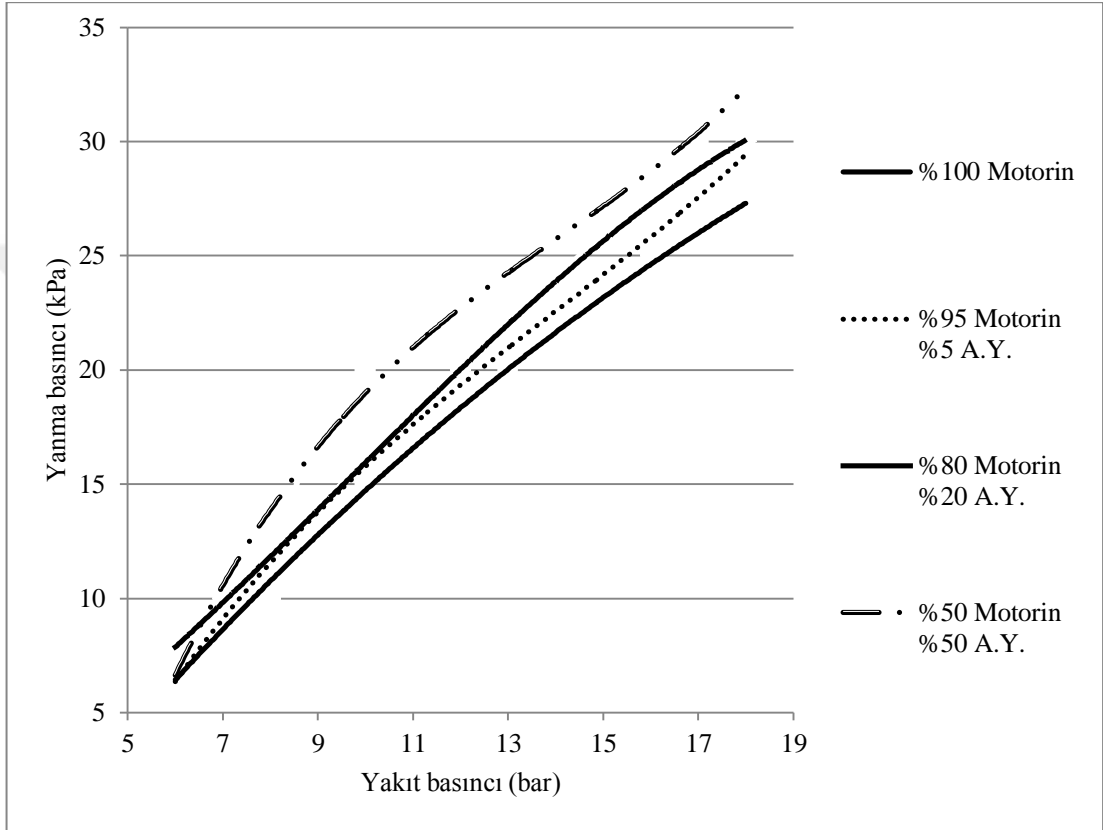
#### 4.2. Yanma Basıncı

Yanma basıncı, yanma odası üzerine bağlanan manometre yardımı ile ölçülmüştür. Yakıt basıncına bağlı olarak yanma basıncındaki değişim incelenmiştir.

Tablo 4.4. Motorin ve ayçiçek yağı karışımı ile yapılan deneylere ait yanma basıncı değerleri.

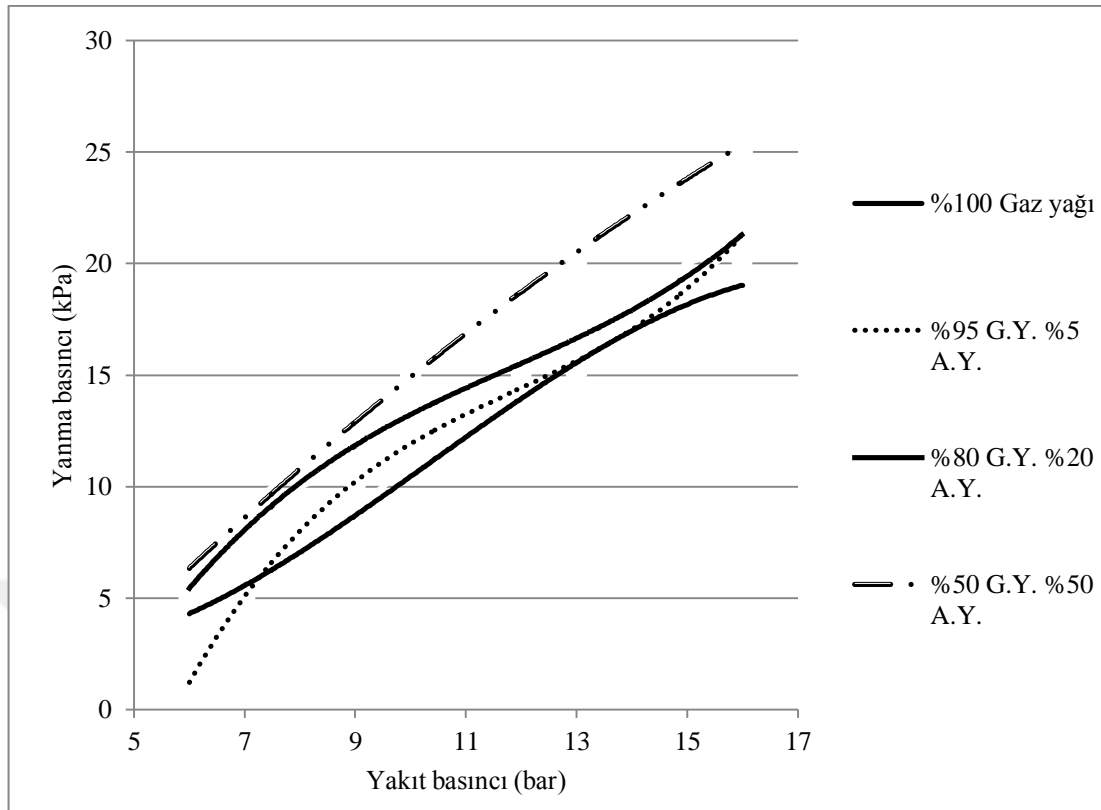
Yakıt Basıncı (bar)	Yanma basıncı değerleri (kPa)							
	100% Motorin	%5 A.Y. %95 Motorin	%20 A.Y. %80 Motorin	%50 A.Y. %50 Motorin	100% Gaz Yağı	%5 A.Y. %95 Gaz Yağı	%20 A.Y. %80 Gaz Yağı	%50 A.Y. %50 Gaz Yağı
6	6	6	8	8	5	5	5	6
7	9	10	10	10	5	5	9	9
8	11	11	11	10	6	9	10	11
9	13	14	14	19	9	10	11	13
10	15	16	16	20	11	11	14	15
11	16	16	19	21	12	14	14	16
12	18	20	20	23	15	14	16	19
13	20	21	21	24	16	15	16	20
14	21	24	24	26	16	18	18	23
15	24	24	26	27	17	19	20	24
16	25	25	27	28	20	21	21	25
17	26	27	29	30				
18	27	30	30	33				

Yanma basıncı, sekiz farklı deneyde, yakıt basıncına bağlı olarak artmıştır. Ayrıca hem gaz yağı hem de motorin karışımları deneylerinde, yakıt içerisindeki ayçiçek yağı oranı arttıkça yakıt basıncı da artmıştır. En yüksek yanma basıncı %50-%50 ayçiçek yağı motorin yakıtı deneyinde elde edilmiştir. En yüksek yanma basıncı, 18 bar yakıt basıncında 33 kPa olarak ölçülmüştür.



Şekil 4.9. Motorin ve ayçiçek yağı karışımları için yakıt basıncına bağlı yanma basıncı değişimleri grafiği.





Şekil 4.10. Gaz yağı ve ayçiçek yağı karışımları için yakıt basıncına bağlı yanma basıncı değişimleri grafiği.

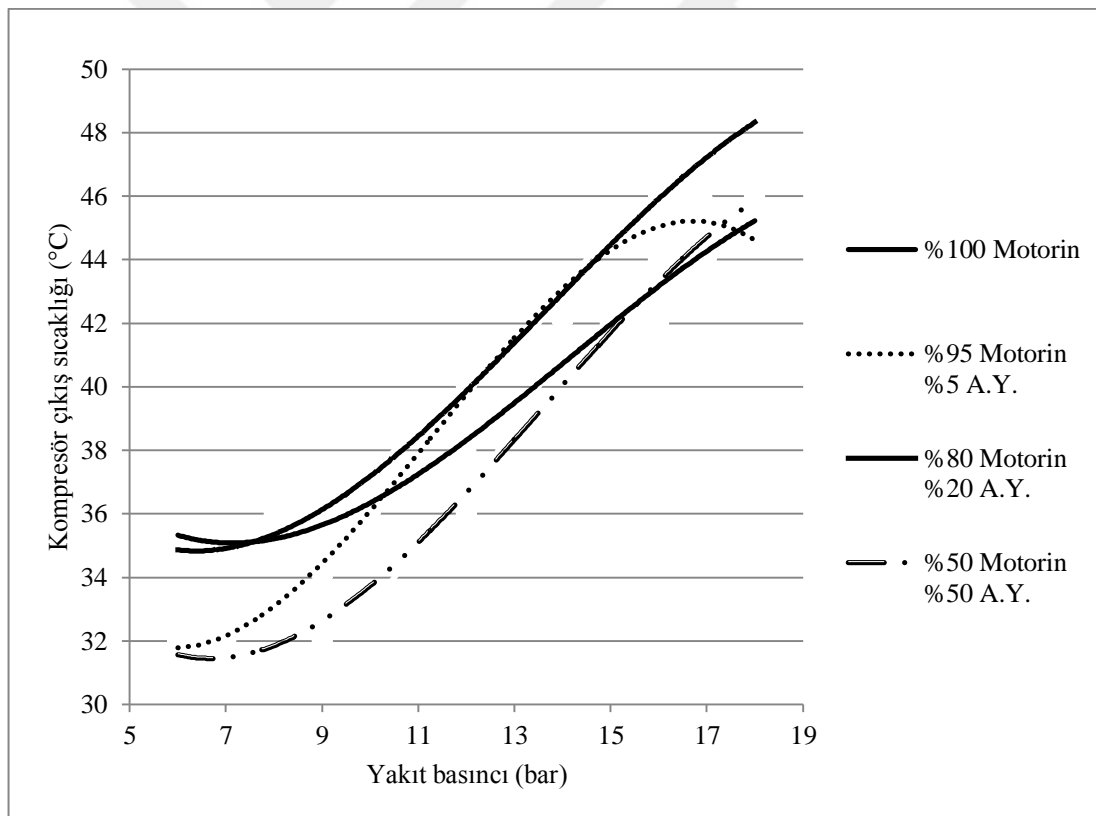
### 4.3. Kompresör Giriş ve Çıkış Sıcaklıkları

Tablo 4.5. Motorin yakıtı ile yapılan deneylere ait kompresör giriş-çıkış sıcaklık değerleri.

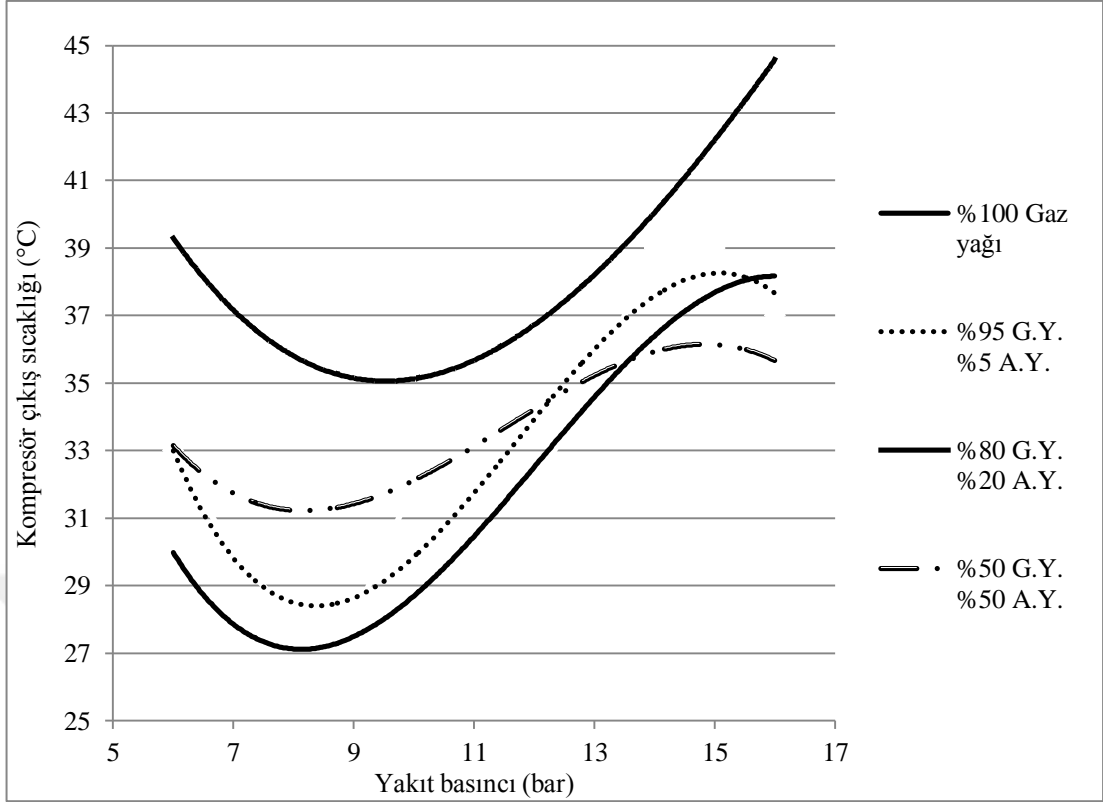
Yakıt Basıncı (bar)	Kompresör Giriş Sıcaklığı °C				Kompresör Çıkış Sıcaklığı °C			
	100% Motorin	%5 A.Y. %95 Motorin	%20 A.Y. %80 Motorin	%50 A.Y. %50 Motorin	100% Motorin	%5 A.Y. %95 Motorin	%20 A.Y. %80 Motorin	%50 A.Y. %50 Motorin
6	25	22	23	23	35	32	35	31
7	25	25	24	23	35	32	35	32
8	25	26	26	23	36	33	35	33
9	25	26	28	23	36	34	36	32
10	25	25	27	23	36	36	37	33
11	25	28	25	23	37	39	39	35
12	26	28	25	23	38	40	40	36
13	26	28	26	24	39	41	41	39
14	26	28	27	25	41	42	43	41
15	26	28	28	25	42	45	45	42
16	26	26	26	25	44	46	46	42
17	26	25	27	25	44	44	46	45
18	26	24	26	25	45	45	49	46

Tablo 4.6. Gaz yağı ile yapılan deneylere ait kompresör giriş-çıkış sıcaklık değerleri.

Yakıt Basıncı (bar)	Kompresör Giriş Sıcaklığı °C				Kompresör Çıkış Sıcaklığı °C			
	100% G.Y.	%5 A.Y. %95 G.Y.	%20 A.Y. %80 G.Y.	%50 A.Y. %50 G.Y.	100% G.Y.	%5 A.Y. %95 G.Y.	%20 A.Y. %80 G.Y.	%50 A.Y. %50 G.Y.
6	18	17	21	20	30	33	39	33
7	18	16	21	23	28	30	37	32
8	19	16	22	20	27	28	37	31
9	20	17	22	18	27	28	35	32
10	20	22	22	19	29	32	35	32
11	23	19	22	16	31	32	35	32
12	23	21	26	15	33	32	36	35
13	24	22	27	17	33	35	39	35
14	24	26	27	15	37	39	40	37
15	24	17	27	15	38	39	43	35
16	24	18	29	15	38	37	44	36



Şekil 4.11. Motorin ve ayçiçek yağı karışımları için yakıt basıncına bağlı kompresör çıkış sıcaklığı değişimleri grafiği.



Şekil 4.12. Gaz yağı ve ayçiçek yağı karışımları için yanma basıncına bağlı kompresör çıkış sıcaklığı değişimleri grafiği.

Kompresör giriş sıcaklığı, turbojet motorun kompresör girişine bağlanmış NTC sensör ile ölçülmüştür. Kompresör çıkış sıcaklığı ise, kompresör ile yanma odası arasındaki bağlantı borusu üzerine yerleştirilmiş J tipi termokupl ile ölçülmüştür.

Motorin yakıtı ile yapılan deneylerde, kompresör çıkış sıcaklığı, yakıt basıncına bağlı olarak artmıştır. Motorin yakıtı ve ayçiçek yağı karışımı ile yapılan deneylerde kompresör çıkış sıcaklığı doğrusal bir şekilde artış göstermiştir. Ancak gaz yağı yakıtı ile yapılan deneylerde bu artış, motorin yakıtına göre daha azdır.

#### 4.4. Türbin Giriş-Çıkış Sıcaklıkları

Tablo 4.7. Motorin yakıtı ve ayçiçek yağı ile yapılan deneylere ait türbin çıkış sıcaklığı değerleri.

Yakıt Basıncı (bar)	Türbin Giriş Sıcaklığı °C				Türbin Çıkış Sıcaklığı °C			
	100% Motorin	%5 A.Y. %95 Motorin	%20 A.Y. %80 Motorin	%50 A.Y. %50 Motorin	100% Motorin	%5 A.Y. %95 Motorin	%20 A.Y. %80 Motorin	%50 A.Y. %50 Motorin
6	407	376	345	305	519	487	473	506
7	390	373	355	303	519	492	483	505
8	371	382	359	298	513	502	492	516
9	359	362	363	312	513	500	499	498
10	355	360	356	314	511	503	499	498
11	354	361	351	334	517	509	513	506
12	356	350	350	320	513	504	510	510
13	356	344	341	316	518	503	518	504
14	354	348	339	319	519	512	522	503
15	351	340	348	314	514	513	521	506
16	350	339	332	324	512	518	513	509
17	359	331	338	328	515	512	518	516
18	359	336	340	324	525	516	525	518

Tablo 4.8. Gaz yağı ve ayçiçek yağı ile yapılan deneylere ait türbin çıkış sıcaklığı değerleri

Yakıt Basıncı (bar)	Türbin Giriş Sıcaklığı °C				Türbin Çıkış Sıcaklığı °C			
	100% G.Y.	%5 A.Y. %95 G.Y.	%20 A.Y. %80 G.Y.	%50 A.Y. %50 G.Y.	100% G.Y.	%5 A.Y. %95 G.Y.	%20 A.Y. %80 G.Y.	%50 A.Y. %50 G.Y.
6	324	345	330	326	445	464	457	466
7	350	341	335	330	464	468	465	478
8	354	336	338	326	479	473	474	485
9	349	331	322	327	485	476	475	487
10	334	311	318	323	489	478	477	491
11	339	306	318	316	502	482	493	493
12	330	304	312	313	505	489	494	494
13	314	308	311	313	494	488	501	495
14	317	302	312	305	499	486	501	493
15	312	289	308	303	494	480	500	491
16	316	300	301	308	495	484	501	497

Turbojet motorunun, türbin giriş ve çıkışına K tipi termokupl yerleştirilmiş ve sıcaklık ölçümü yapılmıştır.

Motorin yakıtı ile yapılan deneylerde yakıt basıncı arttıkça türbin giriş sıcaklığı azalmıştır. %5 ve %20'lik A.Y. karışımlarında da benzer şekilde türbin giriş sıcaklığın azalmıştır. %50 A.Y. ve %50 motorin yakıtı ile yapılan deney sonucuna göre türbin giriş sıcaklığı değeri artmıştır. En yüksek türbin giriş sıcaklığı, 6 bar yakıt basıncında, 407 °C olarak ölçülmüştür. Düşük yakıt basıncında, ayçiçek yağı oranı arttıkça türbin giriş sıcaklığı azalmıştır.

Gaz yağı ile yapılan deneylerde yakıt basıncı arttıkça türbin giriş sıcaklığı azalmıştır. Gaz yağı içerisine karıştırılan, ayçiçek yağı oranının artması türbin giriş sıcaklığını etkilememiştir. Gaz yağı ile yapılan deneylerde en yüksek türbin giriş sıcaklığı, 8 bar yakıt basıncında, 354 °C olarak ölçülmüştür.

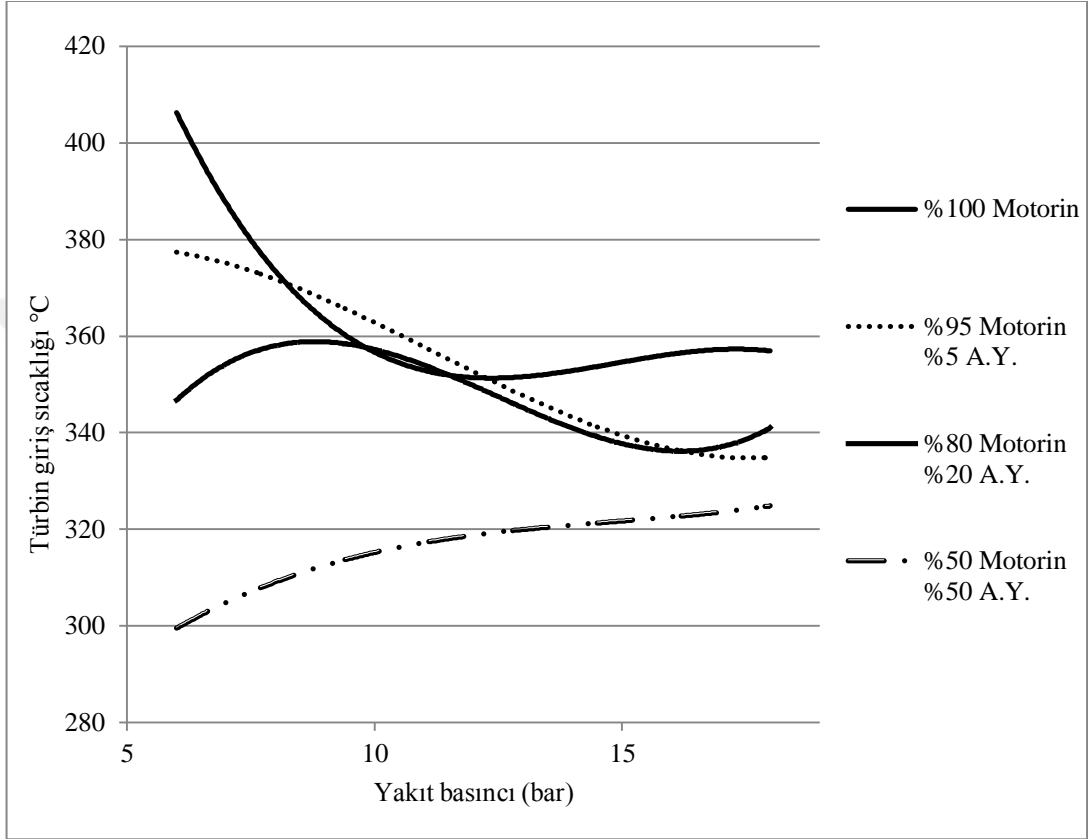
Yapılan motorin yakıtı deneylerinde en yüksek türbin çıkış sıcaklığı, 18 bar yakıt basıncında 525 °C olarak ölçülmüştür. Turbojet motoru ile yapılan tüm deneylerde, ölçülen en yüksek sıcaklık değeri 525 °C'dir. Motorin ve gaz yağı deneylerinde yakıt basıncı arttıkça, türbin çıkış sıcaklığı da artmıştır. Gaz yağı ve ayçiçek yağı ile yapılan deneylerde en yüksek türbin çıkış sıcaklığı 505 °C olarak ölçülmüştür.

Aras (2012), yaptığı deneylerde türbin giriş sıcaklığını 892 °C – 1180 °C arasında ölçmüştür. Türbin çıkış sıcaklığını ise 637 °C – 663 °C arasında ölçmüştür.

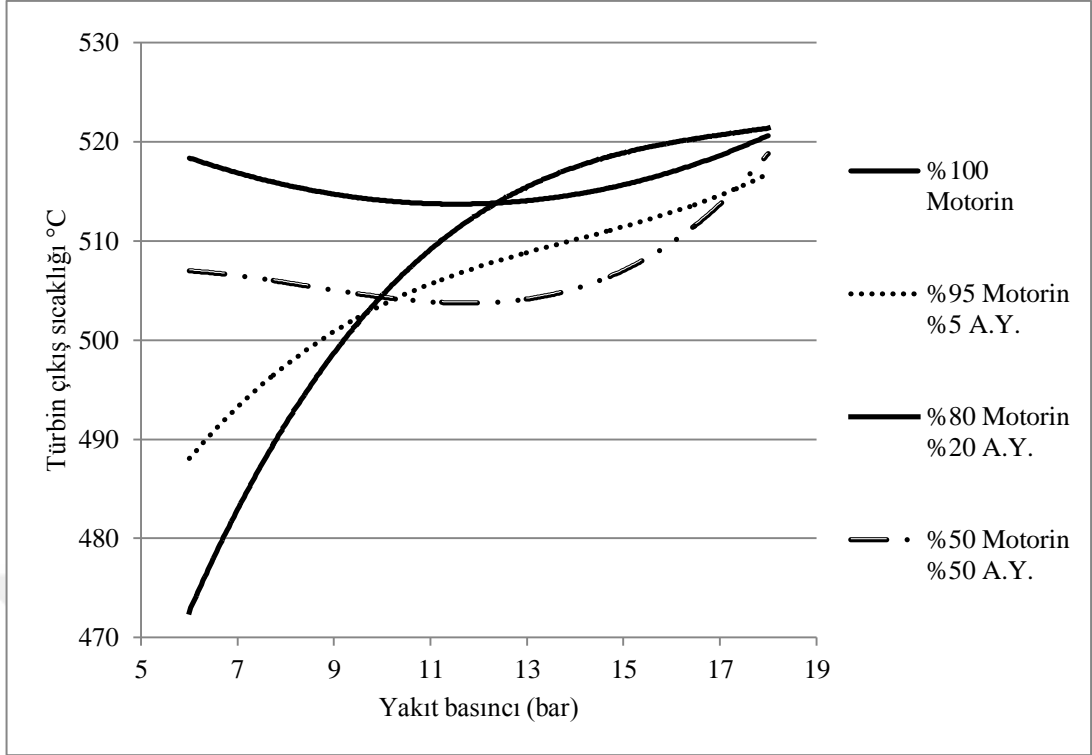
Güzelkök (2008), LPG yakıtı ile yaptığı deneylerde harici saf oksijen ilavesiyle türbin giriş sıcaklığını 630 °C - 870 °C arasında ölçmüştür. Türbin çıkış sıcaklığını ise 621°C – 850 °C arasında ölçmüştür.

Yapılan bu çalışmada ise, tüm deneyler incelendiğinde, türbin giriş sıcaklıkları 289 °C – 407 °C arasında ölçülmüştür. Türbin çıkış sıcaklığı ise 445 °C – 525 °C arasında ölçülmüştür. Yapılan diğer deneysel çalışmalarda türbin giriş ve çıkış sıcaklıkları yüksek ölçülmüştür. Bu çalışmada ise türbin giriş ve çıkış sıcaklıklarının düşük çıkması, yanma odasındaki bypass boşluğunun yeterli olduğunu göstermektedir. Uzun süreli çalışmada türbin kanatçıkları dengeli bir şekilde

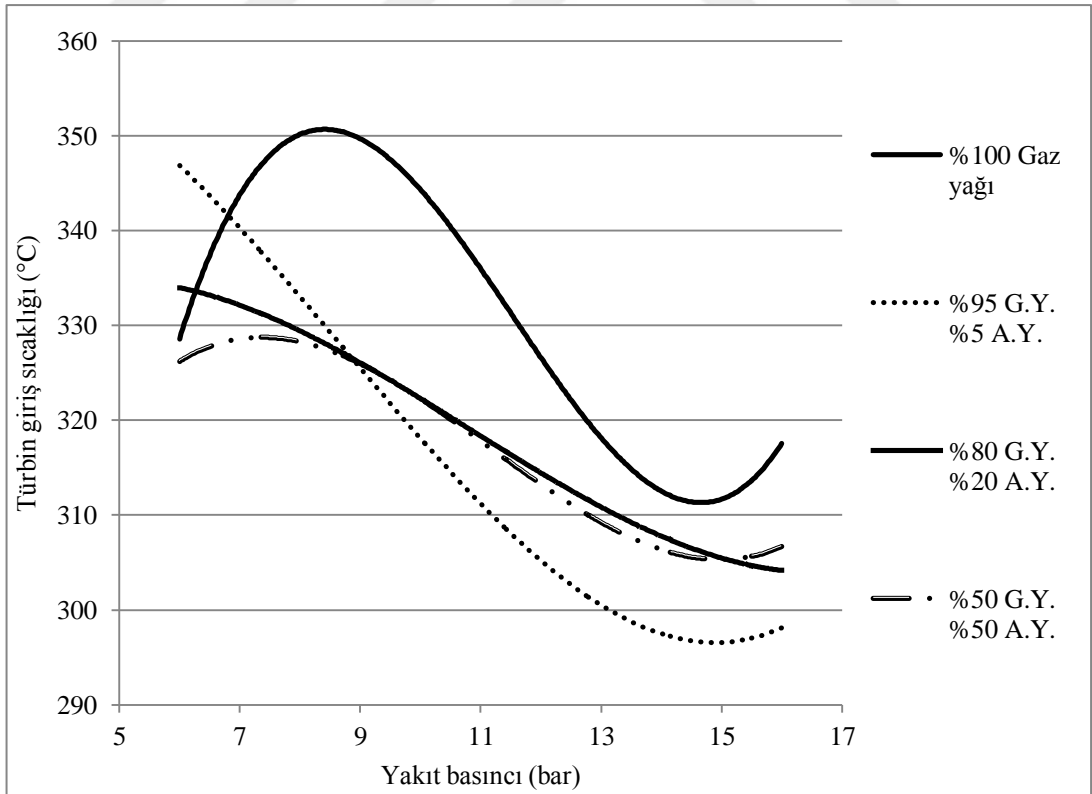
soğutulacağından dolayı turbo şarj ünitesi sorunsuz bir şekilde çalışmaya devam edebilecektir. Özellikle türbin giriş sıcaklığının yüksek seviyede olması türbin kanatçıklarının erimesine ve hasar almasına neden olabilir. Bu sebeple sistemin yüksek sıcaklıklara çıkmaması önem arz etmektedir.



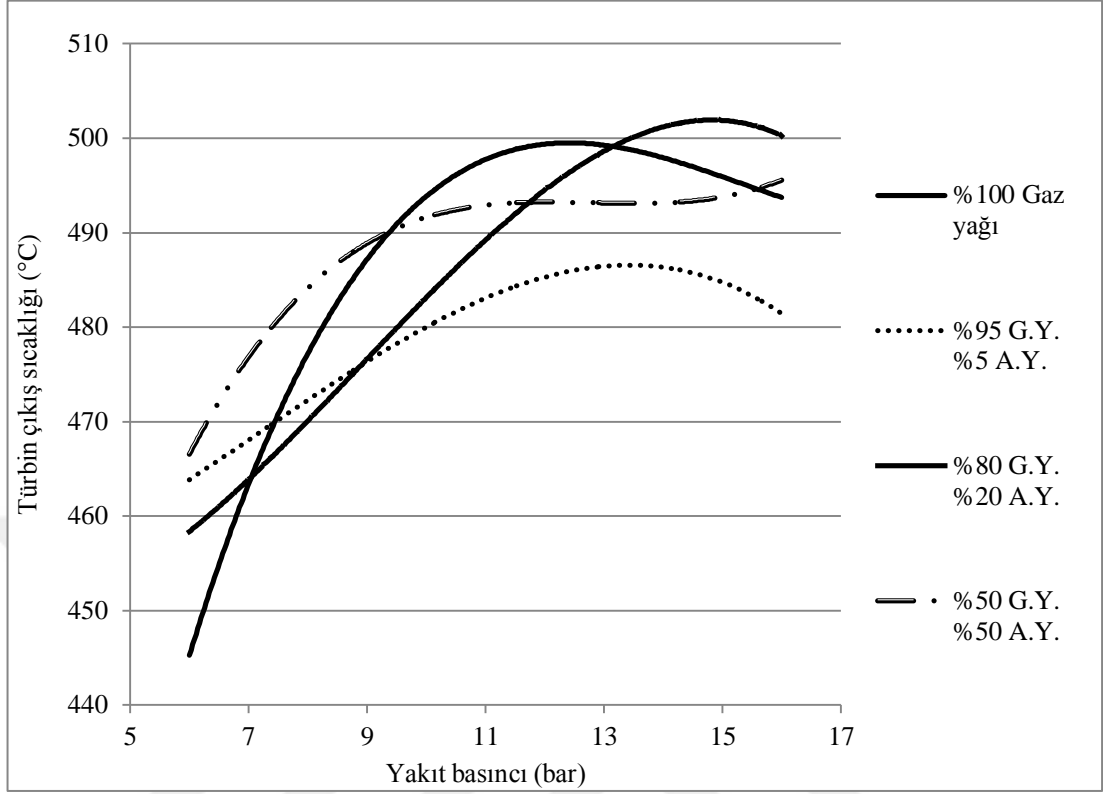
Şekil 4.13. Motorin ve ayçiçek yağı karışımları için yakıt basıncına bağlı türbin giriş sıcaklığı değişimleri grafiği.



Şekil 4.14. Motorin ve ayçiçek yağı karışımları için yakıt basıncına bağlı türbin çıkış sıcaklığı değişimleri grafiği.



Şekil 4.15. Gaz yağı ve ayçiçek yağı karışımları için yakıt basıncına bağlı türbin giriş sıcaklığı değişimleri grafiği.



Şekil 4.16. Gaz yağı ve ayçiçek yağı karışımları için yakıt basıncına bağlı olarak türbin çıkış sıcaklığı değişimleri grafiği.



## BÖLÜM 5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu çalışmada, dizel motorda kullanılan turbo şarj ünitesi kullanılarak, sıvı yakıtlar ile çalışabilecek model turbojet motoru imalatı yapılmıştır. Brayton çevrimine göre çalışan model turbojet motoru, 8 farklı sıvı yakıt ile çalıştırılarak, itme kuvveti, yanma basıncı, kompresör giriş-çıkış sıcaklığı ve türbin giriş-çıkış sıcaklığı değerleri incelenmiştir. Turbojet motor ile yapılan deneylerde aşağıdaki veriler elde edilmiştir.

Yanma odası tasarımı, turbo şarj ünitesinin kompresör giriş çapına göre imal edilmiştir. Projede kullanılan turbo şarj ünitesi Mitsubishi marka, 2977 cc hacimli motora sahip bir kamyonette kullanılmaktadır. Turbojet motorda daha büyük hacme sahip turbo şarj ünitesi kullanılması durumunda daha fazla itme kuvveti elde edilebilir.

Bu çalışmada, sıvı yakıtla çalışabilen bir turbojet motoru imal edilmiştir. Bunun için sıvı yakıtla çalışan brülör sistemlerinde kullanılan ateşleme ve yakıt sistemi örnek alınarak imalat yapılmıştır. Turbojet motor motorin, motorin ile ayçiçek yağı karışımı, gaz yağı, gaz yağı ile ayçiçek yağı karışımı ile başarı ile çalıştırılmıştır. 8 farklı yakıt ile yapılan deneylerin hepsinde itme kuvveti elde edilmiştir.

Yapılan deney sonuçlarına göre yakıt basıncı 18 bar, yanma basıncı 33 kPa, kompresör giriş sıcaklığı 25 °C, kompresör çıkış sıcaklığı 46 °C, türbin giriş sıcaklığı 305 °C, türbin çıkış sıcaklığı 518 °C iken, ölçülen en yüksek itme kuvveti 28,4 N, A/B ile ölçülen en yüksek itme kuvveti ise 35,3 N'dur. Bu itme kuvveti %50 motorin %50 ayçiçek yağı karışımı ile yapılan deneyde elde edilmiştir. 2,75 gph kapasiteli enjektör ile yapılan deney sonuçlarına göre, püskürtülen yakıt basıncı arttıkça itme kuvveti de artmaktadır.

Turbojet motordan ilave güç elde edebilmek için ikincil yanma sistemi (A/B) eklenmiştir. A/B sistemi başarı ile çalıştırılmış ve turbojet motordan ilave itme kuvveti elde edilmiştir. A/B sistemi ile birlikte en yüksek itme kuvveti 35,3 N'dur. Tüm deneyler incelendiğinde itme kuvvetinde ortalama %31 oranında artış sağlanmıştır. A/B sisteminde, turbojet motorda bulunan enjektör kapasitesinin 2 katı daha büyük kapasitede enjektör kullanılmıştır. A/B sisteminde toplam 5,5 gph kapasiteli iki adet brülör memesi kullanılmıştır. Daha düşük kapasitedeki enjektörler ile yapılan deneylerde başarı sağlanamamıştır. Tek kademeli egzoz sisteminde ikincil yanma sağlanamadığı için, turbojet motorda iki kademeli egzoz sistemi kullanılmıştır.

A/B sistemi turbojet motoru 10 bar üzeri yakıt basıncında çalışırken devreye alınmıştır. Bazı yakıt basıncı denemelerinde A/B sistemi çalışmamıştır.

En yüksek yanma basıncı %50 motorin %50 ayçiçek yağı karışımında elde edilmiştir. En yüksek yanma basıncı 33 kPa'dır. En yüksek türbin giriş sıcaklığı %100 motorin yakıtı deneyinde 407 °C olarak ölçülmüştür. En yüksek türbin çıkış sıcaklığı ise motorin ve %20 A.Y. ile %80 motorin yakıtı karışımı ile elde edilmiştir. En yüksek türbin çıkış sıcaklığı 525 °C'dir. Yapılan deneylere göre yakıt basıncı arttıkça, kompresör giriş sıcaklığı da artmaktadır.

Tüm yakıt deneylerinde, türbin giriş sıcaklığı 289 °C – 407 °C arasında ölçülmüştür. Türbin çıkış sıcaklığı ise 445 °C – 525 °C arasında ölçülmüştür.

Sekiz farklı yakıt ile yapılan deneylerde, turbojet motoru türbin giriş sıcaklığı ortalama 333 °C, türbin çıkış sıcaklığı ise ortalama 497 °C'dir. Motorin ile yapılan deneylerde turbojet motoru, gaz yağı yakıtına göre daha yüksek sıcaklıklara ulaşmıştır.

Tüm deneylerde yanma basıncı 1 kPa – 33 kPa arasında ölçülmüştür. Kompresör çıkış sıcaklığı ise 27 °C – 49 °C arasında ölçülmüştür.

Turbojet motorunun ilk çalışması basınçlı hava ile yapılmıştır. Soğuk çalışmada, hava yakıt karışımı iyi olmadığından dolayı, turbojet motoru, sıcak çalışmaya göre daha geç çalışmıştır. Soğuk çalışma sırasında püskürtülen yakıtın tamamı yanmadığı için, türbin kısmından yakıt damlamasına neden olmuştur.

Bu çalışmanın geliştirilebilmesi için ve turbojet motordan farklı şekilde faydalanmak için şunlar yapılabilir;

- Daha fazla itme kuvveti elde edebilmek için, daha büyük turbo şarj ünitesi kullanılabilir.
- Turbojet motorda, soğuk çalışma olayını kolaylaştırabilmek için, yanma odasına, yakıtı daha iyi atomize edecek, düşük kapasiteli bir enjektör ile yakıt püskürtülebilir. Turbojet motoru çalışmaya başladığı anda bu enjektörden yakıt kesilip ana enjektörden yakıt püskürtülebilir. Yanmanın daha iyi olması için ana enjektör üzerine yakıt buharlaştırıcı bir sistem uygulaması yapılabilir.
- İlk çalışma esnasında, soğuk yağ, turbo şarj ünitesinin dönmesini yavaşlatmaktadır. Bu sorun yağlama sistemine ön ısıtıcı takılarak çözülebilir.
- Sistem üzerindeki elektrikli tüm ekipmanlar 220 V şebeke voltajı ile çalışmaktadır. Turbojet motorunun ağırlığını azaltmak ve bağımsız hareket alanı sağlamak için, sistem 12 V'luk akü ile çalışır hale getirilebilir.
- İtme kuvvetini arttırmak için, enjektör kapasitelerini arttırıp deneyler yapılabilir. Farklı lüle açısına sahip egzoz nozulu kullanarak itme kuvvetindeki değişimler incelenebilir.
- Turbojet motoru ve A/B sistemi çalışırken sarf edilen yakıt miktarı ölçülebilir. Kompresör girişine hava debimetresi bağlanarak, yanma odasına alınan hava miktarı ölçülebilir.
- A/B sistemini geliştirmek için, daha fazla enjektör ile yakıt püskürterek itme kuvvetinde iyileştirmeler yapılabilir.
- Turbojet motorda yanma sonrasında türbin kısmında, temiz hava ve egzoz gazları birbirine karışmaktadır. Bu projedeki A/B sistemi, bu gazların birbirine karışmasına rağmen çalışmıştır. Ticari amaçla üretilen jet

motorlarında A/B sistemine temiz hava girişi sağlamak için bypass kanalları bulunmaktadır. Turbojet motoru yanma odasından, A/B sistemine bir miktar temiz hava girişi sağlayarak itme kuvvetindeki değişim incelenebilir.

- Ateşleme sisteminde kullanılan bujiler yanma odasının üstünde bulunmaktadır. Bujiler yanma odasının çıkış kısmına yerleştirilerek, daha kolay ilk ateşleme sağlanabilir.
- Turbojet motorun egzoz kısmına şaft sistemi tasarlayarak, bir milin dönmesi sağlanabilir. Bu şaft çıkışından alternatör ile elektrik üretilebilir. Egzoz çıkışına ikinci bir turbo şarj ünitesi bağlanabilir. Egzoz borusu çıkışına bağlanan turbo şarj ünitesinin, kompresör kanadı çıkarılarak, şaft ya da kaplin ile başka bir sisteme bağlantı yapılabilir.

## KAYNAKLAR

- [1] <http://powerturbine.blogspot.com.tr/2009/01/gas-turbines-in-vehicles-1950-rover.html>, Erişim Tarihi: 13.03.2018.
- [2] Güzelkök, R., Model bir jet motorunun yapılması ve test edilmesi. Gazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Eğitimi Bölümü, Yüksek Lisans Tezi, 2008.
- [3] Aras, M.M., Model bir jet motorun yapımı ve farklı sıvı yakıtlarla test edilmesi, Sakarya Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Eğitimi Bölümü, Yüksek Lisans Tezi, 2012.
- [4] Gutiérrez J., Galán C.A., Suárez R., Álvarez-Murillo A., González J.F., Biofuels from cardoon pyrolysis: Extraction and application of biokerosene/kerosene mixtures in a self-manufactured jet engine, Energy Conversion and Management, Elsevier, Volume 157, 246–256, 2018.
- [5] Küçük H., Bir turbojet motorunun performansının incelenmesi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği Bölümü, Yüksek Lisans Tezi, 1995.
- [6] <http://www.aircav.com/histturb.html>, Erişim Tarihi: 14.02.2018.
- [7] [http://www.museoscienza.org/approfondimenti/documenti/campini\\_caproni/](http://www.museoscienza.org/approfondimenti/documenti/campini_caproni/), Erişim Tarihi: 15.02.2018.
- [8] <http://www.wehrmacht-history.com/luftwaffe/prototypes/heinkel-he-118-prototype.htm>, Erişim Tarihi: 15.02.2018.
- [9] <http://erhandilaver.blogspot.com.tr/2014/12/ramjet-motoru.html>, Erişim Tarihi: 15.02.2018.
- [10] <https://www.muhendisbeyinler.net/mach-sayisi-ve-supersonik-ucus/>, Erişim Tarihi: 15.02.2018.

- [11] Çengel A. Y., Boles A. M., Mühendislik Yaklaşımıyla Termodinamik, SI Birimleri İle Yedinci Baskı, Çeviri Editörü: Pınarbaşı A., Uyarlayan: Kanoğlu M., Palme Yayıncılık, Ankara, 2013.
- [12] Çetinkaya S., Gaz Türbinleri, Nobel Yayın Dağıtım, 2. Baskı, Ankara, 3-7, 123-160, 1999.
- [13] Karakoç T. H., Gaz Türbinli Motorların Yakıt Sistemleri, T.C Anadolu Üniversitesi Yayınları; No 984, Eskişehir, 9-17, 2008.
- [14] <http://de.academic.ru/dic.nsf/dewiki/1419040.>, Erişim Tarihi: 16.02.2018.
- [15] Claire S., Gas Turbines - A Handbook of Air, Land and Sea Applications, 2. Edition, Elsevier, 2015.
- [16] <http://www.aerospaceweb.org/question/propulsion/q0033.shtml>, Erişim Tarihi: 17.02.2018.
- [17] MEGEP (Mesleki Eğitim Ve Öğretim Sisteminin Güçlendirilmesi Projesi), Uçak Bakım, Motor Kısımları, Ankara, 2012, [http://www.megep.meb.gov.tr/mte\\_program\\_modul/moduller\\_pdf/Motor%20K%C4%B1s%C4%B1mlar%C4%B1.pdf](http://www.megep.meb.gov.tr/mte_program_modul/moduller_pdf/Motor%20K%C4%B1s%C4%B1mlar%C4%B1.pdf), Erişim Tarihi: 20.02.2018.
- [18] Bulut H., Harran Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, Çözümlü Termodinamik Problemleri, Şanlıurfa, 2017, <http://eng.harran.edu.tr/~hbulut/TermodinamikHB.pdf>, Erişim Tarihi: 20.02.2018.
- [19] [http://www.wikiwand.com/en/Combustion\\_chamber](http://www.wikiwand.com/en/Combustion_chamber), Erişim Tarihi: 21.02.2018.
- [20] MEGEP (Mesleki Eğitim Ve Öğretim Sisteminin Güçlendirilmesi Projesi), Uçak Bakım, Termodinamik Hesaplamalar, [http://www.megep.meb.gov.tr/mte\\_program\\_modul/moduller\\_pdf/Termodinamik%20Hesaplamalar.pdf](http://www.megep.meb.gov.tr/mte_program_modul/moduller_pdf/Termodinamik%20Hesaplamalar.pdf), Erişim Tarihi: 19.02.2018.
- [21] <http://www.sfu.ca/~mbahrami/ENSC%20461/Notes/JetPropulsion%20Cycle.pdf>, Erişim Tarihi: 10.03.2018.
- [22] MEGEP (Mesleki Eğitim Ve Öğretim Sisteminin Güçlendirilmesi Projesi), Motorlu Araçlar Teknolojisi, Otomotiv Elektromekanik Teknolojisi, Dizel Motorları Yakıt Sistemleri, Ankara, 2012, [http://megep.meb.gov.tr/mte\\_program\\_modul/moduller\\_pdf/Dizel%20Motorlar%C4%B1%20Yak%C4%B1t%20Sistemleri%20\(Motorlu%20Ara%C3%A7lar\).pdf](http://megep.meb.gov.tr/mte_program_modul/moduller_pdf/Dizel%20Motorlar%C4%B1%20Yak%C4%B1t%20Sistemleri%20(Motorlu%20Ara%C3%A7lar).pdf), Erişim Tarihi: 21.02.2018.

- [23] <https://www.turbobygarrett.com/turbobygarrett/basic>, Erişim Tarihi: 21.02.2018.
- [24] [http://www.turboakden.com/web\\_15009\\_1/entitialfocus.aspx?primary\\_id=1322&type=373&target=categorial1&detail=single&sp\\_table=&sp\\_primary=&sp\\_table\\_extra=&openfrom=sortial](http://www.turboakden.com/web_15009_1/entitialfocus.aspx?primary_id=1322&type=373&target=categorial1&detail=single&sp_table=&sp_primary=&sp_table_extra=&openfrom=sortial), Erişim Tarihi: 21.02.2018.
- [25] [http://www.not2fast.com/turbo/glossary/turbo\\_glossary.shtml](http://www.not2fast.com/turbo/glossary/turbo_glossary.shtml), Erişim Tarihi: 26.01.2018.
- [26] [http://www.rcdon.com/html/gr-1\\_turbojet\\_project\\_3\\_8\\_04.html](http://www.rcdon.com/html/gr-1_turbojet_project_3_8_04.html), Erişim Tarihi: 10.11.2017.
- [27] <http://www.nuclearprojects.com/jetspecs/>, Erişim Tarihi: 26.01.2018.
- [28] [http://heating.danfoss.com/PCMPDF/BFP20-21\\_BDDAG302.pdf](http://heating.danfoss.com/PCMPDF/BFP20-21_BDDAG302.pdf), Erişim Tarihi: 28.01.2018.
- [29] Utku S., Biyodizel ve motorin karışımlarının yakıt kalitesi özelliklerinin iyileştirilmesi, Karabük Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Eğitimi, Yüksek Lisans Tezi, 2009.
- [30] <http://www.tupras.com.tr/uploads/Urunler/403.pdf>, Erişim Tarihi: 10.03.2018.
- [31] <https://ingoeoils.co.uk/kerosene/>, Erişim Tarihi: 10.03.2018.
- [32] [http://www.tupras.com.tr/uploads/Urunler2/GAZYAGI\\_350.pdf](http://www.tupras.com.tr/uploads/Urunler2/GAZYAGI_350.pdf), Erişim Tarihi: 10.03.2018.
- [33] [http://bysd.org.tr/uploads/dosyalar/bitkisel\\_yaglar.pdf](http://bysd.org.tr/uploads/dosyalar/bitkisel_yaglar.pdf), Erişim Tarihi: 10.03.2018.

## ÖZGEÇMİŞ

Sercan BAYRAK 02.04.1987'de Kocaeli'de doğdu. 2004 yılında, Kocaeli Endüstri Meslek Lisesi Bilgisayar Bölümü'nden birincilik, okul genelinde üçüncülük derecesi ile mezun oldu. 2005 yılında Sakarya Üniversitesi Otomotiv Öğretmenliği Bölümü'ne başladı. 2009 yılında Otomotiv Öğretmenliği Bölümü'nden birincilik ile mezun oldu. 2009 yılında Leonardo Da Vinci Projesi kapsamında İngiltere'nin Portsmouth şehrindeki Spinnaker College'de otuz beş günlük İngilizce eğitimi aldı. Lise öğrenimi sırasında Brisa Bridgestone Sabancı A.Ş. fabrikası ihracat bölümünde, dokuz ay boyunca ücretli stajyerlik yaptı. Üniversite öğrenimi sırasında toplam altmış gün boyunca Hyundai Assan Otomotiv Sanayi A.Ş. fabrikası ve Fertan Plaza Hyundai yetkili servisinde stajyerlik yaptı. 2005 – 2008 yılları arasında Meta Elektrik Elektronik Ltd. Şti. bünyesinde, Crown Bevcan, Hyundai Assan, Assan Hanil, Kocaeli İsmetpaşa Stadyumu'nda elektrik ve mekanik bakım elemanı olarak çalıştı. 2012 – 2013 yılları arasında Sandıkçı Otomotiv Kia yetkili servisinde servis danışmanı olarak çalıştı. 2013 – 2017 yılları arasında Solak Otomotiv Scania yetkili servisinde sırasıyla servis danışmanı, garanti uzmanı ve yedek parça şefi görevlerinde çalıştı.