

**T.C.  
SAKARYA ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**MODEL BİR JET MOTORUN YAPIMI VE FARKLI  
SIVI YAKITLARLA TEST EDİLMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Mehmet Murat ARAS**

**Enstitü Anabilim Dalı : MAKİNE EĞİTİMİ**

**Tez Danışmanı : Doç. Dr. Can HAŞİMOĞLU**

**Mayıs 2012**

T.C.  
SAKARYA ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

MODEL BİR JET MOTORUN YAPIMI VE FARKLI  
SIVI YAKITLARLA TEST EDİLMESİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Mehmet Murat ARAS

Enstitü Anabilim Dalı : MAKİNE EĞİTİMİ

Bu tez ~~22.05~~ /2012 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Oybirliği ile kabul edilmiştir.




Doç. Dr. Murat KARABEKTAŞ.

Jüri Başkanı



Doç. Dr. Cem HASIMOĞLU

Üye



Doç. Dr. H. Serhan SOYHAN

Üye

## TEŐEKKÜRLER

Çalışmamın her safhasında ilgi, teővik ve yardımlarını esirgemeyen danışman hocam Doç. Dr. Can HAŐIMOĐLU başta olmak üzere; tüm tez çalışmam boyunca sürekli destekleriyle yanımda olan babam Salih ARAS, annem Fatma ARAS, kardeşim Ercan ARAS ve eşim Halide ARAS' a çok teşekkür ederim. Tezimin yapım aşamasında yardımlarını esirgemeyen çalışma arkadaşlarım Koray ATEŞ, Hakan AKKAYA, Mustafa HASTA, Őemset KAÇMAZ, Tugay KAÇMAZ, Hacı CEYLAN, Levent AĞLAN, Ali ALTUNCU, Recep GÖKOĞLU nezdinde tüm Ford Metinler çalışanlarına ve şirket sahibi Metin KÖSEOĞLU' na teőekkürü bir borç bilirim.

## İÇİNDEKİLER

TEŞEKKÜR.....	ii
İÇİNDEKİLER .....	iii
SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ.....	vi
ŞEKİLLER LİSTESİ .....	vii
TABLolar LİSTESİ.....	xi
ÖZET.....	xii
SUMMARY.....	xii
BÖLÜM 1.	
GİRİŞ.....	1
BÖLÜM 2.	
JET MOTORLARININ ÇALIŞMA PRENSİBİ VE KULLANILAN SİSTEMLER.....	11
2.1. Brayton Çevrimi.....	12
2.2. Turbojet.....	17
2.3. Turbojet Motor Kısımları.....	19
2.4. Turbojet Motor Kısımları ve Görev Tanımı.....	22
2.4.1. Motor girişi.....	22
2.4.2. Kompresör.....	24
2.4.3. Yanma odası.....	25
2.4.3.1. Yanma odası için gerekli özellikler.....	26
2.4.3.2. Yanma işlemi.....	28
2.4.4. Yakıt nozulları.....	29
2.4.4.1. Basit yakıt nozulu (Simplex atomiser).....	30
2.4.4.2. Dupleks yakıt nozulları (Doublex atomiser).....	31
2.4.5. Türbinler.....	31

2.4.6. Egzoz nozulu.....	33
2.5. Jet Motorlarında Kullanılan Yakıtlar.....	35
2.5.1. Jet yakıtından istenilen özellikler.....	36
2.5.1.1 Yakıtın fiziksel özellikleri.....	37
2.5.1.2. Damıtma bölgesi.....	37
2.5.1.3. Buhar basıncı.....	37
2.5.1.4. Alevlenme noktası.....	37
2.5.1.5. Uçuculuk.....	38
2.5.1.6. Viskozite.....	38
2.5.1.7. Yüzey gerilmesi.....	38
2.6. Tepki Prensibi.....	38
<b>BÖLÜM 3.</b>	
<b>AŞIRI DOLDURMA SİSTEMLERİ.....</b>	<b>44</b>
3.1. Turboşarj Sisteminin Yapısı ve Çalışması.....	45
3.2. Turboşarj Sistemi Parçaları.....	46
3.2.1. Türbin.....	47
3.2.2. Kompresör.....	47
3.3. Değişken Geometrlili Turboşarj Sistemi.....	48
3.4. Turboşarj Basınç Kontrol Sistemi.....	49
3.5. Aşırı Doldurma ve Intercooler Sistemi.....	50
3.6. Santrifüj Kompresörler ve Kısımları.....	51
3.7. Kompresör İş ve Basınç Artışı.....	53
3.8. Difüzör.....	54
3.9. Kompresör Performans Haritaları.....	57
3.10. Kompresör ve Türbin A/R Oranı.....	61
<b>BÖLÜM 4.</b>	
<b>MATERYAL VE METOT.....</b>	<b>64</b>
4.1. Turboşarj Ünitesi Seçimi.....	64
4.2. Alev Tüpü ve Yanma Odası Yapımı.....	67
4.2.1. Alev tüpü tasarım ve imalatı.....	67
4.2.2. Yanma odası tasarım ve imalatı.....	73

4.3. Ateşleme ve Yakıt Sistemleri.....	77
4.3.1. Ateşleme sistemi.....	77
4.3.2. Yakıt sistemi.....	79
4.4. Yağlama Sistemi.....	84
4.4.1. Yağ seçimi.....	84
4.4.2. Yağ pompası.....	85
4.5. Test Düzeneği.....	86
4.6. Egzoz Nozulu.....	87
4.7. Model Jet Motoruna İlk Hareketin Verilmesi.....	89
4.8. Sıcaklık Ölçümleri.....	90
BÖLÜM 5.	
ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA.....	92
BÖLÜM 6.	
SONUÇ VE ÖNERİLER.....	106
KAYNAKLAR.....	108
ÖZGEÇMİŞ.....	112

## SİMGELER VE KISALTMALAR

AFR	: Hava akış oranı, kg/dak.
A/R	: Alan/Yarıçap
$C_p$	: Sabit basınçta özgül ısı, J/kg.K
CFM	: Feetküp/Dakika
D	: Çap, m
EGT	: Egzoz gaz sıcaklığı, K
LPG	: Sıvılaştırılmış petrol gazı
M.Ö.	: Milattan önce
m	: Kütle, kg
n	: Devir, d/d
P	: Basınç, Pa
PWM	: Hız kontrol devresi
$q_{giriş}$	: Giriş sıcaklığı, K
$q_{çıkış}$	: Çıkış sıcaklığı, K
$r_p$	: Basınç oranı
SAE	: Otomotiv mühendisleri derneği
S	: Entropi, J/K
T	: Sıcaklık, K
V	: Hacim, m <sup>3</sup>
W	: Watt, J/s
$W_{net}$	: Net iş
$W_{kom}$	: Kompresör işi
$W_{tür}$	: Türbin işi
$\rho$	: Yoğunluk, g/cm <sup>3</sup>
$\alpha$	: Ses hızı
$\eta_B$	: Brayton ısı verim

## ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1.	Newton'un projesi.....	1
Şekil 1.2.	İlk İngiliz jet motorlu uçağı (Gloster-Whittle E 28/39).....	2
Şekil 1.3.	İlk Alman borbardıman uçağı (Heinkel He 118).....	3
Şekil 1.4.	Doğada jet prensibi (Kalamar balığı).....	4
Şekil 1.5.	Aeolipil aygıtı.....	5
Şekil 1.6.	Rumsey'in buharla çalışan teknesi.....	6
Şekil 2.1.	İmpulse (Etki) ve reaksiyon (Tepki) prensipleri.....	11
Şekil 2.2.	Açık sisteme göre çalışan gaz türbini.....	12
Şekil 2.3.	İdeal Brayton çevrimi P-V ve T-S diyagramları.....	13
Şekil 2.4.	İdeal Brayton çevrimi.....	14
Şekil 2.5.	Jet motoru ve pistonlu motorun iş çevrimlerinin karşılaştırılması.	17
Şekil 2.6.	İdeal tepkili çevrim T-S diyagramı.....	18
Şekil 2.7.	Turbojet motor.....	20
Şekil 2.8.	Gaz türbini çalışma prensibini gösteren kesit resim.....	21
Şekil 2.9.	Eksenel kompresör düzeneği.....	22
Şekil 2.10.	Motor hava girişi (F-104G starfighter).....	23
Şekil 2.11.	Kompresör içindeki akış.....	24
Şekil 2.12.	Turbojet motor.....	26
Şekil 2.13.	Yanma işlemi.....	27
Şekil 2.14.	Basit yakıt nozulu.....	30
Şekil 2.15.	Dubleks yakıt nozulu.....	31
Şekil 2.16.	Türbin stator kesit görünüşü.....	32
Şekil 2.17.	Eksenel türbin ve kısımları.....	33
Şekil 2.18.	Nozzle durum göstergesi.....	34
Şekil 2.18.	Nozzle'ın kapalı konumu.....	34
Şekil 2.19.	Temel bir egzoz sistemi.....	34



Şekil 2.20.	Etki (Impulse) ve tepki (Reaksiyon) prensibi.....	39
Şekil 2.21.	Kapalı bir kap içerisinde yanma.....	40
Şekil 2.22.	Jet prensibi.....	41
Şekil 2.23.	Kompresör.....	42
Şekil 2.24.	Turbojet.....	42
Şekil 2.25.	Bir tarafı açık olan kapta yanma (Roket prensibi).....	43
Şekil 3.1.	Turboşarj sistemi.....	44
Şekil 3.2.	Turboşarj ünitesinin yapısı ve çalışması.....	45
Şekil 3.3.	Turboşarj sistemi parçaları.....	46
Şekil 3.4.	Türbin kesiti.....	47
Şekil 3.5.	Türbin ve kompresör.....	47
Şekil 3.6.	Değişken kanatçıklı turboşarj ünitesinin yapısı.....	48
Şekil 3.7.	Değişken kanatçıklı turboşarj sistemi.....	49
Şekil 3.8.	Basınç kontrol sistemi.....	50
Şekil 3.9.	Aşırı doldurma ve intercooler çalışma yapısı.....	51
Şekil 3.10.	Santrifüj kompresörün kesiti.....	52
Şekil 3.11.	Santrifüj kompresörü boyunca basınç ve hız değişimi.....	53
Şekil 3.12.	Kompresör teğetsel bileşeni.....	54
Şekil 3.13.	Ayrılan ve ivmelenen akış.....	55
Şekil 3.14.	Kanatlı difüzör.....	56
Şekil 3.15.	Volutlar (Salyangoz).....	56
Şekil 3.16.	Santrifüj kompresörün performans haritası.....	58
Şekil 3.17.	Kompresör performans haritası.....	61
Şekil 3.18.	Koni şeklindeki boru.....	62
Şekil 3.19.	A/R Oranının tanımlanması.....	63
Şekil 4.1.	Turboşarj ünitesi parçaları.....	64
Şekil 4.2.	Turboşarj ünitesi (MITSUBISHI).....	65
Şekil 4.3.	Turboşarj ünitesi kompresör kısmı (MITSUBISHI TD 08 12).....	66
Şekil 4.4.	Turboşarj ünitesi türbin kısmı (MITSUBISHI TD 08 12).....	66
Şekil 4.5.	Alev tüpü ve kısımları.....	67
Şekil 4.6.	Jetspecs designer 2.0 programı.....	68
Şekil 4.7.	Jet specs'te alev tüpü kısımlarının delik çaplarının hesabı.....	69
Şekil 4.8.	Alev tüpü hesabı.....	70

Şekil 4.9.	Yapımı tamamlanmış alev tüpü.....	71
Şekil 4.10.	Flanş ve alev tüpü.....	72
Şekil 4.11.	Alev tüpünün yanma odası monte edilmiş hali.....	73
Şekil 4.12.	Yanma odası iç kısmı.....	74
Şekil 4.13.	Yanma odası.....	75
Şekil 4.14.	Yanma odasına dıştan kaynatılan hava borusu.....	76
Şekil 4.15.	Lifler ile takviye edilmiş bağlantı hortumu.....	77
Şekil 4.16.	Alev tüpü kapağı üzerine monte edilmiş ateşleme bujileri.....	78
Şekil 4.17.	Brülör sistemlerinde kullanılan trafo.....	79
Şekil 4.18.	Model jet motorunda kullanılan yakıt brülörü.....	80
Şekil 4.19.	Brülör memeleri.....	81
Şekil 4.20.	Brülör memesi parçaları.....	82
Şekil 4.21.	Alev tüp kapağına monte edilmiş yakıt enjektörü.....	82
Şekil 4.22.	45° yakıt enjektörü ile yapılan denemeler.....	83
Şekil 4.23.	İtme kuvveti.....	84
Şekil 4.24.	Turboşarj ünitesi yağ geri dönüş kanalı.....	85
Şekil 4.25.	Yağlama sistemi elemanları.....	86
Şekil 4.26.	Şasi tasarımı.....	87
Şekil 4.27.	Egzoz nozulu tasarımı.....	88
Şekil 4.28.	Egzoz nozulu.....	88
Şekil 4.29.	Basınçlı hava girişi.....	89
Şekil 4.30.	Termokupl bağlantıları.....	90
Şekil 4.31.	Dijital termokupl göstergesi.....	91
Şekil 5.1.	Türbin giriş sıcaklığı ile egzoz nozul sıcaklığının karşılaştırılması.....	93
Şekil 5.2.	Ortam sıcaklığına göre yanma odası giriş sıcaklığının değişimi... ..	94
Şekil 5.3.	Yanma odası giriş sıcaklığı ile türbin giriş sıcaklığının karşılaştırılması.....	95
Şekil 5.4.	Sistemdeki sıcaklık değişimleri.....	96
Şekil 5.5.	Değişken yakıt basıncı denemeleri.....	97
Şekil 5.6.	Maksimum yakıt basıncı ve kompresör basıncı denemeleri.....	97
Şekil 5.7.	Santrifüj kompresörün performans haritası.....	100
Şekil 5.8.	Kompresör hava giriş basıncı ile değişen itme kuvveti.....	102

Şekil 5.9.	Motorin, gaz yağı ve 10 numara yağ kullanılarak elde edilen egzoz nozul sıcaklığı.....	104
Şekil 5.10.	Motorin, gaz yağı ve 10 numara yağ kullanılarak elde edilen türbin giriş sıcaklığı.....	105

## TABLULAR LİSTESİ

Tablo 5.1.	Sabit yakıt basıncında (700 kPa) motorin yakıt ile yapılan deneyler.....	92
Tablo 5.2.	Sabit yakıt basıncında (700 kPa) motorin yakıt kullanılarak elde edilen itme kuvveti.....	101
Tablo 5.3.	Motorin, gazyağı ve 10 numara yağ ile yapılan deney sonucu elde edilen sıcaklık değişimleri.....	103

## ÖZET

Anahtar Kelimeler: Turboşarj, Turbojet, Model jet, Brayton çevrimi

Bu çalışmada model bir jet motorunun imali amaçlanmış, yapılan tasarım çalışmasında, teorik Brayton çevrimi, uygulamada ise havacılık gaz türbin motorlarından turbojet motorları referans alınmıştır. Turbojet motorundaki kompresör-türbin bölümüne karşılık, çalışmada bir dizel motoru aşırı doldurma ünitesi kullanılmıştır. Yapılan deneylerde türbin giriş sıcaklığı 1165-1454 K arasında değişiklik gösterdiği tespit edilmiştir. Türbin çıkışı ve egzoz nozulu girişinde ise sıcaklık 911-975 K arasında ölçülmüştür. Yakıt basıncı 700 kPa ve kompresör giriş basıncı 600 kPa iken, türbin giriş sıcaklığı 1165 K, yanma odasına giren havanın sıcaklığı 278 K, manometrik basınç 39 kPa ve egzoz nozulundaki sıcaklık ise 975 K olarak ölçülmüştür. Yakıt basıncı 700 kPa ve kompresör giriş basıncı 1200 kPa iken, türbin giriş sıcaklığı 1454 K, yanma odasına giren havanın sıcaklığı 291 K, manometrik basıncı 39 kPa ve egzoz nozulundaki sıcaklık ise 911 K olarak ölçülmüştür. Jet motoru çalışır konumda iken dinamometre ile yapılan ölçümler neticesinde, 11- 18,3 N arasında değişen bir itme kuvveti elde edilmiştir.

# **A MODEL JET ENGINE CONSTRUCTION AND USING DIFFERENT LIQUID FUELS**

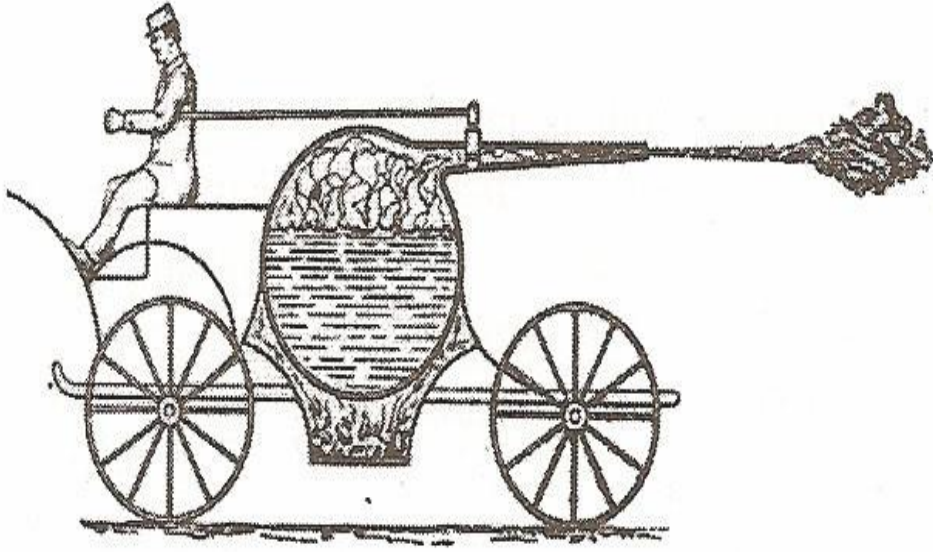
## **SUMMARY**

Key Words: Turbocharger, Turbojet, Model jet, Brayton cycle

The aim of this study was to design and manufacture a model jet engine. To build the engine, Brayton cycle in theory and aircraft turbojet engines in practice were referred. As the compressor-turbine section of the model, a turbocharger, which was built for a diesel engine, was selected and adopted. During the experiment, turbine inlet temperature was between 1165 and 1454 K. However, temperature of the turbine outlet and exhaust nozzle temperatures were between 911 and 975 K. When the fuel pressure was around 700 kPa and compressor inlet pressure of 600 kPa, inlet temperature was 1165 K, combustion chamber inlet temperature was 278 K, manometric pressure was 39 kPa and the exhaust nozzle temperature was 975 K. When the fuel pressure was around 700 kPa and compressor inlet pressure of 1200 kPa, inlet temperature was 1454 K, combustion chamber inlet temperature was 291 K, manometric pressure was 39 kPa and the exhaust nozzle temperature was 911 K. Measured thrust values of the model jet engine were between 11 and 18,3 N.

## BÖLÜM 1. GİRİŞ

Newton'un III. hareket yasası olarak adlandırılan tezin hayata geçirilmesi için yüzyıllarca bilim adamları tarafından uğraşı verilmiştir. Yasanın temeli her etkinin aynı büyüklükte ve ters yönde bir tepki doğuracağıydı. Bu temele dayanarak herhangi bir aracın arkasından püskürtülen gaz veya bir sıvının aracı ters yöne hareket ettirmesi gerekiyordu (Şekil 1.1) [1].



Şekil 1.1. Newton'un projesi [9]

İlk buharlı jet motoru 1787 yılında bulundu ve bir gemide kullanıldı. Ancak bu buluş sadece bir ön hazırlık niteliğindedi. Frank Whittle gerçekten de çok büyük bir başarıya imza atarak bir icat geliştirdi; ancak uzun yıllar kabul görmedi. İngiltere'de yaşayan Whittle 1928 yılında uçakların uçmasını sağlayan içten yanmalı

motorlar yerine gaz türbini ya da jet tahriki gibi sistemler üzerine bir makale yayınladı. Aradan geçen 1 yıl gibi kısa bir sürede de bu iki fikrinin birleşiminden oluşan jet motoruna güç verilmesi için gaz türbinini kullandı. İcat ettiği ilk turbojet motoru için 1928 yılının Ocak ayında bir patent başvurusu yaptı ve 1931 yılında başvurusu onaylandı (Şekil 1.2). Gerek maddi sıkıntılar gerekse cesaretsizlik nedeni ile 1936 yılına kadar hiçbir atılım gerçekleştirmedi; ancak 1937'de bir prototip üretip 12 Nisan'da halka tanıttı. İngiltere'de Whittle sayesinde 1941 yılında Gloster-Whittle E 28/39'u (ilk İngiliz jet motorlu uçak) havalandırdılar [1].



Şekil 1.2. İlk İngiliz jet motorlu uçağı (Gloster-Whittle E 28/39) [9]

Tüm bunlara rağmen dünyanın ilk turbojet uçağı bu değildi. Almanya'da yaşayan Hans Von Ohain adındaki mucit 1933 yılından beri jet motorları üzerinde çalışmaktaydı ve 1934 yılında yaptığı turbojet motoru için patent almıştı (Şekil 1.3). 1939 yılında ise Heinkel He 118'in alt kısmına yerleştirilen jet motoru ile deneme uçuşu yapmışlar ve 3 gün sonra resmi uçuşlarını gerçekleştirmişlerdi [1].



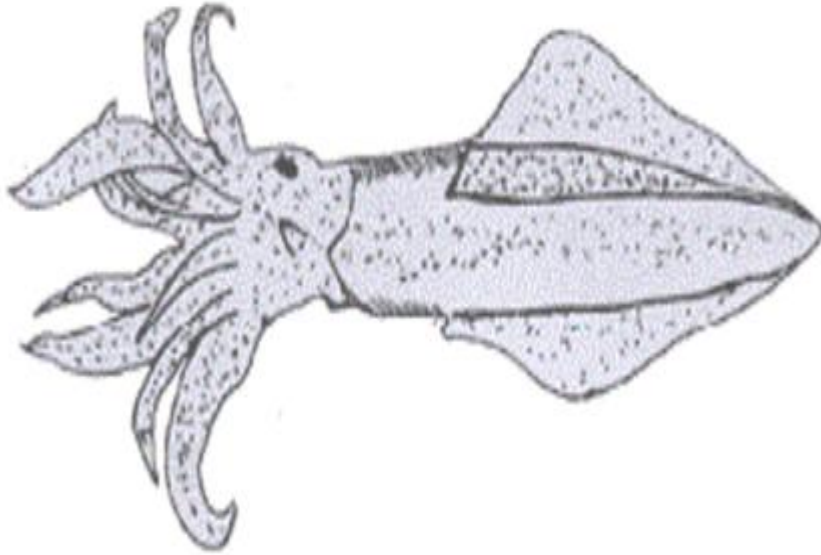


Şekil 1.3. İlk Alman borbardıman uçağı (Heinkel He 118) [9]

Whittle ve Ohain birbirlerinden habersizce buluşları üzerinde çalışmışlardı. Her ikisinin de Amerika'ya göç etmesi 1987 yılında ortak bir çalışmaya imza atmalarının başlangıcı olacaktı [1].

Jet motoru teknolojisi, uçakların ve uzaya gönderilen roketlerin havada yüksek hızla hareket etmesini sağlar. Tepkili motor olarak da bilinen jet motorunun çalışma ilkesini tam olarak anlamak için önce cisimlerin gaz ya da sıvı gibi bir akışkan içinde nasıl yol aldığına ilişkin genel kuralların bilinmesi gerekir. Herhangi bir cismin, bir gazın ya da sıvının içinde hareket edebilmesi için, içinde bulunduğu akışkanın gitmek istediği yönün tersine doğru itmesi gerekir. Örneğin suda yüzerken ya da sandalla giderken, suyu kol ve bacaklarımızla ya da kürekle geriye doğru iteriz; kuşlar, havada durabilmek ve ileri doğru uçabilmek için çevrelerindeki havayı kanatlarıyla aşağıya ve arkaya doğru iterler. Gemilerin ya da uçakların pervaneleri de motorun gücünü, suyu ya da havayı geriye doğru iten bir kuvvete dönüştürür. 17. yüzyılda bilim adamı Sir Isaac Newton temel bir fizik yasası keşfetti; buna göre doğadaki her etki, kendisine eşit büyüklükte ama ters yönde bir tepki doğuracaktı. Bir pervanenin suyu ya da havayı geriye doğru itme etkisi yani kuvveti, pervanenin üzerinde bu kez onu ileri doğru sürükleyen bir tepki kuvvetinin doğmasına yol açar.

Pervane üzerindeki tepki, pervanenin bağlı olduğu gemiyi ya da uçağı hareket ettirir. Tepki kuvvetinin büyüklüğü iki öğeye bağlıdır. Bunlar, arkaya doğru itilen akışkanın miktarı ile bu akışkana kazandırılan ivmedir. Pervaneler genellikle çok miktarda hava ya da su üzerinde etki yapar ama bunları ancak düşük bir hızla geriye doğru iter. Daha az miktarda akışkanı daha yüksek bir hızla hareket ettirerek de aynı etki elde edilebilir. Çok güçlü püskürme sonucu oluşan şiddetli hava ya da su akımına jet, bu püskürme sonucu doğan tepki kuvvetinin geriye doğru itme etkisine jet itmesi ve bu ilkeye dayalı olarak çalışan motorlara da jet motoru denir [1].



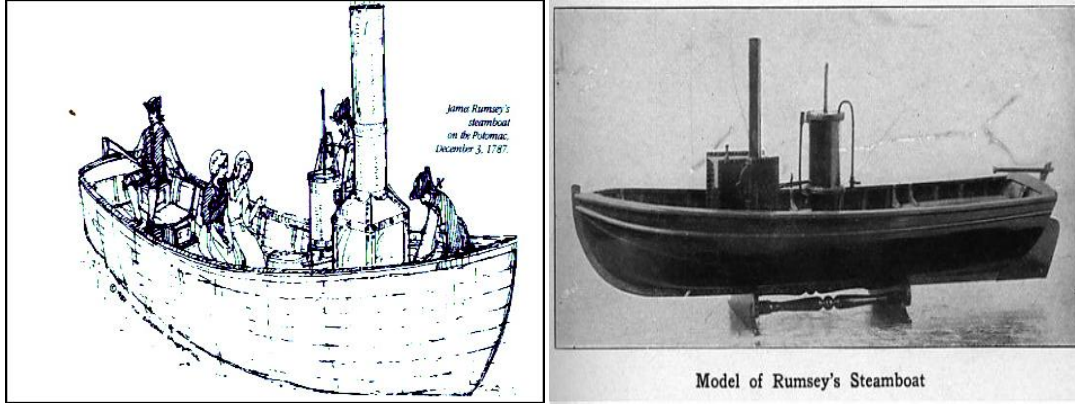
Şekil 1.4. Doğada jet prensibi (Kalamar balığı)

Jet itmesine doğada da rastlanır ve mürekkep balığı gibi yumuşakçalar içlerine çektikleri suyu geriye doğru hızla püskürterek yer değiştirirler (Şekil 1.4). Jet itmesinden ilk yararlanan kişi, M.Ö. 130. yüzyılda yaşamış olan Yunanlı bilgin İskenderiyeli Heron'dur. Heron ilginç bir oyuncak yapmıştı; Aeolipil denilen bu ayt, bir buhar kazanı ile bu kazandan çıkan iki borunun ortasına yerleştirilmiş bir küreden oluşuyordu [1].



Şekil 1.5. Aeolipil aygıtı [9]

Borulara serbestçe dönebilecek biçimde tutturulmuş olan küreden ayrıca iki küçük, daha dar ve kıvrık boru çıkıyordu. Kazanın içindeki su, alttaki ateşin ısıyla kaynarak buharlaşıyor, buhar boruların içinden akarak küreye geçiyor ve buradan da küçük borulardan dışarı püskürüyordu. Püskürme sonucu oluşan hava jeti de kürenin ters yönde dönmesini sağlıyordu. Günümüzde çimenleri sulamak için kullanılan döner fiskiyeler de aynı biçimde çalışmaktadır. Jet itmesini yararlı biçimde kullanan ilk mucit ise ABD'li James Rumsey oldu [1].



Şekil 1.6. Rumsey'in buharla çalışan teknesi

Rumsey, 1787'de yüksek basınçla su fışkırtan bir yangın söndürme hortumunun büyük bir kuvvetle geriye, hortumu tutan itfaiyeciye doğru itildiğine dikkat etmişti. Bu gözleminden yararlanan Rumsey, bir tekneye bir buhar makinesi ile bir pompa yerleştirdi; buhar makinesinin çalıştırdığı pompa teknenin altından su emip, tekrar suyun içinde geriye doğru püskürtüyordu. Rumsey teknesini bir ırmakta başarıyla yüzdürdü (Şekil 1.6). Rumsey'in bu buluşu çok uzun süre ilgi görmedi, ama günümüzde aynı bu ilkeye dayalı olarak çalışan pek çok deniz motoru vardır. Bu tür teknelerde suyu püskürten memeler sağa sola döndürülerek tekne istenilen yönde hareket ettirilebilir. Binlerce yıl önce havai fişek roketlerinde bu prensibi kullanılan Çinliler, jet tahrikini biliyordu. 1629 yılında, Giovanni Branca'da bu tarz bir türbin tasarlamıştır (Şekil 1.5) [9]. Isaac Newton, 1680 yılında ortaya koyduğu III. hareket yasası ile jet tepkisinin olabirliğini belirtmiş ve bu prensibe dayalı atsız bir araba projesi yapmıştır [1].

Model jet motoru alanında ise yapılmış birçok çalışma vardır.

Akker ve Susante (2004), Schwitzer marka bir turboşarj ünitesi kullanarak model bir jet motoru yapmışlardır. Versiyon 1.0 olarak adlandırdıkları ilk deneysel çalışmada egzoz-türbin çıkışındaki sıcaklığı 1073 K olarak ölçmüşlerdir. Diğer egzoz sıcaklığı ölçümlerinde de değerler 1023 -1123 K arasında değişiklik göstermiştir. Sistemi yağlamak için kullanılan yağ pompasının çalışma basıncı 50 -1000 kPa arasında ayarlanabilir, olarak seçilmiştir. Bu sayede sistem için uygun yağ basınç değerinin ayarlanabilme imkanı sağlanmıştır. Jet motorun çalışması esnasında yağ basıncı 300-

450 kPa civarındaki değerlere ulaşmıştır. Yakıt olarak dizel motorlarında kullanılan bir yakıt kullanılmışsa da yanma odası içindeki püskürtme basıncı ölçülememiştir. Ayrıca versiyon 1.0'da motor devri, yakıt tüketimi ve kompresör basıncı gibi değerler de ölçülmemiştir. Versiyon 1.1 olarak adlandırılan ikinci deneysel çalışma da ise, alev tüpü delikleri üzerinde bazı değişiklikler yapıp, alev tüpü delikleri büyütülmüştür. Bu değişiklikler ile sistemin daha iyi çalışacağı umulsa da arzu edilen neticeye ulaşamamıştır. Versiyon 1.1'de de kompresör basıncı, türbin giriş sıcaklığı, yakıt tüketimi ve basıncı ölçülmemiştir. Yağ basıncının aynı olduğu motorda, egzoz sıcaklığı 1073 K olarak ölçülmüştür. Versiyon 1.2'de ise, kompresör basıncı ve yakıt basıncını ölçmek için sisteme ölçüm cihazları bağlanmıştır. Kompresör basıncı yaklaşık olarak 30 kPa ve yakıt basıncı 1900 kPa olarak ölçülmüştür. Motor 1900 kPa'lık yakıt basıncında yaklaşık 5 dakika kadar çalıştırılmıştır. Sonrasında yakıt basıncını artırmak için bir basınç artırıcı eleman bağlanmış ve basınç 2300 kPa'ya kadar çıkartılmıştır. Sıvı bir yakıt kullanıldığı için, yakıtın daha iyi atomize olması istenildiğinden bu tip bir basınç artırımına ihtiyaç duyulmuştur. 2300 kPa'lık yakıt basıncında 3 dakika kadar çalıştırılan jet motoru istenilen çalışma düzenine ulaşsa da, 3 dakika sonra yakıt pompasının arızalanması yüzünden sistemin durduğu belirtilmiştir. Versiyon 1.3 olarak adlandırılan son model jet motoru çalışmasında ise yeni bir pompa, nozul ve alev tüpünün birinci bölgesinde (primary zone) değişikliklere ve bazı eklemelere gidilmiştir. Kompresör basıncı 30 kPa, yağ basıncı 450 kPa ve yakıt basıncı yeni eklenen yakıt pompası ile 3000 kPa olarak ölçülmüştür. Egzoz gazı sıcaklığı 1123 K ve yakıt tüketimi de 30 lt/h olarak ölçülmüştür. Dizel motor yakıtı (motorin) kullanılan bu motorda, atomizasyon ve ateşlemede bazı sıkıntıların meydana geldiği belirtilmiştir. Atomizasyonu iyi hale getirebilmek için önceleri yakıt pompasının basıncında artırıma gidilmiş fakat sonrasında basınç artırılrsa da ateşlemenin tam istenilen şekilde sağlanamadığı belirtilmiştir. Bu sebeple dizel yakıtın içine bir miktar alkol katılarak yakıtın parlama özelliğinin artırılması hedeflenmiş ve başarılı olunmuştur. Alkol katkılı bu yeni sıvı yakıtın, alev tüpü içine gönderildiğinde, alkol katkısı olmayana nazaran çok daha çabuk yandığı belirtilmiştir [2].

Jansen (2001), Hitachi HT18-2S marka turboşarj ünitesi kullanarak yaptığı model jet motorunda yağlama sorunu ile karşılaşmış, Ford Escort otomobil motorundaki bir

yağ pompasını kullanarak bu sorunu çözmüştür. Yağ pompası hareketini harici bir motordan aldığı için 12 V DC bir motor ile pompaya istenilen hareket verilmiştir. Yağ basıncını dengede tutabilmek ve sınır değerler altına düşmesini veya yüksek basınç değerlerine çıkmasını engellemek için yağ pompasını hareket ettiren motora elektronik PWM hız kontrol (PWM speed controller) devresi eklenmiştir. Bu devre vasıtası ile yağ basıncı istenilen değerde tutulmuştur. Yaklaşık olarak 275 kPa'lık bir yağ basıncının sağlandığı bu motorda yağ olarak SAE 15W-50 tam sentetik motor yağı kullanılmıştır. 60 kPa'lık bir kompresör basıncı altında jet motorunun egzoz gazı sıcaklığı yaklaşık olarak 773 K ve kompresör devri 100000 d/d olarak ölçülmüştür. Bu devirdeki yağ basıncı yaklaşık olarak 140 kPa tespit edilmiştir. Farklı bir ölçüm olarak, egzoz çıkışından yaklaşık 1 metre kadar uzaktan motorun oluşturduğu gürültü değeri 125 dBA olarak ölçülmüştür. LPG türü bir yakıtın kullanıldığı çalışmada devir 35000 d/d'ye kadar düşürüldüğünde egzoz gazı sıcaklığı 873 K olarak ölçülmüştür. Motorun tam devirle çalışma anında iken yanma odası yüksek bir sıcaklığa ulaştığı için yanma odasına turboşarj kompresöründen hava taşıyan hortumun aşırı derecede ısındığı belirtilmiştir. Hava hortumuna zarar veren bu sıcaklığı engellemek için hava hortumu ile yanma odası arasına sıcaklığı engelleyici bir plaka konulmuştur. Jet motoru belli bir süre çalıştırıldığında yakıt olarak kullanılan LPG tankındaki iç basınçta bir düşme meydana geldiği ifade edilmiştir. Bu basınç düşmesi dolayısı ile arzu edilen yanma gücüne ve devre tam olarak ulaşılamamıştır. LPG tankındaki basınç düşmesini engellemek için, LPG tankını da içine alabilecek kadar büyüklükte başka bir su tankı yapılmış ve içine çok sıcak olmayan su doldurulmuştur. Bu sayede yakıt tankındaki soğuma kısmen giderilmiş ve basınç düşmesi engellenmiştir [3] .

Nye (2007), farklı turboşarj kullanarak jet motoru alanında birden fazla çalışma yapmıştır. Bu çalışmalardan NT/5 olarak adlandırılan, turboşarj kullanılarak yapılan jet motor çalışmasında değişik denemeler yapılmış ve farklı sonuçlara ulaşıldığı belirtilmiştir. Propan, propan-hidrojen ve kerosen (Jet A) gibi yakıtların kullanıldığı denemelerde gerek, devir gerekse sıcaklık ve basınç olarak farklı değerlere ulaşıldığı ifade edilmiştir. Propan ve hidrojenin birleştirilip tek bir yakıt olarak yanma odasına gönderilip ateşlemenin sağlandığı denemelerde, 151 kPa'lık kompresör basıncına, 49000 d/d'lik bir devre, 107 Newton' luk itme gücüne ve yaklaşık 923 K'lik egzoz

gazı sıcaklığına ulaşılmıştır. Hidrojenin 10 dakika içinde tükendiği bu denemede, hidrojen iletim hattındaki basınç düşüklüğünün sorun oluşturduğu belirtilmiştir. Propan basıncı istenilen değerde olsa da hidrojen ile tam bir karışım yapılamaması nedeniyle hidrojen kullanımından vazgeçilmiştir. Sadece propanın yakıt olarak kullanıldığı denemede, yaklaşık 800 kPa yakıt püskürtme basıncında, 54000 d/d kompresör devrine ve 125 kPa'lık kompresör basıncına ulaşılmıştır. Deneme esnasında hava valfindeki kısmi kapanma yüzünden motor da şiddetli bir patlama meydana gelmiştir. Propan iletim hattında alev önleyici bir valf olmasından dolayı yakıt deposundaki olası bir patlama engellenmiştir. Sonraki bir denemede, türbin salyangozunun A/R oranı 1.70 olan bir turboşarj kullanılmış ve en yüksek devre, 66000 d/d devire ulaşılmıştır. Yaklaşık olarak 1003 K'lık egzoz sıcaklığına ulaşılan bu denemede kompresör basıncı 175 kPa olarak ölçülmüştür. Turboşarj ünitesini yağlamak için ilk olarak SAE 5W-30 sentetik motor yağı kullanılmıştır. Yağın çok ince olmasından dolayı istenilen yağlama ve soğutma yapılamamıştır. Sonrasında SAE 15W-40 sentetik motor yağı ile değiştirilmiştir [4].

Simpson (2001-2004)'in yaptığı model jet motoru çalışmasında Nissan motor'a ait bir turboşarj kullanılmıştır. Motorun çalıştırılmasına dair yapılan denemelerde özellikle yağlama açısından sorunlar olduğu belirtilmiştir. İlk denemelerde SAE 5W-50 sentetik motor yağı kullanılmış; fakat turboşarj yüksek devirlere ulaştığında yatak parçalarında sorunlar meydana gelmiştir. Yağ değiştirilerek Mobil Trisynthetic SAE 0W-40 motor yağı kullanılmıştır. Yüksek devir ve sıcaklığa dayanıklı olduğu belirtilen bu yağ kullanılarak yapılan çalışmalarda ilk olarak 35 kPa kompresör basıncında 60000 d/d'lik devre ve 923 K egzoz gaz sıcaklığına ulaşılmıştır. Yağ basıncının 200 kPa olduğu tespit edilmiştir. 70 kPa kompresör basıncında ise yaklaşık olarak 100000 d/d'lik devir, 904 K egzoz gaz sıcaklığı ve 300 kPa yağ basıncı elde edilmiştir [5].

Haddock (2006), farklı turboşarj ile değişik birçok çalışma yapmıştır. Çalışmalardan ilki olan MK1 Turbojet olarak adlandırılan model jet motorunda, Iveco 82/10 kamyonlarda kullanılan Holset marka turboşarj kullanılmıştır. Dijital sıcaklık ölçer, takometre ve yağ basıncı ölçüm cihazları kullanılmışsa da ölçüm değerlerinden sadece ulaşılan devir belirtilmiştir. İlk ölçülen kompresör devri 52232 d/d'dir. Yakıt

basıncının artırılması ile 86500 d/d' ye kadar devir ölçümü yapılmıştır. MK2 Turbojet'te ise Schwitzer marka bir turboşarj kullanılmıştır. Devir konusunda net bir ölçüm yapılmasa da tahmini olarak 76000 d/d 'lik bir devirden bahsedilmektedir. Egzoz gaz sıcaklığının 873-923 K civarında olduğu belirtilmiştir. Art yakıcı bulunan MK2 turbojet çalışmasında itme kuvveti yaklaşık olarak 215 Newton olarak ölçülmüştür [6].

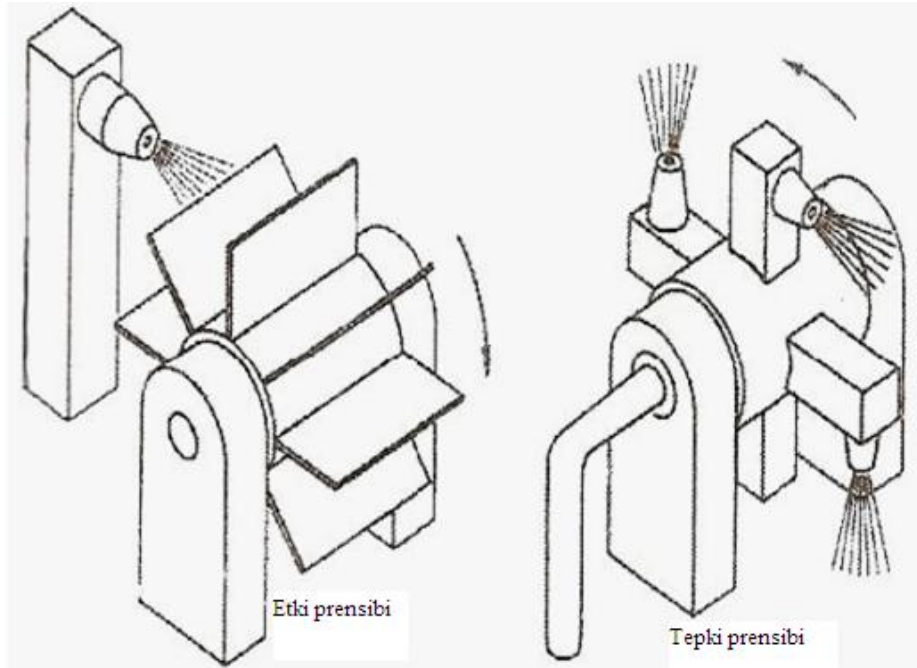
Barros (2002), V8 bir kamyon motorunda kullanılan Garret T18A40 marka turboşarj ile yapılan jet motorunda, yağlama için Subaru marka bir otomobilde kullanılan bir yağ pompasını kullanmıştır. Yaklaşık 350 kPa ile yağ pompalayan bu pompada, yağ olarak SAE 5W-30 sentetik motor yağı tercih edilmiştir. Denemelerde 200 kPa kompresör basıncında yaklaşık olarak 60000 d/d'lik bir devir elde edilmiştir. Ateşleme ünitesi olarak 555/2N3055 tip basit bir elektronik devre tasarlanmış ve kullanılmıştır [7].

Petersen ve Møller (1997), yaptıkları çalışmada bir kamyon motoruna ait turboşarj ünitesi kullanmışlardır. Turboşarj ünitesini yağlamak için Escort MK2 otomobil pompası kullanılmış, yağ pompasını çalıştırmak için de 75 Watt gücünde, 0,68 W' lik harici bir motor monte edilmiştir. Yağ sıcaklığının 308 K ve kompresör basıncının 300 kPa olduğu ilk çalışma anında devir 20000 d/d olarak ölçülmüştür. Turboşarj ünitesi ısındıkça devrin 31000 d/d' ye ve yağ sıcaklığının 333 K' ye kadar çıktığı tespit edilmiştir. Belirtilen devir ve yağ sıcaklığında ise yağ basıncı 200 kPa olarak ölçülmüştür. Devrin bu kadar düşük çıkmasının beklenmediği ilk çalışmadan sonra alev tüpü ve yanma odası yeniden tasarlanmıştır. Yeni yanma odası ve alev tüpü ile yapılan deneyde devir 45000 d/d' ye ve egzoz gaz sıcaklığı 1037 K kadar çıkarsa da, motorun devam eden denemelerinde devrin 35000 d/d'ye kadar düştüğü görülmüştür. Bu devirde ölçülen egzoz gaz sıcaklığı ise 1073 K olarak ölçülmüştür [8].



## BÖLÜM 2. JET MOTORLARININ ÇALIŞMA PRENSİBİ VE KULLANILAN SİSTEMLER

Uçaklarda jet itmesi ilkesinden 1940' larda yararlanılmaya başlandı. II. Dünya Savaşı sırasında, pistonlu motorla çalışan uçakların artık daha fazla geliştirilemeyeceği ortaya çıkmıştı. 2.000 kw güç üretebilen pistonlu motorlar 3000 kg ağırlığında, son derece büyük ve karmaşıktı; uçakların giderek hantallaşmasına neden oluyordu. Artık daha küçük ve daha hafif, ama daha etkili ve büyük güç üreten motorlara gereksinim vardı. Jet motorları için gerekli olan itme kuvvetinin önemli bir bölümü motordan dışarıya atılan egzoz gazları tarafından sağlandığından, bu alanda kullanılan gaz türbinleri tepkili (reaksiyonlu) motorlar olarak adlandırılır (Şekil 2.1) [10].

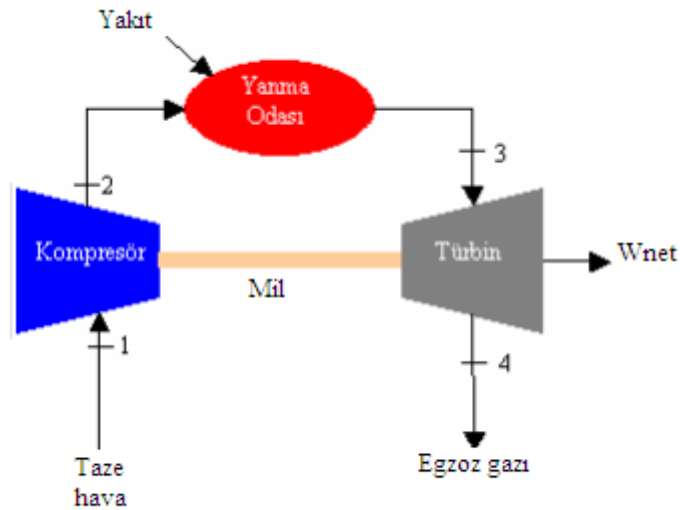


Şekil 2.1. İmpulse (Etki) ve reaksiyon (Tepki) prensipleri

Uçaklarda kullanılan tepkili motorlar, jet yakıtı adı verilen (kerosen) gaz yağına benzeyen bir yakıtın yakılmasıyla açığa çıkan enerjiyi kullanarak, motordan geçen havanın momentumunu artırmak suretiyle itme kuvveti sağlayan motorlardır. Bu motorlar temelde termodinamik olarak Brayton çevrimine göre çalışırlar [10].

## 2.1. Brayton Çevrimi

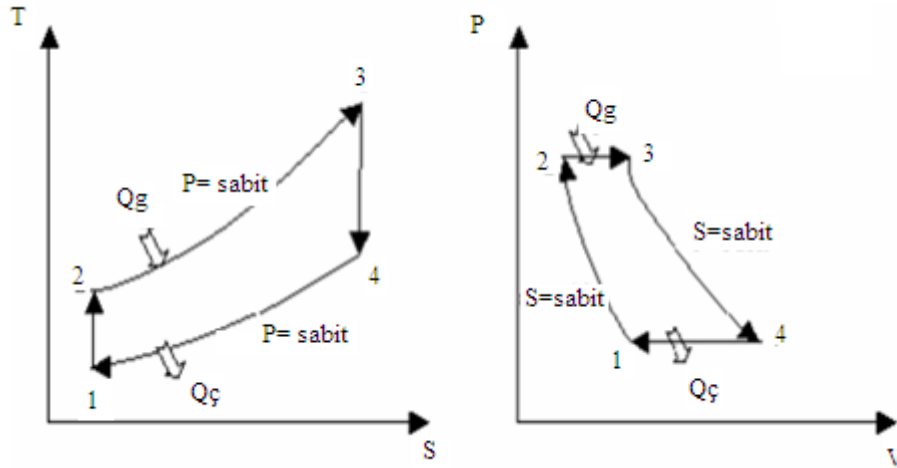
Brayton 1873 yılında yağın yakıt olarak kullanılması ile çalışmak üzere tasarlanmış sabit basınçta yanma ve genişleme gibi özelliklere sahip bir motor geliştirmiştir. Brayton çevrimi günümüz gaz türbinlerinin teorik çevrimi olarak kullanılmaktadır. Termodinamik olarak ısı makinesi çevrimidir. Sistem içerisinde dolaşan basıncı düşürülmüş sıcak gazlar çevrimde sabit basınçta soğutulur ve tekrar 1. duruma getirilir. Ve 4 ile 1 arasında bir soğutucu vardır; bu tip sistemler kapalı sistemlerdir. Bir diğeri ise açık sistemlerdir. Açık sistemler aşağıda Şekil 2.2 'de görülmektedir. En basit çevrimdir [11].



Şekil 2.2. Açık sisteme göre çalışan gaz turbine

Basit bir gaz türbini, ortak bir mile monte edilmiş olan kompresör, türbin, yanma odası, ilk hareket düzeni ve çıkış gücünün iletilmesi için kullanılan bağlantılardan

oluşur. Kompresör 1 numaralı noktadan atmosferik havayı alıp, 2 noktasındaki basınca kadar yükselterek, yanma odasına gönderir. Yanma odasında hava içerisine püskürtülen yakıtın yanması sabit basınçta ve sürekli olmaktadır. Yanma ürünü 3 numaralı kısımdan türbine girdikten sonra, burada genişleyerek türbin kanatçıklarına çarparak iş üretir. Daha sonra türbini terk eden gazlar 4 noktasından atmosfere atılır.



Şekil 2.3. İdeal Brayton çevrimi P-V ve T-S diyagramları [43]

Brayton çevrimi dört içten tersinir hal değışiminden oluşur [10]:

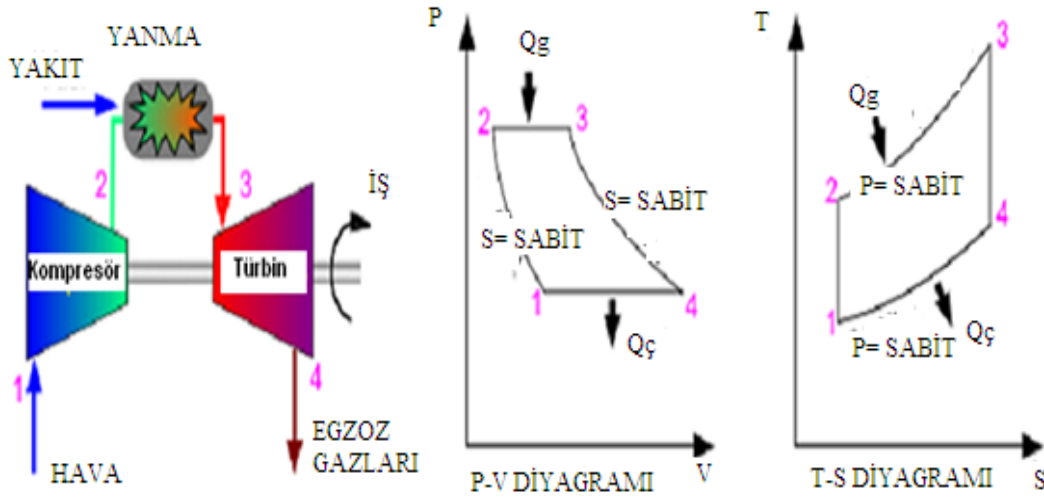
- Kompresörde izentropik sıkıştırma
- Sisteme sabit basınçta ısı ( $P=$  Sabit) geçisi
- Türbinde izentropik genişleme
- Çevreye sabit basınçta ( $P=$  Sabit) ısı geçisi

Çalışma maddesinin kütleli debisi çevrim boyunca değışmez 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 [10].

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 (Şekil 2.3). Egzoz gazlarının basıncı her zaman sabittir ve teorik olarak atmosfer basıncına eşittir [10].

Brayton çevriminde dört hal değişiminin de sürekli akışlı sistemlerde gerçekleştiği göz önüne alınırsa, her birinin sürekli akışlı açık sistem olarak çözümlenmesi uygun olacaktır. Kinetik ve potansiyel enerji değişimleri ihmal edildiği zaman, sürekli akışlı açık sistemin enerjinin korunumu denklemi birim kütle için aşağıdaki gibi ifade edilir [12].



Şekil 2.4. İdeal Brayton çevrimi

$$\eta_B = \frac{W_{net}}{q_g} = \frac{q_g - q_c}{q_g} = 1 - \frac{q_c}{q_g} \quad \text{dir [11]. Veya} \quad (3.1)$$

$$\eta_B = 1 - \frac{C_p(T_4 - T_1)}{C_p(T_3 - T_2)} \quad \text{olur.} \quad (3.2)$$

$$\eta_B = 1 - \frac{T_1}{T_2} \quad \text{Bu formüle göre çevrimin verimi çıkış sıcaklığı "T<sub>2</sub>" ye bağlıdır.} \quad (3.3)$$

$\eta_B = \frac{1}{\left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}}$  şeklinde de ifade edilebilir. Bu formüle göre ise çevrimin ısı verimi komple sıkıştırma oranına bağlıdır. (3.4)

1-2 noktasında izentropik işlem boyunca kompresörün işi [11];

$$W_{\text{kom}} = -W_{1-2} = h_1 - h_2 \quad (3.5)$$

Yanma odasında verilen ısı;

$$q_{\text{giren}} = q_{2,3} = h_3 - h_2 \quad (3.6)$$

3-4 noktaları arasında türbin işi;

$$W_{\text{türbin}} = w_{3,4} = h_3 - h_4 \quad (3.7)$$

Dışarıya atılan ısı;

$$q_{\text{çıkış}} = q_{4,1} = h_4 - h_1 \text{ olur.} \quad (3.8)$$

Pozitif türbin işi ile negatif kompresör işi arasındaki fark; net işi, sisteme verilen ısı ile sistemden atılan ısı arasındaki fark ise net ısıyı verir [11].

$$W_{\text{net}} = (h_3 - h_4) - (h_2 - h_1) \quad (3.9)$$

$$q_{\text{net}} = (h_3 - h_2) - (h_4 - h_1) \quad (3.11)$$

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

$$\eta_B = \frac{W_{\text{net}}}{q_g} = \frac{q_{\text{net}}}{q_g} \quad \text{veya} \quad \eta_B = 1 - \frac{h_4 - h_1}{h_3 - h_2} \text{ olur.} \quad (3.12)$$

Çalışma maddesi, sabit ısı kapasiteli ideal bir gaz olan hava olduğu için çevrimin ısı verimi;

$$q_{giriş} = q_{2-3} = h_3 - h_2 = C_p (T_3 - T_2) \quad (3.13)$$

$$-q_{çıkış} = q_{4-1} = h_4 - h_1 = C_p (T_4 - T_1) \quad (3.14)$$

Bu eşitlikler kullanılarak, Brayton çevriminin verimi aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$\eta_B = \frac{W_{net}}{q_{giriş}} = 1 - \frac{q_{çıkış}}{q_{giriş}} = 1 - \frac{C_p (T_4 - T_1)}{C_p (T_3 - T_2)} \quad (3.15)$$

1-2 ve 3-4 hal değişimlerinin izentropik ve  $P_2 = P_3$ ,  $P_4 = P_1$  not edilirse;

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{k-1}{k}} = \left(\frac{P_3}{P_4}\right)^{\frac{k-1}{k}} = \frac{T_3}{T_4} \quad (3.16)$$

olur. Bu bağıntılar, ısı verim için yazılan denklemde yerine konur ve sadeleştirme işlemi yapılırsa;

$$\eta_B = 1 - \frac{1}{r_p^{k-1/k}} \quad (3.17)$$

elde edilir. Burada,  $r_p$  basınç oranı olup [44];

$$r_p = \frac{P_2}{P_1} \quad (3.18)$$

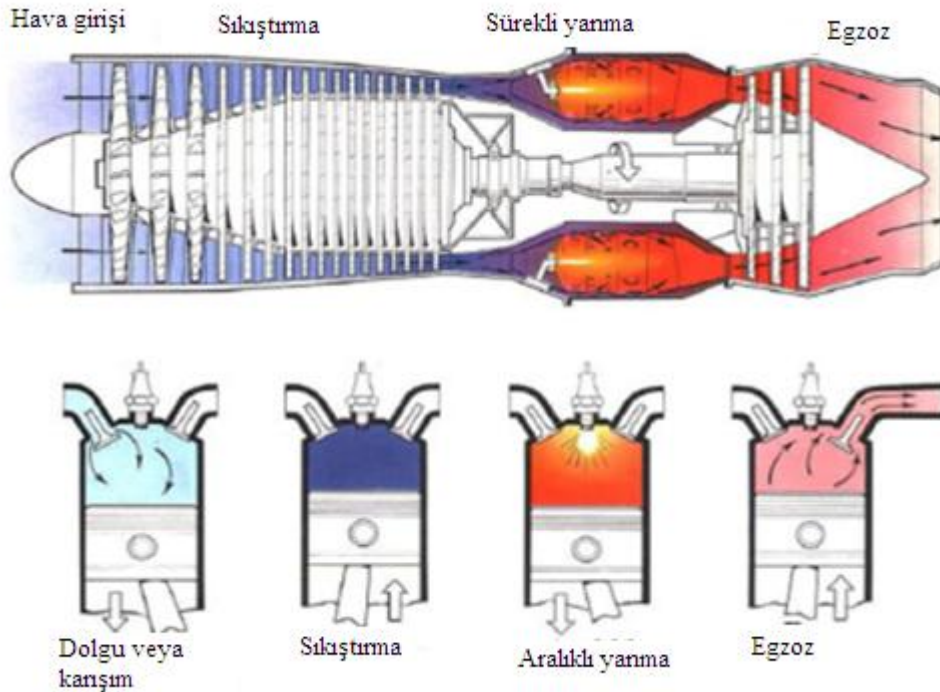
şeklinde tanımlanmıştır.  $k$ , özgül ısıların oranını ifade eder ve  $k = 1,4$  olarak alınır.

Gaz türbinlerinde, kompresör ve türbinden geçen çalışma maddesinin kütleli debisi o kadar büyük, çevreye transfer edilen ısı da o kadar küçüktür ki, bu işlemler adyabatik olarak kabul edilirler ( $q = 0$ ). Aynı zamanda, giriş ve çıkış arasındaki

yükseklik farkı da genellikle küçük olduğundan gerçek hesaplamalarda, kinetik enerji değişimi de dikkate alınmaktadır (Şekil 2.4) [41].

## 2.2. Turbojet

Newton'un III. hareket kanununa göre; her kuvvetin kendisine eşit, zıt yönde ve aynı doğrultuda bir tepki kuvveti mevcuttur. Bu prensipten hareketle etki/tepki (Aksiyon/ Reaksiyon) prensibi jet motorların tahrik sistemini şekillendirmiştir. Egzozu terk etme anında "THRUST" denilen ve uçağı ileri doğru hareketle sevk eden bir kuvvet oluşumu elde edilmiştir [30]. Jet motorlarının tarihsel modifikasyonundaki gelişim "RAMJET" lerle başlamış ki halen meteorolojik tespit maksadıyla kullanılmaktadır. Turbojet, Turboprop ve Turbofan motorlarla geliştirilmiştir. Bunlardan alçak irtifa ve düşük hız sınırlarında pervane veriminin üstünlüğü nedeniyle turboprop ve turboşaft mekanizmaları, yüksek irtifa ve hızlarda ise optimum verim turbojet mekanizması ile sağlanmaktadır [13].

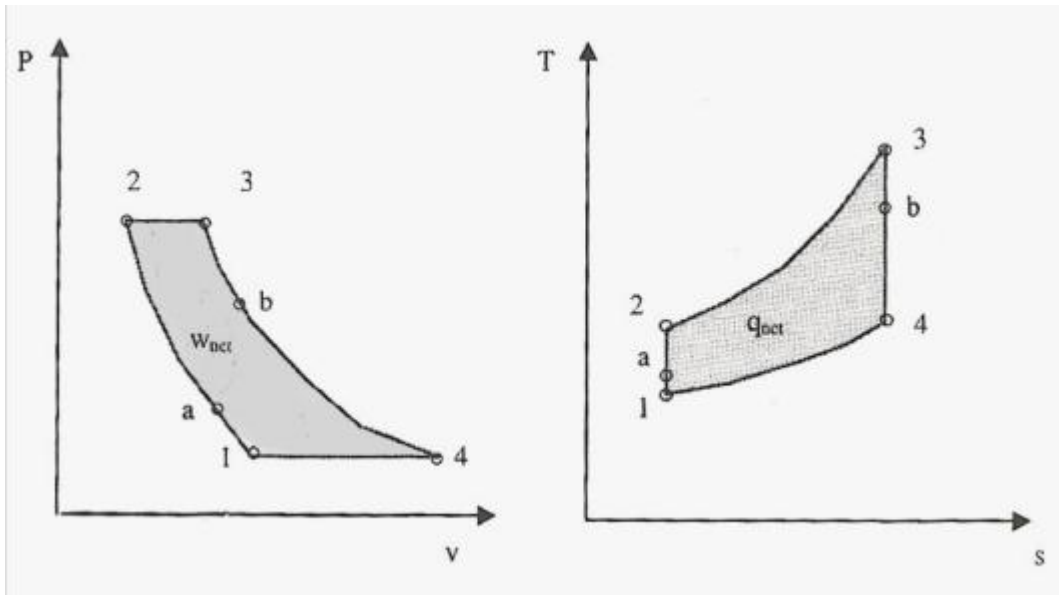


Şekil 2.5. Jet motoru ve pistonlu motorun iş çevrimlerinin karşılaştırılması

Jet motorlarındaki iş çevrimi, dört stroklu-pistonlu motorların iş çevrimi ile benzerlikler gösterir (Şekil 2.5). Jet motorlarında yanma sabit basınçta gerçekleşirken, pistonlu motorlarda yanma sabit hacim veya sabit basınçta gerçekleştirilir. Her iki motorda da sıkıştırma, yanma ve egzoz durumları mevcuttur [25].

Jet motorlarında çevrim süreci aralıksız gerçekleştirilirken, pistonlu motorlarda çevrim süreci aralıklı olarak gerçekleştirilir (Şekil 2.5). Sonuç olarak jet motorları ile pistonlu motorlar çevrim olarak benzerlik gösterebilirler de egzoz gazlarının kullanımı ve bu gazlardan elde edilen güç bakımından farklılık göstermektedirler [17]. Egzoz gazları pistonlu motorlarda tam anlamıyla kullanılamazken, jet motorlarında egzoz gazları itme gücünün temelini oluşturmaktadır [25].

Turbojet motorunda; yakıt deposundan yanma odasına gelen yakıt, kompresörden gelen sıkıştırılmış havayla karışarak yanar. Yanma ürünleri, türbin ve nozulda genişleyerek iş yaptıktan sonra dışarıya atılırlar. Motorun ısı verimi, havanın daha önceden sıkıştırılmasıyla artmaktadır. Bu nedenle hava; özel bir türbin tarafından döndürülen, santrifüj ya da aksiyel bir kompresör tarafından sıkıştırıldıktan sonra yanma odasına gönderilir [10].



Şekil 2.6. İdeal tepkili çevrim T-S diyagramı [11]



Şekil 2.6’da görüldüğü gibi çevrim şu işlemlerden oluşur [11]:

- 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.

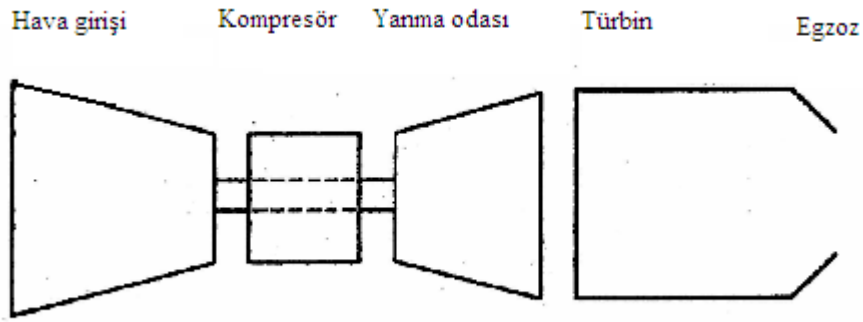
Görüldüğü gibi, bir turbojet motorunun çevrimi, sabit basınçta yanmalı bir gaz türbininin çevriminden farklı değildir (Şekil 2.6). Burada gazlar türbinde çevre basıncına kadar genişlemezler. Türbindeki genişleme, sadece kompresörü çalıştıracak gücü sağlayacak basınç kadardır. Başka bir deyişle tepkili çevrimde net iş sıfırdır. Sabit basınç gaz türbininde uygulanan tüm kurallar, turbojet çevrimine de uygulanabilir [29].

### 2.3. Turbojet Motor Kısımları

Bir turbojet, kompresörün ihtiyaç duyduğu güçten fazla güç gerektirmeyen (herhangi bir motor veya aksesuar için gerekli olan güç) ve bu gücün türbin tarafından sağlandığı bir gaz türbinidir. Egzoz gazları içinde bulunan kullanılabilir enerji jetin kinetik enerjisine dönüştürür. Turbojet motoru tepkisini motora giren küçük kütleli havanın büyük oranda ivmelendirilmesiyle elde eder [13].

Turbojet motorunun elemanları:

- Hava girişi
- Kompresör
- Yanma odası
- Türbin
- Egzoz



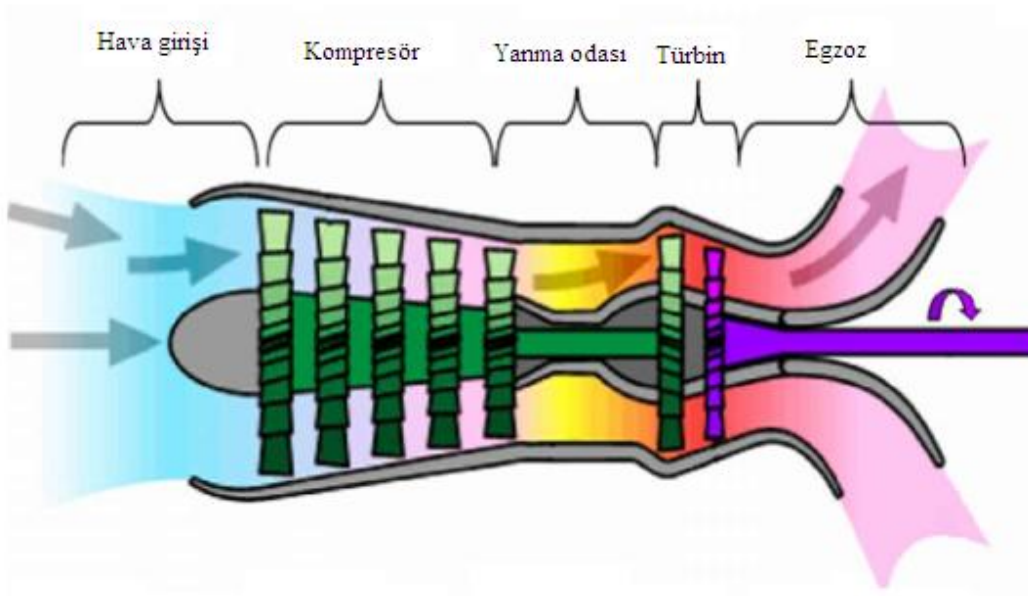
Şekil 2.7. Turbojet motor [31]

Bir turbojet motorun çalışma prensibi oldukça basittir ve 5 temel bölümden meydana gelir. Inlet (havanın girdiği yer, hava alığı da denilir), compressor (kompresör), combuster (yanma odası), türbine (türbin ve nozzle ). Inlet (normal olarak gövdenin bir parçası olarak değerlendirilir) dinamik hava basıncını statik hava basıncına çevirir (Şekil 2.7) [32]. Kompresör, büyük miktarlarda havayı sıkıştırır ve yanma odasına gönderir. Burada hava iki yola ayrılır. Birincisi, yüksek sıcaklıklarda (2500 K) yanmanın olduğu yanma odasından geçer ve ikincisi yanma odasının soğutulması için kullanılır ve 1150 – 1600 K arası bir sıcaklıkta gaz harareti üretmek üzere yanma odası çıkış ile birleştirilir. Daha sonra sıcak gazlar kompresör ve motora bağlı diğer bazı hareketli parçaları harekete geçirmek üzere enerjinin bir kısmının alındığı türbin üzerinden akar. Gazlar daha sonra, bir duct (after burner olarak isimlendirilen ilave yakıtın verildiği yer) üzerinden geçerek türbin memesine gelir ve burada genişletilerek gazların momentumu çok yüksek seviyelere çıkarılır [34]. Momentumun girişten nozzle çıkışına kadar olan değişmesi uçağı iten thrust kuvvetinin çoğunu meydana getirir [13]. Özellikleri;

- Uçaklarda kullanılan ilk gaz türbinli motor tipidir.
- Yüksek hızlara ulaşılabilir.
- Yakıt tüketimi fazladır.
- Çok sesli çalışır.
- En küçük özgül ağırlık
- Uzun kalkış pisti gereklidir.

Görüldüğü gibi turbojet motoru yüksek hız, yüksek irtifa, uzun mesafe uçuşları için en üstün motor tipidir.

Turbojet motorun çalıştığı temel bölümlerden özellikle, türbin ve kompresör bölümünün etkinliği thrust çıkışı için çok önemlidir. Yaklaşık olarak sıcak gazlardaki mevcut enerjinin üçte ikisi kompresörü döndürmek için türbin tarafından yutulur. İlk modellerde yetersiz türbin ve kompresörlerin diğer konstrüksiyon malzemeleri ile birleşmesi sonucu başarısız olmuştu [35]. Termodinamik kanunlarının, açığa çıkan enerjinin sıcaklık ve basınçtaki yükselme ile yükseleceğini belirlemesi sonucunda dizayn mühendisleri, daha büyük basınç oranları üretecek kompresörler ve daha yüksek sıcaklıklara dayanacak türbinler geliştirmek için çalışmaya başladılar (Şekil 2.8). İlk uçuş 1939' dan sonra turbojet motorlardaki çok büyük ilerlemelerin sağlanmasının sebebi bu iki komponentteki gelişmedir [13].



Şekil 2.8. Gaz türbini çalışma prensibini gösteren kesit resim

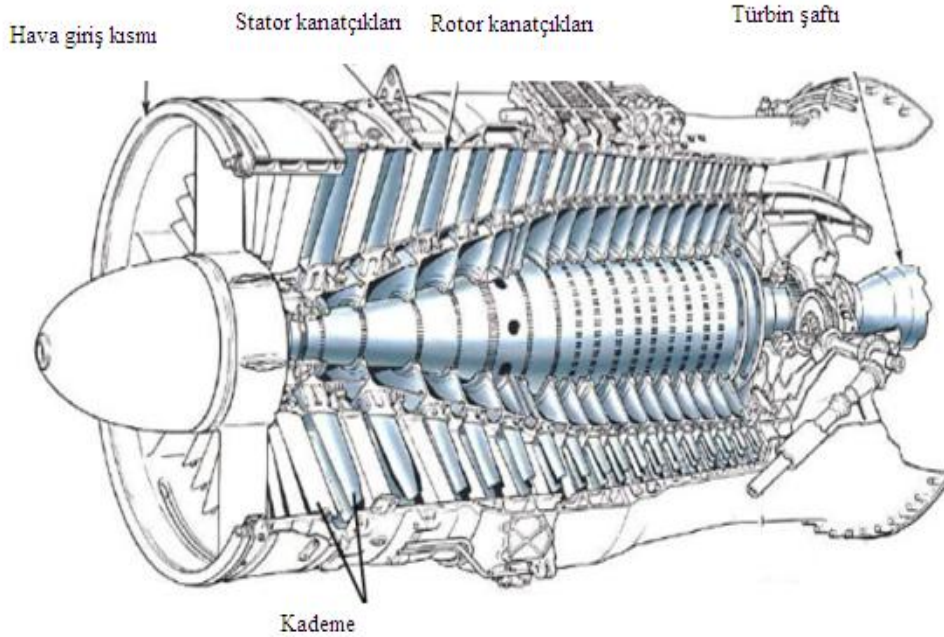
Gaz-türbin (gas-turbine) motorlar değişik mekanik düzenlere sahiptir; ancak bütün türbin motorların temel parçaları ayındır; kompresör (compressor), yanma odası (combustion chamber), kompresörün hareketi için bir türbin (turbine) ve egzoz (exhaust nozzle). Farklılık bu komponentlerin tip ve düzenlerindedir [13].

## 2.4. Turbojet Motorun Kısımları ve Görevleri

### 2.4.1. Motor girişi

Hava, motora hava giriş aralığı yolu ile girer. Inlet duct çapı arkaya doğru genişleyen bir yapıdadır. Bu tasarım, giren havanın dinamik basıncının statik basınca dönüşmesine yardım eder (Şekil 2.9). Düzgün bir hava akışı sağlar. Bu şekilde motorun verimini azaltacak akıştaki bozulmaları önler [13]. Girişte akışı bozan oluşumlar şunlardır;

- Inlet duct ağız kısmındaki (nose lip) hasarlar,
- Buzlanma,
- Motorun yan rüzgâra maruz kaldığı koşullarda devir düşüşü



Şekil 2.9.Eksenel kompresör düzeneği [33]

Giriş kısmı (inlet) gerçekte motorun tarif edilen herhangi parçasından biri değildir. Giriş, kompresörün ön tarafında yer alan yapısal destek parçalarından meydana gelir ve havanın kompresöre yönlendirilmesini sağlar [13].

Giriş bölgesi, giriş kılavuz kanatçıkları olarak bilinen, bir dizi kanatçık vasıtasıyla kontrol edilebilir. Eksenel akışlı turbojet motorlardaki kılavuz kanatçıklar havanın kompresör ilk kademesine doğru açıda gelmesi için hava akışın yönünü değiştirir. Bazı çalışma şartlarında eksenel akışlı motorlarda kompresöre gelen hava miktarının kontrol edilmesi zorunludur (Şekil 2.10) [37]. Aksi takdirde, düşük motor hızlarında kompresörün ön kademeleri, kompresörün arka kademelerinin kaldırabileceğinden daha fazla hava gönderebilir. Eğer bu durum meydana gelirse motor kompresör stall'u olabilir. Bu durumun olmasını önlemek için giriş kılavuz kanatçıkları ve bazı stator kanatçıkları ilk kademelerinin açıları motordan akan hava miktarını azaltmak üzere değiştirilebilir. Arka kademelere gelen havanın azaltılmasında en etkin yol fazla havanın bir kısmının kompresör kademesinde dışarı atılmasıdır [13].



Şekil 2.10. Motor hava girişi (F-104G starfighter)

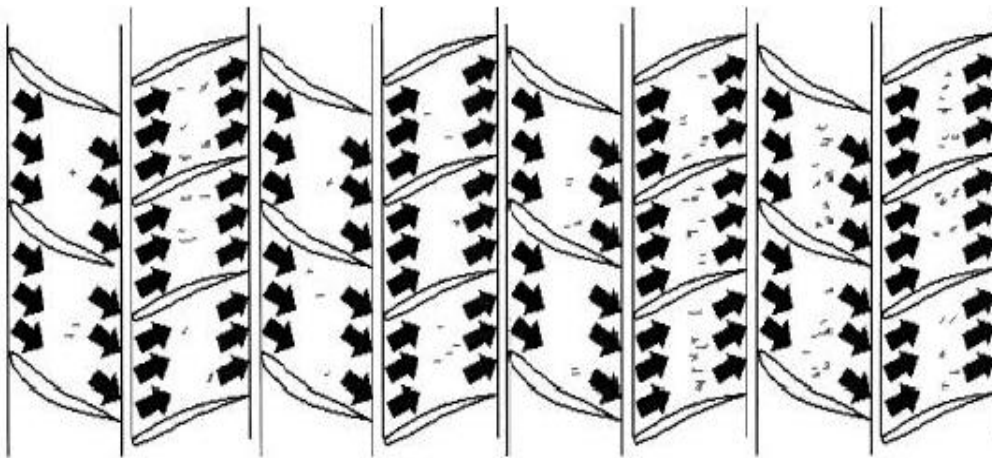
- 1- Havanın geliş açısı, kanatçıklarınkine oranla çok fazla olursa kanatçıklar hız kaybeder (pozitif stall),
- 2- Havanın geliş açısı, kanatçıklarınkine oranla çok düşük olursa, kanatçıklar yine hız kaybeder (negatif stall).

### 2.4.2. Kompresör

Bir tülumba veya kompresör esas itibarı ile aynı fonksiyonu icra ederler. Bu araçlar çalışma akışkanının basıncını arttıırlar ve ısı ilavesi yapılacak olan bir sonraki elemana iletirler. Kompresörde çalışma akışkanı havadır. Bu nedenle sıkıştırmaları nedeniyle meydana gelecek giriş çıkış arasındaki kinetik enerji değışimleri ihmal edilebilir. Kompresörlerde ısı artışı da ihmal edilebilir; çünkü çoğu kez kademeler arasında akışkan soğutmaya tabi tutulur. Bir gaz türbini kompresörü atmosferden aldığı havayı sıkıştırarak birkaç atmosfer civarında bir basınca yükseltir. Yüksek basınçlı hava yanma odasına sevk edilir. Yakıtın yakılmasıyla meydana gelen sıcak gazlar türbin üzerinde geniştilerilerek türbin rotorunu çevirirler ve çıkış şaftından faydalı iş alınır. Yanma odasında açığa çıkan enerji, kullanılan hava miktarı ile doğrudan orantılıdır. Günümüzde kompresörler 18/1 'e ulaşan sıkıştırma oranları ve % 90 'a ulaşan çalışma verimleri ile 770 kg/sn debiye ulaşan kapasiteleri ile hava akımları sağlarlar (Şekil 2.11).

Gaz türbinlerinde kullanılan kompresör tipleri [13]:

1. Santrifüj akışlı kompresörler
2. Eksenel akışlı kompresörler
3. Santrifüj -eksenel akışlı kompresörler olmak üzere üç tiptir.



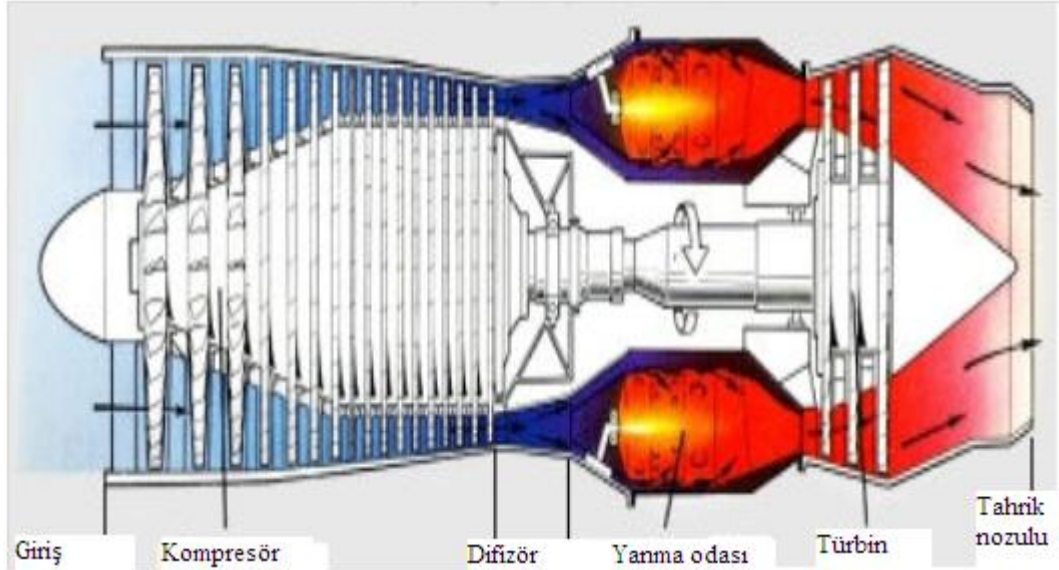
Şekil 2.11. Kompresör içindeki akış

Kompresörler bir gaz türbini sisteminin en düşük verimle çalışan elemanlarıdır. Zira elde edilen işin büyük bir kısmı kompresörün çevrilmesi için harcanır. Gaz türbinlerinin az yakıt sarf ederek sürekli çalışabilmesi için büyük miktarda havayı az kayıpla kesintisiz olarak yüksek basınçlara kadar sıkıştırabilen kompresörler gerekmektedir. Buradaki kompresörler için müşterek çalışma prensibi atmosfer havasının basıncını arttırmak amacıyla yönelik olarak havanın hızını arttırıp bu sayede hava kütesine kinetik enerji kazandırmak, yüksek hızlı havayı difüzör üzerinden geçirerek yavaşlatma ve bu sayede kinetik enerjiyi, statik basınç yükselmesine çevirmektir. Bu işlemin gerçekleştirilmesinde ortaya çıkan akışın nozullarda hızlanan akışın aksine, yavaşlayan bir akışın meydana gelmesidir [13].

### 2.4.3. Yanma odası

Yanma odası, gaz türbininin en basit yapıya sahip elemanıdır. Bununla beraber dizaynı ve geliştirilmesi teorik çalışmalardan çok deneysel, pratik çalışmalara ve uzun sürede kazanılan tecrübelerle dayanmaktadır. Yanma odasının görevi çalışma akışkanı olan havaya termal enerjiyi kazandırmaktır. Yakıt yanma odasında doğrudan doğruya yüksek basınçtaki çalışma havası içinde yakılır; diğer bir ifade ile yanma odası direkt ısıtmalı bir hava hiteridir. Yanma odası giriş sıcaklıkları kompresör basınç oranına bağlı olarak basit gaz türbini için 400-800 K , rejeneratörlü gaz türbini için 650-850 K düzeyindedir. Yanma odası çıkış sıcaklıkları sanayi tipi ağır gaz türbinlerinde 920-1100 K , uçak gaz türbinlerinde ise 1100-1600 K civarında olup bunun 1100-1700 K seviyesine çıkartılması için çalışmalar yapılmaktadır. Yanma odasındaki hava basıncı tam yük için ufak gaz türbinlerinde 310 kPa, büyük ve karmaşık gaz türbinlerinde ise 2550 kPa düzeyindedir. Gaz türbinlerinin saniyede birkaç yüz litreye varan büyük miktarlarda hava kullanması, çalışma havasına çok küçük bir hacimde büyük miktarlarda termal enerji beslemesini gerektirir. Örneğin, modern uçak gaz türbinlerinde kullanılan yanma odalarında açığa çıkan enerji 21276 kJ/h düzeyindedir. Çalışma akışkanının indirekt ısıtıldığı buhar kazanlarında açığa çıkan termal enerji ise 7,44-106 kJ/h arasındadır. Dolayısıyla yanma odalarında meydana gelen sıcaklıklar da çok yüksek olup yanmanın meydana geldiği bölgedeki alev sıcaklığı 1950-2200 K civarındadır. En yüksek alaşımlı çeliklerin bile eriyeceği

bu sıcaklıklar yanma odasının sıcaklığa maruz yüzeylerinde birtakım önlemlerin alınmasını gerektirir (Şekil 2.12). Bu nedenle yanma odasında beslenen havanın 1/3 'ünden az kısmı yanma için kullanılırken kalan büyük kısmı yanma odası cidarlarını materyalin müsaade edeceği sıcaklığa soğutmak için kullanılır[13].



Şekil 2.12. Turbojet motor

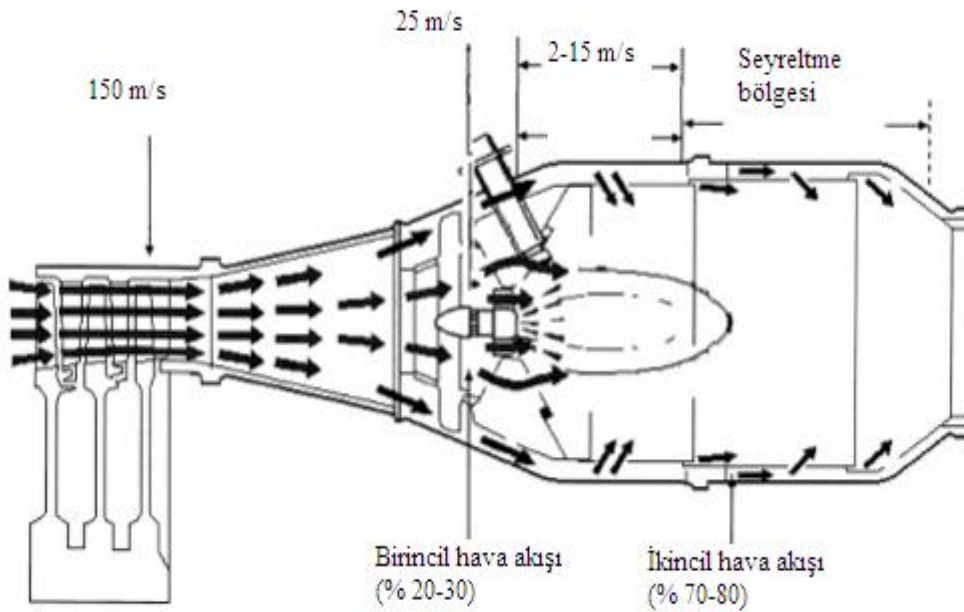
#### 2.4.3.1. Yanma odası için gerekli özellikler

İyi bir yanma odası için gerekli olan özellikler :

- Yüksek yanma verimi
- Minimum basınç düşmesi
- Çıkış sıcaklığı düzgünlüğü
- Yanma kararlılığı
- Ateşleme kolaylığı, pozitif ateşleme
- Düşük materyal sıcaklığı
- Kısa alev boyu
- Az karbon teşekkülü
- Temiz egzoz



Bunların ilk üçü doğrudan gaz türbini performansını etkileyen özelliklerdir. Yanma verimi yakıt sarfiyatını, basınç düşmesi ise hem yakıt sarfiyatını hem de gaz türbininden elde edilen net işi etkiler. Basınç düşmesinin minimum seviyede muhafazası kısa yanma odası boyu ve düşük akış miktarı kullanılmasını gerektirir (Şekil 2.13). Yanmanın iyi olması için hava miktarının belirli limitler içinde muhafazası gerekir ve kısa yanma odası boyu türbin kanatlarının alev maruz kalmasına sebep olur. Ayrıca hava akış hızı çok yüksekse alev türbin girişine doğru kayacak, hava hızı çok düşükse alev nozul ucuna doğru geri teperek sönecektir. Dolayısıyla bu özelliklerden bazıları birbirini ile çelişkili özelliklerdir [13].



Şekil 2.13. Yanma işlemi

Çıkış sıcaklığının düzgünlüğü faydalanılabilen türbin giriş sıcaklığını belirleyeceği için gaz türbininden elde edilen net işi etkiler. Sıcaklık dağılımı düzgün değilse ortalama türbin giriş sıcaklığı düşecek, bu ise gaz türbini performansını etkilemekle beraber kararlı çalışma ve uzun bir çalışma ömrü için gerekli özellikler olup eşit derecede önem taşırlar. Yanma kararlılığı, geniş bir yakıt/hava oranı bölgesinde yanmanın dengeli olması ve rölantiden tam yüke kadar ki yük değişimlerinde yanmanın kaybolmaması anlamını taşır. Ateşlemenin gecikmesi sebebiyle yanma odasında birikecek yakıtın meydana getireceği sıcak starta (hot start) mani olmak için

ateşleme kolaylığı veya pozitif ateşleme özelliği gereklidir. Düşük materyal sıcaklığı yanma odasına uzun bir çalışma ömrü sağlamak için gerekli bir özelliktir ve ancak yanma odası cidarlarında soğutma uygulamasıyla mümkündür. Ayrıca yanma odası bünyesinde büyük sıcaklık farklılıklarının bulunmaması istenir. Bu durum yanma odasının deforme olmasına ve çatlamalara sebep olur. Yanma odasında karbon birikimi, birikimin meydana geldiği bölgelerin sıcak gaza maruz yerlere nazaran daha düşük sıcaklıkta olmasına ve dolayısıyla lokal deformasyonlara sebep olur. Bunun yansira kopabilecek karbon parçaları türbin kanatlarının tahrip olmasına sebep olabilir. Kısa alev boyu türbin kanatlarının direkt aleve maruz kalmaması için gerekli bir özelliktir. Temiz egzoz, minimum çevre kirliliği için istenen bir özelliktir ve doğrudan doğruya yanma odasındaki yanma işlemiyle ilgilidir. Yukarıda belirtildiği gibi bütün bu özelliklerin çoğu birbirinden bağımsız olmakla beraber bazıları birbiriyle çelişkilidir [13].

#### 2.4.3.2. Yanma işlemi

Yanma işlemi aşağıdaki adımlardan oluşur;

- Sıkıştırılmış hava yanma odasına girer,
- Yakıt nozulları, yakıtı hava akışının merkezine doğru püskürtürler,
- Yakıt buharlaşarak hava akışına karışır,
- Bujiler ateşleme yapar.

Yanma başladıktan sonra;

- Ateşleme durur,
- Yakıt ve hava temini kesintisiz olduğundan yanma devam eder.

Doğru ve emniyetli yanma için iki koşulun sağlanması gerekir;

- Doğru hava/yakıt karışım oranı,
- Hava hızının tam yanmayı sağlayacak düşüklükte olması.

Tam yanma, 1 birim yakıt için 15 birim hava gerekir;

Kompresörden gelen hava primer ve sekonder akış olarak ikiye ayrılır;

- Primer akış yanma için kullanılır( kompresörden gelen havanın %20-30'udur)
- Sekonder akış, yanma odasının primer bölgesinden by pass olup, sekonder bölgesinde sıcak gaz ile karışır ( kompresörden gelen havanın %70-80'idir )

Primer bölge, alevin stabil olduğu yerdir.

Sekonder havanın bir kısmı, primer bölgede alevi, yanma odası duvarlarından (çeperinden) uzak tutmak için kullanılır. Alev sıcaklığını 2273 K' ye ulaştığı bu bölgede bir film soğutma tabakası oluşturur. Sekonder havanın büyük kısmı yanma odası malzemesinin yüksek sıcaklıklardan etkilenmemesi için soğutma görevi yapar. Yine bu havanın çoğu seyreltme deliklerinden sekonder bölgesine girer. Yanma odası girişinde genellikle bir difüzör bulunur. Görevi kompresörden gelen havanın hızını azaltmaktır. Doğru yanma için, hava akışının yanma odasına düşük hızla girmesi gerekir [13].

- Bu şekilde alevin stabil olması sağlanır.
- Yanmanın primer bölgede bitmesi, sekonder bölgeye ve türbine sıçramaması sağlanır.

Hava akışı kompresörden yaklaşık 150 m/s hızla gelir. Bu hız yanma işlemi için çok yüksektir. Difüzörde hız yaklaşık 25 m/s ye düşer ki bu hızda yanma odası için çok yüksektir. İstenen oranda karışımın sağlanabilmesi için akış hızı 2-15 m/s olmalıdır.

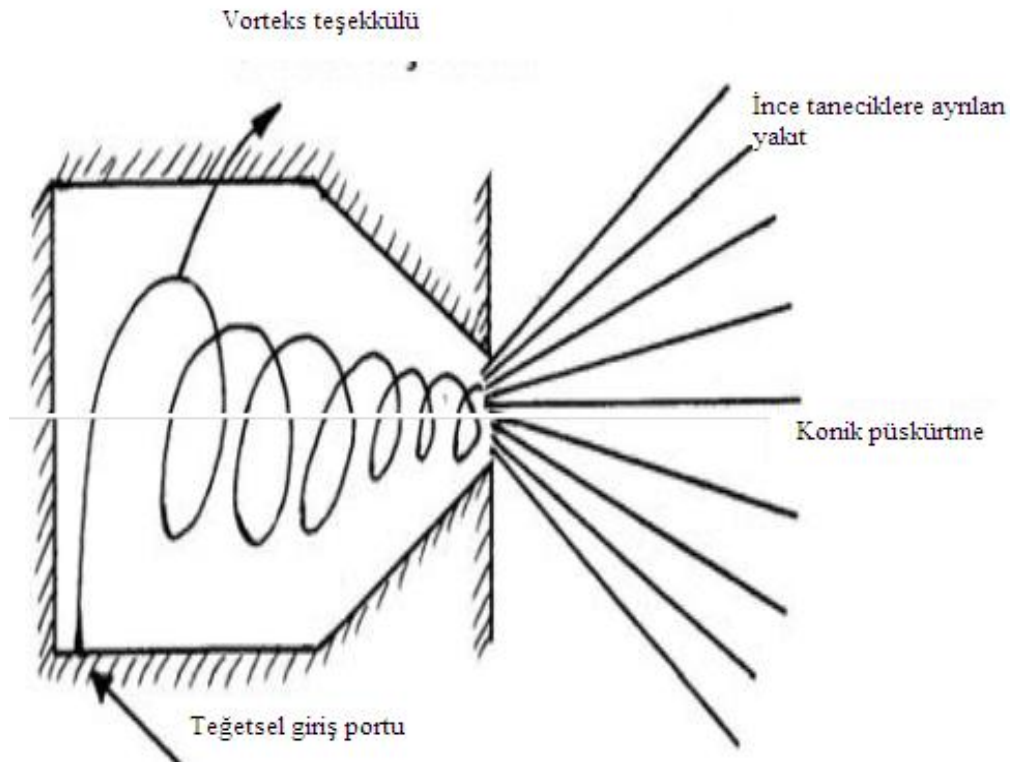
#### **2.4.4. Yakıt nozulları**

- Yakıtı yanma odasına buharlaşmış veya çok ince şekilde pulverize edilmiş olarak vermek.
- Yakıtın primary bölgede muntazam dağılımını sağlamak.

Bu maksat için yakıt nozullarında kullanılan en yaygın metod yakıtı yüksek basınçla özel dizayn edilmiş bir orifisten geçirmektir [13].

#### 2.4.4.1. Basit yakıt nozulu (Simplex atomiser)

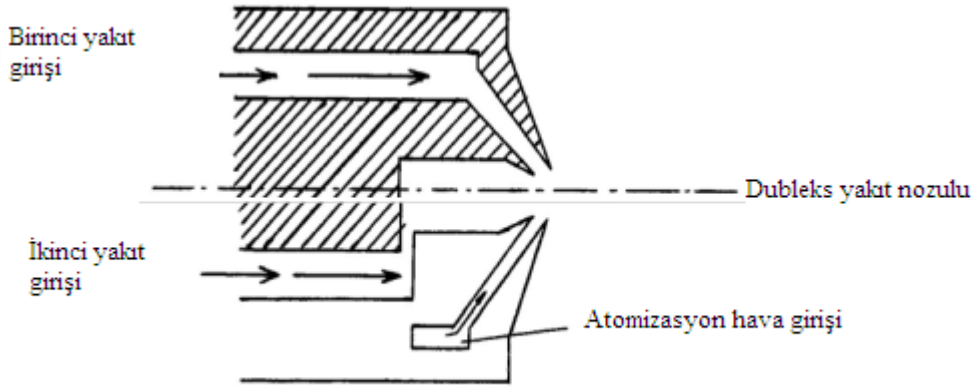
Genel olarak kazan brülörlerinde sıvı yakıtların pulverize edilmesinde kullanılan atomizer tipidir. Akışın miktarı basıncın karekökü ile orantılıdır. Çıkış gücünün ve dolayısıyla da yakıt püskürtme miktarının nispeten sabit olduğu küçük gaz türbinlerinde kullanılır [38]. Esas olarak yakıtın girdiği teğetsel bir port, ivmelendiği vorteks hücresi (sprayer plate) ve atomizeri terkettiği merkezi bir nozuldan ibarettir (Şekil 2.14). Nozulu terk eden yakıt yüksek teğetsel hıza sahiptir [13].



Şekil 2.14. Basit yakıt nozulu

#### 2.4.4.2. Dupleks yakıt nozulları (Doublex atomiser)

Basit yakıt nozulları uçak ve gemilerde kullanılan önemli yük değişimlerinin mevcut olduğu büyük gaz türbinleri için uygun değildir. Çeşitli yüksekliklerdeki güç ihtiyaçlarının karşılanabilmesi yakıt basıncında az bir değişimle püskürtülen yakıt miktarınının 100:1'e varan büyük oranlarla değişmesini gerektirir. Bu kadar geniş çalışma alanının sağlanması için dupleks yakıt nozulları kullanılır (Şekil 2.15) [39].



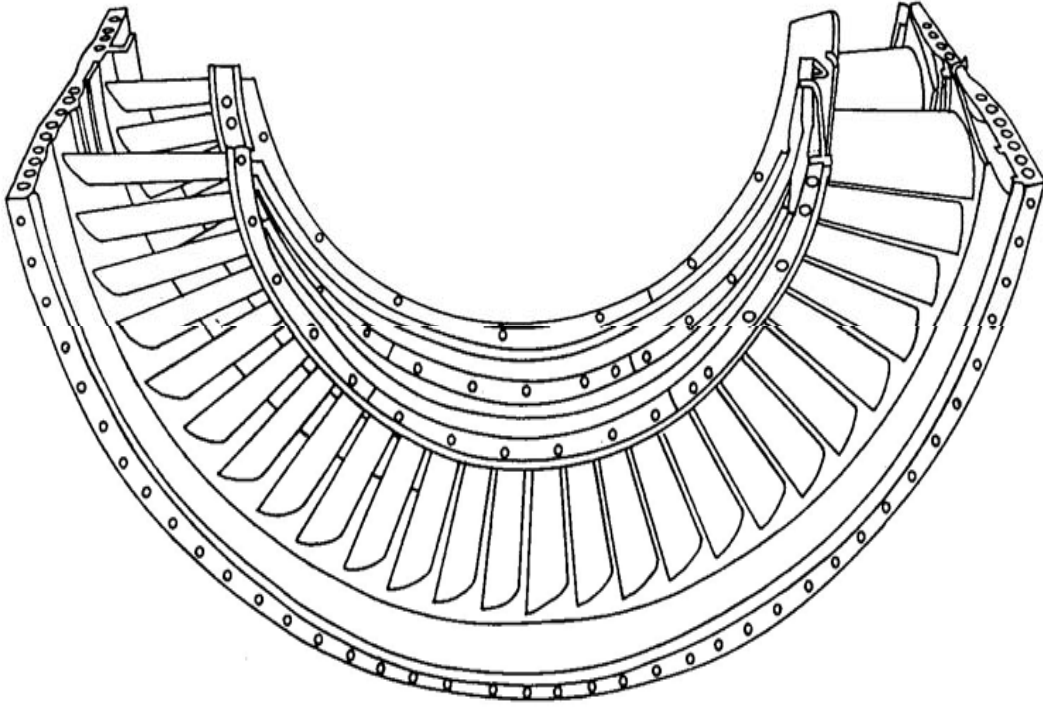
Şekil 2.15. Dupleks yakıt nozulu [40]

Esas itibarıyla dupleks nozul iç içe geçmiş iki basit nozuldandır. Secondary yakıt hattından beslenen dış nozul, primary yakıt hattından beslenen iç nozulun 2 ile 10 katı akış kapasitesine sahiptir. Rölanti ve düşük güç seviyelerinde sadece içteki küçük nozul yakıt püskürtür, güç ihtiyacı arttıkça dıştaki büyük nozulde devreye girer. Yakıtın, secondary hattan dış nozula verilmesi yakıt basıncının belirli değeri aşmasıyla harekete geçen akış bölücü valf ile yapılır [13].

#### 2.4.5. Türbinler

Türbin; yanma odasını terkeden sıcak gazların iç enerjisini mekanik dönme enerjisine çevirerek hem kompresör ve yardımcıları hem de yükü çevirir. Türbinin sağladığı gücün, kompresör ve yardımcılarına harcanan kısmı 2/3 oranındadır. Türbin tekeri makinenin en yüksek gerilmeye uğrayan kısımlarından biridir. Bu

bölüm yalnız 1755 K civarında çalışmak zorunda kalmaz aynı zamanda dönüş hızlarının doğurduğu merkezkaç yüklerine de cevap vermek zorundadır (Şekil 2.16). Bu nedenle türbini emniyetli çalışma sınırları içinde tutmak için makine hızını ve türbin giriş sıcaklığını devamlı olarak kontrol altında bulundurmamak gerekir [13].

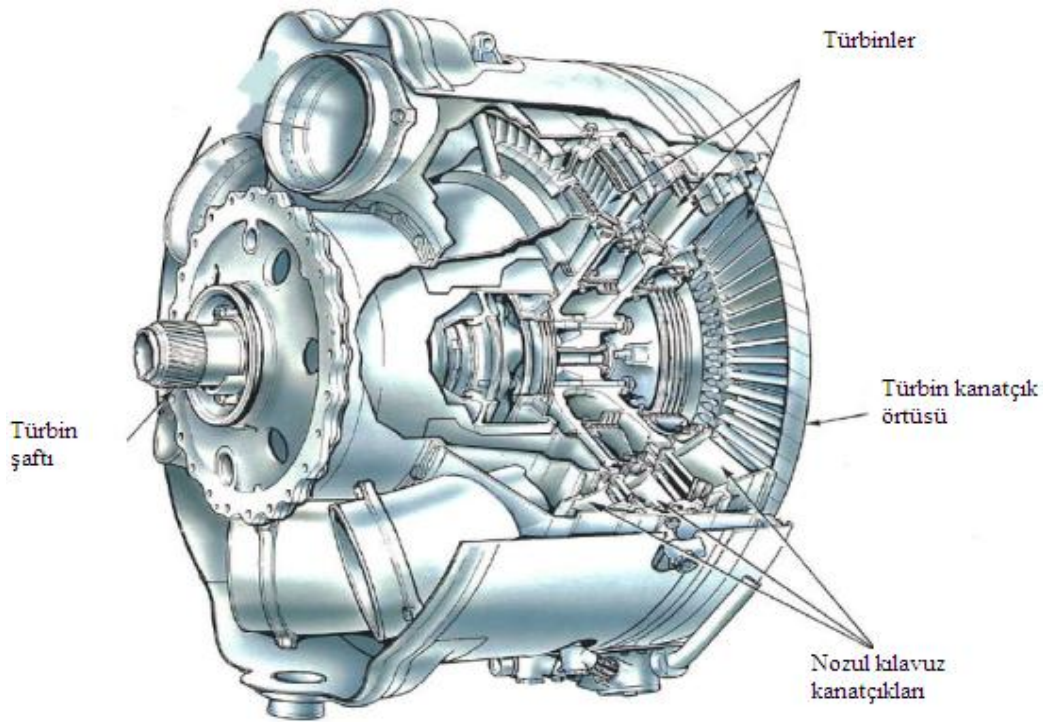


Şekil 2.16. Türbin stator kesit görünüşü

Türbin tekeri iki önemli kısımdan oluşmaktadır; disk ve kanatlar. Disk içerisinde fazla oranda krom, nikel ve kobalt ihtiva eden çelik alaşımı olmakla birlikte statik ve dinamik olarak dengelenmiştir. Disk dövüldükten sonra makinadan geçirilerek şekil verilir. Yapısal düzgünlüğünün kontrolü içinde röntgen ışınları ve diğer kontrol yöntemleri ile iyice incelenir. Türbin nozul kanatlarının iki vazifesi vardır:

- Gazın bir miktar ısı ve basınç enerjisini, kinetik enerjiye çevirmek
- Gaz akışının türbin döner kanatlarına uygun yönde çarpacak şekilde yönünü değiştirmek. Bunda amaç gazın kanatlara çarpması sonucunda kuvvetin rotor düzleminde kalmasıdır.

Nozul alanı türbinde kritik bir kısım oluşturur. Bu alan küçük yapılırsa hava akışını kısıtlar ve kompresör basıncı yükselir, kompresör sıkıştırmayı yeterli yapamaz. Bu sebeplerden dolayı özellikle ivmelenme esnasında nozuldaki akışta boğulma olabilir. Küçük çıkış alanları ivmelenmenin yavaşlamasına da sebep olur. Arttırılmış nozul alanları makinanın daha hızlı ivmelenmesini ve düzenli çalışmasını sağlar; fakat daha yüksek yakıt sarfiyatı getirir. Nozul alanları bakım zamanında ayar edilir (Şekil 2.17) [13].



Şekil 2.17. Eksenel türbin ve kısımları

#### 2.4.6. Egzoz nozulu

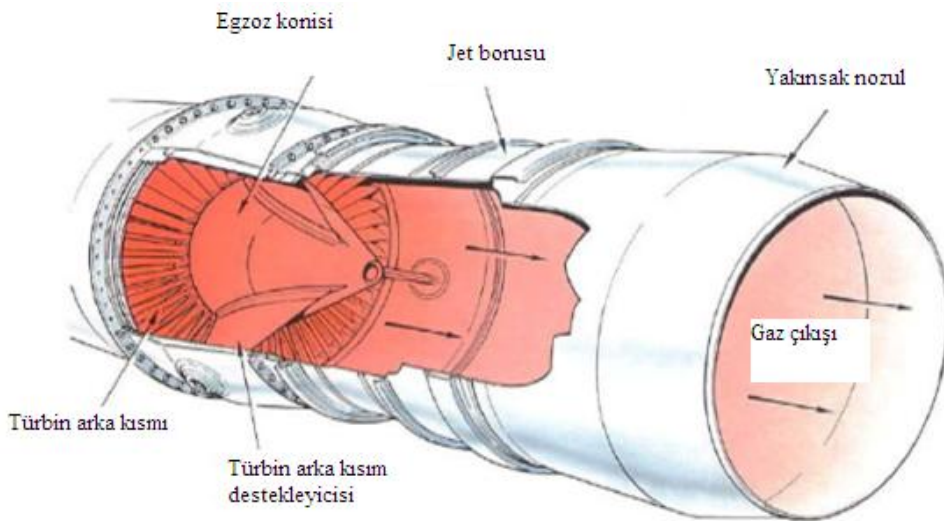
Türbinden gelen sıcak ve yüksek hızdaki yanmış gazlar egzoz borusuna girerek nozzle' dan dışarı çıkar ve bu tepki uçağın ileri doğru hareket etmesini sağlar (Şekil 2.18b). Egzoz borusundaki aşırı ısınmayı önlemek için, ön kısımdan giren soğuk havanın bir bölümü gövdenin içinden egzoz borusunun dış yüzeyine yönlendirilerek soğutma amacıyla kullanılır. Egzoz borusundaki gazların ısısının normal değerlerde olup olmadığı kokpitteki göstergeden kontrol edilir [13].



Şekil 2.18a. Nozzle durum göstergesi

Şekil 2.18b. Nozzle'ın kapalı konumu

Nozzle'lar sabit ve hareketli olmak üzere iki çeşittir. Sabit nozzle'ların çapı, motordan en iyi randıman elde edilecek şekilde tasarımcılar tarafından belirlenir. After burner'lı jet motorlarında gaz kolunun konumuyla bağlantılı olarak hidrolik sistem nozzle'ı açar veya kapar. Gaz kolu after burner konumuna getirildiğinde nozzle tam açılır ve gaz kolunun after burner konumundan çıkmasıyla motor devrine uygun oranda kapanır. Nozzle'ın bu hareketleri kokpitteki göstergeden kontrol edilir (Şekil 2.18a) [36].



Şekil 2.19. Temel bir egzoz sistemi



Eğer gaz kolu afterburner konumundan %100 devir veya altına getirildiğinde nozzle kapanmazsa, motorda büyük ölçüde güç kaybı meydana gelir (Şekil 2.19). Böyle bir durumla karşılaşıldığında, pilot yedek sistemi çalıştırarak nozzle'ın kapanmasını sağlar.

## 2.5. Jet Motorlarında Kullanılan Yakıtlar

Pistonlu motorlarda düşük parlama özellikli AVGAS olarak bilinen yakıtın kullanılmasına karşılık, jet motorlarında parlama derecesi yüksek, kolay alev almayan ve taşınması daha güvenli yakıt türü kullanılır. İlk jet motorlarında gazyağı veya gazyağı-benzin karışımından oluşan yakıt kullanılmaktaydı. Günümüzdeki jet motoru yakıt türleri çoğunlukla gazyağı esaslıdır. Askeri jet uçak motorlarında “JP”, sivil jet uçak motorlarında “Jet-A” ve “Jet-B” olarak sınıflandırılan yakıt kullanılır. Jet-A; JP-8 ve Jet-B; JP-4 ile aynı türdendir [1].

JP-1: Özellikle Birleşik Devletlerde 1944 yılında belirlenmiş, donma noktası 213 K derece olan gaz yağı esaslı jet motor yakıtıdır. JP-1 çok iyi kalitesiyle ve eksoz duman isinin az oluşuyla bilinir.

JP-2, JP-3 ve JP-4: Daha sonraları nafta ve gaz yağı karışımından 1945 yılında JP-2, 1947 yılında JP-3 jet motor yakıtı geliştirilmiştir. Gaz yağı ve benzin karışımı JP-4 1951 yılında kullanılmaya başlanmıştır. JP-2, JP-3 ve JP-4'ün tutuşma derecesi JP-1'e göre daha düşüktür.

JP-5: Yüksek tutuşma derecesi özelliği nedeniyle daha güvenli olan JP-5, uçak gemilerinde konuşlu jet uçaklarında kullanılmaktadır. JP-5'in üretimi diğer JP serilerine göre daha pahalıdır.

JP-6: Jet motor yakıtı 1956 senesinde XB-70 uçağı için üretilmiştir. XB-70 projesi iptal edilince JP-6'nın üretimine de son verilmiştir.

JP-7: 1970 yılında SR-71 “Blackbird” uçağı için özel olarak üretilmiştir.

JP-8: 1990'lı yıllarda JP-4 formülünde değişiklik yapılarak gaz yağı esaslı JP-8 üretildi. JP-8 çok yüksek parlama dereceli, fazla kokan ve biraz yağlı özelliklere sahiptir.

JET-A: Sivil jet uçak motorlarında kullanılan Jet-A, JP-8'in benzeri olup gaz yağı esaslıdır.

JET-B: Sivil jet uçak motorlarında kullanılan Jet-B, JP-4'ün benzeri olup gaz yağı-benzin karışımıdır [1].

### 2.5.1. Jet yakıtından istenilen özellikler

Tepkili uçak motorlarında kompresörden gelen havanın ısıtılması ve ısı enerjisinin oluşması için kerosen tipi yakıtlar kullanılır. Kerosenin havadaki oksijenle kimyasal reaksiyona girmesi sonucu oluşan ısı, kompresörden giren havayı türbin giriş sıcaklığına kadar yükseltir. Jet yakıtları genel olarak hidrokarbon yada hidrojen ve karbon elementlerinin bileşimlerini içeren ham petrolden rafine edilerek üretilir. Optimum motor performansı, ekonomi, emniyet ve revizyon ömrü gibi istekleri yerine getirmeleri için jet yakıtları birçok özelliğe sahip olmalıdırlar. Genel olarak gaz türbinli motor yakıtlarından şu özellikler istenir [42]:

- Her türlü çalışma şartlarında kolayca pompalanabilme ve akabilmelidir.
- Her türlü yer şartlarında motor çalışmaya devam etmeli ve uçuşta gerektiğinde yeniden çalıştırma özelliğine sahip olmalıdır.
- Her şartta verimli yanma sağlanmalıdır.
- Mümkün olduğu kadar yüksek ısı değere sahip olmalıdır.
- Yanma sistemleri ve türbin kanatları üzerinde zararlı etkileri olmamalıdır.
- Yakıt sisteminin hareketli parçaları için uygun yağlamayı sağlamalıdır.
- Yangın tehlikesini en aza indirmelidir.

### **2.5.1.1 Yakıtın fiziksel özellikleri**

Yanmanın oluşabilmesi için yanma odasına yakıtın enjekte edilmesi ve yakıtın buharlaşarak hava ile karışması şarttır. Bu proseslerin uygulanması yanmayı önemli ölçüde etkilemekte olup; buda yakıtın fiziksel özellikleri tarafından tayin edilmektedir. Özellikle havacılık açısından uçuş sırasında karşılaşılan geniş sıcaklık ve basınç aralıklarında yakıtın bütünlüğünü koruması ve pompalanabilir olması gerekmektedir. Bu özellikleri uçaklarda kullanılan yakıtların kabiliyetlerinin belirlenmesinde önemli faktördür [14].

### **2.5.1.2. Damıtma bölgesi**

Su gibi basit sıvılar sabit sıcaklıkta kaynar ve buhar fazına geçerler. Buna karşılık petrol ürünleri her biri kendi kaynama noktasına sahip pek çok farklı ürünün karışımıdır. Bu nedenle tek bir kaynama noktası olmayıp farklı damıtma bölgeleri vardır [14].

### **2.5.1.3. Buhar basıncı**

Bir sıvının buhar basıncı, sıvıya verilen bir sıcaklıkta içerisinde bulunan kabın yüzeyine uygulanan basınçtır. Yakıtlarda yanma açısından buhar basıncının yüksek olması istenir. Çünkü bu özellik yakıtın ilk yanma bölgesinde hızlı buharlaşmasını sağlar [14].

### **2.5.1.4. Alevlenme noktası**

Bir yakıtın hava ile karışarak yanabilecek bir karışımı oluşturmaya yetecek miktarda buharlaştığı en düşük sıcaklık olarak tanımlanır. Sıvı bir yakıtın yanabilmesi için, bu yakıtın buharı ile havanın belirli oranlar dahilinde karışmış olması gerekir. Bir yakıt ne kadar kolay buhar haline gelirse, hava ile yanıcı bir karışım oluşturması da o derece kolay olur [14].

### 2.5.1.5. Uçuculuk

Bir yakıtın uçuculuğu damıtma bölgesine, buhar basıncına ve alevlenme noktasına bağlıdır. Uçuculuğun yüksek olması yanma performansını artırır, kararlılığı artırarak yanma etkinliğini iyileştirir. Dezavantajı ise yüksek irtifada yakıtın hızla buharlaşması sonucu yangın tehlikesini artırmaktadır [14].

### 2.5.1.6. Viskozite

Viskozite bir akıcılık ölçüsüdür. Yakıtın düşük çalışma sıcaklıklarında daha kolayca akacak kadar viskozitesi düşük olmalı, sızıntıya engel olacak ve pompa sistemini yağlayabilecek kadar yüksek viskoziteli olmalıdır. Aynı zamanda yanma odasında kolayca atomize olabilecek uygun viskozitede olmalıdır. Viskozite akış halinde olan bir sıvının akmaya karşı gösterdiği direnç olarak da tanımlanabilir [14].

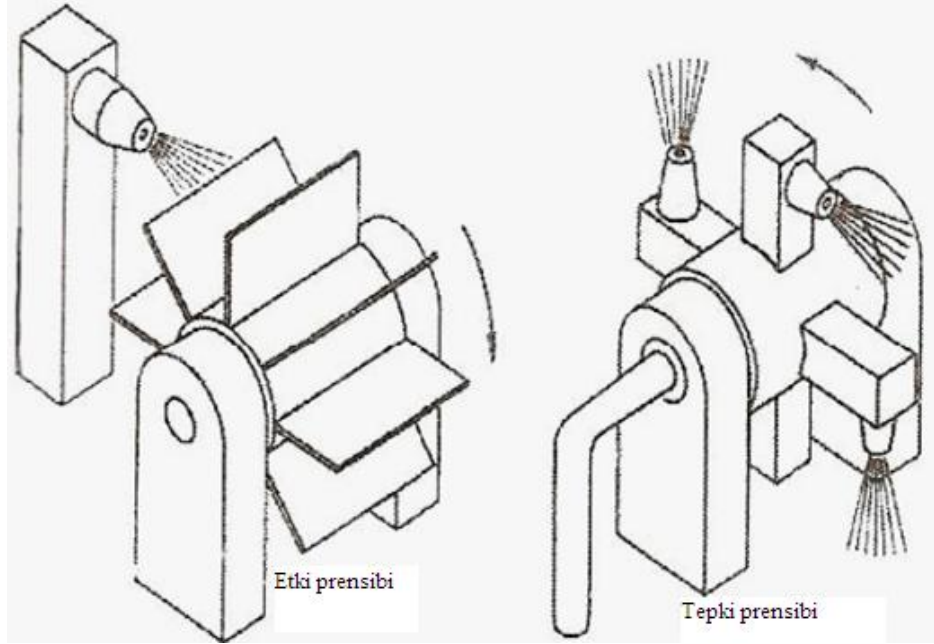
### 2.5.1.7. Yüzey gerilmesi

Gaz türbinli yakıtlarda yüzey gerilmesi için genellikle belirlenmiş değerler yoktur. Buna rağmen yüzey gerilmesi yakıtın atomizasyonunu önemli ölçüde etkiler [14].

## 2.6. Tepki Prensibi

Gaz türbinlerinin, uçak ve benzeri ulaşım araçlarında güçlendirilerek kullanılmasına II. Dünya Savaşının sonlarına doğru başlanmıştır. Bu araçlar için gerekli olan itme kuvvetinin önemli bir bölümü motordan dışarıya atılan egzoz gazları tarafından sağlandığından, bu alanda kullanılan gaz türbinleri daha çok tepkili (reaksiyonlu) motorlar olarak adlandırılırlar. Şekil 2.20' de etki (impulse) ve tepki (reaksiyon) prensipleri açıklanmıştır. Pistonlu içten yanmalı motorlarla güçlendirilen uçaklar 800 km/h'e kadar hız yapabilirlerken, tepkili motorlu bir uçak 3000 km/h' ye kadar hız yapabilmekte ve bu hız bile sayılmamaktadır. Hızdaki bu fark, tepkili motorların

pistonlu içten yanmalı motorlara oranla daha az ağırlık ve basit konstrüksiyonla daha yüksek güçler üretebilmelerinin bir sonucudur.



Şekil 2.20. Etki (Impulse) ve tepki (Reaksiyon) prensibi

Tepkili motorlar, jet yakıtı adı verilen ve gazyağına benzeyen bir yakıtın yakılmasıyla açığa çıkan enerjiyi kullanarak, motordan geçen havanın momentumunu artırmak yoluyla itme kuvveti sağlayan motorlardır. Momentum (H), hareket halindeki bir cismin hızını sabit tutabilme özelliğidir ve cismin kütlesi ile hızının çarpımına eşittir.

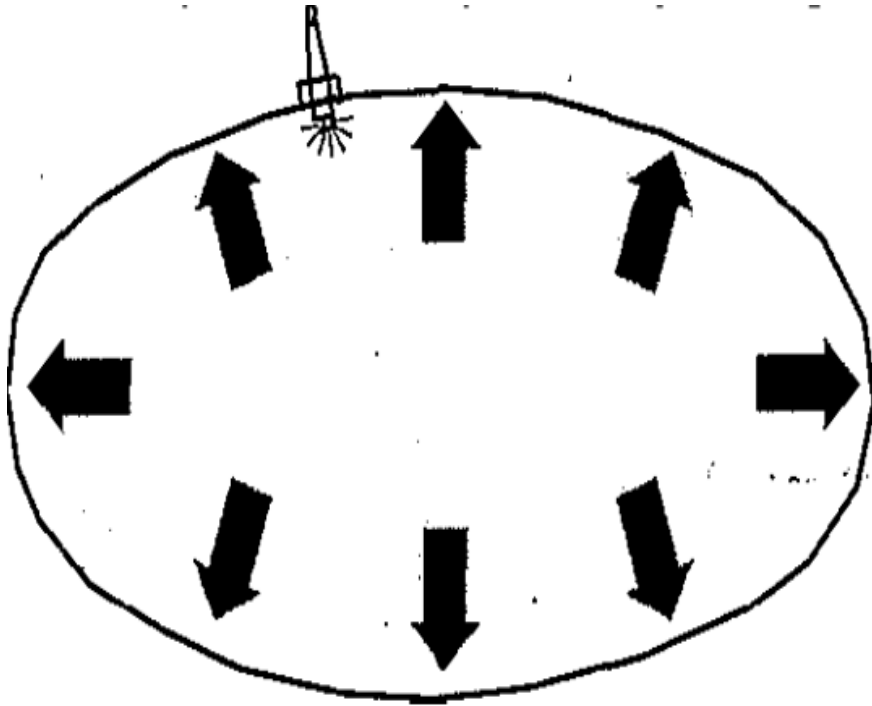
$$H = m \times C$$

Burada;

H: momentum, kgm/s, m: kütle, kg, C : hız, m/s, dir.

Hız gibi momentum da vektörel bir büyüklüktür.

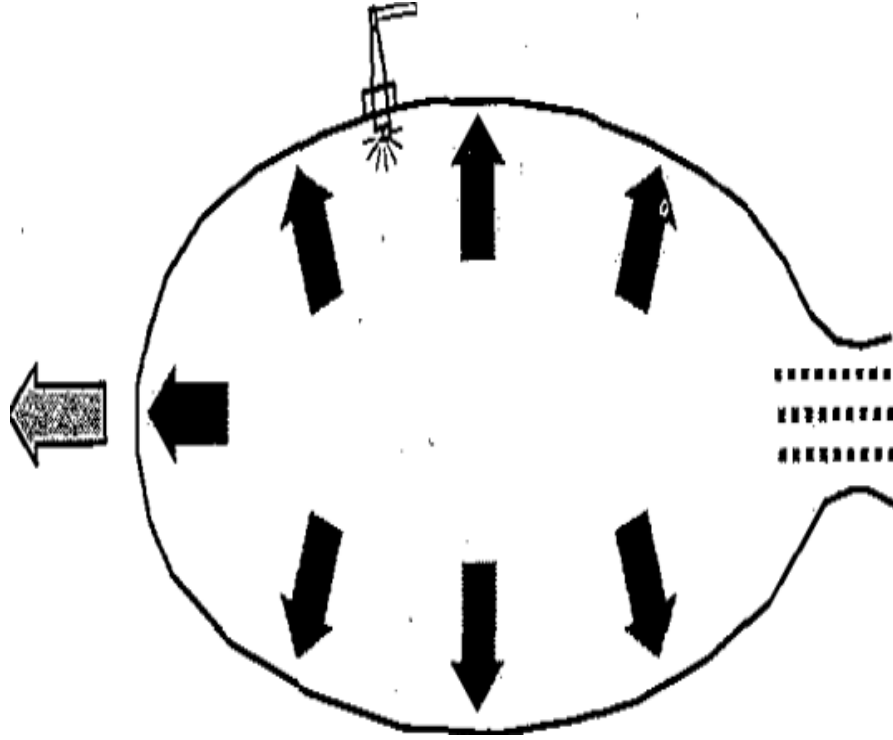
Tepkili motorun ön tarafından alınan hava kompresörde sıkıştırılarak yanma odasına sevk edilir. Yanma odasında hava içerisine yakıt püskürtülerek karışım ateşlenir ve toplam enerji miktarında artma meydana gelmektedir. Yanma odasından çıkan yüksek basınçlı sıcak gazlar; önce kompresörü (bazı uygulamalarda, fan veya pervaneyi de) çeviren türbinde, ardından da itmeyi sağlayan tahrik lülesinde (nozulunda) genişletilerek iş üretmektedirler. İlk olarak, güç kaynağında tepki prensibinden yararlanma düşüncesi, M.Ö. 130' lu yıllarda İskenderiyeli filozof Heron'un tasarladığı basit tepki türbinine dayandığı bilinmektedir. Tepki prensibi, balon biçimli kap örneğiyle daha iyi açıklanabilir. Şekil 2.21' de, balon tipindeki sabit hacimli kapalı bir kap içerisine, yakıt ve oksijenden oluşan yanıcı bir karışım doldurulmuştur. Bu karışım bir buji tarafından ateşlendiğinde, yanmayla birlikte gazlar hızla genişleyeceğinden, basınç artacak ve bu basınç düzenli bir biçimde her yöne dağılacaktır. Ancak;



Şekil 2.21. Kapalı bir kap içerisinde yanma

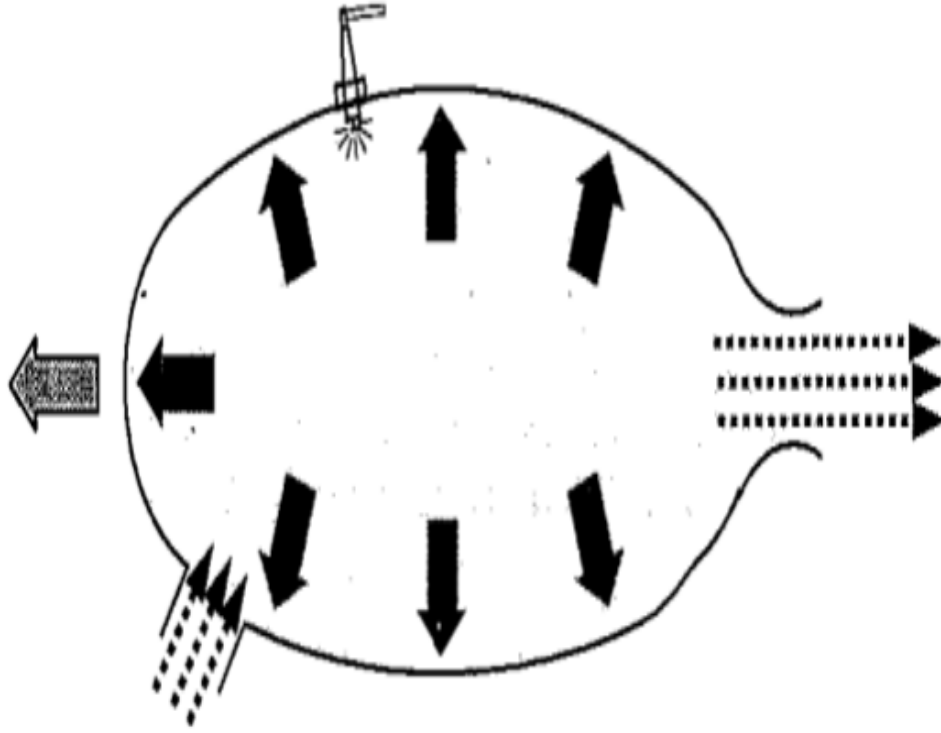
Yüzeyle gelen kuvvetlerin her yönde karşılıklı olarak birbirini dengelemesi nedeniyle, kapta herhangi bir hareket eğilimi görülmeyecektir. Şekil 2.22' de, bir

önceki sisteme benzer yapıda, ancak bir tarafında çıkış ağzı (lüle, nozul) bulunan bir kap bulunmaktadır. Karışımın ateşlenmesi ve yanmasına bağlı olarak hızla genişleyen gazlar, yüksek bir hızla çıkış ağzını terk ederler. Çıkış ağzındaki gaz basıncının serbest bırakılması sonucu; karşı taraftaki basınç dengesiz kalarak, kabı, gaz çıkışının tersi yönde hareket ettirmeye çalışacaktır.

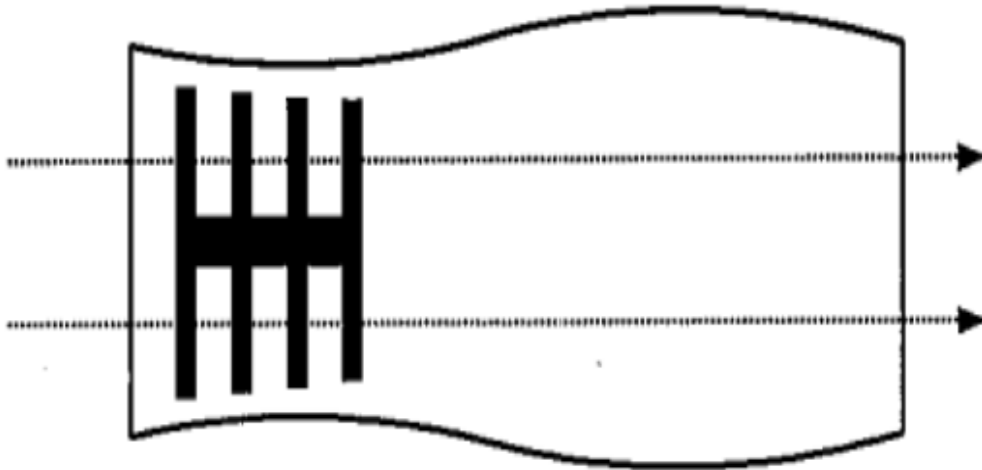


Şekil 2.22. Jet prensibi

Şekil 2.22' de görülen kabın hareketi, içerisindeki basıncın çabucak azalması yüzünden, kısa süreli olacaktır. Kabın içerisindeki yanmanın, dolayısıyla basıncın sürekliliğini sağlamak üzere, Şekil 2.23' te görüldüğü gibi, kaba sürekli olarak hava ve yakıt pompalanması ile sağlanabilir. Böylelikle, kaptan gazların çıkışının (jet) sürekliliği de sağlanmış olacaktır. Jet motorlarında havanın pompalanması işlemi, çoğunlukla çok kanatçıklı bir kompresör tarafından yapılmaktadır. Şekil 2.24' te görüldüğü gibi, genellikle motorun ön tarafına yerleştirilen ve yüksek hızlarda dönen kompresör, çok büyük miktarlardaki havanın motordan geçmesini ve içerideki yüksek basıncın korunmasını sağlamaktadır.

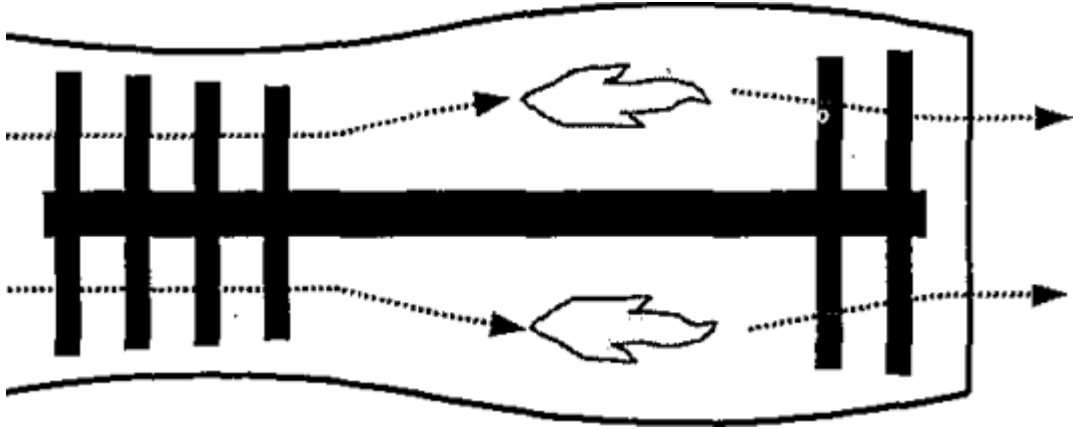


Şekil 2.23. Kompresör



Şekil 2.24. Turbojet



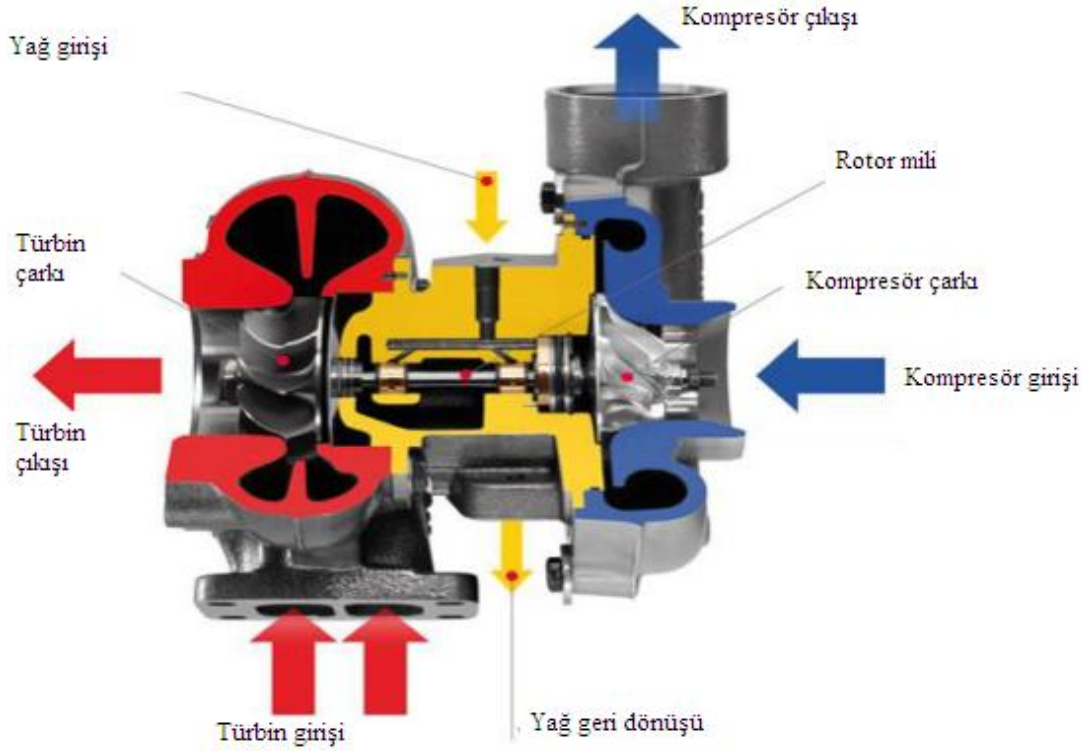


Şekil 2.25. Bir tarafı açık olan kapta yanma (Roket prensibi)

Bu aşamaya kadar, balon tipindeki jet motoru, önemli bir eksikliğin dışında tamamlanmış olmaktadır. Bu eksiklik, kompresörü çeviren elemandır. Kompresör nedeniyle öne doğru akamayan, sadece arkaya doğru akabilen sıcak gazların yolu üzerine, bir rüzgar çarkı (uygun adıyla bir türbin) yerleştirilecek olursa, yüksek hızlı sıcak gazlardaki enerjinin önemli bir kısmı tutulabilir. Şekil 2.25' te görüldüğü gibi, dönen türbin, bir şaft aracılığıyla hareketini kompresöre ve diğer bazı donanımlara iletacaktır. Geriye kalan enerji, gazları kabın çıkış ağzından (lüleden, nozuldan) hızla dışarıya atılır. Lüleden atılan gazların hızları ne kadar yüksek olursa, itme kuvveti (thrust) de o kadar fazla olacaktır.

### BÖLÜM 3. AŞIRI DOLDURMA SİSTEMLERİ

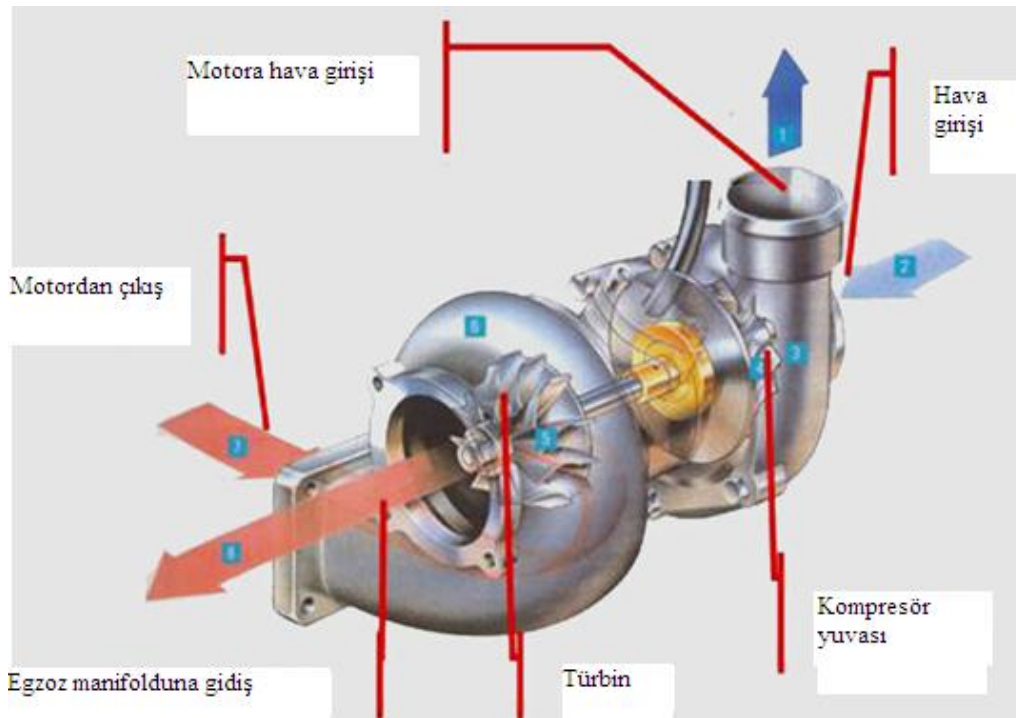
Motorun silindiri içerisinde yakılarak egzoz sistemi yardımıyla atmosfere atılan sıcak gazların enerjisi ile döndürülen türbin bağlı olduğu milin ucundaki kompresörü çevirerek, motorun silindiri içerisine sevk edilen havanın basınçlı olarak, daha yüksek yoğunlukta gönderilmesini sağlar [49]. Motor içerisine gönderilen ideal sıcaklıktaki hava sıkıştırıldığında basıncı daha da artarak yakıtın tam olarak ve yüksek verimde yanmasını sağlar. Bu sistem dizel motorlarında oldukça olumlu sonuçlar vermektedir. Turboşarj sistemi en ekonomik şekilde ve düşük emisyon değerleri ile daha fazla güç üretimine imkan vermektedir. Turboşarj ünitesi yardımı ile %50-100 arası güç kazancı sağlanılmaktadır. Şekil 3.1’ de egzoz gazlarıyla çalışan turboşarj sistemi görülmektedir [28].



Şekil 3.1. Turboşarj sistemi

### 3.1. Turboşarj Sisteminin Yapısı ve Çalışması

Turboşarj ünitesinin çalışması, egzoz manifoldundan çıkan yanmış egzoz gazlarının enerjilerine bağlı olarak değişir. Silindirden çıkan egzoz gazları, egzoz manifoldunun ağzındaki türbin bölümüne girer. Çevresel ve merkeze doğru daralan bir kanaldan geçen sıcak gazlar bir yandan genişlemek isterken, diğer taraftan daralmakta olan bu kanalda hız kazanırlar. Şekil 3.2’ de turboşarj ünitesinin çalışması görülmektedir [28].



Şekil 3.2. Turboşarj ünitesinin yapısı ve çalışması

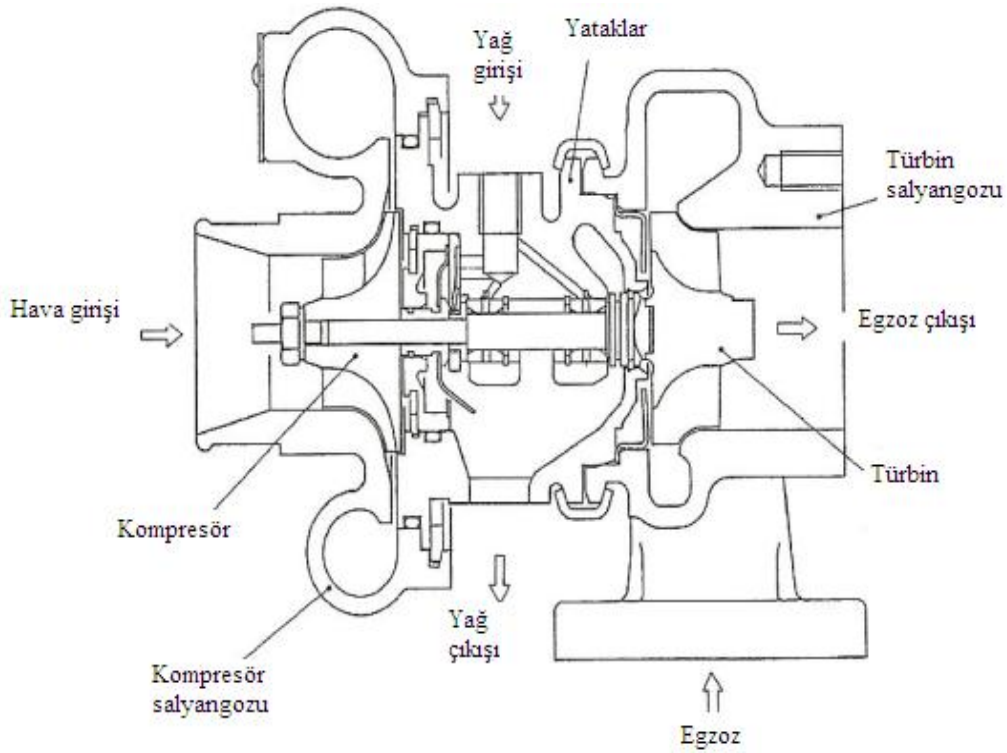
Türbin çarkınının dış ucundan türbin merkezine doğru geçerken kanatçıklara çarparak türbini yüksek bir hızla döndürür ve türbin ortasından egzoz borusuna geçerler. Türbin çarkı ve kompresör aynı mil üzerinde bağlı olduklarından aynı hızla dönerler. Kompresör hava filtresinden emdiği havayı merkezden alır ve çark kanatlarıyla yüksek hızla çevreye savurur, yaklaşık 100.000 d/d' e erişebilen bir hızla dönen kompresör kanatçıkları, havayı hızla merkezden çevresel kanada doğru savurur [51]. Kompresör hava basıncı, dış basınca göre yaklaşık iki kat daha fazladır ve buradan

da besleme borusu yardımı ile emme manifolduna girer. Emme supabının açılmasıyla beraber emme manifoldunda bulunan basınçlı hava silindir içerisine dolar [28].

### 3.2. Turboşarj Sistemi Parçaları

Motorlarda güç artırımında kullanılan turboşarj ünitesi temel olarak aşağıdaki parçalardan oluşur (Şekil 3.3) [16]:

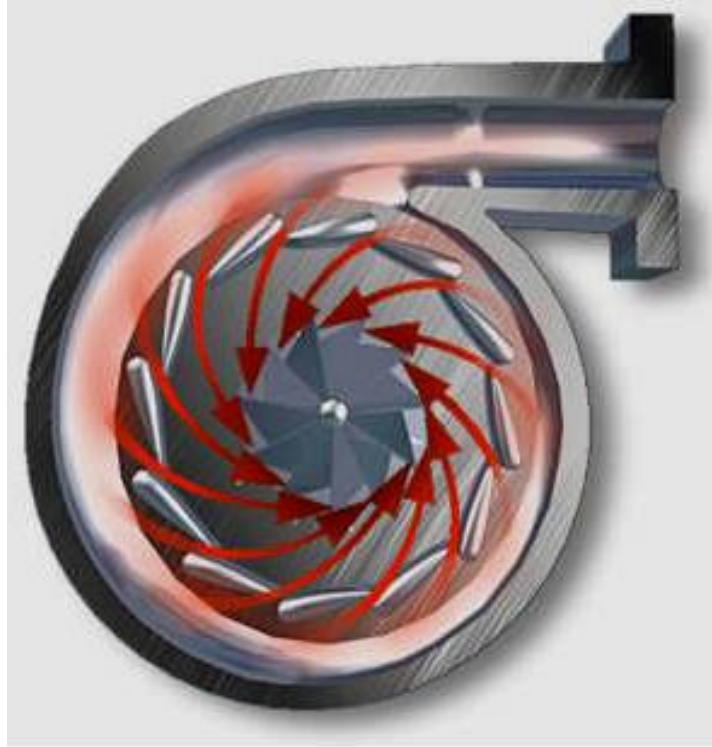
- Kompresör odası (salyangozu)
- Kompresör çarkı
- Mil
- Kompresör tablası
- Türbin odası (salyangozu)
- Türbin çarkı
- Yatak



Şekil 3.3. Turboşarj sistemi parçaları

### 3.2.1. Türbin

Egzoz gazları çevreden merkeze doğru daralan bir yoldan geçer, bu esnada egzoz gazlarının hızları artmış olur. Artan egzoz gaz hızı ile türbin kanatçıkları ve bulunduğu mili döndürmeye başlar. Şekil 3.4' te türbinin kesiti görülmektedir [28].



Şekil 3.4. Türbin kesiti

Türbin kanatçıkları, dört zamanlı motorlarda 1073 ile 1273 K sıcaklıkta egzoz gazlarına maruz kaldıklarından özel alaşım çeliğinden veya kompozit malzemedden yapılmalıdır [50].

### 3.2.2. Kompresör

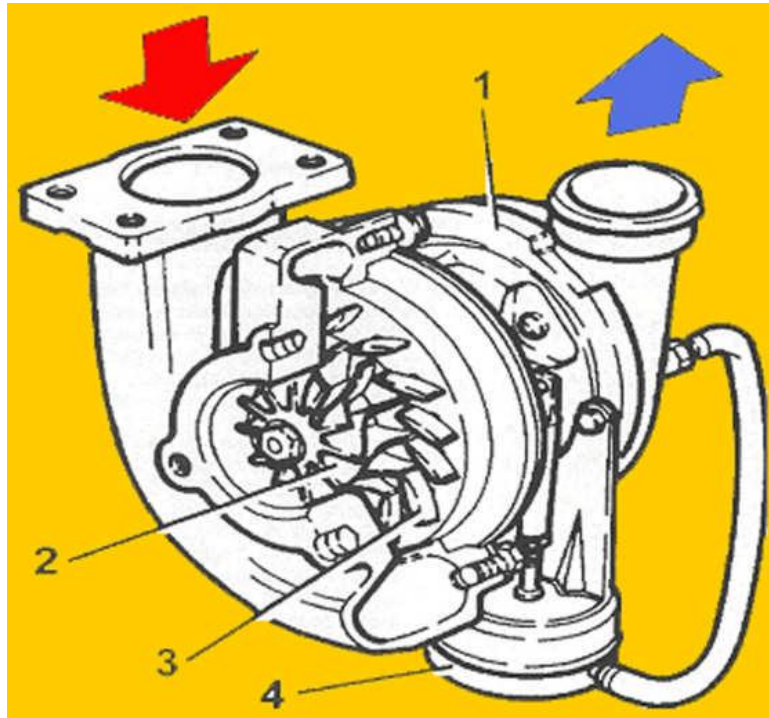
Kompresör çevresel akışlı merkezkaç (santrifüj) tip olup, türbin miliyle dönen kanatçıklara sahiptir. Kompresör gövdesi dökme demirden yapılır. Kompresör, helisel ve çevresel kanalları olan bir çark ve bir gövdeden oluşmaktadır. Şekil 3.5'te kompresör ve türbin görülmektedir [28].



Şekil 3.5. Türbin ve kompresör

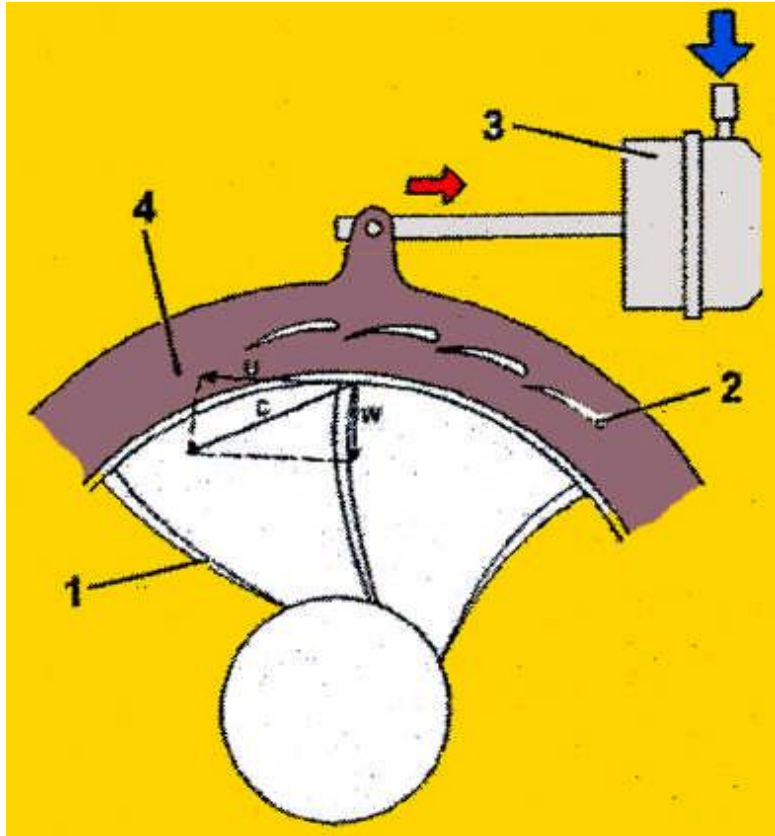
### 3.3. Değişken Geometrili Turboşarj Sistemi

Değişken geometrili turboşarj sistemi, motorun volümetrik verimini arttırmak için kullanılmaktadır. Türbin kanatçıkları düşük devirlerde maksimum kapalı, yüksek devirlerde açık olacak şekilde elektro valf aracılığıyla, elektronik kontrol ünitesi tarafından kumanda edilmektedir (Şekil 3.6) [18].



Şekil 3.6. Değişken kanatçıklı turboşarj sistemin yapısı

Motor devri düşükken türbin kanatçıkları maksimum kapalı olduğu için egzoz gazlarının hızı artar bu durum türbin ve kompresör hızını artırır. Motor devri yükseldiğinde kanatçıklar açıldığı için egzoz gazları kanatçıklar arasından daha az çarparak geçtiğinden türbin devri azalmaktadır. Bu özelliğin faydası düşük devirlerde daha fazla motor torku, yüksek devirlerde ise maksimum güçtür [28].

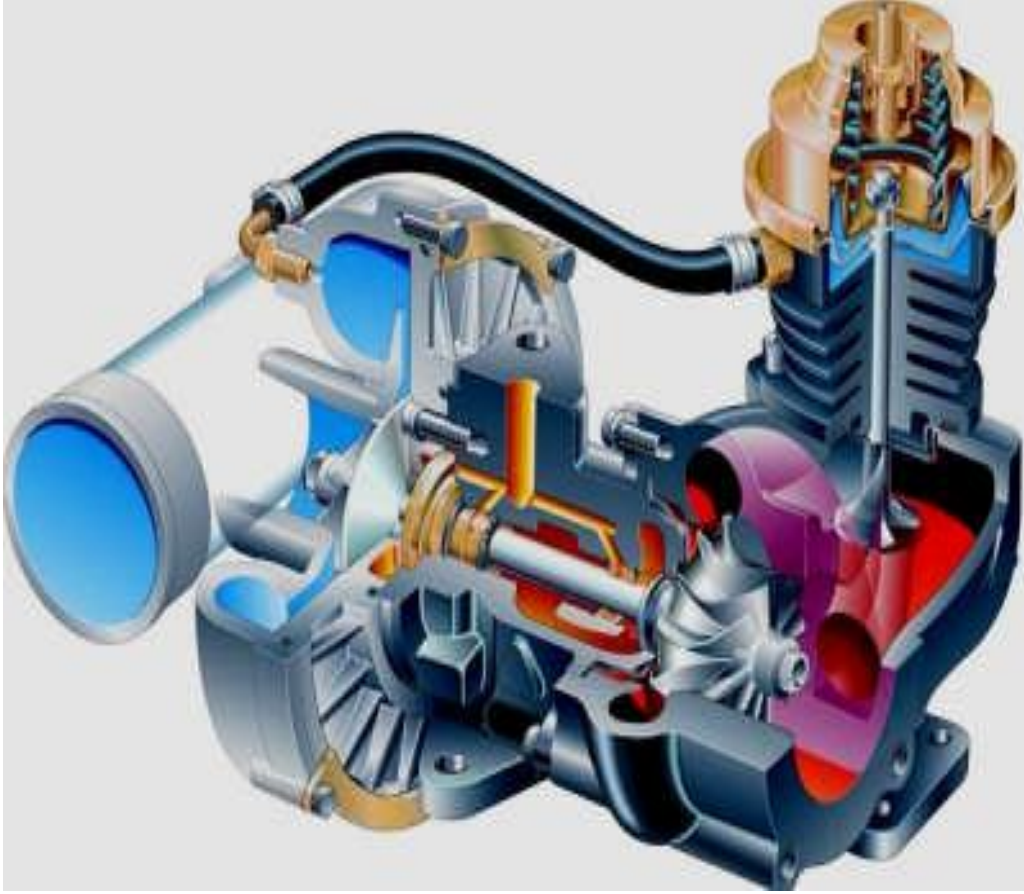


Şekil 3.7. Değişken kanatçıklı turboşarj sistemi

### 3.4. Turboşarj Basınç Kontrol Sistemi

Turboşarj üniteleri, türbinin alçak dönme hızlarında motora istenilen basınç oranını sağlayacak şekilde tasarlanmıştır. Ancak motor yüksek devirlere çıktığında bu basıncın sabit kalmasını sağlamak için egzoz gazlarının bir kısmı türbine gönderilmeden atmosfere atılır. Kompresör çıkış basıncı, bağlantı hortumu yardımıyla tahliye supabı kontrol pistonunun bir yüzüne etki etmektedir; pistonun diğer yüzüne ise bir yay kuvveti etki etmektedir. Kompresör çıkış basıncı belirli bir değeri aştığında yay kuvveti yenilmekte, supabın açılmasıyla birlikte egzoz

gazlarının bir bölümü atmosfere atılarak türbin gücü sabit tutulmaktadır. Bu şekilde yüksek devirlerde bile sabit hava basıncı elde edilmektedir. Şekil 3.8’ de basınç kontrol sistemi görülmektedir [28].

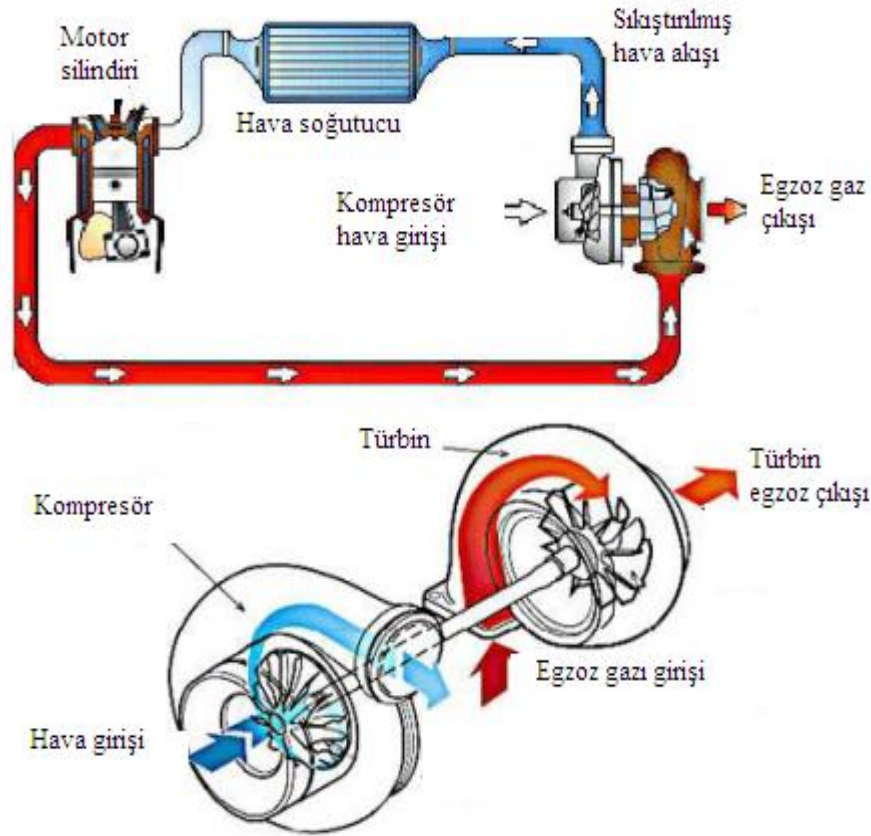


Şekil 3.8. Basınç kontrol sistemi

### 3.5. Aşırı Doldurma ve Ara Soğutma Sistemi

Bir motorun verebileceği maksimum güç, silindir içerisine püskürtülen yakıtın tam olarak yanması ile açığa çıkan enerji miktarı ile sınırlıdır. Yakıt miktarı ise, her bir çevrimde silindir içerisine giren hava miktarı ile orantılıdır. Eğer emme havası, çevre hava basıncından daha yüksek bir basınç ve yoğunluk değerine sıkıştırılabiliyorsa, aynı boyutlardaki bir motordan alınabilecek maksimum güç artırılabilir. Bu duruma aşırı doldurma denir [47].



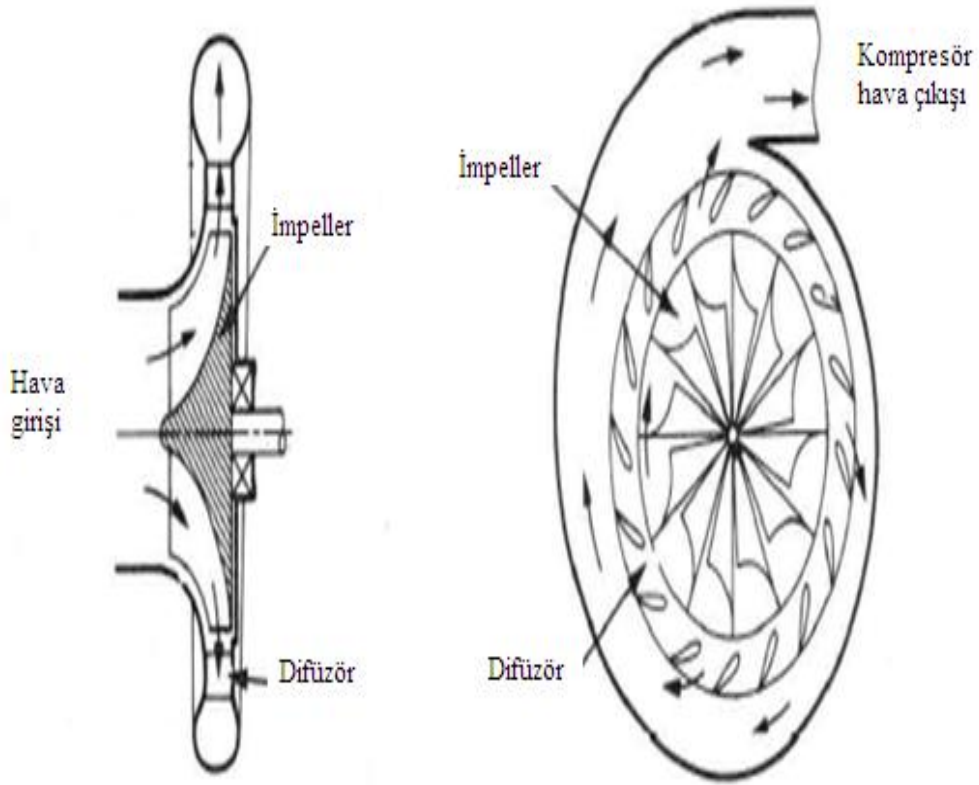


Şekil 3.9. Aşırı doldurma ve intercooler çalışma yapısı

Aşırı doldurma sistemli motorlarda, difüzörde sıkıştırılmış olan hava sıcaklığındaki artış sebebiyle motora verilen havanın yoğunluğu ve bunun sonucu olarak da emilen hava içindeki oksijen miktarı azalmaktadır [48]. Bu olumsuz durumun önüne geçebilmek için kompresörden emilen hava, motor silindirine gönderilmeden önce soğutulmalıdır. Kompresörden çıkan havanın soğutulması (ara soğutma) sonucu, aynı doldurma basıncı için motora emilen hava miktarı (yoğunluk) arttığından, motor verimi de artmaktadır. Şekil 3.9' da intercooler sistemiyle havanın soğutulması görülmektedir [28].

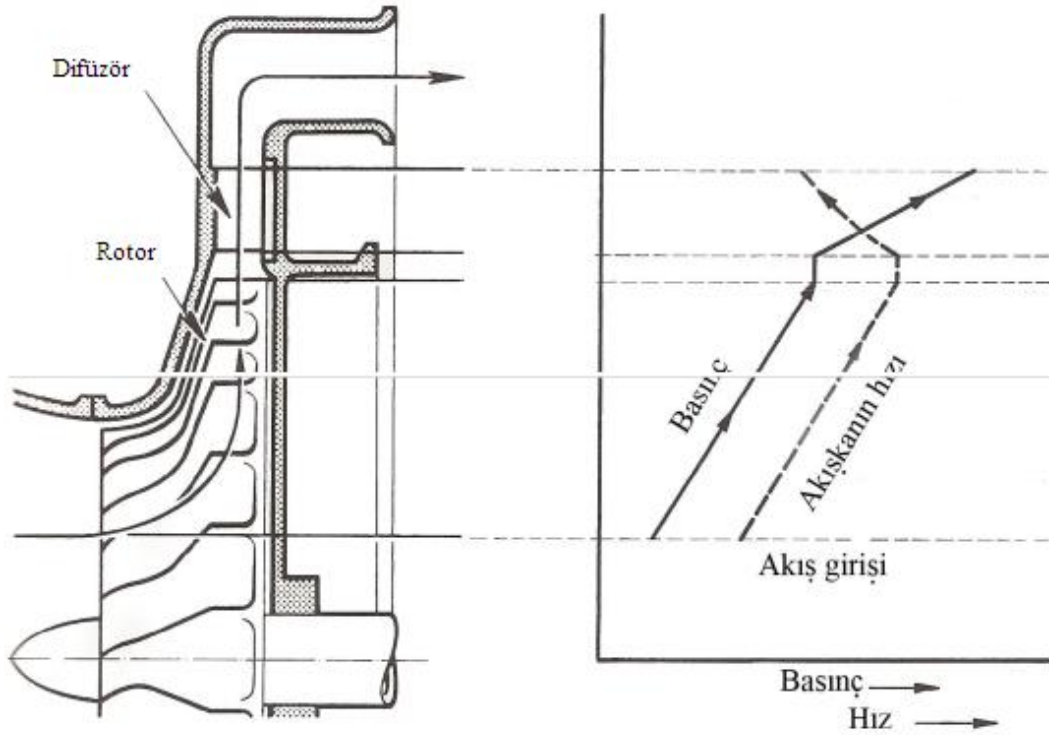
### 3.6. Santrifüj Kompresörler ve Kısımları

Santrifüj kompresörler (Şekil 3.10) temel olarak, impeller, difüzör ve difüzör çıkışında sıkışmış olan havayı toplayıp, kompresör çıkışına doğru yönlendiren bir toplayıcıdan (salyangoz veya gövde) meydana gelmektedir [19].



Şekil 3.10. Santrifüj kompresörün kesiti

İmpeller'in görevi, önündeki gaz, buhar veya havayı içeri çekip açısal momentumunu artırarak enerji seviyesini yükseltmektir. İmpeller, türbin tarafından yüksek hızlarda döndürülür ve hava impeller merkezine doğru emilir. Santrifüj hareketinin sebep olduğu raydal akışlı hava, impeller kanatçıkları boyunca içten dışa doğru bir akış sergileyerek hızlandırılır. Hava, impeller kanatçıklarının uçlarından ayrıldıktan sonra difüzör kısmına geçer, burada kinetik enerjisi basınç enerjisine dönüştürülerek kompresörü terk eder (Şekil 3.10) [22].



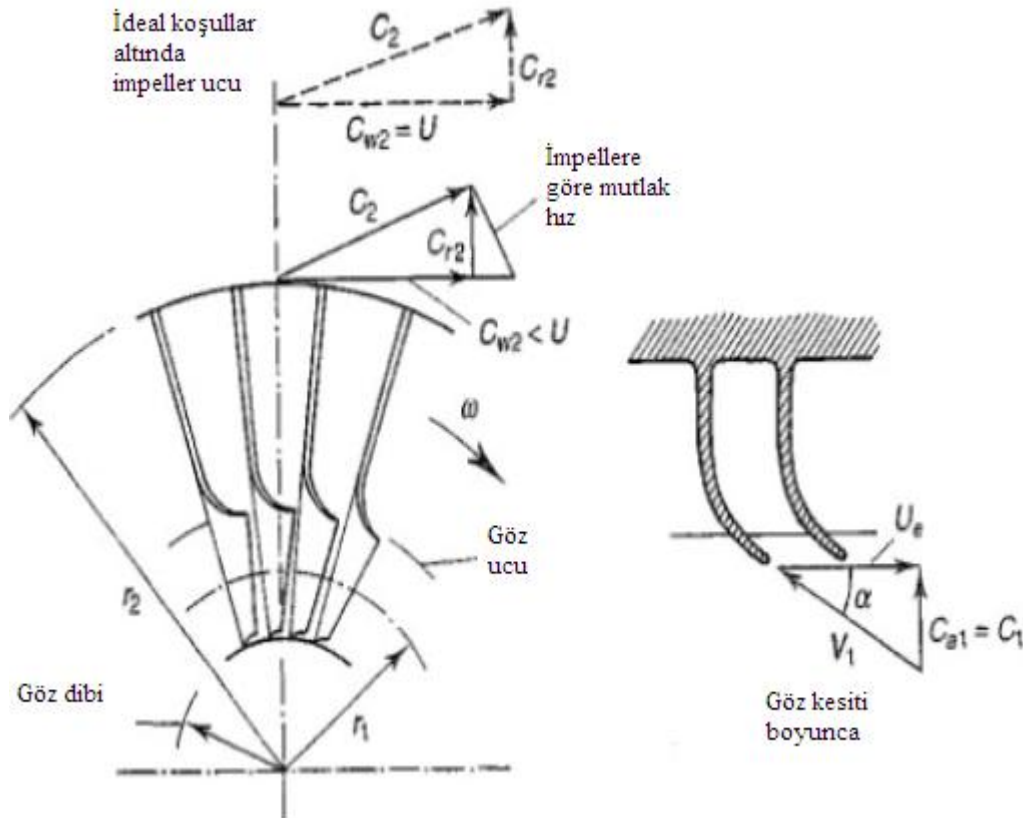
Şekil 3.11. Santrifüj kompresörü boyunca basınç ve hız değişimi

Santrifüj kompresörlerde akışkan bir çark (impeller) tarafından aksel doğrultuda alınıp radyal doğrultuda basılır. İmpeller, akışkanı hızlandırırken difüzör yavaşlatır ve istenen basınç artışı temin edilir. İmpeller girişinden, difüzör girişine kadar akışkanın hem basıncı hem de hızı artar. Difüzöre girdikten sonra hız düşürülür ve basınç artışı sağlanır (Şekil 3.11). Santrifüj kompresörlerde statik basınç, impeller merkezinden kenarına doğru artmaktadır. Geriye kalan basınç artışı ise, impelleri oldukça yüksek hızda terk eden havanın hızının, impeller merkezine giriş hızına yakın bir hıza kadar azaltılmasıyla difüzörde elde edilir [1].

### 3.7. Kompresör İşi ve Basınç Artışı

Hava, mutlak  $C_2$  hızıyla impeller ucunu terk ederse, bu hızın teğetsel bileşeni  $C_{w2}$  ve daha küçük olan radyal bileşeni de  $C_{r2}$  olacaktır. İdeal koşullar altında,  $C_2$  'nin teğetsel bileşeni, impeller ucu hızı olan  $U$ 'ya eşittir. İmpeller kanatçıkları arasında kalan hava, ataleti nedeniyle impeller ile birlikte dönmeye isteksizdir ve impellerin

ön ucundaki statik basıncın, arka uca oranla daha yüksek olmasına neden olarak havanın, impeller hızına eşit bir dönme hızına ulaşmasını önler. Bu etki “kayma” olarak bilinir. Teğetsel hızın, uç hızından farklılık derecesi, impellerdeki kanatçık sayısına bağlıdır. Kanatçıkların sayısı arttıkça kaymada azalma meydana gelir ve  $C_{w2}$ ,  $U$ ’ya yaklaşır (Şekil 3.12) [15].

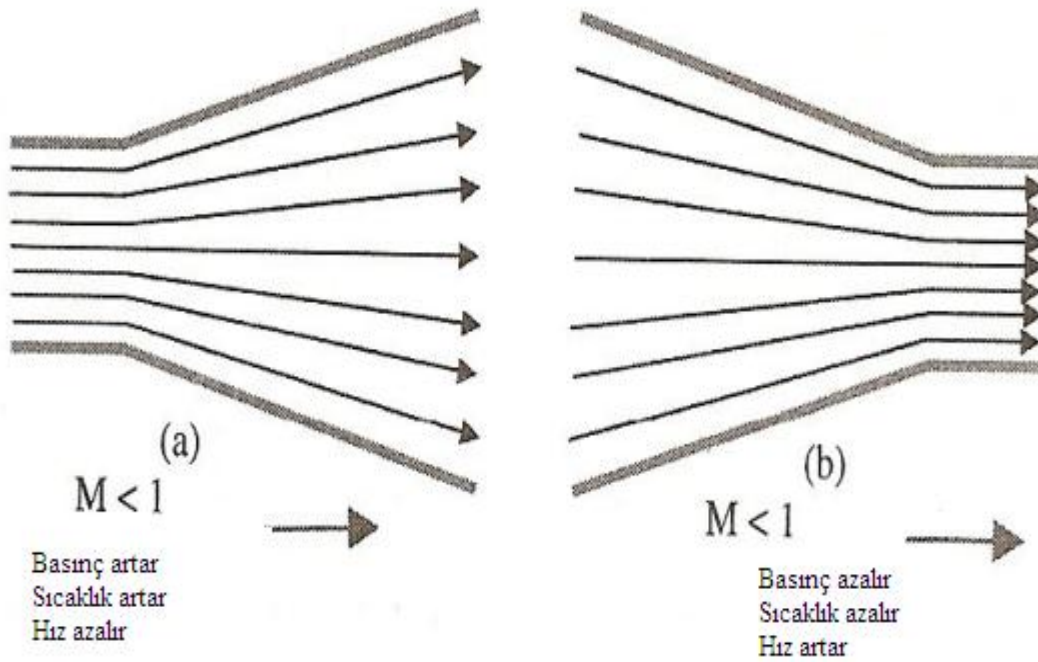


Şekil 3.12. Kompresör teğetsel bileşeni

### 3.8. Difüzör

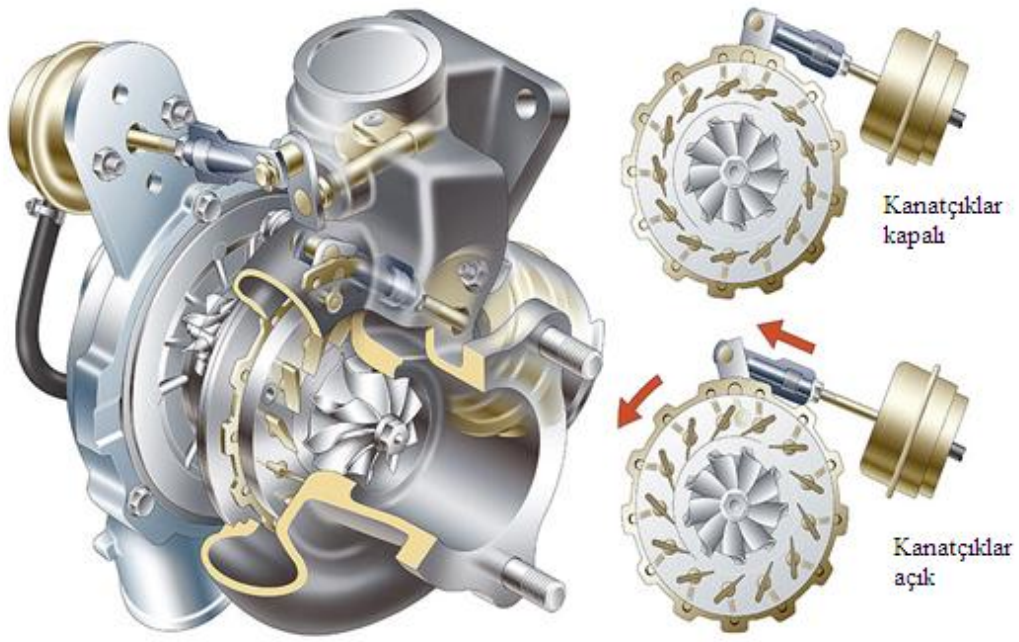
Difüzör, impeller çıkışındaki yüksek kinetik enerjiyi statik basınca dönüştürür. Verimli bir yanma sistemi tasarımında, yanma odasına giren havanın hızının mümkün olduğu kadar düşük olması istenmektedir. Bu nedenler, difüzör o şekilde tasarlanmalıdır ki, kompresör çıkışındaki toplam sıcaklığın sadece küçük bir kısmı kinetik enerjiye eşit olsun. Kompresör çıkışındaki hava hızı genellikle 90 m/s dolayındadır. Etkili bir yavaşlamanın elde edilmesi, etkili hızlanmaya oranla daha

çok zordur. Havanın, genişleyen kanallardaki akışta, duvardan ayrılmaya, yönünü değiştirmeye ve basınç hatlarına karşı akmaya doğal bir eğilimi bulunmaktadır (Şekil 3.13.a). Eğer genişleme çok hızlı ise, türbülanslı akış oluşumu ve bir kısım kinetik enerjinin iç enerjiye dönüşmesi nedeniyle, faydalı basınç artışında azalmaya neden olur. Daralan kesitli kanalda, hava doğal olarak kanalı doldurmaya çalışmakta ve çevre duvarlarını hızlı bir daralma ile yakından izlemektedir. Bu durumda sadece normal sürtünme kayıpları olmaktadır (Şekil 3.13.b) [10].



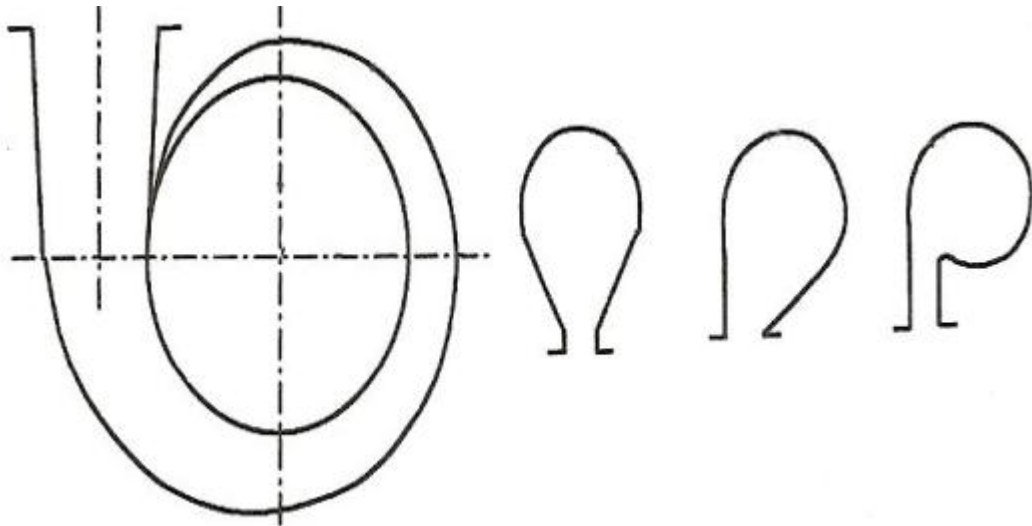
Şekil 3.13. Ayrılan ve ivmelenen akış

Difüzörler kanatlı veya kanatsız olarak yapılırlar (Şekil 3.14). Kanatsız difüzörler kanatlılara nazaran daha büyüktür. Fakat endüstriyel uygulamalarda kanatlı difüzörlerin maliyeti yanında kanatsız difüzörün büyüklüğü önemli değildir. Akış şartlarının ve kanal geometrisinin getirdiği karmaşıklık dolayısı ile kanatsız difüzör tasarımında bazı belirsizlikler olabilmektedir [23].



Şekil 3.14. Kanatlı difüzör [25]

Hava, difüzör kanatçıklarını terk ettikten sonra bir voluta (salyangoz) ve oradan da tek yanma odasına girer. Volutun görevi, difüzörden gelen akışı toplayarak çıkış kanalına iletmektir (Şekil 3.15).

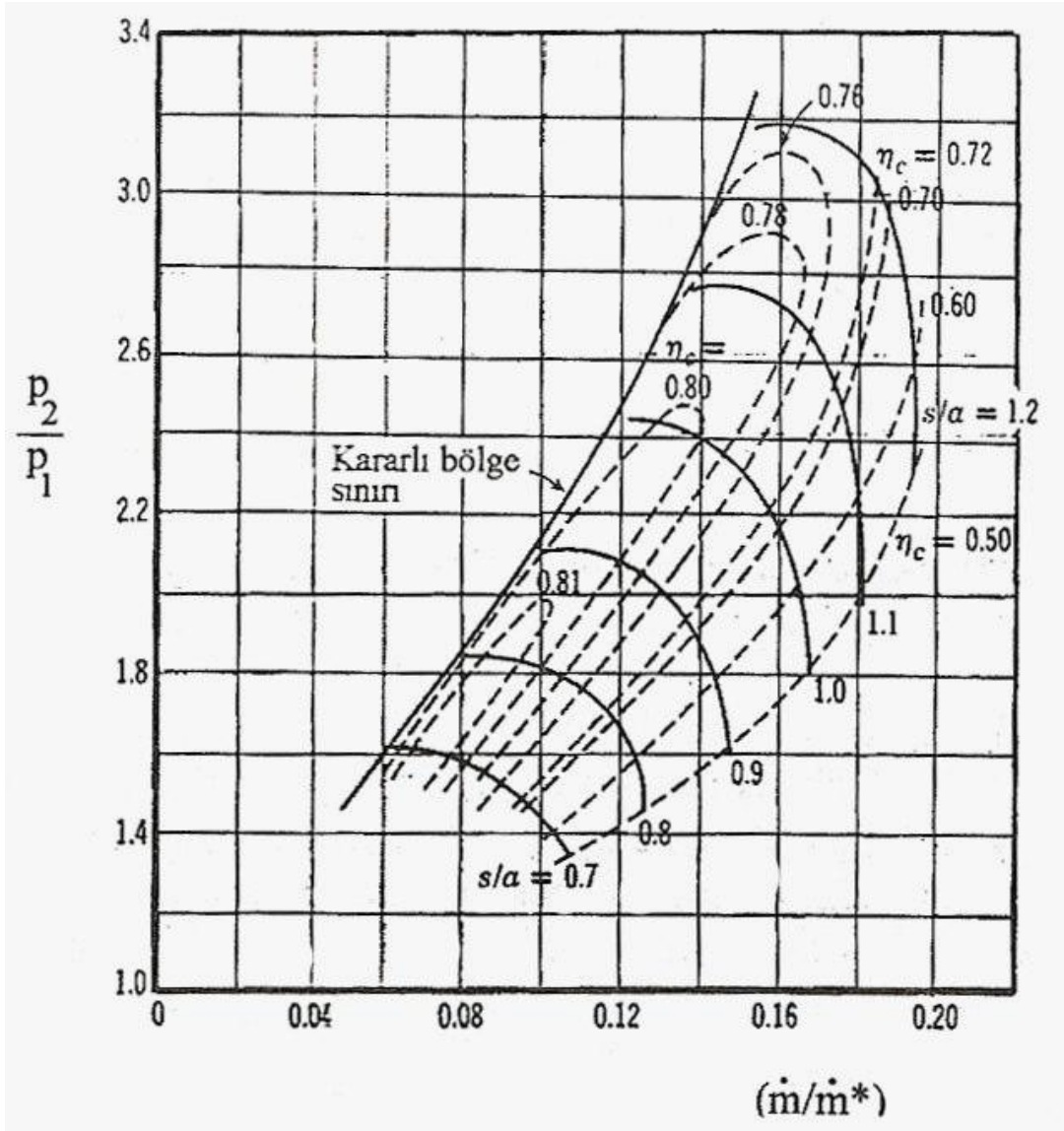


Şekil 3.15. Volutlar (Salyangoz)

### 3.9. Kompresör Performans Haritaları

Kompresör performans haritaları, santrifüjlü kompresörlerin ayrıntılı performansının tanımlanmasında kullanılır. Gerçek çalışma şartları altında en iyi performansı sergilemesi istenen bir motor ve kompresörü bu haritalar kullanılarak eşleştirilebilir. Sabit kompresör hız çizgileri, verim, basınç oranı ve düzeltilmiş hava akış oranları (corrected air flow) gibi değerler tipik kompresör haritalarında (Şekil 3.16) bulunabilir.

Bir santrifüj kompresörün karakteristik alanında, alanın sol tarafı, akışın rotora geri dönmesine neden olan, pompalama (surging) nedeniyle sınırlanmıştır; yani kullanılamaz (Şekil 3.16). Maksimum verim bölgesi de pompalama sınırına yakın düşmektedir. Motorun emişi artmaya devam ederse, rotor hızı da, debiye herhangi bir katkı yapmadan artar. Böylece, bütün sabit rotor devir sayısı eğrileri, ses hızının olduğu bu duruma yaklaşır. Eksenel kompresörler ise, yüksek verim ve yüksek basınçlara göre tasarlanır. Kademe sayısı arttıkça, basınç oranı da artar. Eksenel kompresörlerin verimi, radyallere göre çok daha yüksektir. Radyal kompresörler hava akışının yön değiştirme zorunluluğu nedeniyle çok kademeli yapılmaya elverişli değildir [19].



Şekil 3.16. Santrifüj kompresörün performans haritası

Santrifüj kompresörün karakteristik alan grafiğinde,  $m^*$  ( $0,578 \times \rho \times a \times \pi \times D^2/4$ ) pompalama durumundaki kütleli debiyi ifade eder. Normal kütleli debi ( $m^*$ ), girişteki ses hızı ( $a$ ), rotor çapı ( $D$ ), giriş basıncı ( $P_1$ ), çıkış basıncı ( $P_2$ ), bir rotor devrinde süpürülen hacim ( $V$ ), girişteki kütleli yoğunluk ( $\rho$ ) ve rotor milinin bir saniyedeki devri ( $n$ ) alana etki eden faktörlerdir. Kompresör performans haritalarında hesaplamalar yapabilmek için bazı formül ve bilgilere ihtiyaç vardır. Bunlardan ilki harita üzerinde yatay eksendeki ( $X$ ) hava akış oranıdır (corrected air flow rate veya air flow rate). Bu değer, performans haritasında önemlidir ve yanlış



hesaplama durumlarında farklı ve istenilmeyen sonuçlar verebilir. Hava akış oranı, bir kompresörden motora, belirli bir zaman aralığında ve miktarda gönderilen havayı ifade eder. Hesaplamalarda birimler farklı şekillerde ifade edilebilir. Kg/min, Lb/min (pounds per minute), CFM (cubic feet per minute) veya  $\text{cm}^3$  (cubic centimeter) gibi. Hava akışı kimi hesaplarda kütleli olarak, kimi hesaplarda da hacimsel olarak hesaplanmaktadır. Bu hesaplamalara, motor hacmi ve devri, silindir sayısı, turboşarj verimi, kompresör giriş ve çıkışındaki sıcaklık ve basınç, çevrenin basınç ve sıcaklığı, varsa ara soğutucu (intercooler) sıcaklığı gibi birçok değer etki etmektedir. Ayrıca hesaplamalarda birimlere de dikkat edilmesi gerekir [20].

CFM olarak belirtilen hacimsel akış hesaplamalarında,

$$\text{AFR} = \frac{\text{cid} \times \text{rpm} \times 0,5 \times E_v}{1728} \quad (4.1)$$

formülü kullanılabilir.

Hava akış oranı (AFR), ( $\text{cm}^3$ ) birimi cinsinden belirtilirse,

$$\text{AFR} = \frac{\text{cm}^3\text{d} \times \text{rpm} \times 0,5 \times E_v}{28137} \quad (4.2)$$

formülü kullanılabilir.

Formülde hava akış oranı (air flow rate) AFR, volümetrik verim ( $E_v$ ), dört stroklu bir motorda silindirlerin yarı devrinde doldurma ( $\text{rpm} \times 0,5$ ), piston süpürme hacminin, kübik feet biriminden (cfm) santimetre küp birimine dönüştürülmesi ( $\text{cm}^3\text{d}/28137$ ) anlamına gelir [21].

1 Kübik feet = 1728 kübik inç

1 Kübik inç =  $\sim 16,38 \text{ cm}^3$

1 Kübik feet =  $\sim 28317 \text{ cm}^3$

4500 rpm devre sahip bir motorda, piston süpürme hacmi 2979 cm<sup>3</sup>d ve volümetrik verim % 85 olsun,

$$AFR = \frac{4500 \times 2979 \times 0.5 \times 0.85}{28137}$$

AFR = 202,48 cfm olarak bulunur.

$$\text{Basınç oranı} = \frac{P_{2c}}{P_{1c}} \quad (4.3)$$

Burada  $P_{2c}$ , kompresör girişindeki toplam basıncı,  $P_{1c}$  ise kompresörde sıkıştırıldıktan sonra motora gönderilen havanın toplam basıncını ifade eder [21].

$$\text{Basınç Oranı} = \frac{\text{ATMOSFERİK BASINÇ} + \text{BOOST BASINCI}}{\text{ATMOSFERİK BASINÇ}}$$

Boost basıncı, kompresör tarafından emilen çevre havasının kompresörde sıkıştırılma sonucunda elde edilen basınç miktarıdır. Örneğin, atmosferik basıncın 101 kPa olduğu bilindiğine göre, turboşarj ünitesinin kompresöründe emilen hava yaklaşık 125 kPa' ya kadar sıkıştırılsın.

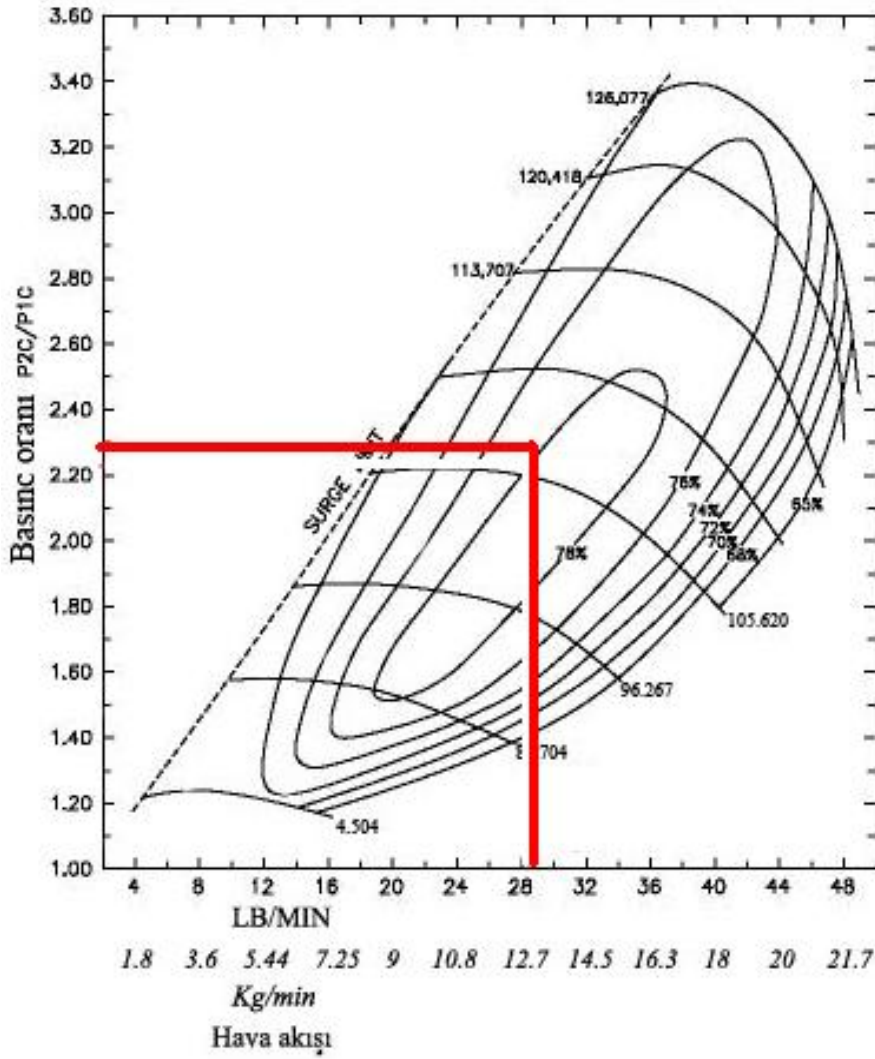
Burada,

$$\text{Atmosferik basınç} = 101 \text{ kPa}$$

$$\text{Boost basıncı} = 125 \text{ kPa}$$

$$\text{Basınç oranı } (r_p) = \frac{101+125}{101} = \frac{226}{101}$$

Basınç oranı (Pressure ratio) = 224 şeklinde bulunur (Şekil 3.17).

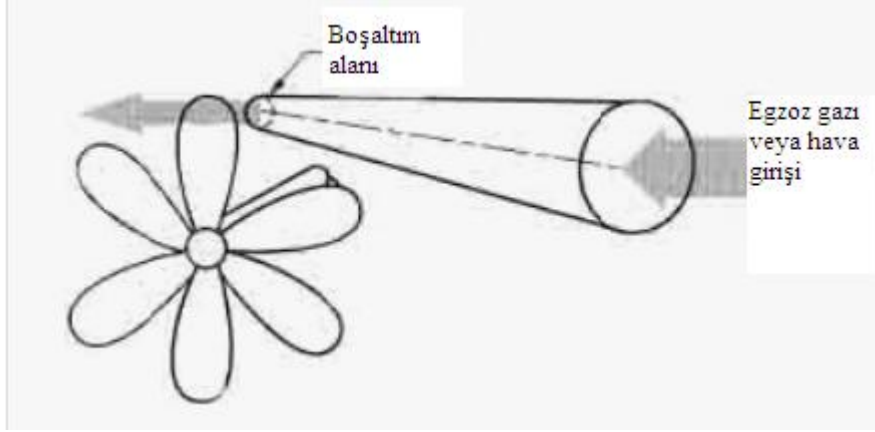


Şekil 3.17. Kompresör performans haritası

### 3.10. Kompresör ve Türbin A/R Oranı

Gerek türbinin ve gerekse kompresörün akış miktarları turboşarj 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 3.18) 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 [21].



Şekil 3.18. Koni şeklindeki boru

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

$A_1, A_2, A_3, A_4, A_5$  gibi

R (yarıçap) ise, salyangozun merkezinden, seçilen her bir kesit alanına olan yarıçap mesafesini ifade eder.  $R_1, R_2, R_3, R_4, R_5$  gibi

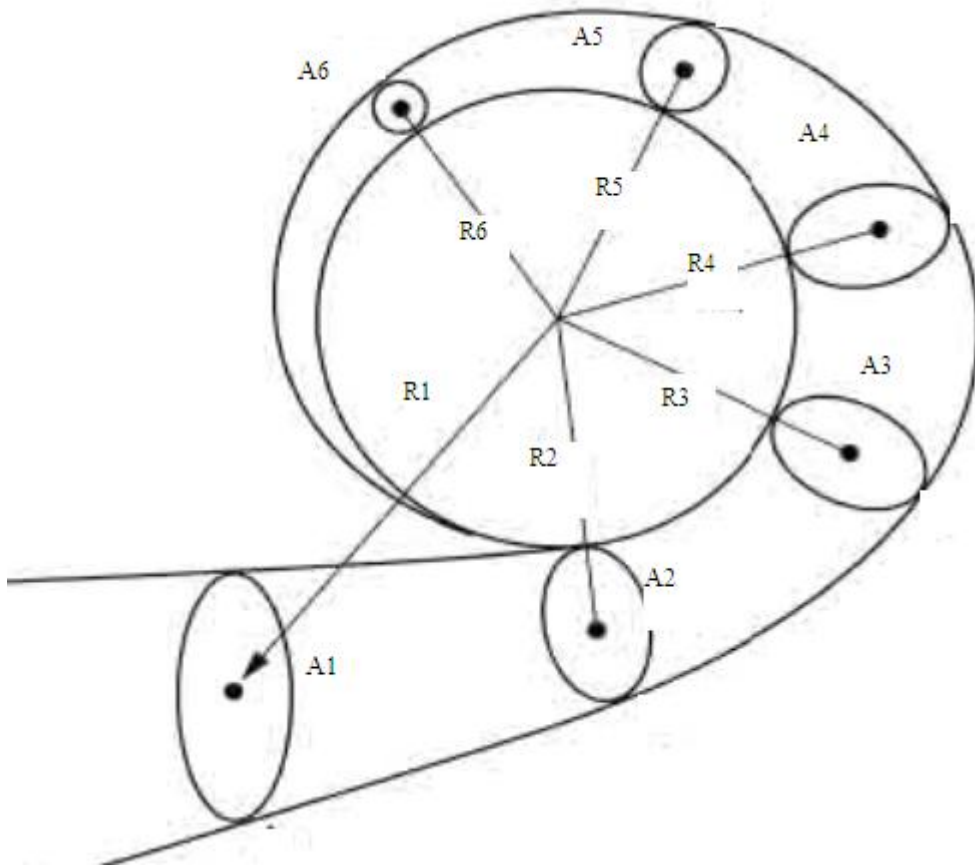
A/R oranı aşağıdaki eşitlik ile bulunabilir;

$$\frac{A_1}{R_1} = \frac{A_2}{R_2} = \frac{A_3}{R_3} = \frac{A_4}{R_4} = \frac{A_5}{R_5}$$

veya

$$\frac{\text{ALAN}}{\text{YARIÇAP}} = \text{SABİT}$$

Şekil 3.19’de A/R oranındaki A ve R değerlerinin salyangoz üzerindeki tanımlaması görülmektedir [21].



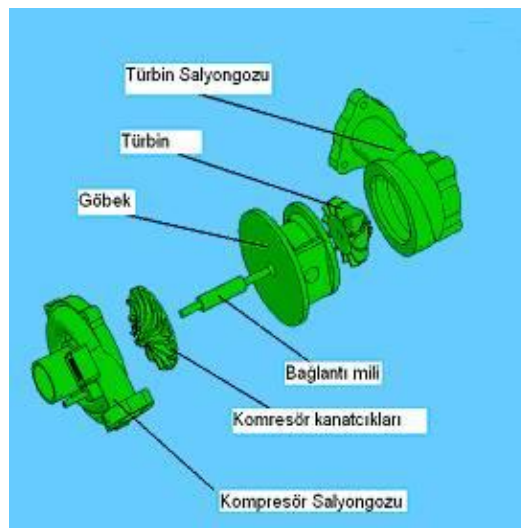
Şekil 3.19. A/R Oranının tanımlanması

## BÖLÜM 4. MATERYAL VE METOT

### 4.1. Turboşarj Ünitesi Seçimi

Turboşarj ünitesi kullanılarak yapılan model jet motoru çalışmasında ana parça olarak ve diğer birçok parçanın tasarımında turboşarj ünitesi önemli bir yer teşkil etmektedir. Model jet motorunun ölçüleri için tercih edilecek turboşarj ünitesinin büyük veya küçük olması önemlidir.

Hem yanma odasının hem de alev tüpünün ölçüleri, seçilen turboşarj ünitesine göre değişebilmektedir (Şekil 4.1). Bu nedenle turboşarj ünitesi seçiminin iyi yapılması gerekmektedir. Küçük turboşarj ünitesi kullanılarak yapılan model jet motorunda, yapım sürecinde sistem parçalarının küçük olmasından doğan birçok sorun ile karşılaşıldığı için küçük turboşarj üniteleri fazlaca tercih edilmemektedir. Büyük turboşarj ünitesi seçiminde ise gerek yanma odası, alev tüpü ve gerekse yağ ve yakıt sistemi tesisatı gibi parçalar daha rahat tasarlanabilmektedir.



Şekil 4.1 Turboşarj ünitesi parçaları [24]

Ağır yük taşıtlarında ve yolcu otobüslerinde kullanılan turboşarj üniteleri büyük, orta sınıf yk ve yolcu taşıyan araçlarda kullanılan turboşarj üniteleri orta büyüklük ve binek tip araçlar ile hafif yük taşıyan araçlarda kullanılan turboşarj üniteleri ise küçük olarak nitelendirilmektedir.

Model jet motoru çalışmasında MITSUBISHI FUSO CANTER FE859 E araca ait ve MITSUBISHI firması tarafından üretilmiş olan TD 08 12 modeli turboşarj nitesi kullanılmıştır. Firma tarafından kullanılan turboşarj nitesi 4 silindirli, 2977 cm<sup>3</sup> silindir hacmine sahip motorda kullanılmaktadır (şekil 4.2).



şekil 4.2. Turboşarj nitesi (MITSUBISHI)

Turboşarj nitesi kompresör A/R oranı 1, türbin A/R oranı ise 1'dir. Model jet motoru çalışmasında kullanılacak turboşarj ünitesinin sağlam olması da önemlidir (şekil 4.3). Turboşarj nitesi belli bir süre kullanılmış ise mekanik aşınmadan dolayı bazı parçaları ve kısımları kontrol edilerek kullanım için uygunluğu gözden geçirilmelidir (şekil 4.4).



Şekil 4.3. Turboşarj ünitesi kompresör kısmı (MITSUBISHI TD 08 12)

Turboşarj ünitesinin yataklarında fazla boşluk, türbin salyangozunda çatlak, türbin kanatçıklarının uç kısımlarında erime ve yanma varsa, bu turboşarj ünitesinin kullanılması uygun değildir. Aksi takdirde turboşarj ünitesi; mil muylu yataklarında olabilecek aşınma nedeniyle impeller contasından emme ve egzoz çarkları tarafına yağ kaçağı meydana gelecektir. Ayrıca aksel gezinti yatağındaki aşınma nedeniyle türbin ve kompresör kanatçıkları salyangoz gövdesine çarparak zarar göreceklendir.



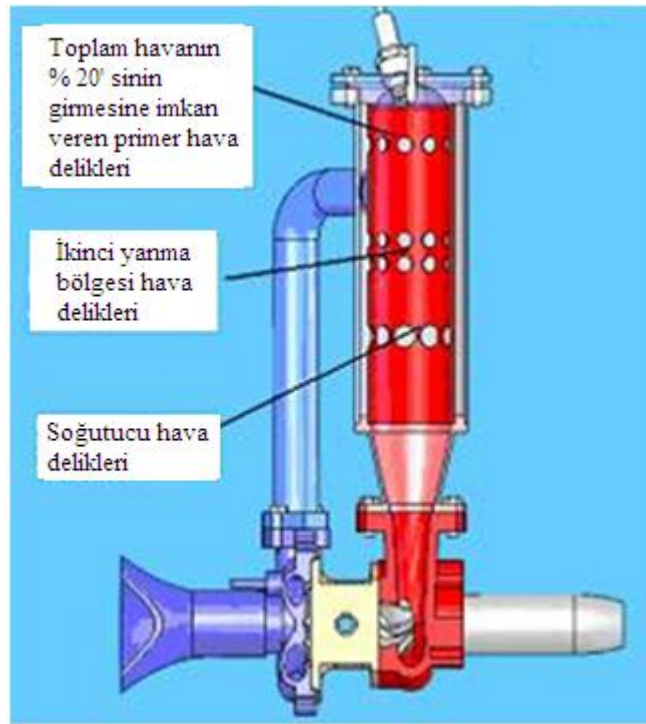
Şekil 4.4. Turboşarj ünitesi türbin kısmı (MITSUBISHI TD 08 12)



## 4.2. Alev Tüpü ve Yanma Odası Yapımı

### 4.2.1. Alev tüpü tasarım ve imalatı

Alev tüpü (flame tube), model jet motorunda yanma olayının gerçekleştiği kısımdır. Yakıt bu kısmın içine püskürtülür. Üzerinde belli adet ve çaplardaki deliklerden giren hava yardımı ile yanma olayı iç kısımda gerçekleştirilmiş olur. Alev tüpü üzerindeki bu delikler değişik isimler ve işlevselliğine göre nitelendirilmektedir (Şekil 4.5).



Şekil 4.5. Alev tüpü ve kısımları [26]

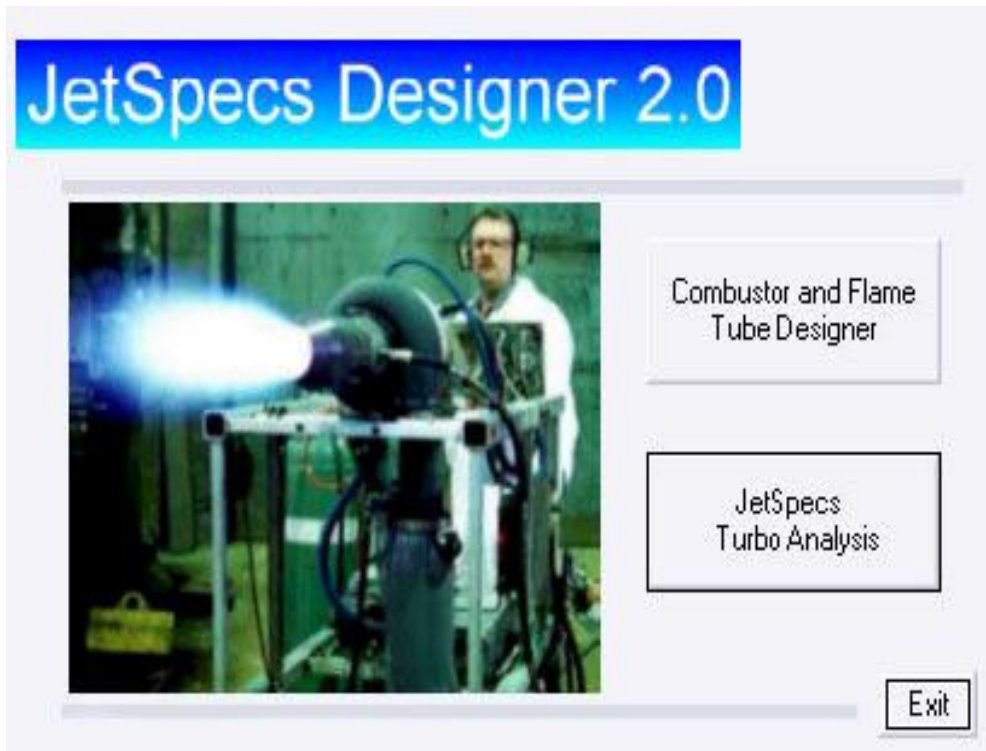
Model jet motoru çalışmalarının da bu kısımlar sırası ile şöyle tanımlanmaktadır:

- Birinci kısım (Primary)
- İkinci kısım (Secondary)
- Üçüncü kısım (Tertiary)

Yakıt-hava karışımı, yanma ve yanma sonrası genişleme gibi bütün yanma olayları bu üç kısım içinde gerçekleşmektedir.

Model jet motorunda kullanılacak turboşarj ünitesinin kompresör kanatçık giriş çapı alev tüpünün ölçülerinin ve kısımlarının belirlenmesinde kullanılacaktır. Model jet motoru çalışmasında kullanılan turboşarj ünitesinin kompresör kanatçık giriş çapı 64 mm'dir.

Alev tüpünün hesabında bazı bilgisayar yazılımları kullanılmaktadır. JetSpecs 2.0 adlı küçük bir yazılım model jet motoru tasarımında en çok kullanılan programdır.



Şeki 4.6. Jetspecs designer 2.0 programı [24]

Bu yazılımda hem alev tüpü ve yanma odasının ölçüleri hem de model jet motoruna dair yaklaşık ölçüm değerleri (sıcaklık, basınç, verim) hesaplanabilmektedir.

JetSpecs Designer 2.0 programına girip “Combustor and Flame Tube Designer” kısmı seçildiği zaman Şekil 4.6’ da ki bölüm gelecektir.

Bu kısımda “Select Unit” alanında hesaplama için kullanılacak birim seçilecektir. Bu birim seçimine göre alev tüpünün ölçüleri o birim bazında, sayısal ifade ile kullanılacak olan malzeme ölçüsü ve standardı tespit edilmiş olacaktır.

Birim olarak “Metric mm” seçilerek “Enter” butonuna basıldığında, “Drill Hole Diameters” kısmında üç değer görülecektir. Primary, secondary, tertiary. Bu kısımdaki sayısal ifadeler alev tüpü üzerinde bulunan deliklerin delinmesinde kullanılacak matkap çapını vermektedir (Şekil 4.7).

JetSpecs - Combustor and Flame Tube

Select Units: Metric - mm Enter Unit of measurement: Metric - Millimeters Exit

Inputs

Inducer Diameter: 64 Calculate Flame Tube

Drill Hole Diameters: Primary: 6 Ex: 6 mm Secondary: 10 10 mm Tertiary: 16 16 mm

Inducer Radius: 0 Inducer Area: 0

Flame Tube Length: 0 Diameter: 0

Flame Tube Holes

	Hole Area	Number Of Holes
Primary:	0	0
Secondary:	0	0
Tertiary:	0	0

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.

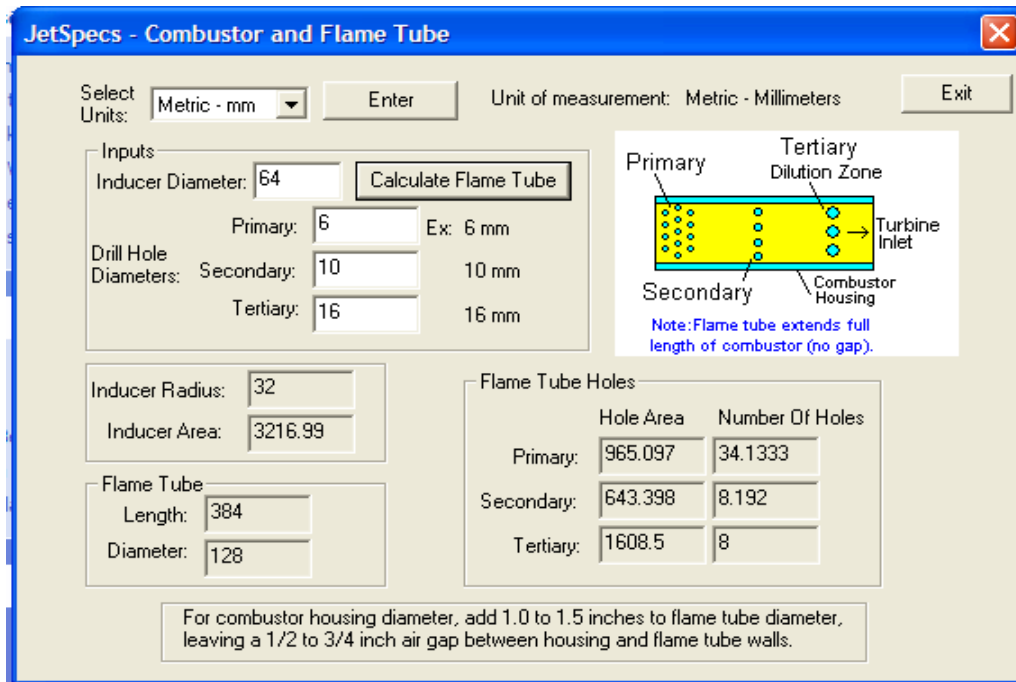
Şekil 4.7. Jet specs'te alev tüpü kısımlarının delik çaplarının hesabı

Birinci kısım, alev tüpü içine temiz havanın girerek hava/yakıt karışımının sağlandığı alandır. Turboşarj ünitesinin gönderdiği basınçlı hava birinci kısımdan alev tüpü içine girerek yakıt ile karışım sağlar ve yanma olayının gerçekleşmesine yardımcı olur.

İkinci kısım, alev tüpünün de yanma olayının gerçekleştiği kısımdır. Birinci kısımda karışım haline gelen hava/yakıt ikinci kısımda yanmaya başlar.

Üçüncü kısım, yanma sonu ve iş başlangıcının olduğu yerdir. Alev bu kısımda genişleyerek türbin salyangozuna giriş yapar ve buradan türbini çevirerek iş meydana getirir.

JetSpecs Designer programında birim seçimi yapıldıktan sonra kompresör kanatçık giriş çapı, programdaki “Inducer Diameter” alanına girilecektir. Model jet motorunda kullanılan turboşarj ünitesinin kompresör kanatçık giriş çapı 64 mm olup; Inducer Diameter alanına girilir ve “Calculate Flame Tube” butonuna basıldığı zaman Şekil 4.8’ de ki ölçüler programda görülebilir.



	Hole Area	Number Of Holes
Primary:	965.097	34.1333
Secondary:	643.398	8.192
Tertiary:	1608.5	8

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 4.8. Alev tüpü hesabı

Şekil 4.8’ de görüldüğü üzere alev tüpünün birinci alanındaki (primary area) deliklerin çapları 6 mm, ikinci alandaki (secondary area) ve alev tüpünün orta kısmında bulunan deliklerin çapları 10 mm ve üçüncü alandaki (tertiary area) deliklerin çapları ise 16 mm’dir.

Alev tüpü üzerindeki primary, secondary ve tertiary alanları hesaplanırken kullanılan turboşarj ünitesinin kompresör kanatçık giriş çapı baz alınarak kanatçık kesit alan hesabı yapılır. Turboşarj nitesinin kanatçık giriş çapı 64 mm ve daire alan formülünden kanatçık kesit alanı yaklaşık olarak  $3216,99 \text{ mm}^2$  bulunur.

JetSpecs Designer 2.0 programına göre alev tüpü uzunluğu (flame tube length) 384 mm ve alev tüpü çapı 128 mm olarak tespit edilmektedir.

Kanatçık kesit alanına göre, alev tüpü üzerindeki birinci alan %30' luk bir kısma karşılık gelen  $965,097 \text{ mm}^2$ , ikinci alan %20' lik bir kısma karşılık gelen  $643,398 \text{ mm}^2$  ve üçüncü alan %50' lik bir kısma karşılık gelen  $1608,5 \text{ mm}^2$  'lik bir alandır.

Birinci alandaki toplam delik adedi JetSpecs programına göre yaklaşık 35 adet, ikinci alandaki delik sayısı 9 adet ve üçüncü alanındaki delik sayısı da yaklaşık olarak 8 adet olarak belirtilmektedir (şekil 4.9).



şekil 4.9. Yapımı tamamlanmış alev tüpü

Alev tüpünün üzerine birinci alana eşit aralıklar ile 4 mm çapında ve 4 katlı her katta 12 delik olmak üzere toplam 48 delik açılmıştır. Delik sayısı alev snme riskine karşı artırılmıştır.

İkinci alana ise eşit aralıklar ile 11 mm çapında ve 2 katlı her katta 6 delik olmak üzere toplam 12 adet delik açılmıştır.

nc alana ise eşit aralıklar ile 23 mm çapında toplam 4 adet delik açılmıştır.

Alev tüpünün yanma odası içinde sabit kalmasını sağlamak için, 170 mm dış çapında ve ii 145 mm'ye işlenmiş olan bir flan alev tüpüne kaynatılmıştır (ekil 4.10). Flan zerindeki civata delikleri ile alev tüpü yanma odasına monte edilmiştir. Flanın iç kısmındaki 145 mm'lik boşluk, ateşleme ve enjektör sisteminin alev tüpü içine girmesini sağlamak için yapılmış olan bir boluktur (ekil 4.10).

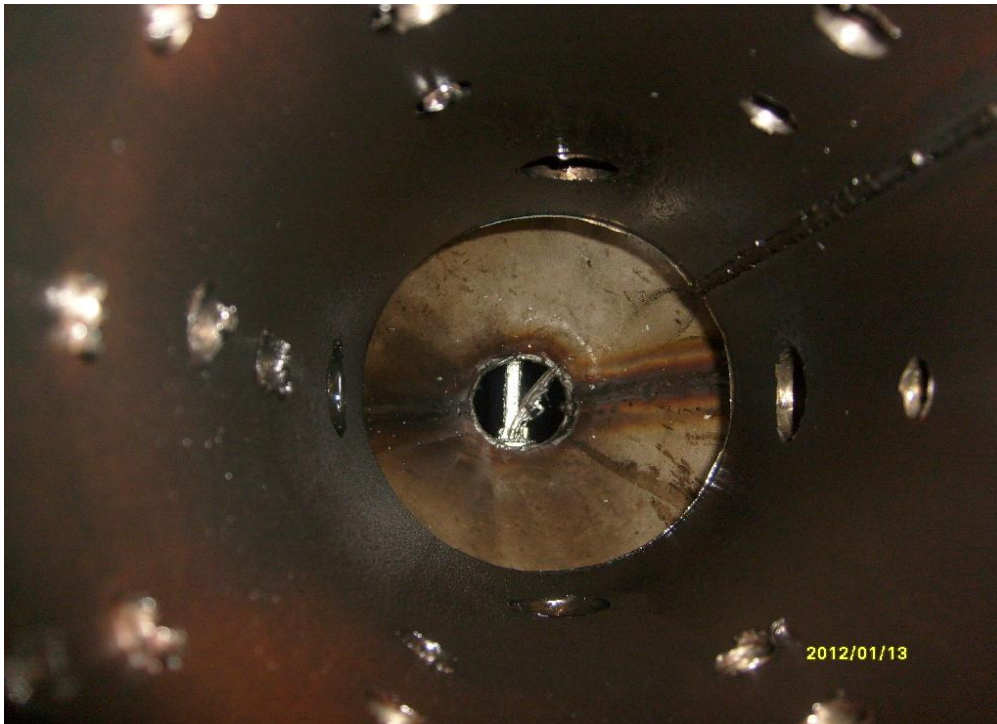


Şekil 4.10. Flan ve alev tüpü

#### 4.2.2. Yanma odası tasarım ve imalatı

Yanma odası (combustion chamber), model jet motorunda alev tüpünün, ateşleme ve yakıt sisteminin bağlandığı, alev tüpünün  vreyeyen ve yanma işleminin gerçekleştiği bölümü tamamen kapatarak yanma işleminin kapalı bir odada gerçekleşmesini sağlayan parçadır.

Yanma odası t rb n salyangozunun flanş kısmına monte edilmektedir. Alev tüpü, ateşleme ve enjektör sistemi de yanma odasına bağlı olduğu için yanma olayının gerçekleştirildiği sistem komple t rb n salyangozunun flanşına bağlanmıştır (Şekil 4.11). Yanma odasının  l lerine referans teşkil edecek parça ise alev t p d r. Yanma odası, daha önce kompresör kanatçık çapına göre belirli ölülerde yapılan alev tüpünün hem boy hem de çap bakımından tam anlamı ile  vreyemesi ve kapatması gerekmektedir. Bu sayede alev hiçbir yere kaçamayacağı için alev tüpü çıkışından sonra, doğrudan türbine girmesi sağlanmış olacaktır.



Şekil 4.11. Alev tüpünün yanma odasına monte edilmiş hali

Model jet motoru tasarım ve imalatı yapanlar yanma odasının çapını belirlerken alev tüpü ile yanma odası arasındaki boşluğun 12- 20 mm arasında bir değerde olması gerektiğinde aynı fikri paylaşmaktadırlar [24].

12 mm' nin altında bir boşluk olması halinde kompresörden yanma odası içine ve oradan da alev tüpü üzerindeki delikler vasıtası ile yanma mahaline ulaşan havanın akışında kesintiler olabildiği belirtilmektedir. Bu değer altındaki bir boşlukta hava tam olarak alev tüpü ve yanma odası arasında hareket edemeyeceği için yanma sırasında alev de kesintiler meydana gelebilmektedir.

145 mm çapındaki alev tüpü ölçüsüne yakın, aradaki boşluğa uygun ve standart ölçüde paslanmaz çelik bir borudan, 168 mm çapında ve 2 mm et kalınlığında, alev tüpünü boy olarak tam anlamı ile kapatması için 420 mm uzunluğunda, paslanmaz çelik bir boru kullanılarak yanma odası yapılmıştır (Şekil 4.12).



Şekil 4.12. Yanma odası iç kısmı



Et kalınlığı 4 mm olduğu için yanma odası borusunun iç çapı 164 mm gelmektedir. Yarıçaplar baz alındığında, alev tüpü yarı çapı 72,5 mm ve yanma odası iç yarı çapı 82 mm olduğundan, alev tüpü ve yanma odası arasında yaklaşık olarak 20 mm'lik bir boşluk olacaktır. Bu boşluğun model jet motoru denemelerinde istenilen yanma ve hava sirkülasyonunu sağlayabildiği görülmüştür.



Şekil 4.13. Yanma odası

Kompresörden gelen basınçlı havanın yanma odası içine iletimi için, kompresör salyangozu ile yanma odası arasına boru bağlantısı yapılmıştır (Şekil 4.13). 60 mm çapında paslanmaz çelik bir boru, alev tüpü birinci alanına denk gelecek şekilde

yanma odasına dıştan kaynatılmıştır. Bu boruya turboşarj ünitesi kompresör kısmından basınca dayanıklı lif takviyeli bir hortum ile bağlantı yapılarak, kompresörden yanma odasına olan hava iletimi sağlanmıştır (şekil 4.14).



şekil 4.14. Yanma odasına dıştan kaynatılan hava borusu



Şekil 4.15. Lifler ile takviye edilmiş bağlantı hortumu

### 4.3. Ateşleme ve Yakıt Sistemleri

#### 4.3.1. Ateşleme sistemi

Ateşleme sistemi, alev tüpü içindeki hava/yakıt karışımının ateşlenmesini sağlayan kısımdır. Ateşleme sistemi için otto motorlarında kullanılan sıcak bujiler tercih edilmiştir. Bujilerin silindir kapağına üzerine bağlanmasına yardımcı olan şasi elektrotu dış açılmış kısımları kesilerek; merkez elektrot ve üzerindeki yalıtım porseleni korunmuştur. Bu sayede ateşleme bujisi orta elektrot kısmından, gövdeye kıvılcım atlaması önlenmiş olacaktır. Alev tüpünü kapatan kapak üzerine, ateşleme bujilerinin uç kısımları birbirine bakacak şekilde monte edilmiştir (Şekil 4.16).



Şekil 4.16. Alev tüpü kapağı üzerine monte edilmiş ateşleme bujileri

Ateşleme bujileri arasında kıvılcım oluşmasını sağlamak için brülör ateşleme sisteminde kullanılan trafo tercih edilmiştir. Trafo 220 volt olan Őehir Őebeke elektriğini 10.000 voltun üstüne çıkarır ve ateşleme buji elektrotları için gerekli olan yüksek gerilimi sağlar (Şekil 4.17). Uygulanan yüksek gerilim nedeniyle buji elektrotları arasında kıvılcım meydana gelerek yakıt enjektöründen alev tüpü içerisine püskürtülen yakıt ateşlenecektir.



Şekil 4.17. Brülör sistemlerinde kullanılan trafo

Ateşleme bujilerinde; yuvarlak uçlu elektrotun yüksek gerilimi şasiden boşaltması, kare kesitli veya sivri uçlu elektroda göre daha zordur. Fakat yuvarlak uçlu elektrotlarda yanma daha iyi olmaktadır. Diğer taraftan sivri uçlu elektrodun yüksek gerilimi şasiye atlaması çok kolay olmasına rağmen aşınması hızlı olur.

Elektronlar, daima sivri ve keskin kenarlardan daha kolay atarlar. Sivri ve keskin köşelere sahip elektrot çabuk aşınır. Buji eskiyip tırnaklar aşındıkça keskin kenarları kaybolacağından çakma gerilimi de artar. Ancak; hava/yakıt karışımının ateşleme kolaylığı açısından sivri uçlu ateşleme enjektörleri tercih edilmiştir.

#### 4.3.2. Yakıt sistemi

Model jet motorlarında yakıt olarak genellikle LPG türü gaz yakıtlar kullanılmaktadır. Hem kolay bulunması hem de istenilen basınçta ve kolaylıkla püskürtülmesinden dolayı tercih edilmektedir. Püskürtülmesi için ek bir pompaya gerek duyulmadığı için bağlantı elemanları vasıtası ile çok kolay yanma odası içine

püskürtülebilmektedir. Kerosen, motorin, benzin ve propan gibi yakıtlar model jet motorlarında kullanılsa da LPG ye nazaran daha az sıklıkta tercih edilmektedir.

Kerosen, motorin gibi sıvı yakıtlar kullanılmak istendiğinde yakıt için ayrı bir depo, depodan yakıtı alıp istenilen basınçta ve atomize halde yanma odasına püskürtmede kullanılacak bir yakıt pompasına ve enjektöre gerek duyulmaktadır.

Yapılan çalışmada yakıt olarak motorin, 10 numara yağ ve uçak yakıtının bir türevi olan; gaz yağı kullanılmıştır. Yakıt brülör pompası yardımıyla yakıt deposundan emilerek yakıt enjektörüne sevk edilmektedir. Brülör 200 – 700 kPa basınç altında yakıt basıncı oluşturabilmektedir (Şekil 4.18).



Şekil 4.18. Model jet motorunda kullanılan yakıt brülörü

Yakıtın ateşleme yapılarak yakılmadan önce, zerrecikler (sis) haline getirilip hava ile karıştırılması gerekir. Isıtma sistemlerinde yakıtı, yanma odası içerisine püskürten, yanma için gerekli havayı temin eden, hava/yakıt karışımını sağlayan ve ateşlemeyi yaparak karışımı yakan yakıt sistemine brülör denir [45].

Yüksek basınçlı brülörlerde pompa, yakıtı yüksek bir basınçla (700-2000 kPa) yakıt püskürtme memesinden koni biçimli yakıt demeti (atomizasyon) halinde yanma odasına püskürtür. Ventilator tarafından, memeyi çevreleyen büyük çaplı borudan verilen hava, yanma odasında yakıt zerrecikleri ile karışır. Yakıt/hava karışımı memeye yakın konmuş olan (ateşleme bujileri) ile ateşlenir. Ateşlemeden sonra yanma kendiliğinden devam eder. Brülörler otomatik alev kontrolü, otomatik yanma ve durdurma donanımı gibi özelliklere sahip olduğundan, merkezi ısıtma sistemlerinde çok kullanılırlar. Yakıtın düzgün bir biçimde püskürtülmesi için, yakıtın temizliği, viskozitesi (akıcılığı) ve özgül ağırlığı önemlidir. Brülörler, yakıtı parçalayıp (atomize edip) basınçlandırarak yakarlar. Isıtma tesisatlarında yaygın olarak bu tür brülörler kullanılır [46].

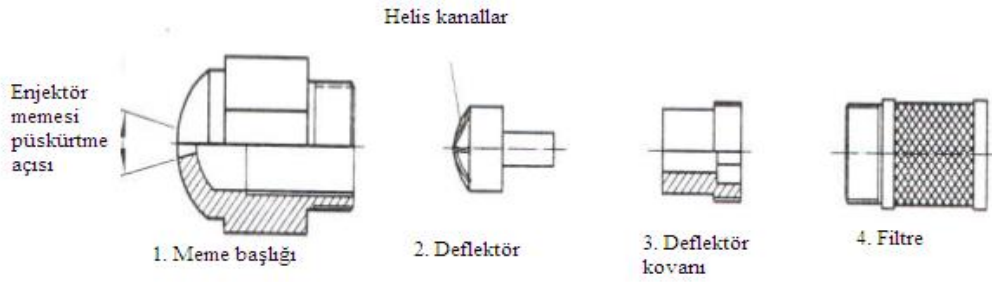
Sıvı bir yakıt kullandığı zaman püskürtmedeki en büyük sorun uygun bir enjektör delik çapı tespit edebilmektir. Yakıtın püskürtüldüğü enjektörün uygun delik çapını bulabilmek için birçok denemeler yapılmıştır. Model jet motorunda yakıt kazanlarında kullanılan enjektör kütüğü ve brülör memesi tercih edilmiştir.

Pompadan yüksek basınçla gelen yakıtı, atomize ederek püskürtmeye yarayan elemanlardır. Yakıt, memeden çıkarken yakıtın atomizasyon işlemi başlar. Memenin üstünde, saatteki yakıt püskürtme kapasitesi (11355 kg gibi), basıncı (700 kPa gibi) ve yakıt püskürtme açıları (30°-45°-60°-80°-90° gibi) yazmaktadır (Şekil 4.19).



Şekil 4.19. Brülör memeleri

Memenin püskürtme açısı küçük olursa, alev çapı da küçük olur. Meme açısı büyüdükçe, alev çapı büyür ve alev boyu da kısalmır. Yanma odasına bağlı olarak meme açısı seçimi yapılır. Meme dört parçadan meydana gelir. Bunlar; meme başlığı (meme gövdesi), deflektör (yakıt yönü değiştiricisi), deflektör kovani ve filtredir (Şekil 4.20).



Şekil 4.20. Brülör memesi parçaları



Şekil 4.21. Alev tüp kapağına monte edilmiş yakıt enjektörü

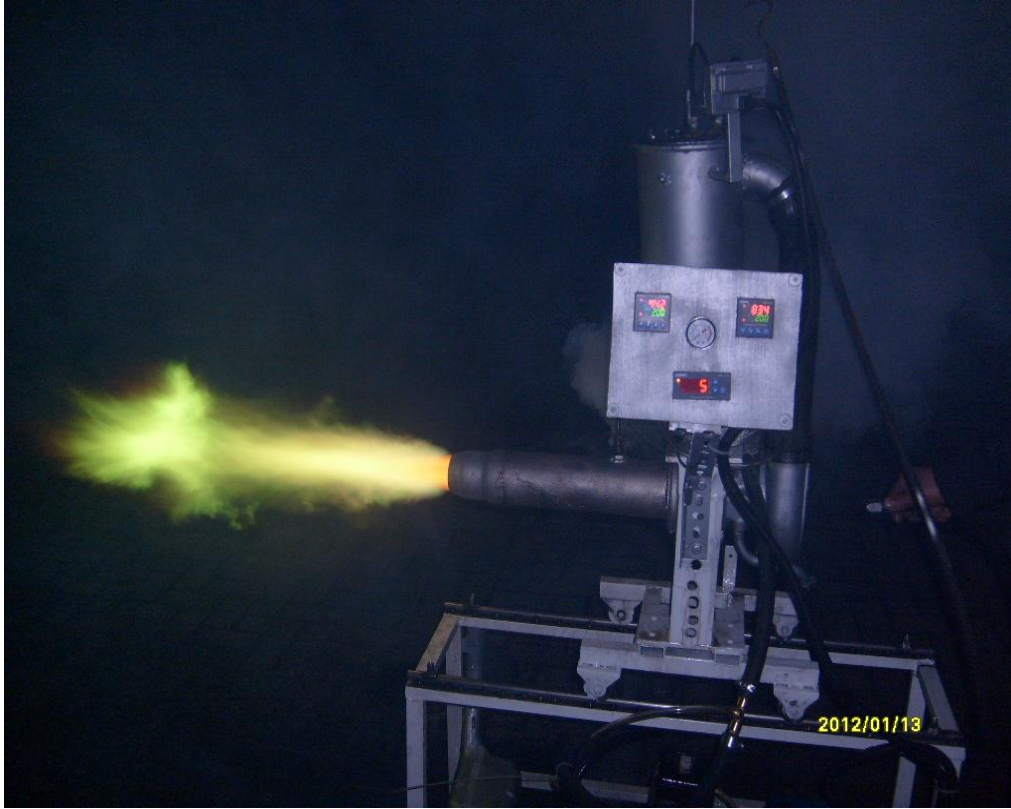


Denemeler esnasında değişik tip ve özellikte brülör memeleri kullanılarak en iyi yanma verimi elde edilen enjektör tercih edilmiştir (Şekil 4.22). 60° ve 45° brülör memeleri ile yapılan deneylerde; en iyi yanma verimi 45° açılı enjektör memesi ile yapılan deneyde elde edilmiştir. 60° enjektör memesi ile yapılan denemelerde enjektör püskürtme açısı nedeniyle; atomize şekilde püskürtülen yakıtın alev tüpü yüzeyine temas ederek yanmadan egzoz nozulundan atılmış olduğu tespit edilmiştir.



Şekil 4.22. 45° yakıt enjektörü ile yapılan denemeler

45° brülör memesi ile yapılan deneylerde alev boyunun arttığı ve daha verimli bir yanma meydana geldiği tespit edilmiştir. Yapılan deney sonucunda 45° brülör memesi ile yapılan denemelerde daha fazla itme kuvveti elde edilmiştir (Şekil 4.23).



Şekil 4.23. İtme kuvveti

#### 4.4. Yağlama Sistemi

##### 4.4.1. Yağ seçimi

Yağlama sistemi, model jet motorunda kullanılacak olan turboşarj ünitesinin yataklarını yağlamak ve soğutmak için kullanılır. Yağ sayesinde turboşarj ünitesi yataklarındaki ısınma, aşınma ve yatak sarması gibi durumlar engellenmiş veya asgari seviyeye inmesi sağlanmış olur (Şekil 4.24). Bu sorunların giderilmesi veya asgari seviyeye indirgenmesi için kullanılacak olan yağın özelliği, yağ pompasının gücü, yağ iletim borularının ölçüleri (uzunluk, çap), turboşarj ünitesinin yağ giriş-çıkışlarının nasıl yapıldığı ve yağın ne denli iyi soğutulduğu gibi etkenler büyük önem arz etmektedir.

Öncelikle turboşarj ünitesi için nasıl bir yağ kullanılacağına iyi belirlenmesi gerekmektedir. Model jet motoru çalışmasında, iletiminin ve akıcılığının kolay olması nedeni ile ince, FMY tam sentetik SAE 5W10 numara yağ kullanılmıştır. Kullanılan motor yağının en zor çalışma şartlarına tam verimle yağlamayı sağladığı tespit edilmiştir.



Şekil 4.24. Turboşarj ünitesi yağ geri dönüş kanalı

#### 4.4.2. Yağ pompası

Yağı depodan alıp istenilen basınç ve miktarda turboşarj ünitesinin yataklarına iletilmesini sağlayan elemandır. Yağın ne kadar basınçta ve ne miktarda iletileceği, yağ pompasının kontrolü altındadır. Yağ pompasının seçimi yapılırken turboşarj ünitesini istenilen şekilde yağlayıp, soğutabilecek nitelikte olması tercih edilmelidir.

Basınçlı yağlama sistemi elemanı olarak Ford Transit V348 araca ait dişli yağ pompası kullanılmıştır. Yağ pompasına hareket için 220 V elektrik motoru

kullanılmıştır. Elektrik motoru ile dişli yağ pompası arasındaki hareket iletimi zincir-dişli yardımıyla sağlanmıştır. Yağ deposu olarak ise Ford Focus araca ait yağ karteri tercih edilmiştir (Şekil 4.25).



Şekil 4.25. Yağlama sistemi elemanları

Kullanılan yağ pompası ilk çalıştırma esnasında sisteme yaklaşık olarak 500 kPa basınçta yağ pompalamış ancak; sistemde oluşan yüksek basınç nedeniyle elektrik motorunun çok fazla zorlandığı ve ısındığı tespit edilmiştir. Bu nedenle yağ pompasının emniyet valf yayı küçültülerek yağ basıncı 35 kPa'ya düşürülmüştür.

#### 4.5. Test Düzenegi

Şasi, yapılan bütün sistemleri (yağlama, ateşleme sistemi, turboşarj ünitesi, kızaklar vs.) üzerinde taşıyan ve sistemin bir bütünlük içinde çalışmasına yardımcı olan ana kısımdır. Şasi tasarlanıp imal edilirken herhangi bir referans ölçüye başvurulmamıştır. Boyutları belirlenirken çalışmaya elverişli, yeni bir eleman montaj edileceği zaman üzerinde yer sıkıntısı olmayacak, üzerinde bulunan sistemlerin

birbiri içine girmeden rahat çalışmasını sağlayabilecek şekilde yapılmasına özen gösterilmelidir. Bu kapsamda yaklaşık olarak 50 cm yüksekliğinde, 80 cm uzunluğunda ve 70 cm genişliğinde bir şasi imal edilmiştir (Şekil 4.26).



Şekil 4.26. Şasi tasarımı

Turboşarj ünitesi taşıyıcısının alt kısmına kanallı tekerlekler monte edilmiştir. Oluşturulan şasi profili üstüne ise kanallı tekerleklerin kolayca hareket etmesini sağlayacak kızaklar yerleştirilmiştir. Böylece turboşarj ünitesinde oluşan itme kuvvetinde, daha kolay hareket aktarımı sağlanmıştır.

#### 4.6. Egzoz Nozulu

Benzer model jet motorlarına dair yapılan araştırmalarda, kullanılan egzoz tipleri şekil ve ölçü olarak değişiklik gösterse de hepsi yakınsak nozul sınıfına girmektedir (Şekil 4.27). Turboşarj ünitesinde yanma sonucu oluşacak itme kuvveti nozulun yapısına ve boyutuna bağlıdır. Bu yüzden nozul tasarımına oldukça dikkat edilmelidir (Şekil 4.28). Örneğin, uçaklarda hareketli nozullar yardımıyla uçağın kısa sürede ivmelenmesi sağlanmaktadır.



Şekil 4.27. Egzoz nozulu tasarımı



Şekil 4.28. Egzoz nozulu

#### 4.7. Model Jet Motoruna İlk Hareketin Verilmesi

İlk hareket, model jet motorunun belirli bir hıza erişmesini ve bu hızdan sonra motorun kendi kendine çalışmasını sağlamak için kullanılan bir sistemdir. Benzer model jet motoru çalışmalarında ilk hareket için, yüksek devirli motorlar, el matkapları, yere düşmüş olan yaprakları üfleme için kullanılan blower ve yüksek basınçlı hava kullanılmıştır. Yapılan çalışmada ise yüksek basınçlı bir hava yardımı ile model jet motorunun ilk hareketi sağlanmıştır. Diğer metotların kullanılması düşünülmüş ise de yüksek devirli motorların bağlantı sorunun çözülmemesi ve blowerin temin edilememesi gibi sorunlar yüksek basınçlı hava kullanımına karar verilmesinde etkili olmuştur (Şekil 4.29).

Hava tabancasından çıkan yaklaşık 600 kPa'lık basınçlı hava yardımı ile model jet motorunun kendi başına çalışana kadar döndürülmektedir. Turboşarj ünitesi, türbin salyangozu yüzey sıcaklığı yükseldikten sonra düzeneğin kendi kendine çalışması sağlamıştır.

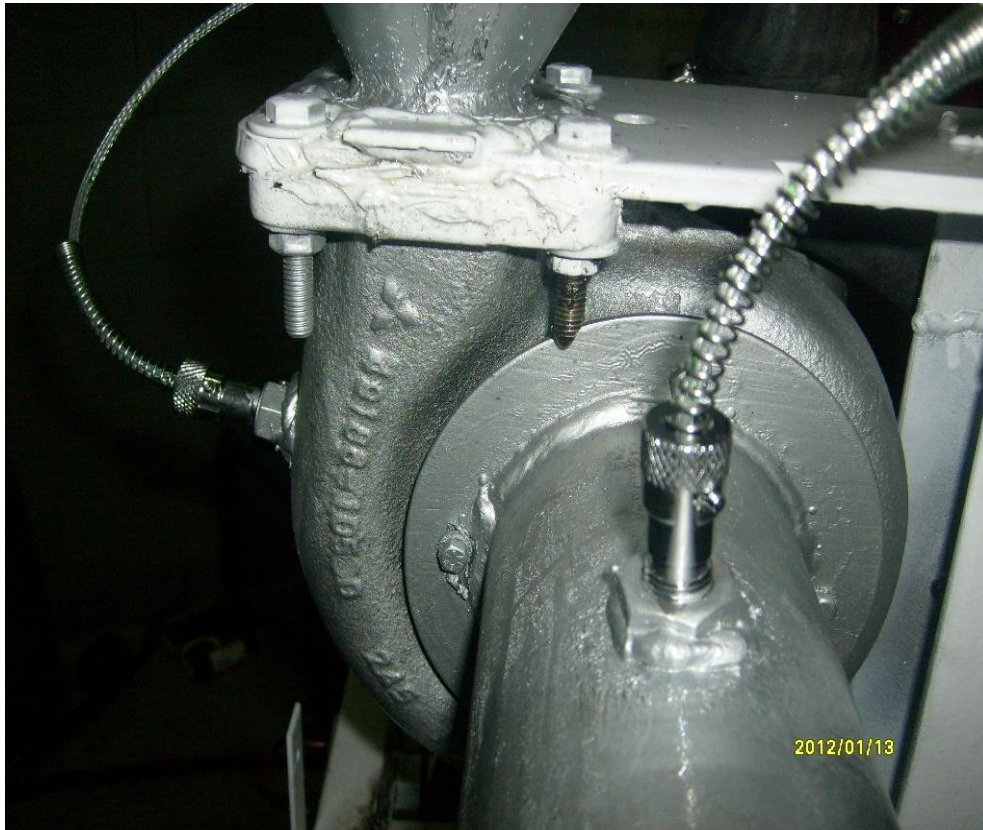


Şekil 4.29. Basınçlı hava girişi

Yapılan deneyde 600 - 1200 kPa arasındaki basınçlarda düzenek üzerinde meydana gelen sıcaklık değerlerindeki değişiklikler ve itme kuvveti test edilmiştir.

#### 4.8. Sıcaklık Ölçümleri

Model jet motorunun değişken hava ve yakıt basıncı ile elde edilen sıcaklık değerleri termokupl yardımıyla ölçülmüştür (Şekil 4.30). Sıcaklık ölçümleri giderek artan oranda önemli bir konu haline gelmiştir. Sıcaklık tamamen fizik ile ilgili temel bir konudur. Çok çeşitli fiziksel özellikleri etkileyen bir parametre olması nedeniyle ölçülmesi gereken önemli bir değişkendir. Sıcaklık ölçümü için çok çeşitli yöntemler vardır. Bunlar içinde en çok kullanılan sensörlerden birisi termokupldur [27].



Şekil 4.30. Termokupl bağlantıları

Termokupller kullanılarak 73 K' den 2593 K' ye kadar ölçüm yapılabilir. Ölçüm yapılacak sıcaklık aralığına bağlı olarak en uygun termokupl seçilmiştir. 73 K ila



2593 K derece aralığını ölçebilen K tipi termokupl ve 73 ila 1073 K arasını ölçebilen J tipi termokupl tercih edilmiştir (Şekil 4.31).

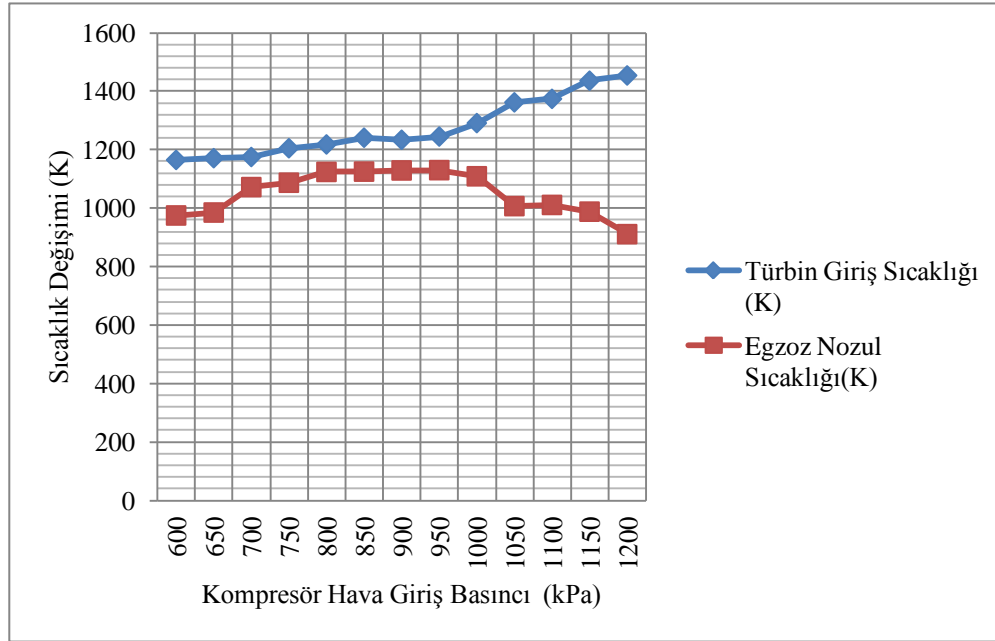


Şekil 4.31. Dijital termokupl göstergesi

## BÖLÜM 5. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA

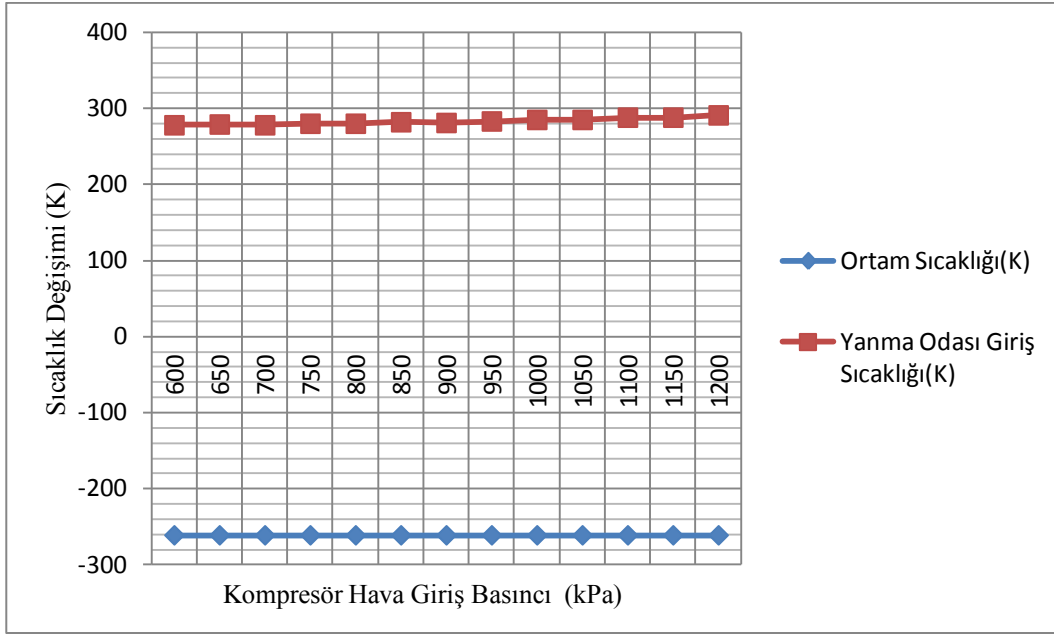
Tablo 5.1. Sabit yakıt basıncında (700 kPa) motorin yakıt ile yapılan deneyler

	Ortam Sıcaklığı(K)	Kompresör Giriş Basıncı (kPa)	Yanma Odası Giriş Sıcaklığı(K)	Türbin Giriş Sıcaklığı (K)	Egzoz Nozul Sıcaklığı(K)
1	-261	600	278	1165	975
2	-261	650	279	1171	985
3	-261	700	278	1175	1072
4	-261	750	280	1205	1087
5	-261	800	280	1218	1124
6	-261	850	282	1241	1125
7	-261	900	281	1234	1129
8	-261	950	283	1245	1130
9	-261	1000	285	1291	1109
10	-261	1050	285	1362	1007
11	-261	1100	288	1374	1011
12	-261	1150	288	1436	988
13	-261	1200	291	1454	911



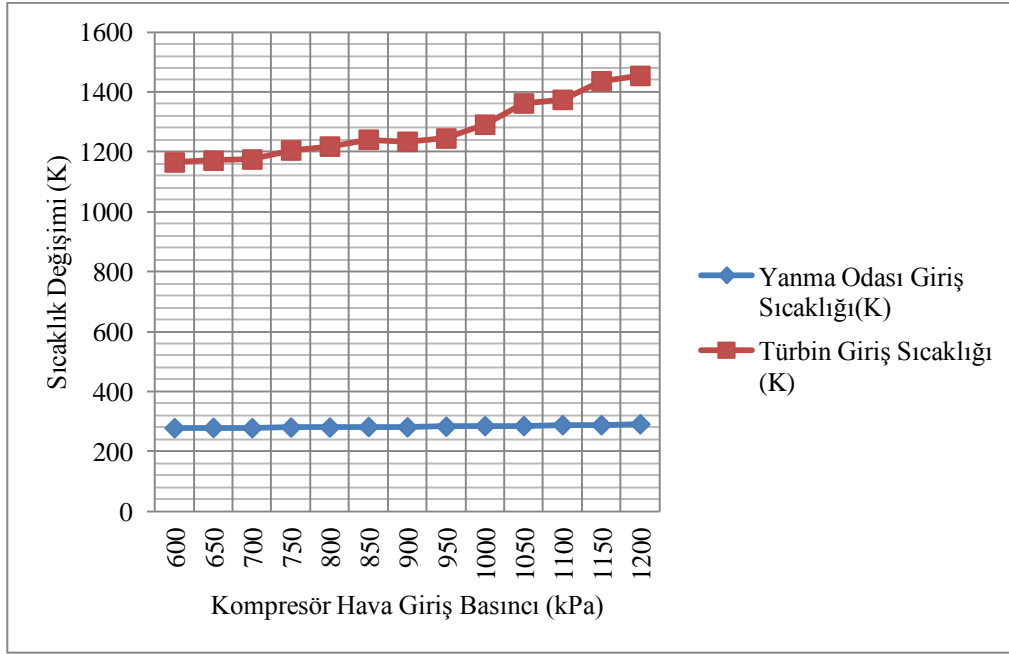
Şekil 5.1. Türbin giriş sıcaklığı ile egzoz nozul sıcaklığının karşılaştırılması

Şekil 5.1’ de turboşarj ünitesi türbin girişinde yanma sonucu meydana gelen sıcaklık ile egzoz nozulunda meydana gelen sıcaklık değişimleri görülmektedir. Deneyde kompresör giriş kısmından 600 kPa basınçtan başlanarak her adımda hava basıncı 50 kPa artırılmak suretiyle türbin ve egzoz nozulunda meydana gelen sıcaklık değişimleri gözlemlenmiştir. Kompresör giriş hava basıncına bağlı olarak Şekil 5.1’ de görüldüğü gibi yaklaşık olarak 950 kPa hava basıncına kadar türbin giriş sıcaklığı ile egzoz nozul sıcaklık değerleri birbirlerine yakın sıcaklık değerleri gözlemlenmiştir. 1000 kPa kompresör hava giriş basıncından sonra ise türbin giriş sıcaklığı yükselen bir eğri çizmesine rağmen egzoz nozul sıcaklığı hızla düştüğü tespit edilmiştir. Yakıttan alınan verimin 1000 kPa hava basıncından sonra hızla arttığı gözlemlenmiştir. Termik verim 1000 kPa basınçtan sonra hızla artarken meydana gelen itme kuvvetide buna bağlı olarak arttığı görülmüştür. Kompresör giriş hava basıncı 1000 kPa iken türbin giriş sıcaklığının 1291 K, hava giriş basıncı 1200 kPa iken türbin giriş sıcaklığı 1454 K olduğu ölçülmüştür.



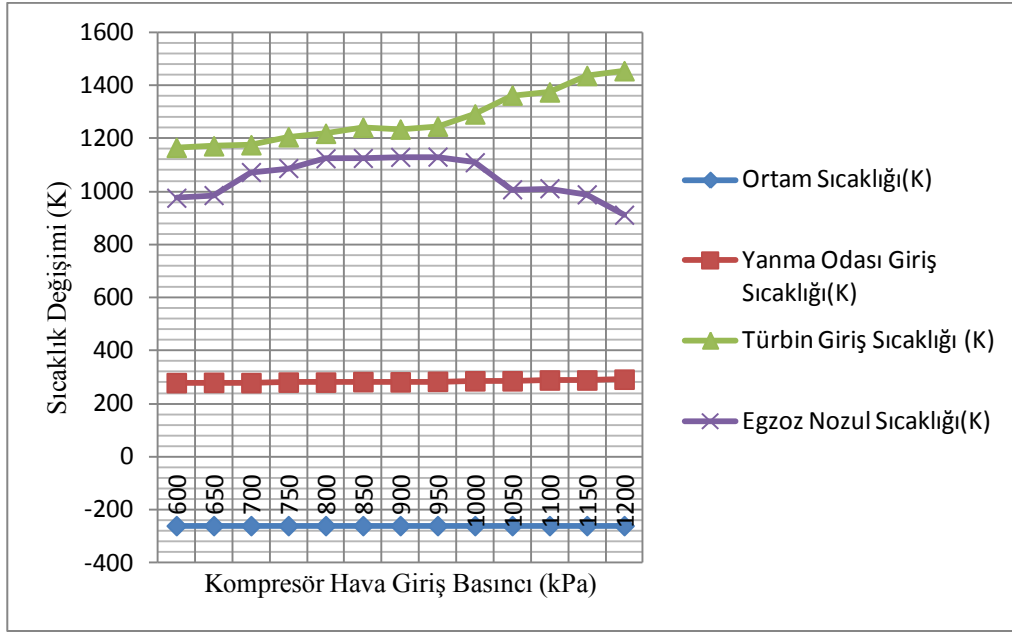
Şekil 5.2. Ortam sıcaklığına göre yanma odası giriş sıcaklığının değişimi

Şekil 5.2’ de kompresör çarkı impeller kısmından aksel doğrultuda emilen hava; hızı ve basıncı artırılarak kompresör kanatçıkları yardımıyla turboşarj ünitesi difüzör kısmına sevk edilir ve hava difüzöre girdikten sonra hızı düşürülür, basınç artışı sağlanır. Difüzör içerisinde sıkıştırılan hava sıcaklığı meydana gelen viskoz sürtünmelerden dolayı artacaktır. Turboşarj ünitesi difüzör kısmında hızı düşen ve basıncı artırılan havanın sıcaklığı artarak salyangoz yardımıyla yanma odasına sevk edilir. Yanma odası içerisine gönderilen hava sıcaklığının artması ile birlikte tutuşma gecikmesi süresi azalacaktır. Tutuşma gecikmesini süresini azaltmak amacıyla yanma odasına gönderilen hava sıcaklığına bağlı olarak, sisteme bir ısıtıcı eleman ilavesi yapılması mevcut sürenin azalmasına yardımcı olacaktır. Buna bağlı olarak alev tüpü içerisinde, alev sönme bölgesi azalacağı için yanma verimliliği artacaktır. Ayrıca 1200 kPa kompresör giriş basıncında ortam sıcaklığı -261 K iken yanma odasına sevk edilen havanın 291 K olduğu gözlemlenmiştir.



Şekil 5.3. Yanma odası giriş sıcaklığı ile türbin giriş sıcaklığının karşılaştırılması

Şekil 5.3' te turboşarj ünitesi difüzör kısmında sıcaklığı ve basıncı artırılarak yanma odasına sevk edilen hava, alev tüpünün birinci kısmından girer ve enjektör yardımıyla atomize edilen yakıt, ateşleme bujisi tarafından ateşlenerek iş elde edilir. Enjektör yardımıyla alev tüpü içerisine püskürtülen yakıtın parçalanma kalitesine bağlı olarak yanma ve termik verim oranında artma/azalma meydana gelecektir. Yanma odası içerisine püskürtülen yakıtın parçalanma kalitesi; püskürtme basıncı, hava yoğunluğu, püskürtme açısı ve enjektör delik çapı, yakıtın viskozitesi, yakıtın püskürtme deliğinden uzaklaştıkça meydana gelen yüzey gerilmesinden dolayı artacaktır. Yakıtın enjektörden püskürtülerek parçalanması sonucu oluşan damlacıkların çapları ne kadar küçük ve bu damlacıkların alev tüpü içerisindeki dağılımı ne kadar homojen olursa, yakıtın fiziksel olarak hazırlanması ve yanması o kadar hızlı ve tam olur. Yapılan deneylerde yakıt basıncı 700 kPa' da sabit tutulmuştur. Türbin giriş basıncı 1200 kPa iken türbin giriş sıcaklığının 1454 K olduğu gözlemlenmiştir.



Şekil 5.4. Sistemdeki sıcaklık değişimleri

Şekil 5.4' te sistemde meydana gelen sıcaklık değişimleri görülmektedir. Termik verim kompresör giriş hava basıncı yaklaşık olarak 950 kPa olduğu anda hızla artmış olduğu görülmektedir. Böylece yakıtın yanması sonucu açığa çıkan enerjinin, işe çevrilen kısmının artmış olduğu görülmektedir. Kompresör giriş hava basıncının artmasıyla birlikte yanma hızı artmıştır. Molekülden moleküle yayılarak genişleyen yanma olayı, moleküllerin birbirlerine yaklaşmaları ile kolaylaştığı ve hızlandığı görülmüştür. Ayrıca alev tüpü içerinde meydana gelen türbülans yardımıyla, yakıtın yanmaya hazırlanma süreside kısılacaktır.

Değişken yakıt basıncı ve sabit kompresör giriş hava basıncı ile (1000 kPa) yapılan deneyde yakıt basıncı 200-400 kPa arasında yanma meydana gelmediği tespit edilmiştir. 400 kPa yakıt basıncından sonra ise yanma meydana geldiği; ancak yakıt basıncı 550 kPa' ya kadar yanmanın kesikli olarak devam ettiği gözlemlenmiştir. Yakıt basıncı 550-700 kPa arasında yanmanın sürekliliği sağlanmıştır. Yakıt basıncı artırılarak, yakıtın parçalanma kalitesi iyileştirilmiş ve daha verimli yanmanın meydana geldiği gözlemlenmiştir.



Şekil 5.5. Değişken yakıt basıncı denemeleri



Şekil 5.6. Maksimum yakıt basıncı ve kompresör basıncı denemeleri

Aşağıda yer alan sıcaklık değerleri maksimum yakıt basıncı ve kompresör giriş basıncına ait değerlerdir.

$t_1$  = Denemenin yapıldığı çevre sıcaklığı

$t_2$  = Kompresörden yanma odası içine gönderilen havanın sıcaklığı

$t_3$  = Türbin girişindeki sıcaklık

$t_4$  = Türbin çıkışı- egzoz girişinde ölçülen sıcaklık

$P_1$  = Atmosfer basıncı

$P_2$  = Kompresörden yanma odasına gönderilen havanın basıncı

$N$  = İtme kuvveti

Denemenin yapıldığı çevre sıcaklığı ( $t_2$ )

$$T_1 = -12 + 273 = 261 \text{ K}$$

Atmosfer basıncı ( $P_1$ ) = 916 mbar = 0,916 bar = 91,6 kPa

Kompresörden yanma odasına gönderilen havanın basıncı ( $P_2$ ) = 12 bar = 1200 kPa

$$P_2 = P_{2ölç} + P_1 = 1200 + 91,6 = 1291,6 \text{ kPa}$$

Kompresörden yanma odasına gönderilen havanın sıcaklığı ( $t_2$ )

$$T_2 = 18 + 273 = 291 \text{ K}$$

Türbin girişindeki ölçülen sıcaklık ( $t_3$ )

$$T_3 = 1181 + 273 = 1454 \text{ K}$$

Türbin çıkışı-egzoz girişinde ölçülen sıcaklık ( $t_4$ )

$$T_4 = 638 + 273 = 911 \text{ K}$$

Yukarıdaki verilen değerler model jet motorunun çalışması esnasında elde edilen ölçüm değerleridir.

Model jet motorunda kullanılan turboşarj ünitesinin kompresör ve türbin değerlerine göre (kanatçık giriş çapı, A/R oranı) performans haritaları yardımı ile yaklaşık



kompresör verimi elde edilmiştir.

Verim hesabı yapılırken ilk olarak turboşarj ünitesinin alındığı motorun, strok hacmi, devri ve volümetrik verimin bilinmesi gerekmektedir.

Denemede kullanılan turboşarj ünitesinin alındığı motorun özellikler:

- Silindir hacmi : 2977 cm<sup>3</sup>
- Motor devri : 4000 d/d
- Volümetrik verim : % 90

Turboşarj sistemli donanımı olmayan dizel motorlarda volümetrik verim ( $\eta_v$ ) yaklaşık olarak % 80-90 arasında olduğu kabul edilmektedir.

Hava akış oranı;

$$AFR = \frac{cid \times rpm \times 0,5 \times E_v}{1728}$$

formülü ile bulunur.

Turboşarj ünitesinin alındığı motorun strok hacmi 2977 cm<sup>3</sup> tür.

$$2977 \text{ cm}^3 = 181,746 \text{ cid}$$

$$E_v = 0,90$$

$$Rpm = 4000 \text{ 1/dak}$$

$$AFR = \frac{181,746 \times 4000 \times 0,5 \times 0,9}{1728}$$

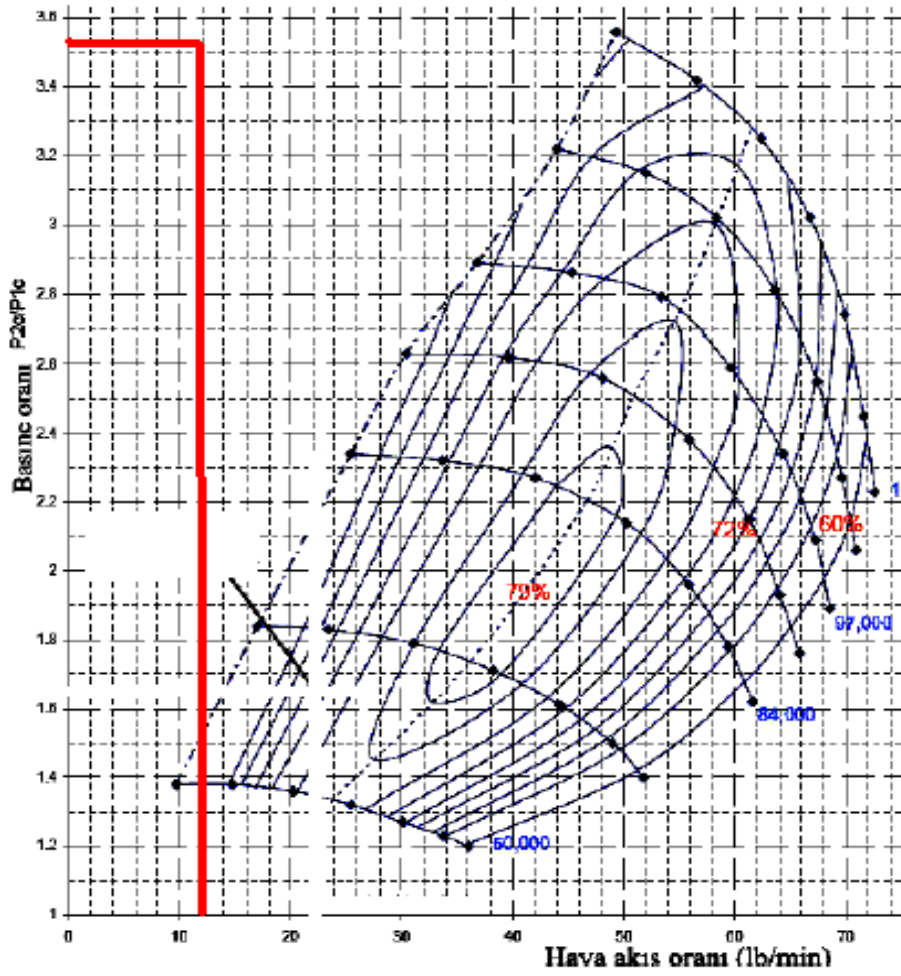
$$AFR = 189,31 \text{ cfm} = 13,276 \text{ lb/min} = 6,032 \text{ kg/min}$$

Atmosferik basınç = 91,6 kPa

Boost basıncı = 260 kPa

$$\text{Basınç Oranı}(P_r) = \frac{260+91,6}{91,6} = \frac{351,6}{91,6}$$

Basınç Oranı = 383 şeklinde bulunur.

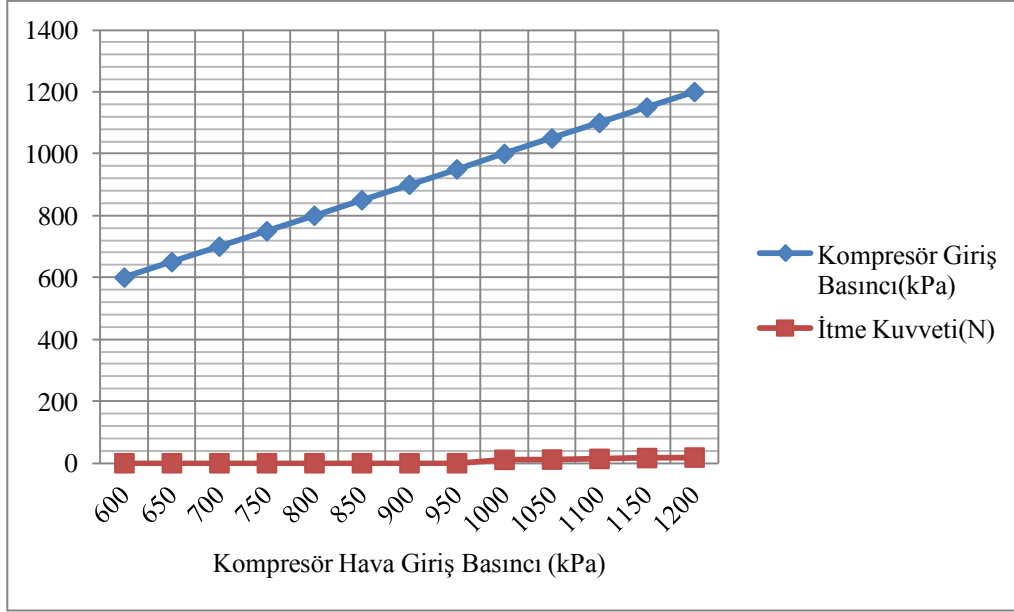


Şekil 5.7. Santrifüj kompresörün performans haritası

Santrifüj kompresörün karakteristik alanında, alanın sol tarafı, akışın rotora geri dönmesine neden olan pompalama bölgesinde olduğu görülmektedir (Şekil 5.7).

Tablo 5. 1. Sabit yakıt basıncında (700 kPa) motorin yakıt kullanılarak elde edilen itme kuvveti

Ortam Sıcaklığı(K)	Kompresör Giriş Basıncı(kPa)	Yanma Odası Giriş Sıcaklığı(K)	Türbin Giriş Sıcaklığı(K)	Egzoz Nozul Sıcaklığı(K)	İtme Kuvveti(N)
-261	600	278	1165	975	0
-261	650	279	1171	985	0
-261	700	278	1175	1072	0
-261	750	280	1205	1087	0
-261	800	280	1218	1124	0
-261	850	282	1241	1125	0
-261	900	281	1234	1129	0
-261	950	283	1245	1130	0
-261	1000	285	1291	1109	11
-261	1050	285	1362	1007	11,8
-261	1100	288	1374	1011	13,9
-261	1150	288	1436	988	16,7
-261	1200	291	1454	911	18,3



Şekil 5.8. Kompresör hava giriş basıncı ile değişen itme kuvveti

Yapılan deneylerde, kompresör hava giriş basıncı 1000 kPa' nın altında iken itme kuvveti elde edilememiştir (Şekil 5.8). Kompresör hava giriş basıncı 1000 kPa iken toplam itme kuvveti yaklaşık olarak 11 N ölçülmüştür (sistem kendi kendine çalışmaya başladıktan sonra elde edilen itme kuvveti). Kompresör hava giriş basıncı maksimum değerde (1200 kPa) iken toplam itme kuvveti yaklaşık olarak 18,3 N ölçülmüştür (sistem kendi kendine çalıştıktan sonra elde edilen itme kuvveti). Sistemde yanma hızı ve termik verimin artmasıyla birlikte meydana gelen itme kuvvetinin arttığı görülmüştür. Egzoz nozulunun hareketli yapılması veya egzoz nozulu üzerine yerleştirilebilecek olan after burner sistemi ile daha fazla itme kuvveti elde edilecektir. Hareketli egzoz nozulu tasarımında ise çalışma şartlarına bağlı olarak, nozul açıklığının iyi ayarlanması gerekmektedir. Egzoz nozul açıklığının tam olarak ayarlanamaması nedeniyle itme kuvvetinde azalma veya nozulu terk eden yanmış egzoz gazlarının bir kısmı yanma odası içerisinde kalarak alev sönme bölgesinin artmasına neden olacaktır.

Tablo 5.2. Motorin, gazyağı ve 10 numara yağ ile yapılan deney sonucu elde edilen sıcaklık değişimleri

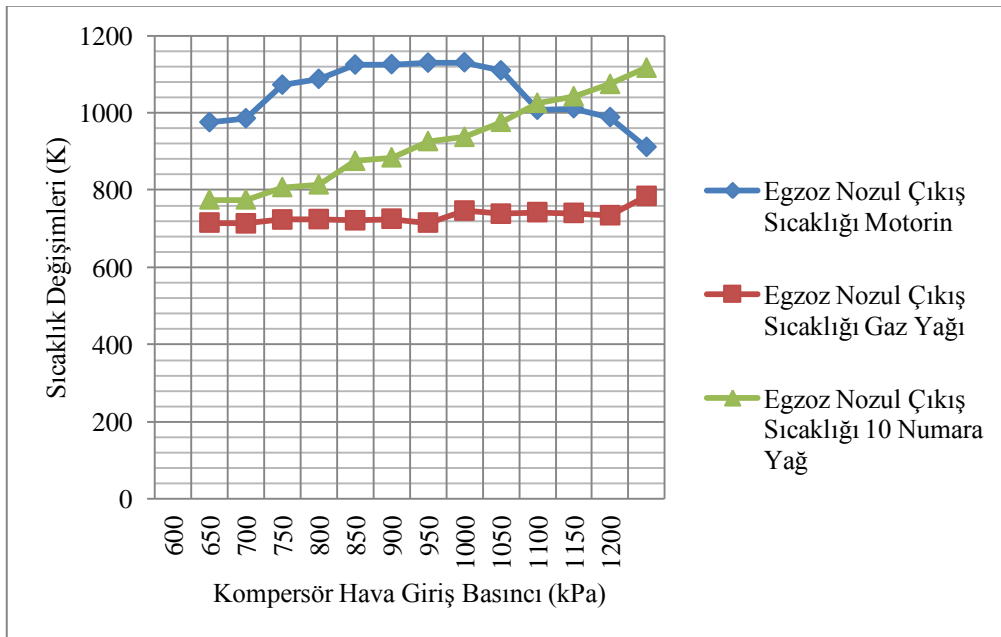
Kompresör Giriş Basıncı	Türbin Giriş Sıcaklığı Motorin	Egzoz Nozul Çıkış Sıcaklığı Motorin	Türbin Giriş Sıcaklığı Gaz Yağı	Egzoz Nozul Çıkış Sıcaklığı Gaz Yağı	Türbin Giriş Sıcaklığı 10 Numara Yağ	Egzoz Nozul Çıkış Sıcaklığı 10 Numara Yağ
600	1165	975	955	715	966	775
650	1171	985	965	713	974	775
700	1175	1072	982	723	1054	807
750	1205	1087	1004	724	1044	814
800	1218	1124	1026	721	1085	875
850	1241	1125	1032	725	1155	884
900	1234	1129	1007	715	1196	926
950	1245	1130	1146	746	1235	937
1000	1291	1109	1176	738	1284	976
1050	1362	1007	1260	742	1362	1025
1100	1374	1011	1306	740	1413	1042
1150	1436	988	1310	734	1471	1074
1200	1454	911	1319	784	1512	1116

Yapılan deney 261 K dış ortam sıcaklığında yapılmış olup; üç farklı yakıt kullanılarak türbin giriş sıcaklığı ile egzoz nozul çıkış sıcaklığında meydana gelen değişim gözlemlenmiştir. Tablo 5.3' te görüldüğü üzere en verimli yanmanın gaz yağı kullanılarak yapılan deneyde meydana geldiği; ancak kompresör giriş hava

basıncı 1150 kPa' dan sonra egzoz sıcaklığının hızla yükselmeye başladığı görülmektedir. Alev tüpü içerisinde fakir bir karışım olduğu ve yanma odası içerisinde yanmadan atılan gaz yağının egzoz nozulunda oksitlenerek, egzoz gazı sıcaklığını artırmış olduğu görülmüştür.

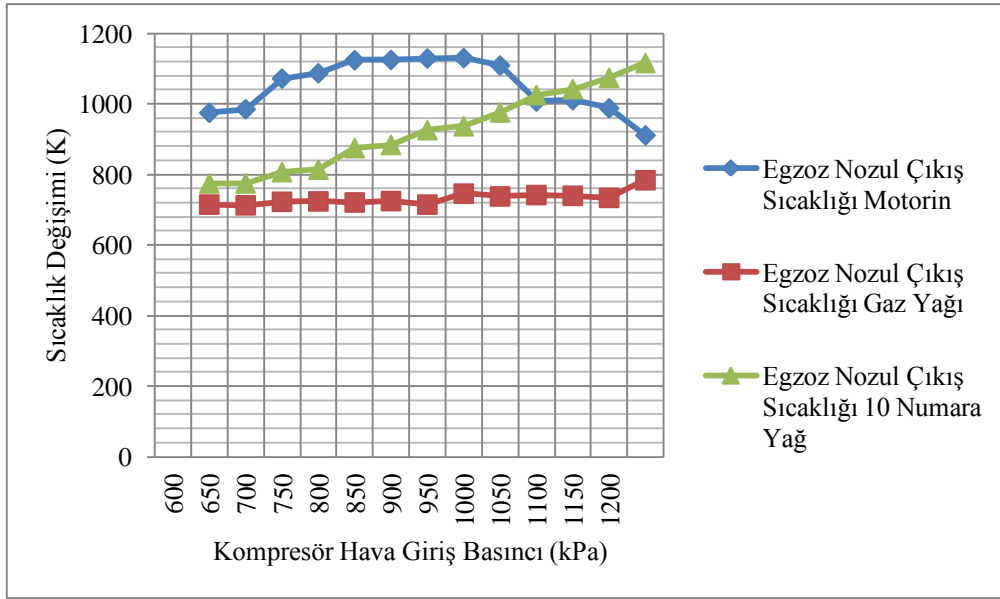
10 numara yağ ile yapılan deneyde kontrolsüz yanma olduğu ve kompresör giriş hava basıncı 600 – 750 kPa arasında iken şiddetli patlamalar meydana geldiği gözlemlenmiştir. Hava basıncı 1150 kPa' dan sonra ise türbin giriş sıcaklığı aniden kontrolsüz olarak yükselerek 1473 K nin üzerine çıkmış olup; türbin girişine bağlı olan K tipi termokuplün erimesine neden olmuştur. 10 numara yağ ile yapılan deneylerde enjektör memesinin sık sık tıkanmış olduğu ve aşırı kurum meydana geldiği tespit edilmiştir.

Piyasada yakıt olarak satılan 10 numara yağların özellikleri farklılık göstermekte ve herhangi bir standarda uymamaktadır. Satın alınan her tenekede farklı içerikte yağ ile karşılaşılmaktadır. Yakıt olarak kullanılan 10 numara yağın tutuşma noktasını ve viskozitesini düşürmek için yağın içine değişik oranlarda motorin, gaz yağı, solvent vb. çözücüler katılmaktadır.



Şekil 5.9. Motorin, gaz yağı ve 10 numara yağ kullanılarak elde edilen egzoz nozul sıcaklığı

10 numara madeni yağın viskozitesi motorinin viskozitesinin yaklaşık 10 katıdır. Bu yüzden 10 numara yağ püskürtüldüğünde yakıt zerrecikleri daha büyük olmaktadır. İri yakıt zerreciklerinin sahip oldukları kinetik enerjiden dolayı tamamı buharlaşmadan yanmaya katıldığı için yakıtın bir kısmının ise egzoz nozuluna da yanmaya devam ettiği tespit edilmiştir (Şekil 5.9).



Şekil 5.10. Motorin, gaz yağı ve 10 numara yağ kullanılarak elde edilen türbin giriş sıcaklığı

10 numara yağın birim hacimdeki enerji miktarının dizel yakıtından fazla olması yanma odası içerisine her enjeksiyon periyodunda daha fazla enerji sürülmesine ve dolayısıyla yanma esnasında daha yüksek sıcaklıklara ulaşılmasına sebep olacaktır; sıcaklık artışının malzeme dayanımını olumsuz etkilediği bilinmektedir (Şekil 5.10). Türbin kanatçıkları ve türbin giriş sıcaklığını ölçmek için kullanılan K tipi termokuplün termal ve fiziksel olarak zorlanmasına neden olmuştur.

1200 kPa türbin hava giriş basıncı ve 700 kPa yakıt basıncında motorin, gaz yağı ve 10 numara yağ kullanılarak değişik itme kuvvetleri elde edilmiştir. Motorin yakıt kullanılarak yapılan deneyde 18 N, gaz yağı kullanılarak yapılan deneyde 13 N ve 10 numara yağ kullanılarak yapılan deneyde 21 N itme kuvveti elde edilmiştir.

## BÖLÜM 6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada bir dizel motoru turboşarj ünitesi kullanılarak, Brayton çevrimine göre çalışan model bir jet motoru yapılmış ve başarılı bir şekilde çalıştırılmıştır. Yapım süresince kullanılan ve yeni imal edilen parçalar ile sistemin bir bütün haline getirilmesi sonucunda aşağıdaki veriler elde edilmiştir.

1. Sistemin sağlıklı bir şekilde çalışmasını sağlayan parçaların başında gelen basınçlı yağlama sistemi; FORD Transit V348 araçlarda kullanılan yağ pompasıdır. Yağ pompasına hareket 220 V elektrik motoru ile zincir-dişli sistemiyle sağlanmıştır. Yapılan denemelerde ilk çalıştırma esnasında sistemin yağ basıncının yaklaşık olarak 500 kPa' ya kadar yükseldiği bu esnada elektrik motorunun çok fazla yüklendiği ve aşırı ısındığı; turboşarj ünitesinde ise yataklardaki aşırı basınç nedeniyle milin zor döndüğü tespit edilmiştir. Bu yüzden yağ pompası üzerinde bulunan emniyet valf yayı küçültülerek sistem basıncı 350 kPa' ya düşürülmüştür.
2. Model jet motoru çalışmasında MITSUBISHI FUSO CANTER FE859 E araca ait ve MITSUBISHI firması tarafından üretilmiş olan TD 08 12 modeli turboşarj ünitesi kullanılmıştır. Turboşarj ünitesinin kompresör giriş basıncı 600 kPa' dan başlanarak kademe kademe artırılmıştır. Giriş basıncı 1200 kPa olduğunda türbin giriş 1454 K ve itme kuvveti 18 N olarak ölçülmüştür. Yapılan denemeler sabit 700 kPa yakıt basıncında yapılmıştır.
3. Değişken yakıt basıncı (200-700 kPa) ve sabit kompresör giriş basıncında (1000 kPa) yapılan denemeler de; yakıt basıncı 400 kPa' ya kadar yanma sağlanamamıştır. Yakıt basıncı yaklaşık olarak 400-550 kPa arasında ise yanmanın kesikli olarak meydana geldiği gözlemlenmiştir. 550-700 kPa arasında ise yanmanın sürekliliği sağlanmıştır.



4. Model jet motorunda yakıt sistemi olarak; kazanlarda kullanılan brülör ve enjektör sistemi tercih edilmiştir. Brülör sisteminde kullanılan yakıt basıncı; manuel olarak ayarlanma imkanı sağladığından değişken yakıt basıncı denemelerinde kolaylık sağlamıştır.
5. Model jet motorlarında yakıt olarak kullanılan LPG, sıvı yakıtlara oranla daha kolay yanma sağlanmasına rağmen sistemde kullanılan ateşleme sistemi yardımıyla sıvı yakıt tercihi ile yanma daha verimli hale getirilmiştir. Sistemde ateşleme sistemi olarak brülör trafosu ve kantitatif güç yönetim sistemlerinde kullanılan sıcak ateşleme bujileri tercih edilmiştir. Yakıt olarak ise motorin, 10 numara yağ ve uçak yakıtının bir türevi olan gaz yağı kullanılmıştır.

Model jet motorunun geliştirilmesi amacıyla şunlar yapılabilir;

- Yapılan deneyde gaz yağı, motorin ve 10 numara yağ kullanılarak yanma verimlilikleri karşılaştırılmıştır. Alternatif olarak LPG kullanılabilir.
- LPG gazının tutuşma aralığı daha geniş olduğu için ve sıvı yakıtlara göre daha kolay yanma elde edilebileceği için tercih edilebilir.
- Hareketli nozul sistemi yapılarak değişik itme kuvvetleri elde edilebilir.
- Egzoz nozulu üzerinde after burner enjektör sistemi yerleştirilerek daha fazla itme kuvveti elde edilebilir.
- Kompresör çıkışındaki sıcaklık ve basınç değerleri, yanma odası çıkışındaki sıcaklık ve basınç değerleri, nozul çıkış sıcaklığına bağlı olarak özgül itme kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı hesaplanabilir.

## KAYNAKLAR

- [1] Time Travel Research Center © 2005 BAL, Ç. , <http://www.zamandayolculuk.com/cetinbal/HTMLdosya2/TurboJetMotoru.htm> (Erişim tarihi: 25.07.2011)
- [2] How Does a Home Build Jet Engine Work, Nederland, GUUS, V. A., SUSANTE, J.W.V., <http://www.jetengines.tk> (2004). (Erişim tarihi: 27.06.2011)
- [3] Turbocharger Gas Turbine, New Zealand, SIMON, J., <http://www.asciimation.co.nz/turbine/index.htm#The%20turbocharger> (Erişim tarihi: 27.06.2011)
- [4] NT/5 Turbojet Engine, Canada, Mark, N., <http://www.nyethermodynamics.com/nt5/index.html> (2002). (Erişim tarihi: 08.08.2011)
- [5] Gas Turbine Project-How Build a Real Jet Engine, New Zealand, BRUCE S., <http://www.aardvark.co.nz/pjet/turbine1.htm> (2001). (Erişim tarihi: 09.08.2011)
- [6] Nick's Homebuilt 'DIY' Gas Turbine Jet Engines, United Kingdom, NICK, H., <http://www.nickhaddock.com.uk/turbinepage2.htm> (2006). (Erişim tarihi: 09.08.2011)
- [7] The Powerlabs Turbine Project, USA, BARROS, S., <http://www.powerlabs.org/turbine.htm> (2002). (Erişim tarihi: 13.08.2011)
- [8] Jet Engine Project, Danmark, PETERSEN, J., KENNETH, M., [http://home8.inet.dk/jan\\_p/index.htm](http://home8.inet.dk/jan_p/index.htm), <http://www.pulse-jets.com> (1997). (Erişim tarihi: 13.08.2011)
- [9] Gas Turbines Background, Development And Theory, USA, <http://www.aircav.com/histturb.html> (1998). (Erişim tarihi: 01.09.2011)
- [10] ÇETINKAYA, S., Gaz Türbinleri, Nobel Yayın Dağıtım, 2. Baskı, Ankara, 1-6, 46-53, 123-141, 191-196, 20-26, 1999.

- [11] MEGEP (Mesleki Eğitim Ve Öğretim Sisteminin Güçlendirilmesi Projesi) Uçak Bakım Termodinamik Hesaplamalar [http://megep.meb.gov.tr/mte\\_program\\_modul/modul\\_pdf/440FB0006.pdf](http://megep.meb.gov.tr/mte_program_modul/modul_pdf/440FB0006.pdf) (Erişim tarihi: 01.09.2011)
- [12] MEGEP (Mesleki Eğitim Ve Öğretim Sisteminin Güçlendirilmesi Projesi) Motorlu Araçlar Teknolojisi Motor Çevrimleri Ve Yakıtları [http://megep.meb.gov.tr/mte\\_program\\_modul/modul\\_pdf/525MT0112.pdf](http://megep.meb.gov.tr/mte_program_modul/modul_pdf/525MT0112.pdf)
- [13] Erciyes Üniversitesi Sivil Havacılık Meslek Yüksek Okulu Pilotaj Bölümü Uzm. TÜRKMEN M., Ders Notları, Havacılıkta Kullanılan G/T Motor Ve Tipleri
- [14] Jet Yakıtından İstenilen Özellikler <http://www.veribaz.com/viewdoc.html?jet-yakiti-453100.html> (Erişim tarihi: 04.01.2012)
- [15] Ford Otomotiv Sanayi Teknik Eğitim Turboşarj Sistemleri Ve Motor Performansı Ders Notları
- [16] Gaz Türbinleri Karakteristikleri Ve Kombine Tahrik Sistemi <http://www.belgeler.com/blg/2hvc/gaz-turbini-karakteristikleri-ve-kombine-tahrik-sistemleri> (Erişim tarihi: 19.01.2012)
- [17] GROHE, H., Otto ve Dizel Motorları, KUŞHAN, E.B., Bilim Teknik Yayınları, İstanbul, 219-225, 1999.
- [18] KAYAN, A., Dizel Motorlar, Yüce Yayın, 1.Baskı, İstanbul, 23-35, 2003.
- [19] EARLY, J.L., RAMENDRA, R., Handbook of Turbomachinery, MARCEL, D., 2nd ed., Arizona, 813-860, 2003.
- [20] ÖZ, H., BORAT, İ., SÜRMEK, O., İçten Yanmalı Motorlar, Birsan Yayınevi, İstanbul, 376-398, 2003.
- [21] Rolls-Royce, The Jet Engine, Renault Printing Co. Ltd., 5th ed., Birmingham England, 11-17, 35-43, 95-117, 1996.
- [22] BELL, C., Maximum Boost : Designing, Testing And Installing Turbocharger Systems, Bentley Publishers, 1st ed., USA, 1-37, 1997.
- [23] ÖZTÜRK, E., Turbo Makinelerde Akış-Turbo Makinelerin Termodinamiği Ve Akışkanlar Mekaniği, Birsan Yayınevi, 1.Baskı, İstanbul, 91-210, 1997.
- [24] Model Jet Motor Tasarımı <http://www.ivcity.com/turbosoft/> (Erişim tarihi: 30.11.2011)

- [25] Turbocharger Compressor And Turbine Maps, USA, <http://www.turbobygarrett.com/turbobygarrett/products/turbochargers.html> (2006) (Erişim tarihi: 27.06.2011)
- [26] Silo Tipi Yanma Odalı Turbo Jet Motor Prototipi <http://www.obitet.gazi.edu.tr/yarisma/yarisma.htm> (Erişim tarihi: 11.10.2011)
- [27] MEGEP (Mesleki Eğitim Ve Öğretim Sisteminin Güçlendirilmesi Projesi) Endüstriyel Otomasyon Teknolojileri Ve Sıcaklık Ölçümü <http://cygm.meb.gov.tr/modulerprogramlar/kursprogramlari> (Erişim tarihi: 09.01.2012)
- [28] MEGEP (Mesleki Eğitim Ve Öğretim Sisteminin Güçlendirilmesi Projesi) Dizel Motorları Yakıt Sistemi-1 [http://megep.meb.gov.tr/mte\\_program\\_modul/modul\\_pdf/525MT0081.pdf](http://megep.meb.gov.tr/mte_program_modul/modul_pdf/525MT0081.pdf) (Erişim tarihi: 19.01.2012)
- [29] ATEŞ, O., Genel Uçak Bilgisi, Türk Hava Yolları Akademisi Basımevi, İstanbul, 2000.
- [30] KIRMACI, T., Uçak Teknik Temel Motor, Türk Hava Yolları Akademisi Basımevi, İstanbul, 2000.
- [31] KAYA, Ş., Uçaklar ve Helikopterler, İnkılâp Kitabevi, İstanbul, 1999.
- [32] Aircraft Maintenance Manual Boeing 737/400 ATA Chapter 21 - 27 - 52 - 53 - 54 - 55 - 57, 1991.
- [33] Aircraft Maintenance Training Manual Boeing 737 Pneumatics - Air Conditioning - Pressurization - Ice and Rain, Boeing Commercial Airplane Company, 1991.
- [34] Aircraft Maintenance Training Manual Boeing 737 General Aircraft, Boeing Commercial Airplane Company, 1990.
- [35] EREL, C., Uçak Motorları Temel Teori ve Uygulamaları, Uçak Motor Sistem Mühendisliği Eğitim Serisi, İstanbul, 1997.
- [36] Joint Aviation Authorities Airline Transport Pilot's Licence Theoretical Knowledge Manual Aircraft General Knowledge 3, 021 03 Powerplant, Oxford Jeppesen Havacılık Eğitim Okulu, Oxford, 2001.
- [37] Engineering Training Program Modules, General Electric, USA, 1996.
- [38] Airbus 321 Aircraft Maintenance Manual (AMM) Chapter-28 ve Chapter-73, AIRBUS EADS, Hamburg, 2007.

- [39] Airbus 320 Aircraft Maintenance Manual (AMM) Chapter-28 ve Chapter-73, AIRBUS EADS, Hamburg, 2006.
- [40] Boeing 737 Aircraft Maintenance Manual (AMM) Chapter-28 ve Chapter-73, BOEING, USA, 2003.
- [41] BOLES, M., YUNUS, A., ÇENGEL, Y., Mühendislik Yaklaşımı ile Termodinamik, HILL, M.G., Çevirisi; DERBENTLİ, T., Literatür Yayınları, İstanbul, 1996.
- [42] Petrol Ofisi, Yakıtlar ve Yağlar, Petrol Ofisi Yayınlar, İstanbul, 1980.
- [43] SMITH, D.J., Combined-cycle gas turbines: the technology of choice for new power plants, Power Engineering International, May-June 21-25, 1995.
- [44] ZORKUN, M.E., Termodinamik. M.E.B. Devlet Kitapları, Ankara, 1979.
- [45] KUMRAL, S., Tesisat Teknolojisi İş ve İşlem Yaprakları 10. sınıf, MEB Devlet Kitapları, Ankara, 2003.
- [46] ÖZ, E.S., BORAN, K., Brülör Teknolojisi Notları, GÜTEF, Ankara, 1990.
- [47] BALCI, M., İçten Yanmalı Motorlarda Aşırı Doldurma, Teknik Eğitim Vakfı Yayınları, Ankara, 1994.
- [48] AKICI, S., Ara Soğutucunun Dizel Motorlarına Etkileri, Marmara Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, 1999.
- [49] METİN, U., BATUR, O., SARIOĞLU, M., Dizel Motorlarında Aşırı Doldurma, G.Ü. Teknik Eğitim Fakültesi, Ankara, 1996.
- [50] STAUDT, W., Motorlu Taşıt Tekniği, MEB Yayınları, İkinci Baskı, 2000.
- [51] BALCI, M., Dizel Motorlarında Süperşarj ve Turboşarj, Teknik Eğitim Vakfı Yayınları, Ankara, 1985.

## ÖZGEÇMİŞ

Mehmet Murat ARAS, 13.11.1983' te Kayseri' de doğdu. İlk, orta ve lise eğitimini Kayseri' de tamamladı. 1997 yılında Kayseri Seyyid Burhaneddin Anadolu Teknik Lisesi, Makine Bölümünden mezun oldu. 2003 yılında başladığı Sakarya Üniversitesi Otomotiv Öğretmenliği bölümünden 2007 yılında başarıyla mezun oldu. 2005 yılında TÜBİTAK önderliğinde düzenlenen “Güneş Enerjili Araçlar Yarışması” nda Sakarya Üniversitesi Teknik Eğitim Fakültesi' ni temsilen projelendirme ve tasarım liderliği alanında çalıştı. 2007 yılında “Leonardo Da Vinci Sanayi Geliştirme Projesi” kapsamında Almanya' nın Lünen şehrinde yer alan Özer Grup' ta stajını tamamladı. 2008 yılında askerlik görevini tamamladıktan sonra; Kayseri Ford Metinler şirketinde işe başlamış ve halen aynı kurumda görevine devam etmektedir.