

**MODEL BİR JET MOTORUNUN YAPIMI
VE
TEST EDİLMESİ**

Ramazan GÜZELGÖK

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE EĞİTİMİ**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**HAZİRAN 2008
ANKARA**

Ramazan GÜZELGÖK tarafından hazırlanan MODEL BİR JET MOTORUNUN YAPIMI VE TEST EDİLMESİ adlı bu tezin Yüksek Lisans tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

Prof. Dr. Selim ÇETİNKAYA

.....

Tez Danışmanı, Makine Eğitimi

Bu çalışma, jürimiz tarafından oy birliği ile Makine Eğitimi Anabilim Dalı Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

Prof. Dr. Halit KARABULUT

.....

Makine Eğitimi, Gazi Üniversitesi

Prof. Dr. Selim ÇETİNKAYA

.....

Makine Eğitimi, Gazi Üniversitesi

Prof. Dr. M. Sahir SALMAN

.....

Makine Eğitimi, Gazi Üniversitesi

Doç. Dr. Yakup İÇİNGÜR

.....

Makine Eğitimi, Gazi Üniversitesi

Yrd. Doç. Dr. Perihan SEKMEN

.....

Makine Eğitimi, Karabük Üniversitesi

Tarih : 30 / 06 / 2008

Bu tez ile G.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu Yüksek Lisans derecesini onamıştır.

Prof. Dr. Nermin ERTAN

.....

Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, ayrıca tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada orijinal olmayan her türlü kaynağa eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

Ramazan GÜZELGÖK

MODEL BİR JET MOTORUNUN YAPIMI**VE****TEST EDİLMESİ****(Yüksek Lisans Tezi)****Ramazan GÜZELGÖK****GAZİ ÜNİVERSİTESİ****FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ****Haziran 2008****ÖZET**

Bu çalışmada model bir jet motorunun yapımı amaçlanmış, yapılan tasarım çalışmasında, teorik olarak Brayton çevrimi, uygulamada ise havacılık gaz türbin motorlarından türbojet motorları referans alınmıştır. Türbojet motorundaki kompresör-türbin bölümüne karşılık, çalışmada bir dizel motoru turboşarjörü kullanılmıştır. Yapılan denemelerde türbin giriş sıcaklığı 630°C – 870°C arasında değişiklik göstermiştir. Türbin girişi ve egzoz nozulu çıkışında ise sıcaklık 621°C – 850°C arasında ölçülmüştür. Yakıt basıncı 2 bar civarında iken 17607 1/min’lik bir devirde yapılan denemelerde, türbin giriş sıcaklığı 870°C, yanma odasına giren havanın sıcaklığı 68°C ve manometrik basıncı 0,39 bar ve egzoz nozulundaki sıcaklık ise 860°C olarak ölçülmüştür. Yağ basıncı 3,45 bar ve yağ sıcaklığı 65°C’ dir. Yakıt basıncı yaklaşık 4 bar iken ulaşılan en yüksek devir 48660 1/min olmuştur. Bu devirde türbin giriş sıcaklığı 636°C, egzoz nozulundaki sıcaklık 612°C, sisteme giren havanın sıcaklığı 65°C ve manometrik basıncı ise 0,47 bar’dır. Jet motoru çalışır konumda iken dinamometre ile yapılan ölçümler neticesinde, 14-20 N arasında değişen bir itme kuvveti elde edilmiştir.

Bilim Kodu : 708.3.026
Anahtar Kelimeler : Turboşarjör, türbojet, model jet motoru
Sayfa Sayısı : 146
Tez Yöneticisi : Prof. Dr. Selim ÇETİNKAYA

BUILDING AND TESTING A MODEL JET ENGINE**(M.Sc.Thesis)****Ramazan GÜZELGÖK****GAZİ UNIVERSITY****INSTITUTE OF SCIENCE AND TECHNOLOGY****June 2008****ABSTRACT**

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 630 and 890°C. However, temperature of the turbine outlet and exhaust nozzle temperatures were between 612 and 850°C. At low fuel pressures and at 17607 1/min, turbine inlet temperature was 870°C, combustion chamber inlet temperature was 68°C, manometric pressure was 0,39 bar and the exhaust nozzle temperature was 860°C. The oil pressure was 3,45 bar and the oil temperature was 65°C. When the fuel pressure was around 4 bar, the highest engine speed measured was 48660 1/min. At this speed, the turbine inlet temperature was 636°C, exhaust nozzle temperature was 612°C, compressor outlet temperature and pressure were 65°C and 0,47 bar respectively. Measured thrust values of the model jet engine were between 14 and 20 N.

Science Code : 708.3.026
Key Words : Turbocharger, turbojet, a model jet engine
Page Number : 146
Adviser : Prof. Dr. Selim ÇETİNKAYA

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım süresince kıymetli bilgi, tecrübe ve yardımları ile beni yönlendiren Hocam Prof. Dr. Selim ÇETİNKAYA'ya, çalışmam boyunca gerek üretim ve gerekse fikir alışverişinde bana fazlası ile yardım eden Babam Ali GÜZELGÖK'e, Amcam Şevket GÜZELGÖK'e ve Kadir ÜNLÜ'ye, imalat aşamasında her türlü ekipman desteğini sağlayan Yeni Kromsan Ltd. Şti çalışanlarına, Özkan GÜZELGÖK'e, Emrah GÜZELGÖK'e ve çalışmam boyunca manevi desteğini esirgemeyen Kocaeli Üniversitesi Öğrt. Görevlisi İsmail SARI hocam'a, bilgi ve tecrübesini paylaşmaktan çekinmeyen arkadaşlarım Süleyman ÖZKAN'a, Ebubekir ÖRSÜN'e, Selim KURUTLU'ya, Sezen ÇİLİNGER'e ve Yunus Emre KURTCEBE'ye teşekkürlerimi sunarım.

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET.....	iv
ABSTRACT.....	vi
TEŞEKKÜR.....	vii
İÇİNDEKİLER.....	viii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	xi
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	xii
RESİMLERİN LİSTESİ.....	xv
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xviii
1. GİRİŞ.....	1
2. LİTERATÜR TARAMASI.....	5
3. JET MOTORLARI.....	10
3.1. Brayton Çevrimi.....	10
3.2. Turbojet.....	16
3.3. Kompresörler.....	19
3.3.1. Santrifüj kompresörler.....	20
3.3.2. Aksiyal kompresörler.....	26
3.4. Yanma Odaları.....	27
3.4.1. Yanma işlemi ve yanma odasının bölümleri.....	28
3.4.2. Yakıtın sağlanması.....	30
3.4.3. Yanma odası tipleri.....	33
3.4.4. Yanma odasının performansı.....	37
3.5. Türbinler.....	37

Sayfa

3.5.1. Türbin kademesinin hız diyagramları.....	39
3.6. Egzoz Nozulu.....	42
4. TURBOŞARJÖR.....	45
4.1. Turboşarjörün Çalışma Prensibi ve Parçaları.....	46
4.2. Turboşarjör Performansı.....	49
4.2.1. Kompresör performans haritaları.....	54
4.2.2. Türbin performans haritaları.....	58
4.3. Turboşarjör ve Jet Motorunun Karşılaştırılması.....	62
5. MODEL JET MOTORU YAPIM SÜRECİ.....	64
5.1. Turboşarjör Seçimi.....	64
5.2. Alev Tüpü ve Yanma Odasının Yapımı.....	68
5.2.1. Alev tüpü tasarım ve imalatı.....	68
5.2.2. Yanma odası tasarım ve imalatı.....	80
5.3. Ateşleme ve Yakıt Sistemi.....	89
5.3.1. Ateşleme sistemi.....	89
5.3.2. Yakıt sistemi.....	95
5.4. Yağlama Sistemi.....	104
5.4.1. Yağ seçimi.....	104
5.4.2. Yağ pompası.....	105
5.4.3. Yağ deposu, yağ iletim boruları ve radyatör.....	109
5.5. Şase ve Hareket Kızakları.....	114
5.6. Egzoz Nozulu.....	122
5.7. Model Jet Motoruna İlk Hareketin Verilmesi.....	123

Sayfa

6. PERFORMANS ÖLÇÜMLERİ.....	124
6.1. Sıcaklık ve Basınç Ölçümleri.....	124
6.2. Devir ve Kuvvet Ölçümü.....	128
6.3. Çevrim Hesaplamaları.....	130
7. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	140
KAYNAKLAR.....	143
ÖZGEÇMİŞ.....	146

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 6.1. Birinci deneme sonucunda elde edilen ölçüm değerleri.....	125
Çizelge 6.2. İkinci deneme sonucunda elde edilen ölçüm değerleri.....	126
Çizelge 6.3. Üçüncü deneme sonucunda elde edilen ölçüm değerleri.....	126
Çizelge 6.4. Dördüncü deneme sonucunda elde edilen ölçüm değerleri.....	127
Çizelge 6.5. Beşinci deneme sonucunda elde edilen ölçüm değerleri.....	127
Çizelge 6.6. Altıncı deneme sonucunda elde edilen ölçüm değerleri.....	128
Çizelge 6.7. Yedinci deneme sonucunda elde edilen ölçüm değerleri.....	128

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 1.1. Hero'nun gaz türbini	1
Şekil 1.2. Newton'un gaz türbini	2
Şekil 1.3. John Barber gaz türbini	2
Şekil 3.1. İmpulse ve reaksiyon prensibi	10
Şekil 3.2. Basit sabit basınç gaz türbininin (CBT) sistem şeması	11
Şekil 3.3. İdeal Brayton çevrimi P-v ve T-s diyagramı	12
Şekil 3.4. Jet motoru ve pistonlu motorun iş çevrimlerinin karşılaştırılması	16
Şekil 3.5. İdeal tepkili çevrim T-s diyagramı	17
Şekil 3.6. Turbojet motor ve kısımları	18
Şekil 3.7. Santrifüj kompresörün kesiti.....	20
Şekil 3.8. Santrifüj kompresör boyunca basınç ve hız değişimi.....	21
Şekil 3.9. Terimler.....	22
Şekil 3.10. Ayrılan ve ivmelenen akış.....	25
Şekil 3.11. Volutlar.....	25
Şekil 3.12. Tipik bir aksiyal kompresör düzeneği.....	26
Şekil 3.13. Hava akışının yanma odası içindeki paylaşım oranları.....	29
Şekil 3.14. Hava içine yakıtın püskürtülmesi.....	31
Şekil 3.15. Hava akımına karşı yakıtın püskürtülmesi	31
Şekil 3.16. Yakıtın buharlaştırılarak yanma odası için enjekte edilmesi.....	31
Şekil 3.17. Tek hatlı (simplex) yakıt sprey nozulu.....	32
Şekil 3.18. Kutu (can) tipi yanma odası	34
Şekil 3.19. Halka (annular type) yanma odası.....	35

Şekil	Sayfa
Şekil 3.20. Boru-halka (can-annular) yanma odası	36
Şekil 3.21. Aksiyal türbin ve kısımları.....	38
Şekil 3.22. Türbin kademesi.....	39
Şekil 3.23. İmpulse-reaksiyon türbin kademesi ve hız üçgenleri.....	39
Şekil 3.24. Tam impuls türbin kademesi ve hız üçgenleri.....	40
Şekil 3.25. Bir türbin kademesi.....	41
Şekil 3.26. Temel bir egzoz sistemi.....	42
Şekil 3.27. Yakınsak ve yakınsak-ıraksak lüleler.....	43
Şekil 4.1. Turboşarjör	46
Şekil 4.2. Turboşarjörün çalışma prensibi.....	47
Şekil 4.3. Turboşarjör kesit görünüşü	48
Şekil 4.4. Turboşarjör için sıcaklık/entropi diyagramı.....	50
Şekil 4.5. Kompresör yoğunluk oranı- basınç oranı.İdealden sapma durumu.....	53
Şekil 4.6. Kompresör ve ara soğutucu blok diyagramı.....	53
Şekil 4.7. Santrifüj kompresörün performans haritası.....	55
Şekil 4.8. Kompresör performans haritası.....	58
Şekil 4.9. Türbin performans haritası	59
Şekil 4.10. Koni şeklindeki boru.....	60
Şekil 4.11. A/R oranının tanımlanması.....	61
Şekil 4.12. Turboşarjör blok diyagramı.....	62
Şekil 4.13. Model jet motoru ve kısımları.....	63
Şekil 5.1. Alev tüpü flanşının çizimi.....	78
Şekil 5.2. Uçak enjektörü.....	97

Şekil	Sayfa
Şekil 6.1. Gerçek türbojet çevriminin T-s diyagramı.....	130
Şekil 6.2. Kompresör performans haritası.....	133
Şekil 6.3. Kısılmamış tip nozul T-s diyagramı.....	137

RESİMLERİN LİSTESİ

Resim	Sayfa
Resim 5.1. Kompresör kanatçık iç çapı.....	65
Resim 5.2. Garret TBP431 turboşarjör.....	66
Resim 5.3. BorgWarner-KKK turboşarjör.....	68
Resim 5.4. Alev tüpü ve kısımları.....	69
Resim 5.5. JetSpecs Designer 2.0 programı.....	70
Resim 5.6. Yanma odası ve alev tüpü hesabı.....	71
Resim 5.7. JetSpecs'te alev tüpü kısımlarının delik çaplarının hesabı.....	72
Resim 5.8. Alev tüpü hesabı.....	73
Resim 5.9. Yapımı bitmiş alev tüpü.....	76
Resim 5.10. Flanş ve alev tüpü.....	79
Resim 5.11. Yanma odası (combustion chamber).....	82
Resim 5.12. Redüksiyon.....	84
Resim 5.13. Yanma odasından türbin salyangozuna geçişteki redüksiyon.....	85
Resim 5.14. Alev tüpü yanma odası içinde iken redüksiyon görünümü.....	86
Resim 5.15. Yanma odasına dıştan kaynatılan hava borusu.....	87
Resim 5.16. Lastik ve alüminyum boru.....	88
Resim 5.17. Ateşlemede kullanılan manyeto.....	89
Resim 5.18. Manyeto ve hareket motoru.....	90
Resim 5.19. Manyeto-ara bağlantı elamanı ve manyetoya hareket veren motor.....	91
Resim 5.20. Yanma odasına bağlanmış seramik kaplı buji elektrotları.....	93
Resim 5.21. Buji elektrotlarının bağlandığı flanş ve bağlantı delikleri.....	94
Resim 5.22. Buji ve enjektörün alev tüpü içindeki konumları.....	95

Resim	Sayfa
Resim 5.23. Enjektör memesi takılı halde ve 2 mm'ye genişletilmiş halde iken enjektör görünümü.....	99
Resim 5.24. Enjektör memesinin çıkarılmış hali ve bujiler.....	100
Resim 5.25. Yakıt vanası kısık durumda iken alev boyu.....	101
Resim 5.26. Yakıt vanası yarı açık konumda iken alev boyu.....	102
Resim 5.27. Yakıt vanası tam açık konumda iken alev boyu.....	103
Resim 5.28. Sisteme giren yakıtı artırıp-azaltmak için kullanılan vana.....	104
Resim 5.29. Yağ pompası.....	106
Resim 5.30. Hem yağ pompası hem yağ soğutma özelliği.....	107
Resim 5.31. Reosta-ayarlı direnç.....	109
Resim 5.32. Yağ deposuna monte edilmiş olan vana.....	110
Resim 5.33. Turboşarjörün yağ giriş kısmı.....	111
Resim 5.34. Yağ deposu ve giriş-çıkışları.....	112
Resim 5.35. Eğimli hale getirilmiş yağ çıkış kısmı.....	113
Resim 5.36. Yağ pompasının fan kısmına eklenmiş olan radyatör.....	114
Resim 5.37. Şase ve üzerine monte edilmiş sistemler.....	115
Resim 5.38. Şasenin önden görünüşü.....	116
Resim 5.39. Teleskopik kızaklar.....	117
Resim 5.40. İç içe geçmiş üç adet kızak ve teleskopik açılım.....	118
Resim 5.41. Kızakların şase üzerine monte edilmiş hali.....	119
Resim 5.42. Kızakların teleskopik olarak şase üzerindeki açılımı.....	120
Resim 5.43 Kızak üzerine monte edilmiş turboşarjör, egzoz ve yanma odası.....	121
Resim 5.44. Bağlantı ayakları ve tabla.....	122

Resim	Sayfa
Resim 5.45. Yakınsak egzoz nozulu.....	123
Resim 6.1. Dijital termometre.....	124
Resim 6.2. Dijital takometre.....	129
Resim 6.3. Dinamometre.....	129

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış bazı simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler

Açıklama

ε

Soğutma faktörü

Kısaltmalar

Açıklama

A/F

Hava akış oranı (Air Flow Rate)

A/R

Alan/Yarıçap (Area/Ratio)

CFM

Feetküp/Dakika (Cubic feet per minutes)

cid

İnçküp olarak yer değiştirme
(Cubic inch displacements)

EGT

Egzoz gazı sıcaklığı (Exhaust gas temperature)

I.S.A

Uluslararası Atmosfer Standardı
(International Standart Atmosphere)

KKK

Kuehnle, Kopp & Kausch

PWM

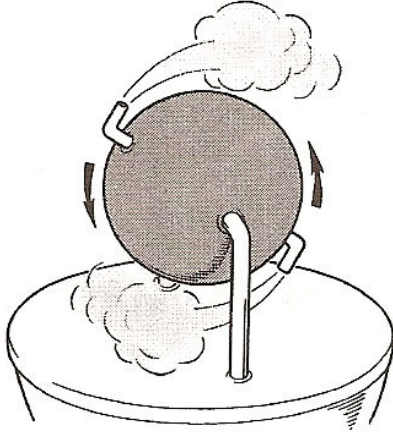
Darbe genişlik modülasyonu
(Pulse width modulation)

SAE

Otomotiv Mühendisleri Derneği
(Society of Automotive Engineers)

1. GİRİŞ

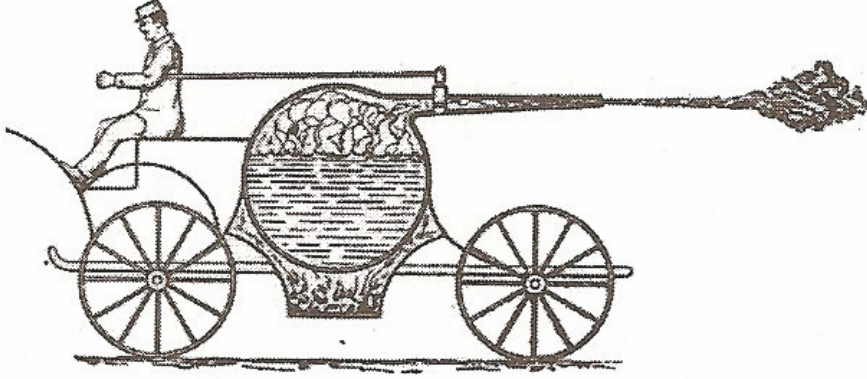
İnsanoğlunun büyük sevdası olan uçmak tarih boyunca birçok yöntemle gerçekleştirilmiş ve bu yöntemler günümüze kadar önü alnamaz bir hızla gelişerek gelmiştir. Gaz türbinleri ve prensibi düşünüldenden çok daha önceki tarihlerde ortaya çıkmıştır. M.Ö 130-100 yılları arasında, İskenderiyeli filozof Hero, Şekil 1.1’de görülen tipte ilk basit tepkili türbini tasarladı [9].



Şekil 1.1. Hero’nun gaz türbini

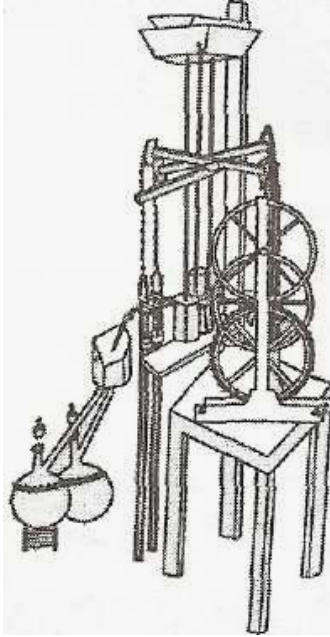
1629 yılında, Giovanni Branca’da yine böyle bir türbin tasarlamıştır [1].

Sir Isaac Newton, 1680 yılında ortaya koyduğu 3.hareket yasası (etki ile tepkinin eşitliği) ile jet tepkisinin olabilirliğini belirtmiş ve aynı dönemde bir atsız araba projesi yapmıştır (Şekil 1.2) [1]. Newton’un yaptığı bu araç buhar gücündeki kayıplardan dolayı tam olarak kontrol edilememiştir [26].



Şekil 1.2. Newton'un projesi

Günümüzden yaklaşık olarak iki asır kadar önce, 1791 yılında İngiliz John Barber orijinal bir gaz türbin biçimi geliştirmiş ve patentini almıştır. Şekil 1.3'te görülen bu motor, patentli ilk gaz türbini olarak bilinir [1].



Şekil 1.3. John Barber gaz türbini

İngiliz bilim adamı Frank Whittle, 1920 yılında, yazdığı bir ders kitabında, bir uçağın güçlendirilmesinde, jet tahriki sağlayıcı olarak, gaz türbini kullanılabileceğini

açıkladı. 1930 yılında, çok kademeli aksiyal bir kompresör ile tek kademeli santrifüj kompresörü aynı rotorda kullanıp havayı türbojet kısmına sıkıştırarak güç sağlamış ve ilk türbojetin patentini almıştır [1].

1941 yılında ilk uçuşunu yapan Whittle jeti; santrifüj tip çift girişli kompresörlü, tek yanma odalı ve su soğutmalı idi. Bu motor, modern gaz türbinlerinin öncüsü olmuştur. Frank Whittle, yaptığı bu çalışmalardan ötürü, "modern gaz türbinlerinin babası" olarak anılmaktadır [1].

Whittle'ın çok kademeli kompresörlü türbojetleri, 2.Dünya savaşında, İngiliz ve U.S.A uçaklarında kullanılmıştır. O günden bu yana, santrifüj kompresörlerin yerini aksiyal ve çok kademeli kompresörler almış, kompresör ve türbin kullanımı ile güç ve verimlerde önemli artışlar sağlanmıştır. Bu gelişmede metalurjideki gelişmelerin payı da oldukça büyüktür. Türbopropellerle güçlendirilen ilk yolcu uçağı, 1948 yılında test edilen İngiliz Vickers Viscount; türbojetle güçlendirilen ilk uçak ise, 1949 yılında test edilen, De Havilland Comet olmuştur. Ünlü Boeing 707, ilk servisine 1958'de başlamış olup, halen dünyanın ikinci en büyük yolcu uçağı olan Boeing 747'yi de aynı firma üretmektedir. Gaz türbinleri, kapalı sistem esasına göre de düzenlenebilmekte, böylece birçok avantajlara sahip olmaktadır. Kapalı sistem ilk gaz türbini, 1935 yılında Akeret ve Keller tarafından gerçekleştirilmiştir. Kapalı sistemin önemli bir özelliğı de, çalışma maddesi olarak monoatomik gazların kullanılmasıyla verim ve güç artışı sağlanmasıdır. Kapalı sistem gaz türbinlerinde helyum gazı, ilk defa 1966 yılında, Brown Boveri firması tarafından kullanılmıştır. Gaz türbini ile güçlendirilen ilk taşıt ise, 1950 yılında, İngiliz Rover firması tarafından üretilmiştir [1].

Gaz türbinleri büyük ve geniş bir alanı ve gelişmeyi insanoğluna sunmaktadır. Teknolojideki gelişmeler, gaz türbinlerinin, güç kaynağı olarak, havacılık dışındaki çeşitli alanlarda kullanılmakta olan pistonlu içten yanmalı motorlarla da rekabet aşamasına gelmesine neden olmuştur. En büyük gelişme, türbin giriş sıcaklığının artırılması ve kompresör veriminin yükseltilmesi alanlarında olmuştur [1].

Bu çalışmanın amacı, go-kart benzeri küçük araçların tahrikinde kullanılabilecek model bir jet motorunun imali ve performansının belirlenmesidir. Model jet motorunun yapımında dizel araçların motorlarının aşırı doldurulmasında kullanılan bir turboşarjörden yararlanılmıştır.

2. LİTERATÜR TARAMASI

Akker ve Susante (2004), Schwitzer marka bir turboşarjör kullanarak model bir jet motoru yapmışlardır. Versiyon 1.0 olarak adlandırdıkları ilk deneysel çalışmada egzoz-türbin çıkışındaki sıcaklığı 800°C olarak ölçmüşlerdir. Diğer egzoz sıcaklığı ölçümlerinde de değerler 750°C-850°C arasında değişiklik göstermiştir. Sistemi yağlamak için kullanılan yağ pompası 0,5 -10 bar arasında ayarlanabilir bir pompa olarak seçilmiştir. Bu sayede sistem için uygun yağ basınç değerinin ayarlanabilme olasılığı sağlanmıştır. Jet motoru çalışma esnasında yağ basıncı ise 3- 4,5 bar (44-65 PSI) civarındaki değerlere ulaşmıştır. Yakıt olarak dizel motorlarında kullanılan bir yakıt kullanılmışsa da yanma odası içine gönderilme 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 yapılmıştır. Alev tüpü delikleri büyütülmüştür. Bu değişiklikler ile sistemin daha iyi çalışacağı umulsa da arzu edilen neticeye ulaşılammıştır. Versiyon 1.1'de de kompresör basıncı, türbin giriş sıcaklığı, yakıt tüketimi ve basıncı ölçülmemiştir. Yağ basıncının aynı olduğu motorda, egzoz sıcaklığı 800°C olarak ölçülmüştür. Versiyon 1.2'de ise, kompresör basıncı ve yakıt basıncını ölçmek için sisteme ölçüm cihazları bağlanmıştır. Kompresör basıncı yaklaşık olarak 0,3 bar ve yakıt basıncı 19 bar (275 PSI) olarak ölçülmüştür. Motor 19 bar'lık yakıt basıncında yaklaşık 5 dakika kadar çalıştırılmıştır. Sonrasında yakıt basıncını artırmak için bir basınç artırıcı eleman bağlanmış ve basınç 23 bar'a kadar çıkartılmıştır. Sıvı bir yakıt kullanıldığı için, yakıtın daha iyi atomize olması istenildiğinden bu tip bir basınç artırımına gereksinim duyulmuştur. 23 bar'lık yakıt basıncında 3 dakika kadar çalıştırılan jet motoru istenilen çalışma düzenine ulaşsa da, 3 dakika sonra yakıt pompasının arızalanması yüzünden sistem durmuştur. 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 0,3 bar, yağ basıncı 4,5 bar (65 PSI) ve yakıt basıncı yeni eklenen yakıt pompası ile 30 bar (435 PSI) olarak ölçülmüştür. Egzoz sıcaklığı 850°C ve yakıt tüketimi de 30 litre/h olarak ölçülmüştür. Dizel motor yakıtı 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 gücünün artırılması hedeflenmiş ve de 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 turboşarjör 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 2,75 bar'lık (40 PSI) bir yağ basıncının sağlandığı bu motorda yağ olarak SAE 15W-50 tam sentetik motor yağı kullanılmıştır. 0,6 bar'lık bir kompresör basıncı altında jet motorunun egzoz gazı sıcaklığı yaklaşık olarak 500°C ve devri de 100000 1/min olarak ölçülmüştür. Bu devirdeki yağ basıncı da 1,4 bar (20 PSI) gibi bir değer olarak tespit edilmiştir. Farklı bir ölçüm olarak, egzoz çıkışından yaklaşık 1 metre kadar uzaktan motorun oluşturduğu gürültü değeri 125 dBA değerinde tespit edilmiştir. LPG türü bir yakıtın kullanıldığı çalışmada devir 35000 1/min'e kadar düşürüldüğünde egzoz gazı sıcaklığı (EGT) 600°C olarak ölçülmüştür. Motor tam çalışma anında iken yanma odası yüksek bir sıcaklığa ulaştığı için yanma odasına turboşarjör kompresöründen hava taşıyan hortumun aşırı derecede ısındığı belirtilmiştir. Hava hortumuna fazlası ile 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 ulaşılammıştır. 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 turboşarjör kullanarak jet motoru alanında birden fazla çalışma yapmıştır. Bu çalışmalardan NT/5 olarak adlandırılan, turboşarjör 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, 1,51 bar'lık (22 PSI) kompresör basıncına, 49000 1/min'lik bir devre, 107 Newton'luk (11 kgf) itme gücüne ve yaklaşık 650°C'lik egzoz sıcaklığına ulaşılmıştır. Hidrojenin 10 dakika içinde tükendiği bu denemede, hidrojen iletim hattındaki basınç düşüklüğü sorun oluşturmuştur. Propan basıncı istenilen değerde olsa da hidrojen ile tam bir karışım yapılamaması nedeniyle hidrojen kullanımından vazgeçilmiştir. Sadece propanın yakıt olarak kullanıldığı denemede, yaklaşık 8 bar (115 PSI) püskürtme basıncında 54000 1/min kompresör devrine ve 1,25 bar'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 turboşarjör kullanılmış ve en yüksek devre, 66000 1/min'e ulaşılmıştır. Yaklaşık olarak 730°C 'lik egzoz sıcaklığına ulaşılan bu denemede kompresör basıncı 1,75 bar olarak ölçülmüştür. Turboşarjörü 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)'ın yaptığı model jet motoru çalışmasında Nissan Motor'a ait bir turboşarjör kullanılmıştır. Motorun çalıştırılmasına dair yapılan denemelerde özellikle yağlama açısından sorunlar olduğu belirtilmiştir. İlk denemelerde SAE 5W-50 sentetik motor yağı kullanılmış. Fakat turboşarjör 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 0,35 bar kompresör basıncında 60000 1/min'lik devre ve 650°C EGT sıcaklığına ulaşılmıştır. Yağ basıncının 2 bar olduğu tespit edilmiştir. 0,70 bar kompresör basıncında ise yaklaşık olarak 100000 1/min'lik devir, 631°C EGT sıcaklığı ve 3 bar yağ basıncı elde edilmiştir [5].

Haddock (2006), farklı turboşarjör ile değişik birçok çalışma yapmıştır. Çalışmalardan ilki olan MK1 Turbojet olarak adlandırılan model jet motorunda, Iveco 82/10 kamyonlarda kullanılan Holset marka turboşarjör kullanılmıştır. Dijital sıcaklık ölçer, takometre ve yağ basıncı ölçüm enstrümanları kullanılmışsa da ölçüm değerlerinden sadece ulaşılan devir belirtilmiştir. İlk ölçülen devir 52232 1/min'dir. Sonrasında yakıt basıncının artırılması ile 86500 1/min'e kadar devir ölçümü yapılmıştır. MK2 Turbojet'te ise Schwitzer marka bir turboşarjör kullanılmıştır. Devir konusunda net bir ölçüm yapılmasa da tahmini 76000 1/min'lik bir devirden bahsedilmektedir. EGT sıcaklığının 600-650°C civarında olduğu belirtilmiştir. Artyakıcı bulunan MK2 turbojet çalışmasında itme kuvveti yaklaşık olarak 215 Newton olarak ölçülmüştür [6].

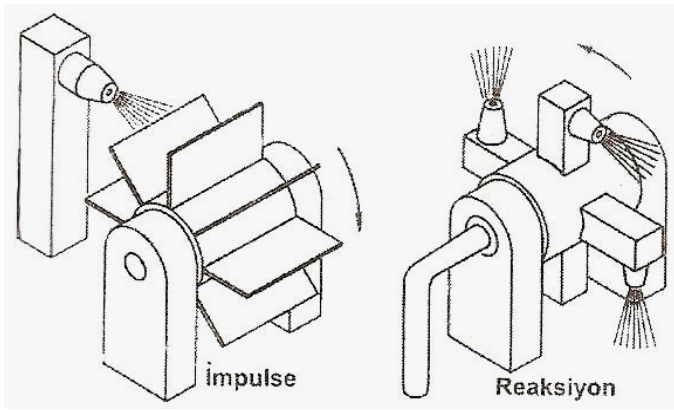
Barros (2002), V8 bir kamyon motorunda kullanılan Garret T18A40 marka turboşarjör ile yapılan jet motorunda, yağlama için Subaru marka bir otomobilde kullanılan bir yağ pompasını kullanmıştır. Yaklaşık 3,5 bar'a kadar hatta daha fazla basınç ile yağ pompalayan bu pompada, yağ olarak SAE 5W-30 sentetik motor yağı tercih edilmiştir. Denemelerde 2 bar kompresör basıncında yaklaşık olarak 60000 1/min'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 turboşarjörü kullanmışlardır. Turboşarjörü yağlamak için Escort Mk2 otomobil pompası kullanılmış, yağ pompasını çalıştırmak için de 75 Watt gücünde, 0,5 Hp'lik harici bir motor monte edilmiştir. Yağ sıcaklığının 35°C ve basıncın 3 bar olduğu ilk çalışma anında devir 20000 1/min olarak ölçülmüştür. Turboşarjör ısındıkça devrin

31000 1/min'e ve yağ sıcaklığının 60°C'ye kadar çıktığı tespit edilmiştir. Bu devir ve yağ sıcaklığında yağ basıncı 2 bar olarak ölçülmüştür. Devrin bu kadar düşük çıkmasının beklenmediği ilk çalışmadan sonra alev tüpü ve yanma odası yeniden tasarlanmıştır. Bu yeni yanma odası ve alev tüpü ile devir bir ara 45000 1/min'e ve EGT'de 764°C kadar çıksa da, motorun devam eden denemelerinde devrin 35000 1/min'e kadar düştüğü görülmüştür. Bu devirde ölçülen EGT sıcaklığı ise 800°C civarındadır [8].

3. JET MOTORLARI

Gaz türbinlerinin uçak ve benzeri ulaşım araçlarının güçlendirilmesinde kullanılmasına 2.Dünya Savaşının sonlarına doğru başlanmıştır [1]. Havacılık gaz türbinleri hafif ve küçük boyutlu olmalarından dolayı uçaklarda yaygın olarak kullanılmaktadır [11]. 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 adlandırılır (Şekil 3.1) [1].



Şekil 3.1. İmpulse (etki) ve reaksiyon (tepki) prensipleri [1]

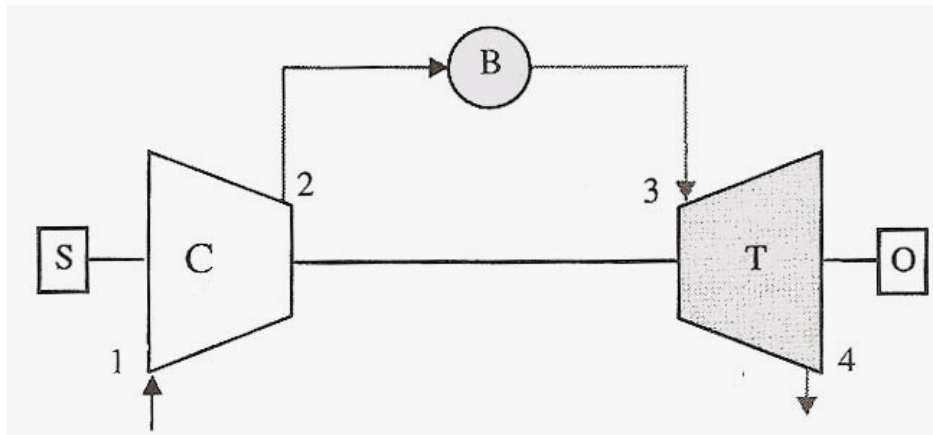
Uçaklarda kullanılan tepkili motorlar, jet yakıtı adı verilen ve gazyağına benzeyen bir yakıtın yakılmasıyla açığa çıkan enerjiyi kullanarak, motordan geçen havanın momentumunu artırmak yoluyla itme kuvveti sağlayan motorlardır. Bu motorlar temelde termodinamik olarak Brayton çevrimine göre çalışırlar.

3.1. Brayton Çevrimi

Brayton çevrimi ilk olarak 1870'li yıllarda, George Brayton tarafından, kendi geliştirdiği yağ yakan pistonlu motorlarda kullanılmak üzere öne sürülmüştü [10]. Brayton motoru, çok sayıda üretilmiş olmasına rağmen, yüksek ısı kaybı ve mekanik kayıpları nedeniyle, Otto'nun motoru ile yarışamamıştır [1]. Bugün Brayton

çevriminin kullanımı, sıkıştırma ve genişlemenin aksel kompresörler ve türbinlerde olduğu gaz türbinleriyle sınırlıdır [10].

Sabit basınç Brayton çevrimine göre çalışan basit bir gaz türbinini (Şekil 3.2), ortak bir mil monte edilmiş olan C kompresörü, T türbini, B yanma odası, ve S ilk hareket düzeni ve O çıkış gücü bağlantısından oluşmaktadır [1].



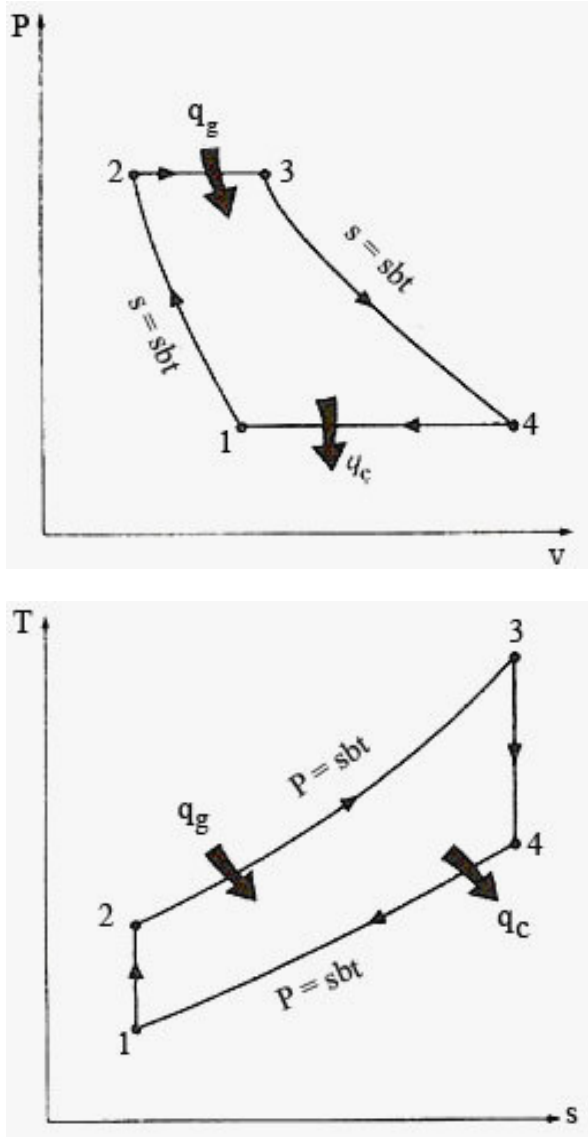
Şekil 3.2. Basit sabit basınç gaz türbininin (CBT) sistem şeması [1]

Kompresör, 1 no'lu noktadan atmosferik havayı alıp, 2 noktasındaki basınca kadar yükselterek, yanma odasına gönderir. Yanma odasına ikinci bir yerden de yakıt akışı olmaktadır. Hava içerisine püskürtülen yakıtın yanması sabit basınçta ve sürekli olmaktadır. Yanma ürünleri, 3 no'lu kısımdan türbine girdikten sonra, burada genişleyip türbin kanatçıklarını iterek iş üretirler. Türbini terk eden gazlar daha sonra, 4 no'lu kısımdan atmosfere atılırlar. Egzoz gazlarının basıncı, teorik olarak atmosfer basıncındadır [1].

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

- Kompresörde izentropik sıkıştırma
- Sisteme sabit basınçta ısı ($P=\text{sabit}$) geçişi
- Türbinde izentropik genişleme
- Çevreye sabit basınçta ($P=\text{sabit}$) ısı geçişi

İdeal Brayton çevriminin T-s ve P-v diyagramları Şekil 3.3'te gösterilmiştir.



Şekil 3.3. İdeal Brayton çevriminin P-v ve T-s diyagramları [10]

Çalışma maddesinin kütleli debisi çevrim boyunca değişmez ve ideal hava gibi, sabit kompozisyonda bir gaz olarak kabul edilir. Brayton çevriminin diyagramlarında (T-s ve P-v), 1-2 noktaları arasındaki işlem, havanın kompresörde izentropik olarak sıkıştırılmasını sembolize eder.

2-3 izobarı boyunca, çalışma maddesine ısı verilir (Bu işlem yakıtın yanma odasında ki yanmasının karşılığıdır). Çalışma maddesi (gerçek çevrimde hava ve yanma ürünleri)

daha sonra, türbinde izentropik olarak genişleyerek, türbine iş transfer eder. Bu işlem, diyagramlarda 3-4 çizgisi ile gösterilir. 4-1 izobarı ise, türbinden çıkan egzoz gazlarının atmosfere atılması işlemini gösterir. Egzoz gazlarının basıncı her zaman sabittir ve teorik olarak atmosfer basıncına eşittir [1].

Brayton çevriminin 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 [10].

$$q-w = h_{\text{çıkış}} - h_{\text{giriş}} \quad (3.1)$$

Çalışma maddesi, sabit ısı kapasiteli ideal bir gaz olan hava olduğu için çevrimin ısı verimi [1]:

$$q_{\text{giriş}} = q_{2-3} = h_3 - h_2 = C_p (T_3 - T_2) \quad (3.2)$$

$$-q_{\text{çıkış}} = q_{4-1} = h_4 - h_1 = C_p (T_4 - T_1) \quad (3.3)$$

Bu eşitlikler kullanılarak, Brayton çevriminin verimi aşağıdaki gibi ifade edilir [10]:

$$\eta_{\text{th, Brayton}} = \frac{w_{\text{net}}}{q_{\text{giriş}}} = 1 - \frac{q_{\text{çıkış}}}{q_{\text{giriş}}} = 1 - \frac{C_p (T_4 - T_1)}{C_p (T_3 - T_2)} = 1 - \frac{T_1 \left(\frac{T_4}{T_1} - 1 \right)}{T_2 \left(\frac{T_3}{T_2} - 1 \right)} \quad (3.4)$$

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

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{(k-1)/k} = \left(\frac{P_3}{P_4} \right)^{(k-1)/k} = \frac{T_3}{T_4} \quad (3.5)$$

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

$$\eta_{th} = 1 - \frac{1}{r_p^{(k-1)/k}} \quad (3.6)$$

elde edilir. Burada, r_p basınç oranı olup,

$$r_p = \frac{P_2}{P_1} \quad (3.7)$$

Şeklinde tanımlanmıştır. k , özgül ısıların oranını ifade eder ve $k=1,4$ olarak alınır [10].

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),

$$\eta_t = 1 - \frac{T_1}{T_2} \quad (3.8)$$

eşitliği;

$$h_1 = h_2 + {}_1w_2 \quad (3.9)$$

şeklini alır. Buradan;

$$-{}_1w_2 = h_2 - h_1 \quad (3.10)$$

yazılabilir. Bu ise, kompresör işini verir.

Türbin işi de, aynı şekilde,

$${}_3w_4 = h_3 - h_4 \quad (3.11)$$

olacaktır. Bu değerlendirmeye göre, T-s diyagramı, aynı zamanda h-s diyagramının görüntüsünü de vermekte, teorik hesaplamalarda da zaten böyle yapılmaktadır. Kapalı sistemlerde çalışma maddesinin hacmindeki değişim ile iş elde edilirken, açık sistemlerde çalışma maddesinin basıncındaki değişim ile iş elde edilmektedir.

1-2 izentropik işlemi boyunca kompresörün işi;

$$-w_c = -{}_1w_2 = h_2 - h_1 \quad (3.12)$$

3-4 işlemi boyunca türbinin işi;

$$w_T = {}_3w_4 = h_3 - h_4 \quad (3.13)$$

olacaktır. Böylece, pozitif türbin işi ile negatif kompresör işi arasındaki fark net işi; sisteme verilen pozitif ısı ile dışarıya atılan negatif ısı arasındaki fark ise net ısıyı verecektir.

$$\begin{aligned} w_{\text{net}} &= (h_3 - h_4) - (h_2 - h_1) \\ q_{\text{net}} &= (h_3 - h_2) - (h_4 - h_1) \\ w_{\text{net}} &= q_{\text{net}} \end{aligned} \quad (3.14)$$

olduğu bilinmektedir. Böylece, çevrimin ısı verimi için;

$$\eta_t = \frac{w_{\text{net}}}{q_{\text{giriş}}} = \frac{q_{\text{net}}}{q_{\text{giriş}}} = \frac{(h_3 - h_4) - (h_2 - h_1)}{h_3 - h_2} \quad (3.15)$$

ve gerekli sadeleştirme yapılarak;

$$\eta_t = 1 - \frac{h_4 - h_1}{h_3 - h_2} \quad (3.16)$$

yazılabilir.

Açık bir sistemde, P-V diyagramındaki herhangi bir eğri ile P eksenindeki alan, o işlem sırasında yapılan işi vermektedir.

Açık sistemdeki izentropik işlem sırasında yapılan iş;

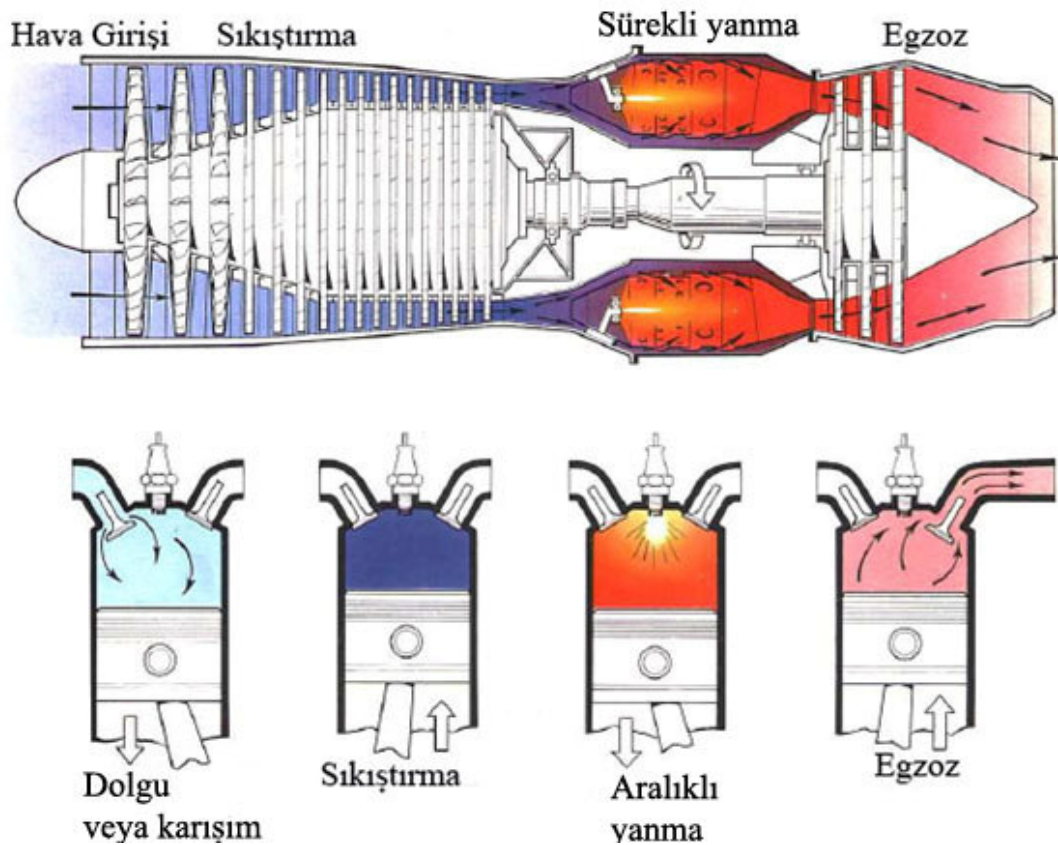
$${}_1w_2 = h_2 - h_1 = C_p(T_2 - T_1) \quad (3.17)$$

eşitliği ile hesaplanabilir [1].

3.2. Türbojet

Türbojetler jet motorların ilkleridir. Tepki-etki prensibi ile itme sağlarlar. Roket motorlarından farkları yakıtlarını hava ile karıştırıp yakmalarıdır. Bu nedenle daha ağır ve komplekstirler [11].

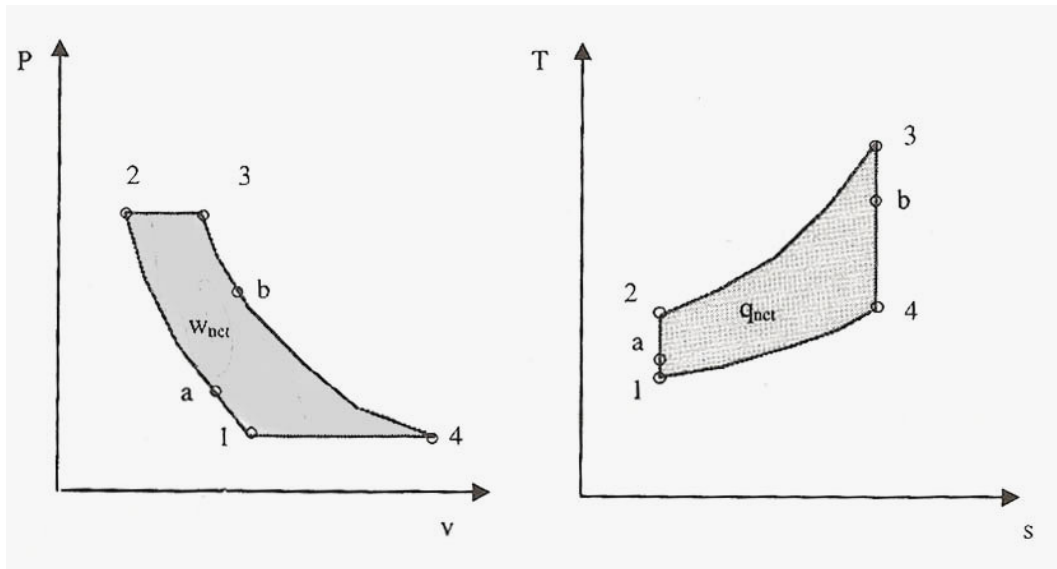
Jet motorlarındaki iş çevrimi, dört stroklu-pistonlu motorların iş çevrimi ile benzerlikler gösterir (Şekil 3.4). Jet motorlarında yanma sabit basınçta gerçekleşirken, pistonlu motorlarda yanma sabit hacim veya sabit basınçta gerçekleştirilir. Her iki motorda da sıkıştırma, yanma ve egzoz durumları (compression, combustion and exhaust) mevcuttur [25].



Şekil 3.4. Jet motoru ve pistonlu motorun iş çevrimlerinin karşılaştırılması [25]

Ancak jet motorlarında bu çevrim süreci aralıksız gerçekleştirilirken, pistonlu motorlarda çevrim süreci aralıklı olarak gerçekleştirilir [25]. Sonuç olarak jet motorları ile pistonlu motorlar çevrim olarak benzerlik gösterebilirler de egzoz gazlarının kullanımı ve bu gazlardan elde edilen güç bakımından farklılık göstermektedirler. Egzoz gazları pistonlu motorlarda tam anlamıyla kullanılamazken, jet motorlarında egzoz gazları itme gücünün temelini oluşturmaktadır [26].

Türbojet 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 aksiyal bir kompresör tarafından sıkıştırıldıktan sonra yanma odasına gönderilir [1].



Şekil 3.5. İdeal tepkili çevrim T-s diyagramı [10]

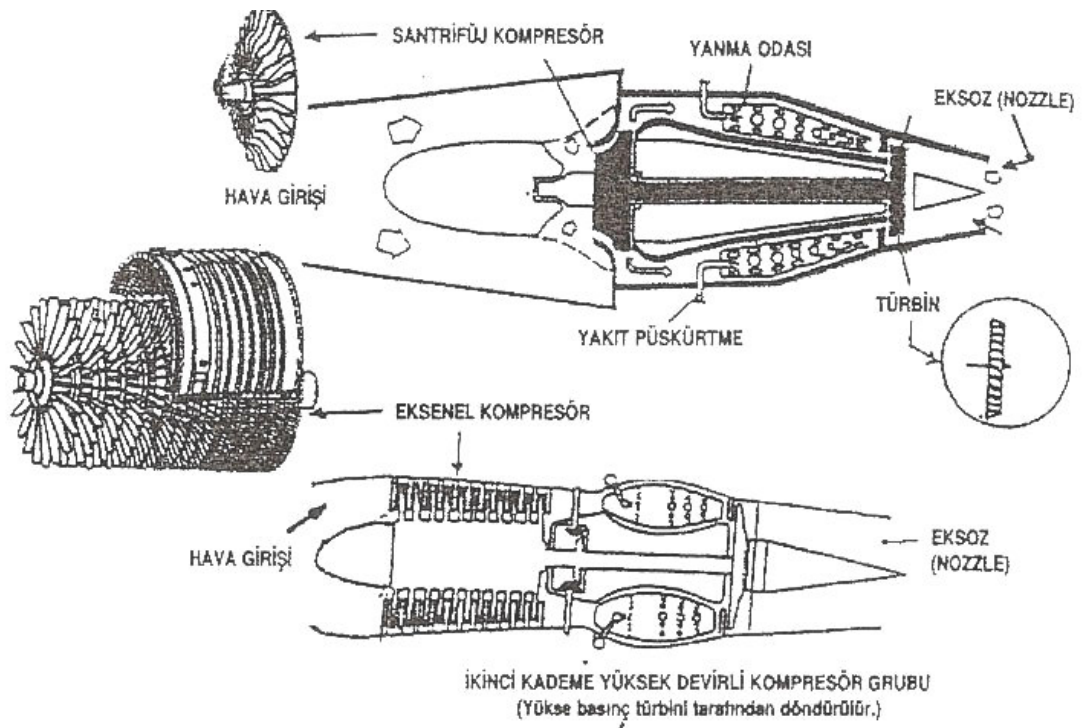
Şekil 3.5'te görüldüğü gibi çevrim şu işlemlerden oluşur:

- 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 türbojet motorunun çevrimi, sabit basınçta yanmalı bir gaz türbininin çevriminden farklı değildir [1]. Burada gazlar türbinde çevre basıncına kadar genişlemezler. Bunun yerine türbindeki genişleme, sadece kompresörü çalıştıracak gücü sağlayacak basınca kadardır. Başka bir deyişle tepkili çevrimde net iş sıfırdır [10]. Sabit basınç gaz türbininde uygulanan tüm kurallar, türbojet çevrimine de uygulanabilir.

Türbojet motorları prensip olarak Şekil 3.6'da görülen şu ana kısımlardan oluşurlar:



Şekil 3.6. Türbojet motor ve kısımları [11]

- 1- Önden havayı emip sıkıştıran bir veya daha fazla sayıda kompresör grubu (eksenel ve/veya santrifüj). Santrifüj tipi kompresörler yeni nesil türbojetlerde artık kullanılmamaktadır. Eksenel kompresör yanma odalarına doğru konik şekilde genişleyen ve türbin milinin devamı olan bir mil üzerine fan şeklinde sıralanmış kanatçıklardır. Bu kanatçıkların mil üzerinde ki dış çapı aynı olup emilen hava gittikçe daralan bir silindirik kanaldan yanma odalarına girer.
- 2- Kompresörden çıkan sıkıştırılmış havanın gönderildiği, yakıtın püskürtülerek bu havayla karıştırılıp ateşlendiği yanma odaları,
- 3- Bunların da gerisinde yanmış gazlarla dönen bir veya daha fazla sayıda türbin grubu bulunmaktadır. Türbinler bir mil ile kompresör grubuna bağlıdır ve onu döndürür.
- 4- Son olarak da yüksek sıcaklık ve hızdaki yanmış gazları itme gücüne çeviren lüle veya nozul isimli bir tarafı açık çıkış borusu vardır. Özellikle savaş uçaklarında kullanılan jet motorlarında artyakıcı (afterburner) varsa (maksimum itme gücünü elde edebilmek için) bunların çıkışı, değişken lüleli/egzozlu (variable nozzle) olarak yapılmışlardır [11].

3.3. Kompresörler

Gaz türbinlerinde havanın sıkıştırılması için temel olarak iki tip kompresör kullanılır:

1. Santrifüjlü kompresörler
2. Aksiyal kompresörler

Bu kompresörlerin her ikisi de hareketini türbinden alırlar [25].

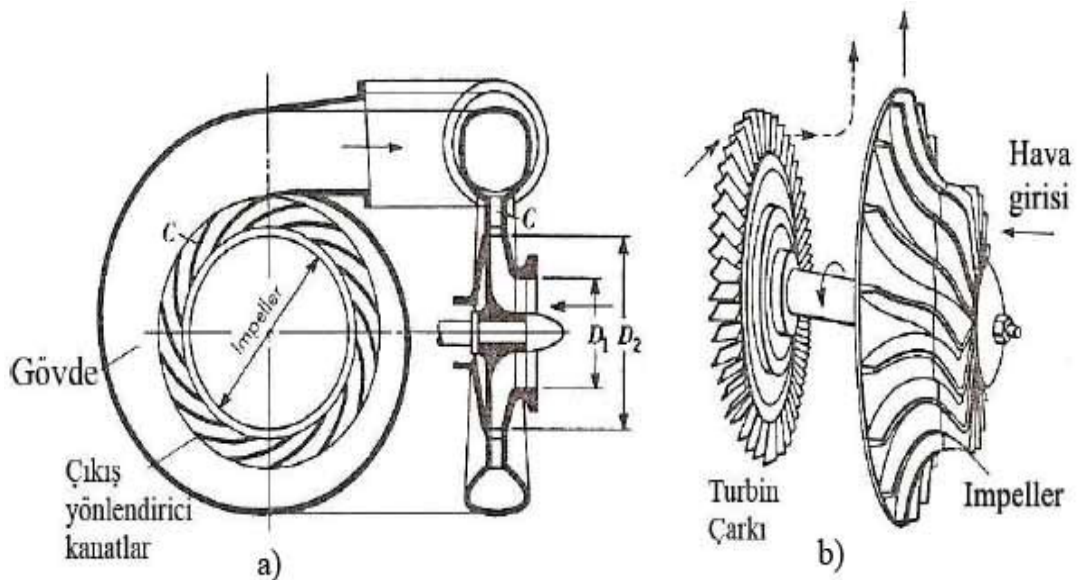
Gaz türbinlerinin 2. Dünya Savaşı sırasındaki en hızlı gelişimi, aksiyalden ziyade santrifüj kompresörlerin kullanılmasıyla gerçekleşmiştir [1]. Uçak motorlarında, debi ve basınç oranının yüksek olması dolayısıyla en çok aksiyal akış kompresörleri tercih edilmektedir [13]. Aynı işi yapan santrifüjlü kompresörlere oranla %3..4 daha verimli olmaktadır. Aksiyal kompresörlerde, yüksek basınç oranı ve verime olanak sağlayan birçok kademe seri olarak düzenlenebilmektedir. Ancak, 1,8 kg/s'den düşük hava akış hızlarında, tolerans ve aralıkları kontrol etmek güçleştikinden, aksiyal akış

kompresörlerinin verimleri hızla azalmakta, kanatçıklarının küçük ve doğru yapılmasının zorluğu nedeniyle de, avantaj santrifüje kaymaktadır [1].

Santrifüj kompresörler, nispeten alçak kütle debisi, yüksek basınç oranı gerektiren gaz ve buharların sıkıştırılmasında kullanılmaktadırlar [13]. Boyları eşdeğerdeki bir aksiyal kompresöre oranlar daha kısadır. Kirli ortamlardan çalıştığı zaman, havanın geçtiği yüzeylerinde biriken artıkların sebep olduğu performans kaybına daha az bağımlıdırlar. Santrifüj kompresörler, yüksek izentropik verimleri nedeniyle, küçük güç ünitelerine hemen her zaman uygulanmaktadır [1].

3.3.1. Santrifüj kompresörler

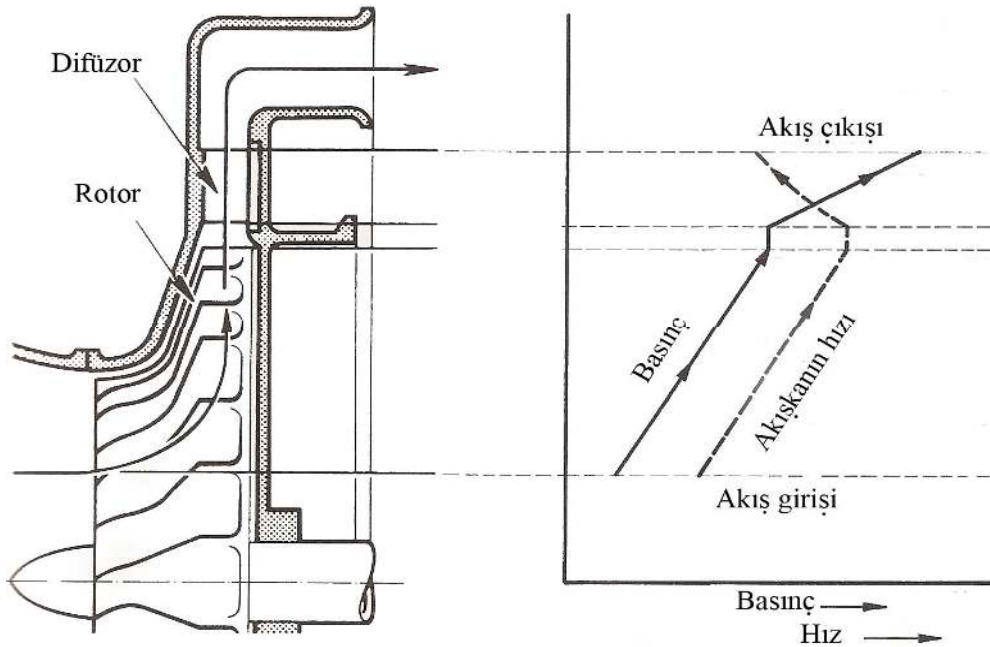
Santrifüj kompresörler (Şekil.7) temel olarak, impeller, difüzör ve difüzör çıkışında sıkışmış olan havayı toplayıp kompresör çıkışına doğru yönlendiren bir toplayıcıdan (salyangoz veya gövde) meydana gelmektedir [26].



Şekil 3.7. Santrifüj kompresörün kesiti [23]

- a) Radyal santrifüjlü kompresörün yayıcı gövdesi
- b) Radyal impeller ve aksiyal türbin çarkı

İmpeller'in görevi, önündeki gaz, buhar veya havayı içeri çekip onun 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 3.8) [25].

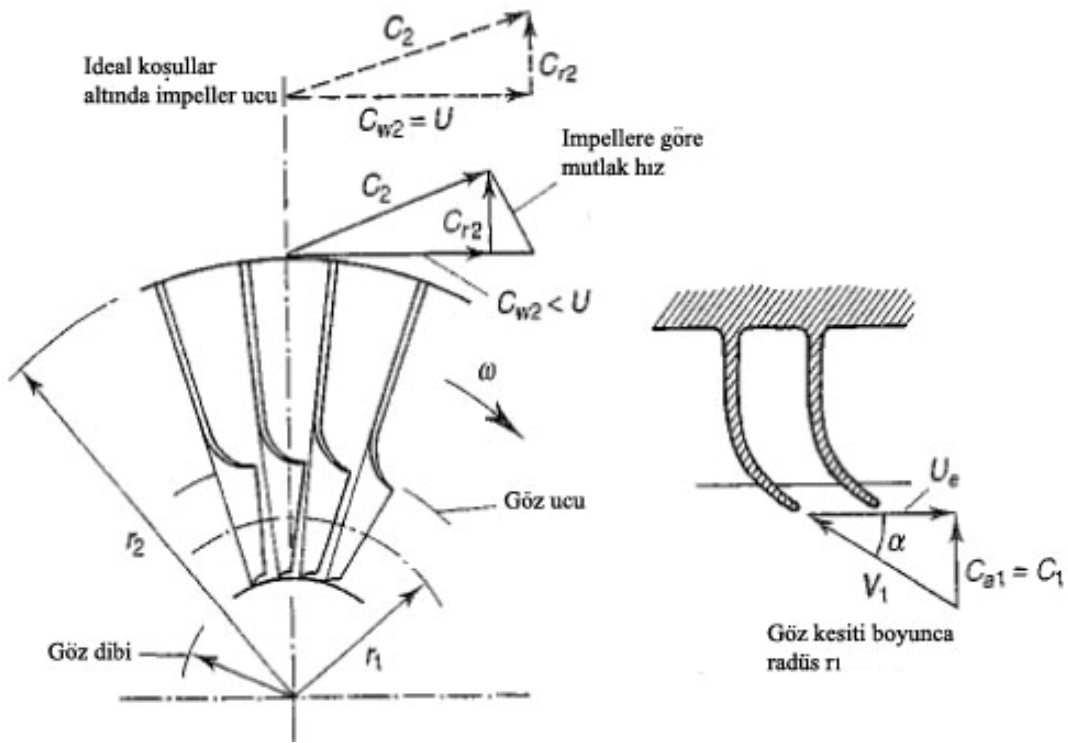


Şekil 3.8. Santrifüj kompresörü boyunca basınç ve hız değişimi [26]

Santrifüjlü kompresörlerde akış bir çark (impeller) tarafından eksenel doğrultuda alınıp radyal doğrultuda basılır. İmpeller, akışkanı hızlandırırken difüzör yavaşlatır ve istenen basınç artışı temin edilir [13]. İmpeller girişinden difüzör girişine kadar akışkanın hem basıncı hem de hızı artar. Difüzöre girdikten sonra hız düşürülür ve basınç artışı sağlanır (Şekil 3.8). Santrifüjlü 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].

Kompresör işi 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 [27]. 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 3.9) [1].



Şekil 3.9. Terimler [27]

Tasarımda kayma faktörü olan “ σ ” dikkate alınmalıdır. Kayma faktörü;

$$\sigma = \frac{C_{w2}}{U} \quad (3.18)$$

Eşitliği ile tanımlanır. İmpeller kanallarındaki kayma faktörü analizlerinde değişik yaklaşımlar mevcuttur. Bunlardan raydal kanatçıklı impeller için kullanılan Stanitz'in kayma faktörü eşitliği:

$$\sigma = 1 - \frac{0,63\pi}{n} \quad (3.19)$$

dir. “n” burada kanatçık sayısını ifade eder [27]. Günümüzde, $\sigma = 0,9$ dolayındaki bir kayma faktörü için gerekli kanatçık sayısı 19...21 kadardır [1].

İmpellere uygulanacak teorik tork, havanın açısal momentumundaki değişime eşittir.

Teorik tork;

$$T' = C_{w2} \times r_2 \quad (3.20)$$

ω açısal hızında havaya verilen teorik iş;

$$w' = C_{w2} r_2 \omega = C_{w2} U \quad (3.21)$$

olacaktır. Kayma faktörü dikkate alınarak;

$$w' = \sigma U^2 \quad (3.22)$$

yazılabilir. Kolaylık olması bakımından, havaya verilen iş pozitif olarak değerlendirilecektir.

Sürtünme ve rüzgarlanma kayıpları dikkate alındığında uygulanan gerçek tork ve iş, teorik olandan daha yüksektir. Bu ise, güç giriş faktörüyle (f_{pi}) dikkate alınmaktadır. Bu durumda gerçek iş;

$$w = f_{pi} \sigma U^2 \quad (3.23)$$

olur [1].

Komple kompresördeki toplam sıcaklık yükselmesi ($T_{03}-T_{01}$) ise, difüzörde herhangi bir enerji eklenmediğinden, sadece impellerdeki sıcaklık artışı ($T_{02}-T_{01}$)'e eşittir. Buradan, yapılan işin sıcaklık eşdeğeri;

$$T_{03} - T_{01} = \frac{f_{pi} \sigma U^2}{C_p} \quad (3.24)$$

eşitliği verilebilir. Burada; C_p bu sıcaklık aralığındaki ortalama özgül ısıdır.

Güç giriş faktörü f_{pi} , genellikler 1,035-1,04 arasındadır.

Toplam izentropik verim η_c , olduğuna göre, havanın basıncını artırmak için, ne kadar iş gerektiği hesaplanabilir. Toplam basınç oranı:

$$\begin{aligned} \frac{P_{03}}{P_{01}} &= \left(\frac{T_{03}}{T_{01}} \right)^{k/(k-1)} = \left[1 + \frac{\eta_c (T_{03} - T_{01})}{T_{01}} \right]^{k/(k-1)} \\ &= \left[1 + \frac{\eta_c f_{pi} \sigma U^2}{C_p T_{01}} \right]^{k/(k-1)} \end{aligned} \quad (3.25)$$

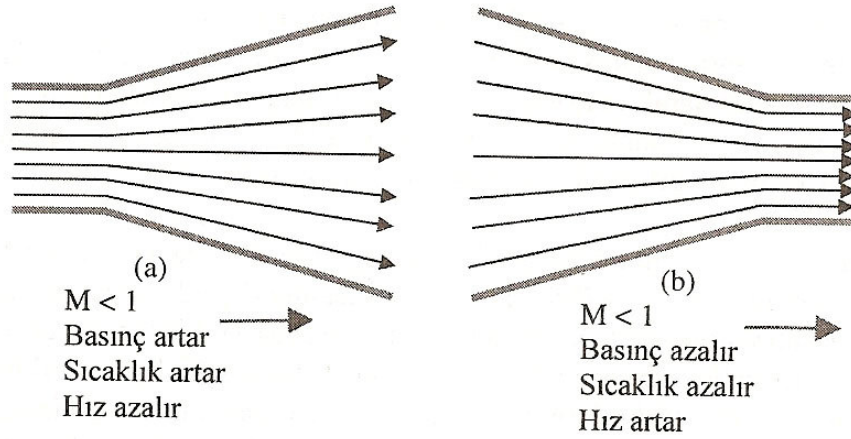
olur [1].

Difüzör

Difüzör, impeller çıkışındaki yüksek kinetik enerjiyi statik basınca dönüştürür [30]. 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 tersine değiştirmeye ve basınç hatlarına karşı akmaya doğal bir eğilimi bulunmaktadır (Şekil 3.10.a). Eğer genişleme çok hızlı ise, türbülent 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

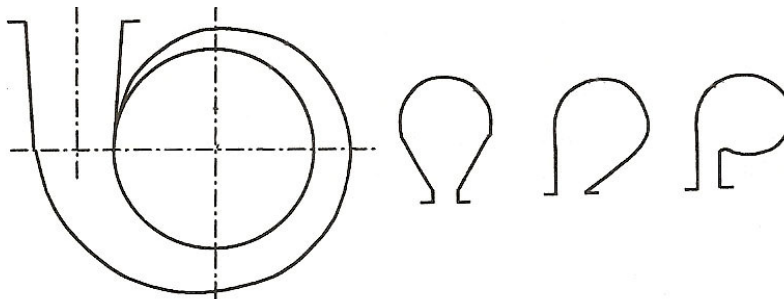
evre duvarlarını hızlı bir daralma ile yakından izlemektedir. Bu durumda sadece normal sürtünme kayıpları olmaktadır (Şekil 3.10.b) [1].



Şekil 3.10. Ayrılan ve ivmelenen akış [1]

Difüzörler kanatlı veya kanatsız olarak yapılırlar. Kanatsız difüzörler kanatlılara nazaran daha büyüktür. Fakat endüstriyel uygulamalarda kanatlı difüzörlerin maliyeti yanında kanatsız difüzörün büyüklüğü önemli değildir. Akış şartlarının ve kanal geometrisinin getirdiğı karmaşıklık dolayısı ile kanatsız difüzör tasarımında bazı belirsizlikler olabilmektedir [30].

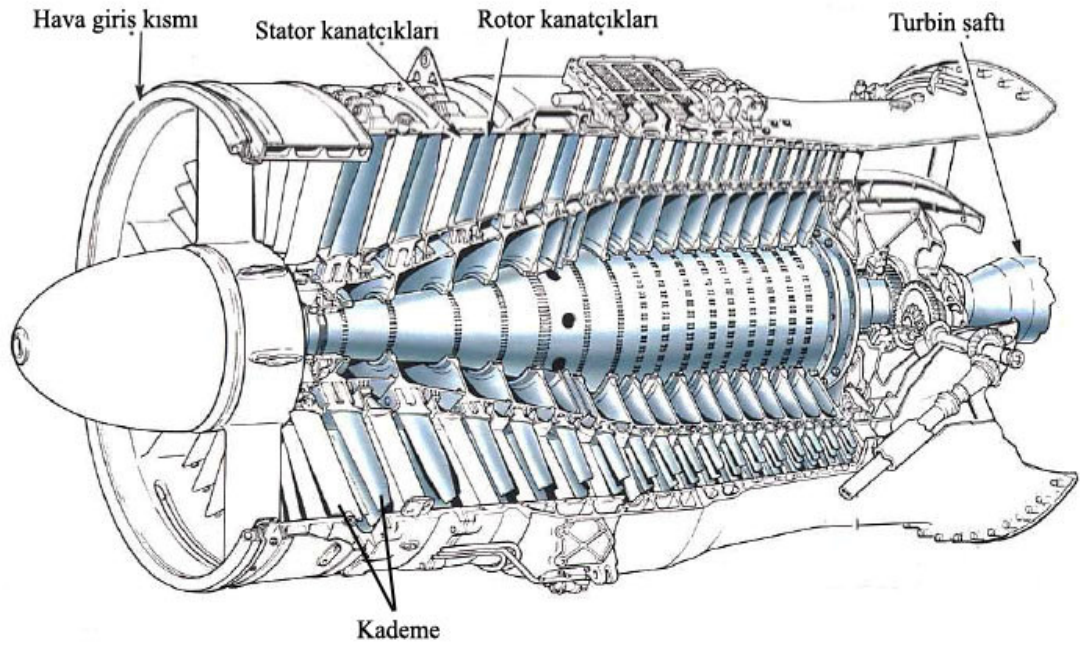
Hava, difüzör kanatçıklarını terk ettikten sonra bir voluta (salyangoz) ve oradan da tek yanma odasına girer. Volutun görevi, difüzörden gelen akışı toplayarak çıkış kanalına iletmektir (Şekil 3.11) [1].



Şekil 3.11. Volutlar (salyangoz) [1]

3.3.2. Aksiyal kompresörler

Aksiyal kompresörler ile ilgili ilk gelişmeler 1926 yılında A. A. Griffith tarafından yayınlanan “Aksiyal Akış Kompresör ve Türbin Tasarımının Airfoil Teorisi” dir [30]. Aksiyal bir kompresör; kademe adı verilen, birbirine karşı konumlu hareketli ve sabit kanatçık dizilerinden oluşmaktadır (Şekil 3.12). Hareketli kanatçıklar havanın hızını artırırken, sabit kanatçıklar arasındaki geçiş aralıkları havanın hızını azaltıp, sıcaklık ve basıncını artıran difüzör gibi görev yapmak üzere tasarlanır [1].



Şekil 3.12. Tipik bir aksiyal kompresör düzeneği [25]

Aksiyal kompresörlerin geliştirilmesindeki ana güçlük, akışın aksiyal türbinlere oranla farklı yapıda olmasından kaynaklanmıştır [1]. Araştırmalarda aksiyal türbinlerde akışın çıkışa doğru hızlanmasına mukabil kompresörlerde akışın çıkışa doğru yavaşladığı görülmüştür [30]. Şimdi yaygın olarak bilinmektedir ki, akışkan bir aralıktan geçerken çok az veya biraz daha fazla bir basınç kaybı ile ivmelendirilebilirken, aynı durum hızlı yavaşlama için geçerli değildir. Çalışma koşulları, kompresör kanatçıklarının tasarlandığı koşulların ilerisine geçtiğinde, hava

akışı kesilebilmekte veya aerodinamik olarak üretilen titreşimler oluşmaktadır. Bu durum şu iki biçimden birinde gerçekleşebilir:

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

Aksiyal kompresörlerde, akış sırasındaki fazla basınç kaybını sınırlamak için, kanatçıklar arasındaki yavaşlama oranı kısıtlanmaktadır. Bu kısıtlama nedeniyle aksiyal kompresör ve türbinlerde çok sayıda kademeye gerek duyulmaktadır. Kademe sayıları 4...25 arasındadır [1]. Son 20 yılda gaz türbinleri alanındaki büyük gelişmelere paralel olarak, aksiyal kompresörlerin verimleri %90'a, her ne kadar bazı sorunlar olsa da basınç oranları havacılıkta kullanılan uygulamalarda 40:1'e endüstriyel uygulamalarda ise 30:1'e kadar yükselmiştir [31].

3.4. Yanma Odaları

Son kırk yıldır, uçak gaz türbinli yanma odalarında sürekli olarak gelişmelere kaydedilmektedir. Gerçekte çoğu yanma odası şimdilerde dış görünüş, şekil, boyut bakımlarından farklı görünmeyecek şekilde birbirine benzemektedir. Birbirine benzer çoğu yanma odası ailesinin temel geometrisi gerçekte, çoğunlukla yanma odasının boyuyla ve ön tarafındaki diğer elemanların yerleşimiyle sınırlıdır. Buna rağmen çalışma koşulları yüksek basınç, sıcaklık ve o anki giriş hızı, yanma odasının performansına ve verimliliğine etki etmektedir. Yanma odasının boyut ve ağırlığının azaltılması sürekli olarak en önemli beklentilerden birisidir [12].

Yanma odası, yakıt püskürtme nozulları tarafından sağlanan yakıtı, kompresör tarafından sağlanan çok geniş hacimdeki hava ile yakıp ısıyı açığa çıkaracak ve türbinin ihtiyaç duyduğu bütün şartlarda düzgün akışa sahip üniform olarak ısıtılmış gazı sağlamak gibi zor bir görevi üstlenmiştir. Bu görev, en az basınç kaybı ile sınırlı

yanma odası hacminde en çok ısı enerjisini açığa çıkarmaktır. İyi bir yanma odasından istenenler şöylece sıralanabilir [13]:

- Tam yanma,
- Yanma kararlılığı,
- Çıkışta uygun sıcaklık dağılımı,
- Alev sönmesine karşı tedbir,
- Yeniden yakma kabiliyeti,
- Kısa uzunluk ve küçük kesit alanı,
- Kütle debisi, basınç ve sıcaklık bakımından geniş bir çalışma aralığı

Yukarıda istenenlerden bazıları, diğerleri ile çelişebilir. Küçük hacimli oluş, düşük basınç kaybı ve tam yanma için uygun düşmez. Fakat optimum çözümler aranmalıdır. Püskürtülen yakıt, ihtiyaç duyulan sıcaklık artışına bağlıdır. En yüksek sıcaklık, türbin ve nozulun imalatında kullanılan malzemeler ve soğutma yöntemleri tarafından 850°C ile 1500°C sıcaklıklar arasında kısıtlanmıştır [13]. Yanma odası ayrıca, geniş bir motor çalışma aralığında yeterli ve verimli yanmayı koruma yeteneğine sahip olmalıdır. Giderek artan hava kirliliği, verimli yanmanın önemini de giderek artırmaktadır.

3.4.1. Yanma işlemi ve yanma odasının bölümleri

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

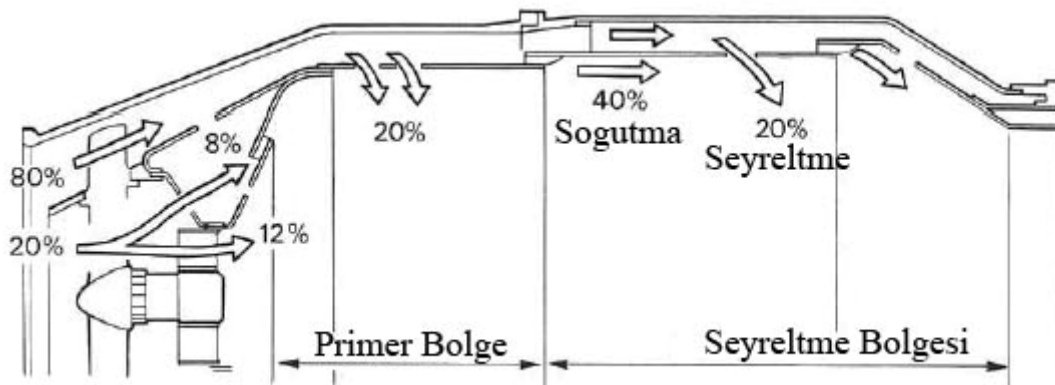
Yüksek verim için, yanma odasını terk eden gazların sıcaklığı mümkün olduğu kadar yüksek olmalıdır [1].

Yüksek verim özellikle uzun menzil için gerekli olan bir özelliktir ve yakıtın kalitesi ile doğrudan ilgilidir [12].

Yakıtın verimli olarak yanması, yaklaşık olarak 15:1 hava/yakıt oranında olmaktadır. Yanma, bir ateşleme bujisinin oluşturduğu kıvılcımla başlatıldıktan sonra, kendi kendine devam eder ve yanma hattının merkezindeki gazların sıcaklığı 1800...2000°C dolayındadır. Gazlar bu hali ile türbine yönlendirici nozul kanatçıklarına giriş için çok sıcaktır. Günümüz gaz türbinlerinin türbin giriş sıcaklıkları en fazla 1500°C kadardır. Bu nedenle, yanma sıcaklığını türbin giriş sıcaklığına düşürmek için, yanma odaları yanmaya katılmayan bir kısım sıkıştırılmış taze hava ile sıcak gazları karıştıran bir karıştırma hattına sahip olmalıdır. Bu nedenle, yakıt ve havanın sadece % 20 kadarlık bir kısmının karışım oluşturması gerekmektedir ki bu havaya “birinci” (primer) hava denmektedir (Şekil 3.13) [1].

Bu ilk bölgenin özelliklerini Karakoç (1997) şöyle belirtmektedir [12]:

“İlk bölgenin fonksiyonu alevi düzenlemek ve yakıtın tamamen yanmasını sağlamak için gerekli türbülans, sıcaklık ve zamanı temin etmektir”



Şekil 3.13. Hava akışının yanma odası içindeki paylaşım oranları [25]

Şekil 3.13’da görüldüğü gibi, hava akış kütlelerinin yaklaşık % 20 kadarı, giriş kısmından içeri alınır. Girişten hemen sonra yer alan türbülans kanatçıkları ve genişleyen delikli ağızdan geçen hava, primer yanma bölgesine girer. Primer

bölgenin fonksiyonu alevi düzenlemek ve yakıtın tamamen yanmasını sağlamak için gerekli türbülans, sıcaklık ve zamanı temin etmektir [12]. Türbülanslı hava, alev tüpünün ortasına doğru akar ve uygun karışımı sağlar. Alev tüpü yüzeyinde, ikinci bir % 20 hava kütlelerinin tüpün primer bölgesine alınabilmesini sağlamak üzere, belirli sayıda “ikinci” (sekonder) hava delikleri bulunmaktadır. Türbülans ve sekonder hava deliklerinde gelen hava, birbiriyle etkileşim yaparak, bir düşük hız karışım bölgesi oluştururlar. Bu, duman halkasına benzeyen, halkavari (toroidal) bir girdap oluşturarak, yeni enjekte edilen yakıt damlacıklarını hızla yanma sıcaklığına yükselterek, yanmalarını çabuklaştırır. Giriş kısmından alınmayan ve yanma için kullanılmayan % 60’lık hava, dış muhafaza ile alev tüpü arasındaki çevresel aralıktan akar ve kademe kademe alev tüpüne alınır. Bunun da 1/3’ü gaz sıcaklığını düşürmek, geri kalanı alev tüpü yüzeylerini soğutmak için kullanılmaktadır. Soğutucu hava filmi, alev tüpünün iç yüzeyi boyunca akarak, tüpü yanmış gazlardan yalıtılmaktadır. Yanma, soğutucu hava tüpe girmeden bitirilmelidir. Aksi halde, giren hava alevi soğutur ve yanma tamamlanamaz [1].

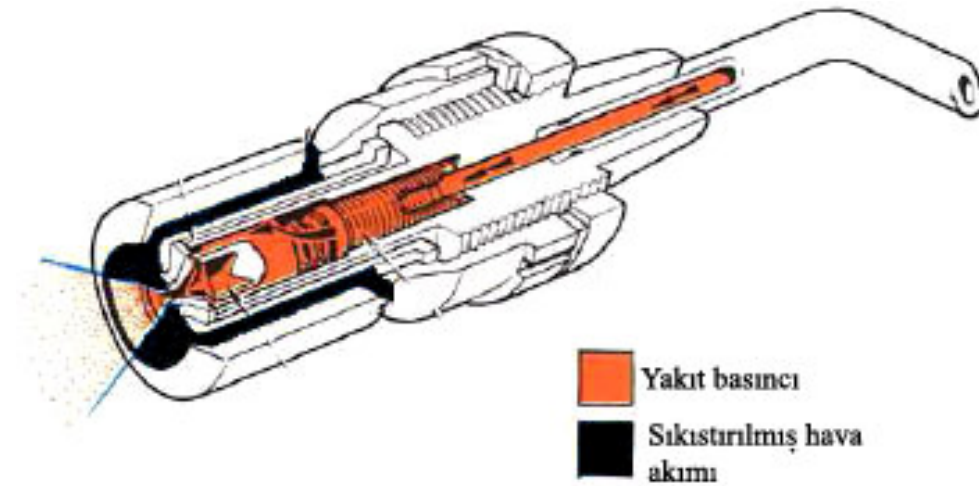
3.4.2. Yakıtın sağlanması

Yakıtın püskürtülmesi ya da atomizasyonu gaz türbin yakma sisteminde verimli yanma için önemli bir faktördür. Normal yakıtlar ateşleme ve yanma için gerekli miktarda buhar üretecek kadar uçucu değildir. Gaz türbinlerinde kullanılan yakıtların çoğu, yanma odasına püskürtülmeden önce atomize olmak zorundadır. Atomizasyonun temel amacı maksimum yüzey alanı üretmektir. Yüzey alanının artması buharlaşmanın artmasına neden olur. Yakıt damlası ne kadar küçükse toplam yüzey alanı o kadar büyük ve buharlaşma oranı o kadar hızlıdır. Çoğu sıvılar için atomizasyon oluşturmak çok kolaydır; bunların tümü sıvı ile gaz arasındaki göreceli hızın yüksek olmasını gerektirir. Bunlara örnek yüksek hızla yakıtı püskürten enjektörlerdir. Alternatif bir metot ise düşük hızda püskürtülen sıvıya karşılık yüksek hızdaki hava (gaz) akımıdır. Bu metotlar ikiz-sıvı (twin-fluid), hava yardımcı (air-assist), veya hava patlamalı (airblast) atomizasyonlar olarak bilinirler [12].

Yakıt sprej nozulları

Yakıt sprej nozulları jet motorlarında yakıt sisteminin önemli parçalarından biridir. Nozul, yakıtın hızlı bir şekilde yanmasını sağlamak için, yakıtı atomize eden ya da buharlaşmasını sağlayan temel elemandır. Yakıtın çeşitli metotlar ile yanma odası içine püskürtülmesini sağlayan yakıt sprej nozulları şu beş farklı tipte geliştirilmiştir [25].

1. Simplex (tek hatlı) yakıt sprej nozulları (Şekil 3.17).
2. Değişken portlu ya da Lubbock sprej nozulları
3. Duplex-duple yakıt sprej nozulları
4. Spill tip yakıt sprej nozulları
5. Hava sprej nozulları



Şekil 3.17. Tek hatlı (simplex) yakıt sprej nozulu [25]

Yakıt püskürtmede kullanılan enjektörlerde aranması gereken özellikleri Karakoç (1997) şu şekilde sıralamaktadır [12]:

1. Yakıt akışı aralığının tümünde iyi bir atomizasyona sahip olmalıdır.
2. Tepki ayarına hızlı cevap verebilmelidir.
3. Akış kararsızlığından bağımsız olmalıdır.

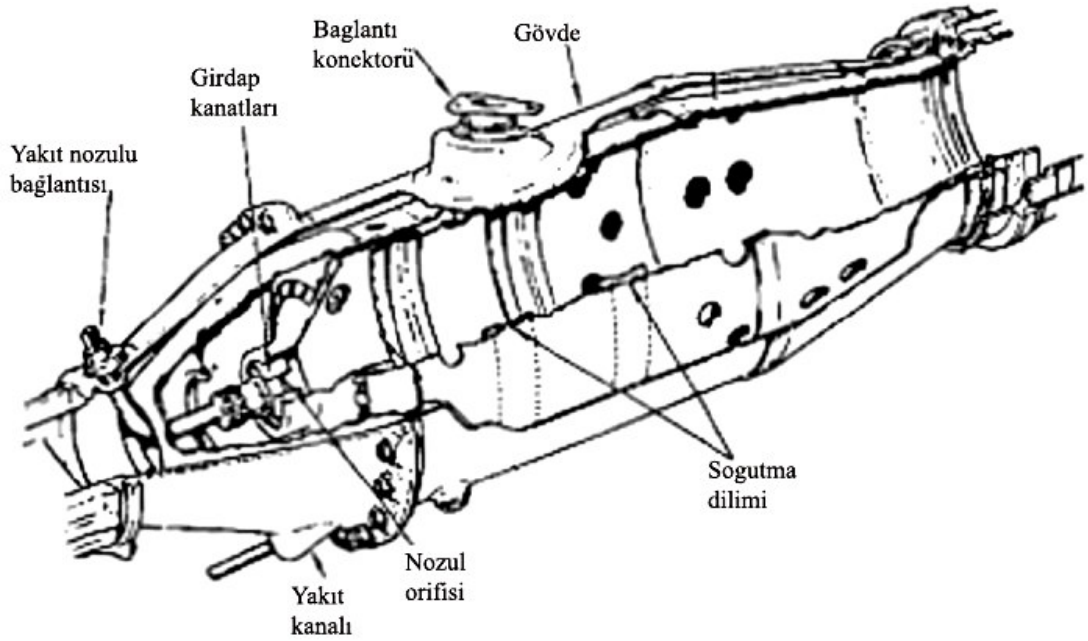
4. Nozul yüzeyinin karbon kaplanıp kirlenip tıkanmasına karşı düşük hassasiyette olmalıdır.
5. Isı emişi ile yüzeyin yumuşayıp şekil değiştirmesine karşı düşük hassasiyette olmalıdır.
6. Dizayn esnekliği sağlamak için ölçülendirme kapasitesi bulunmalıdır.
7. Düşük maliyet, düşük ağırlık, kolay imalat ve servis için kolay sökülebilmek özelliklerine sahip olmalıdır.
8. İmalat ve montajda hasarlanmaya karşı düşük hassasiyette olmalıdır.
9. Kolay tutuşabilir bir karışım oluşturabilmelidir.
10. Yakıtın dağılması tümüyle birinci hatta olmalıdır.
11. Egzoz çıkış sıcaklığı dağılımı yakıt akış oranından bağımsız olmalıdır.

3.4.3. Yanma odası tipleri

Gaz türbinlerinde kullanılmakta olan üç tip yanma odası bulunmaktadır.

1- Kutu tip yanma odaları (can type)

Boru tipi yanma odaları (Şekil 3.18), santrifüj kompresörü motorlarda çok sık kullanılır. Bu sistemde hava difüzöre geldiğinde bölünür ve yakıt yakıcı bölümünün etrafında dairesel şekilde sıralanan ayrı yanma odalarına yollanır. Her bir yakıcı, yakıt nozulu ve yakıcı çemberden oluşur. Birincil hava nozula gönderilir ve yanmanın başlangıcını oluşturur. Soğutma ya da ikincil hava gömlek (lineer) ve yakıcı bölüm arasından geçer. Gömlek birkaç sıra deliğe ya da dışarıdaki secondary havanın girebileceği düz yarıklara sahiptir. Gömlek boyunca gömleği soğutan ikincil hava deliklerden yanma odasına girerek yanma için ek hava temin eder [12].



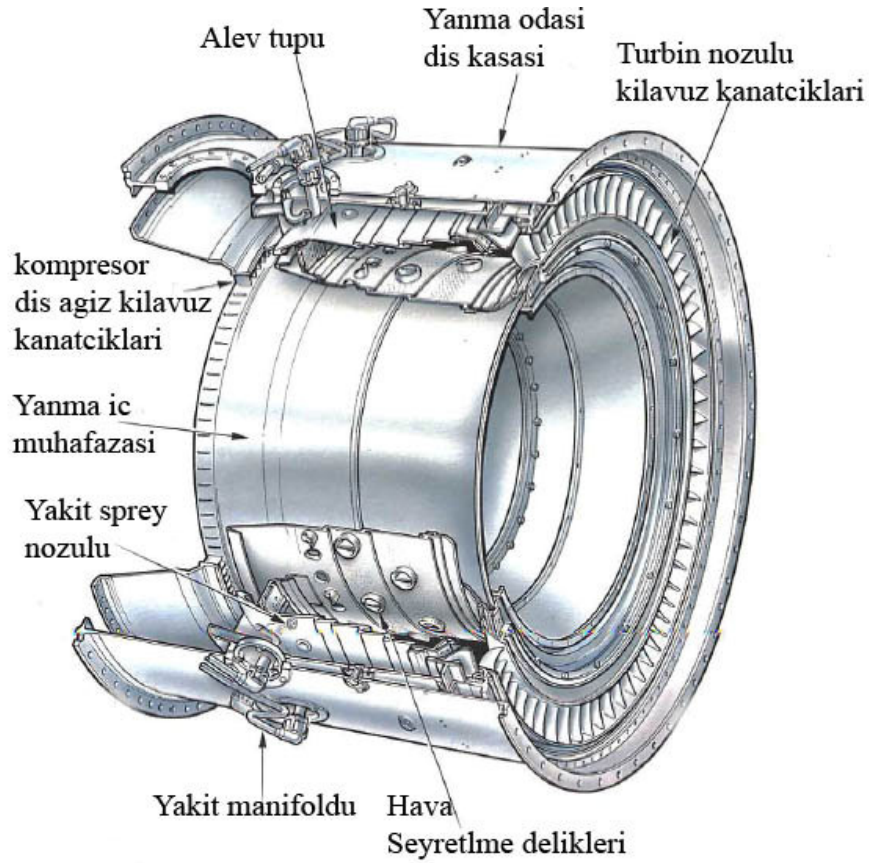
Şekil 3.18. Kutu (can) tipi yanma odası

Yanma tamamlandıktan sonra yakıcıdan çıkan yanmış gazlar türbine yönlendirilir. Bu noktada, yakıt nozullarını by pass eden ikincil (secondary) hava, yanma sonucu oluşan gazlarla karışır ve sıcak gazları türbin için uygun bir sıcaklığa kadar soğutur. Boru tipi yakıcının birçok avantajı vardır. Küçük çaplı olmaları dolayısı ile yapısal dayanıklılık ve hafifliğe sahiptir. Aynı zamanda çok iyi performansa sahiptir. Motor montajında zarar vermeksizin her bir ünite kontrol ya da değiştirme gerektiğinde rahatlıkla sökülebilir. Bunun yanı sıra önceleri karşı akış akımlı olarak geliştirilen boru tip yakıcılar yüksek türbülans ve uzun akış yolu dezavantajları buna bağlı olarak da sürüklenmede büyük basınç kayıpları ve toplam güç çıkışındaki kayıplar nedeniyle paralel akışlı boru-can tipi yakıcılara geçilmiştir [12].

2- Halka tip yanma odaları (Annular type)

Şekil 3.19’da görüldüğü gibi iç ve dış muhafaza tarafından oluşturulan halkavari tek bir alev tüpünden oluşmaktadır. Yanma odası, ön taraftan kompresöre, arka taraftan da türbin nozullarına açılmaktadır. Bu yanma odasının ana avantajı, aynı güç için çevresel tüplerden oluşan yanma odalarına oranla, boylarının %25 daha kısa olmasıdır.

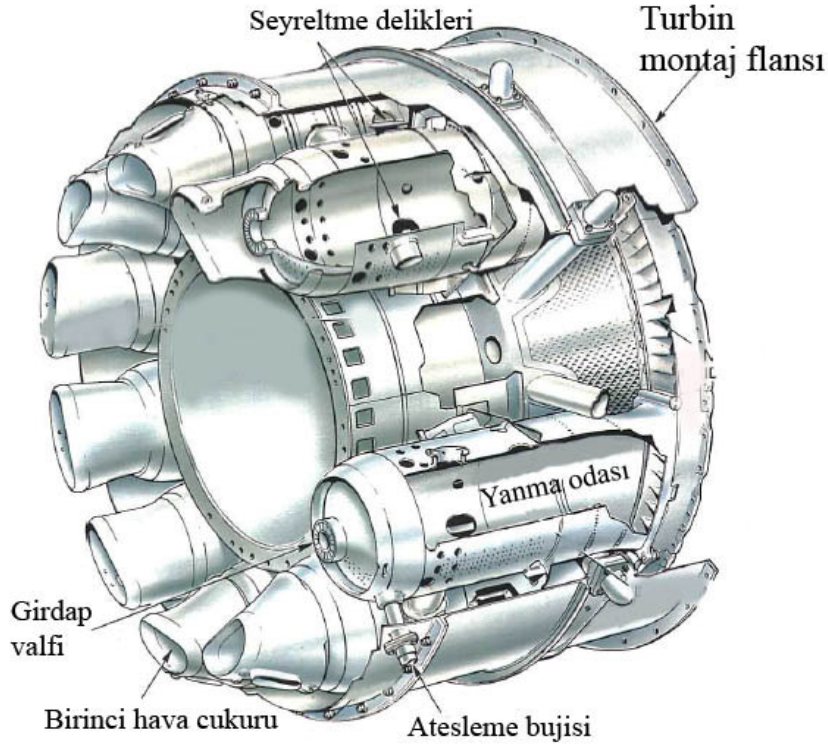
Böylelikle, ağırlık ve imalattan tasarruf sağlanmaktadır. Diğer bir avantajı da, bir odadan diğerine yanmanın yayılması problemlerinin giderilmiş olmasıdır.



Şekil 3.19. Halka (annular type) yanma odası [25]

3- Kutu-halka tip yanma odaları (can-annular type)

Bu tip yanma odası çok büyük turbojet ve turbofan motorlarında kullanılır. Her bir yakıcı, halka bölümün içerisindeki dairesel şekilde boruları oluşturmak için yan yana yerleştirilmiştir (Şekil 3.20).



Şekil 3.20. Boru-halka (can-annular) yanma odası [25]

Tek tek her bir yanma odası soğutma havasına izin vermek için aynı merkez üzerindeki toplanan delikler bulundurur. Bazı modellerinde her bir boru yuvarlak delikli tüplere sahiptir. Bu tüpler, soğutma ve yanma için daha fazla havayı sağlamak amacıyla deliklerin içinden geçerek boruya giren ilave havayı bulundurur. Bu etki yanma odasının içinde borunun her bir santimetresinde olabileceğinden daha fazla yanmaya izin verir. Borunun ön ucunun çevresi etrafında birkaç yakıt nozulu yerleştirilmiştir. Yakıcılar küçük çaptadırlar ve bu durum onları sıcaklıktan meydana gelen bükülmelere karşı dayanıklı yapar. Her bir yanma odası borunun ön ucunda ve her biri diğerinin karşısında olan iki deliğe sahiptir. Alev tüpü olarak bilineni halka şeklindedir. Bu borular bir annular bölüm içerisine yerleştirildiğinde, bu delikler ve onların halkaları; motor çalıştırması sırasında bir borudan diğerin alev geçişine imkan vermek için, bitişik borular arasındaki açık tüpleri oluşturmaktadır [12].

3.4.4. Yanma odasının performansı

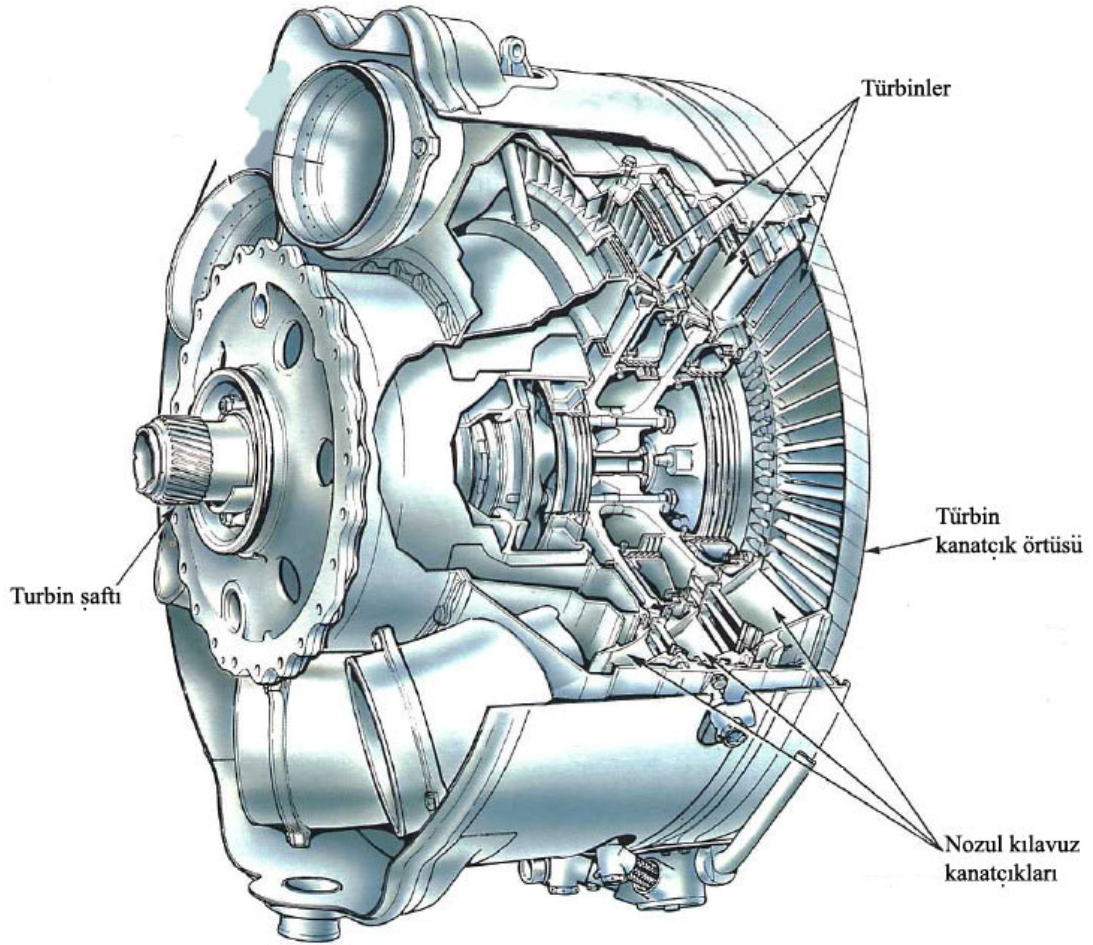
Yanma odası performans değerlerine, basınç kaybı, yanma verimi, sıcaklık dağılımı, kararlılık limitleri (stability limits) ve yanma yoğunluğu gibi faktörler etki etmektedir. Bu faktörlerden bazılarında (yanma yoğunluğu ve kararlılık limiti) kayda değer bir etki görülmemiştir. Ama basınç kaybı ve yanma verimi hakkında fazlaca yorum yapılmakta ve hesaplamalar sonucu kayda değer veriler elde edilebilmektedir [27]. Yanma odası; yakıtı, geniş bir çalışma aralığında, fazla bir basınç kaybına uğratmaksızın ve verimli olarak yakabilmelidir. Buna ek olarak, eğer alev sönecek olursa, tekrar yakılması mümkün olmalıdır. Bu fonksiyonları yerine getirmesi için; alev tüpü ve sprej nozulu atomizer elamanlarının, mekanik olarak güvenilir olması gereklidir. Gaz türbinleri sabit basınç çevrimine göre çalıştıklarından; yanma işlemi sırasındaki basınç kaybı en düşük düzeyde tutulmalıdır. Yanma odasında yeterli türbülans ve karışma için, havanın yanma odasına giriş basıncının %3...8'i kadar bir basınç kaybı olmaktadır [1].

3.5. Türbinler

Kompresörlerde olduğu gibi, türbinlerin de iki esas tipi bulunmaktadır. Bunlar, radyal ve aksiyal akışlı türbinlerdir [1].

Türbinin temel görevi, hareketini kompresöre iletmektir. Temelde kompresör için kullanılan bilgilerin çoğunluğu türbinler içinde kullanılabilir. Kompresörde akış yolu boyunca toplanan enerji, mekanikten basınç enerjisine dönüştürülürken, türbin de tersine bir durum söz konusudur. Gaz akış enerjisi türbin tarafından absorbe edilerek, mekanik şaft gücüne dönüştürülür [26].

Gaz türbinlerinin büyük bir çoğunluğunda aksiyal türbinler kullanılır (Şekil 3.21). Radyal akışlı türbinlerde kullanılabilir ama pratikte aksiyala alternatif değildir [26].



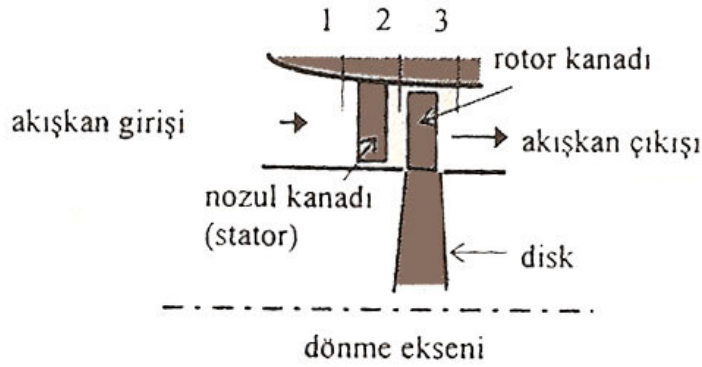
Şekil 3.21. Aksiyal türbin ve kısımları [25]

Radyal türbinler turboşarjörlerde yaygın olarak kullanılmakla beraber, gaz türbinlerinin yüksek sıcaklık ortamı için uygun değildirler. Ayrıca, çok küçük güçler dışında, aksiyal türbinler daha verimlidir. Radyal türbinler, performanstan daha çok, derli toplu olmanın tercih edildiği küçük gaz türbinlerine uygulanmakta, santrifüj kompresörle arka arkaya monte edilerek çok kısa ve rijit bir rotor elde edilmektedir [1].

Aksiyal türbinlerde analizi kolaylaştırmak üzere; akışın, diğer yarıçapları temsil eden ortalama yarıçapta, üniform, paralel ve iki boyutlu olduğu kabul edilmektedir. Kanatçık yüksekliği/ortalama yarıçap oranı küçüldükçe bu değerlendirme de gerçeğe yaklaşmaktadır.

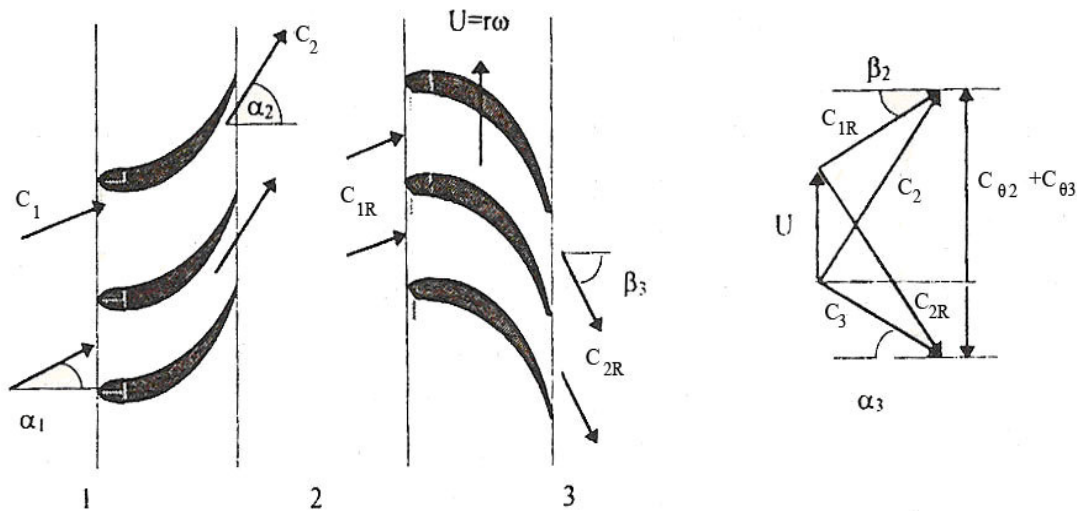
3.5.1. Türbin kademesinin hız diyagramları

Aksiyal akış bir türbin kademesin Şekil 3.22’de görüldüğü gibi, sabit bir kılavuz kanat sırası veya nozul kanat sırası ve rotordan oluşur. Nozul kanat sırasına stator kanat sırası da denir.

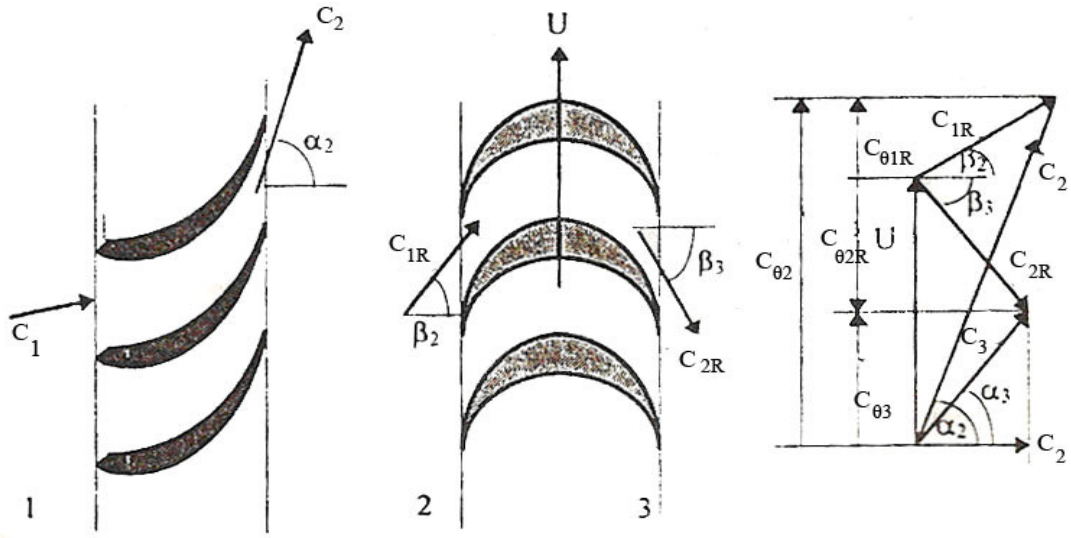


Şekil 3.22. Türbin kademesi [30]

Aksiyal akış türbin kademeleri, impuls-reaksiyon ve tam impuls olmak üzere iki grupta toplanır. Şekil 3.23’te impuls-reaksiyon kademesinin, Şekil 3.24’te ise tam impuls türbin kademesinin giriş ve çıkış hız üçgenleri gösterilmiştir.



Şekil 3.23. İmpuls-reaksiyon türbin kademesi hız üçgenleri [30]



Şekil 3.24. Tam impuls türbin kademesi ve hız üçgenleri [30]

Akışkan statora α_1 açısı ve C_1 mutlak akış hızıyla girer; α_2 açısı ve C_2 mutlak hızına kadar ivmelenir. Tüm açılar aksenal doğrultudan itibaren ölçülür. İmpuls-reaksiyon kademelerinde hız ve açılar için Şekil 3.23'te ki doğrultular pozitif kabul edilecektir. Hız diyagramlarından hareketle rotor girişinde β_2 açısındaki C_{1R} bağıl hızı, vektörel olarak rotor girişindeki mutlak akış hızı C_2 ile kanat hızının farkıdır. Ya da mutlak hız, kanat hızı ile bağıl hızın toplamıdır:

$$\vec{V} = \vec{W} + \vec{U} \quad (3.26)$$

Rotor çıkışında rölatif akış, β_3 açısında C_{2R} hızına yükselir. Girişteki benzer şekilde çıkış mutlak akış hız C_3 , bağıl hız C_{2R} ile kanat hızının, U , toplamıdır. Üniform, sürekli akış için süreklilik eşitliğinden,

$$\rho_1 A_1 C_{\theta 1} = \rho_2 A_2 C_{\theta 2} = \rho_3 A_3 C_{\theta 3} \quad (3.27)$$

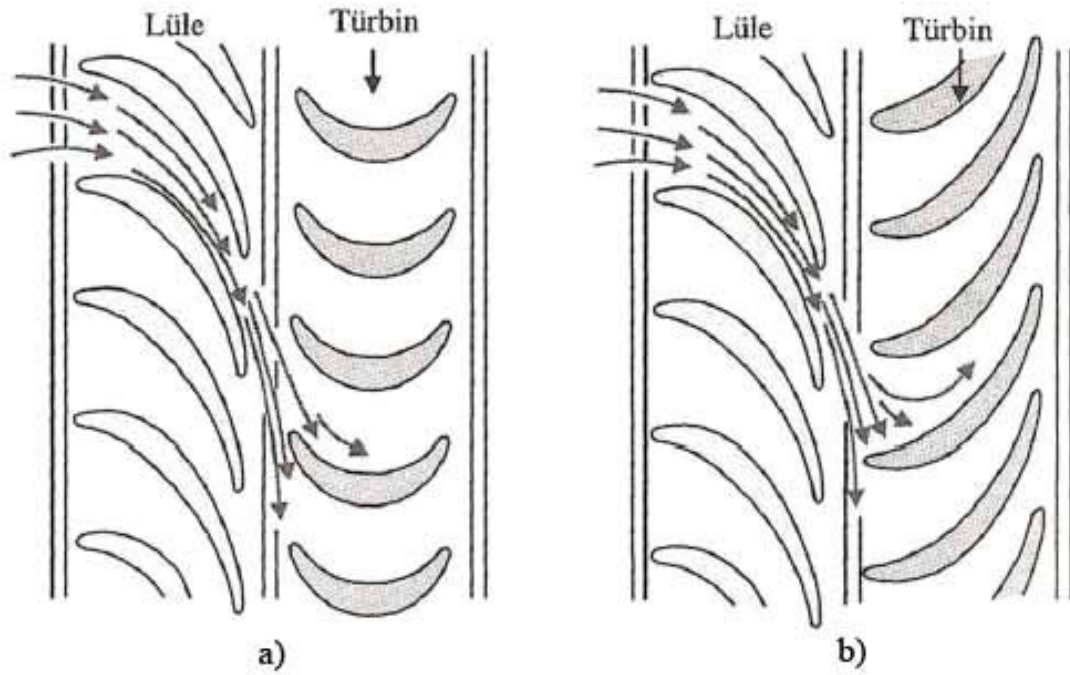
yazılabilir. Turbomakinelerin iki boyutlu teorisinde kolaylık için aksenal hızın sabit kaldığı kabul edilir. Bu durumda,

$$\rho_1 A_1 = \rho_2 A_2 = \rho_3 A_3 = \text{sabit} \quad (3.28)$$

olarak yazılır [30].

Türbinlerde impuls ve reaksiyon kademeleri

İmpulse kademesinde, basınç düşmesinin tamamı sabit nozulda gerçekleşmekte ve kanatçıklar boyunca olan akışta basınç sabit kalmaktadır. Gazlar kanatçıklar arasından geçerken, kinetik enerjide bir miktar azalma ve akışın tersinmezlikleri nedeniyle entalpide bir miktar artma olmaktadır (Şekil 3.25.a).



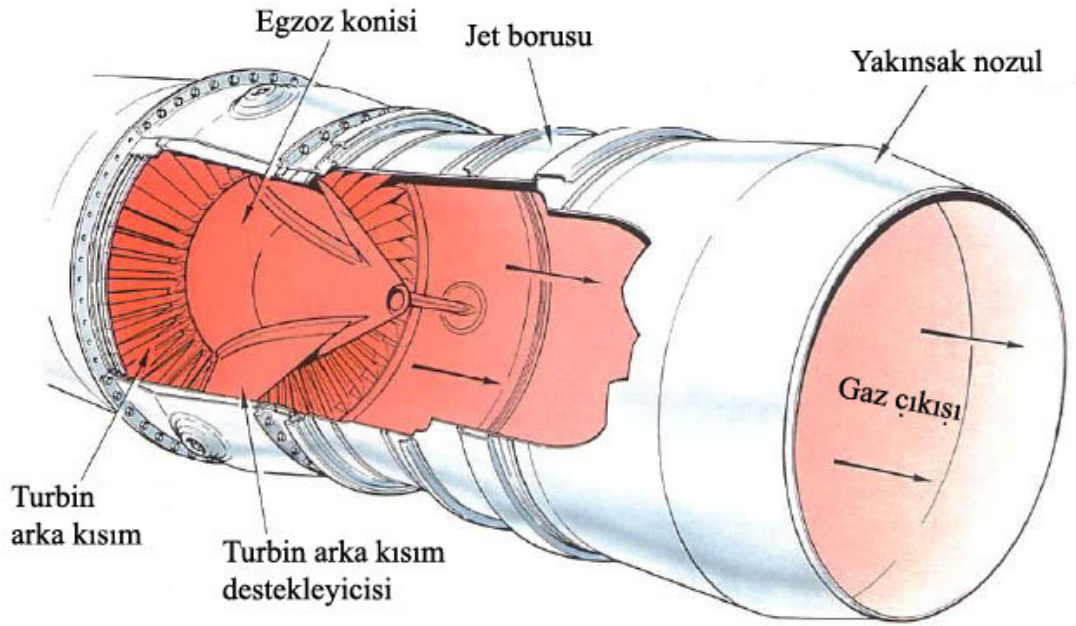
Şekil 3.25. Bir türbin kademesi [1]

a) İmpulse kademesi, b) Reaksiyon kademesi

Şekil 3.25.b'de görülen % 100 reaksiyon kademesinde ise, basınç düşmesinin tamamı gazın hareketli kanatçıkları arasından geçişi sırasında olmaktadır. Bu durumda; hareketli kanatçıklar, bir nozul gibi görev yaptıklarından, biçimleri buna uygun olmalıdır, (çıkış basıncı kritik basınçtan yüksekse, yakınsak; kritik basınçtan düşükse, yakınsak-ıraksak). % 100 reaksiyon kademesindeki sabit kanatçığın görevi sadece, gazların uygun açı ve hızda hareketli kanatçıklara yöneltmektir. % 100 reaksiyon kademesine çok sık rastlanmaz. Reaksiyon türbini olarak adlandırılan türbinlerin çoğunda, hem sabit hem de hareketli kanatçıklarda basınç ve entalpi düşmesi olmaktadır. Reaksiyon kademesinin ana avantajı, düşük akışkan hızlarının uygulanabilmesi ve düşük hızlarda yüksek verimlerin elde edilebilmesidir [1].

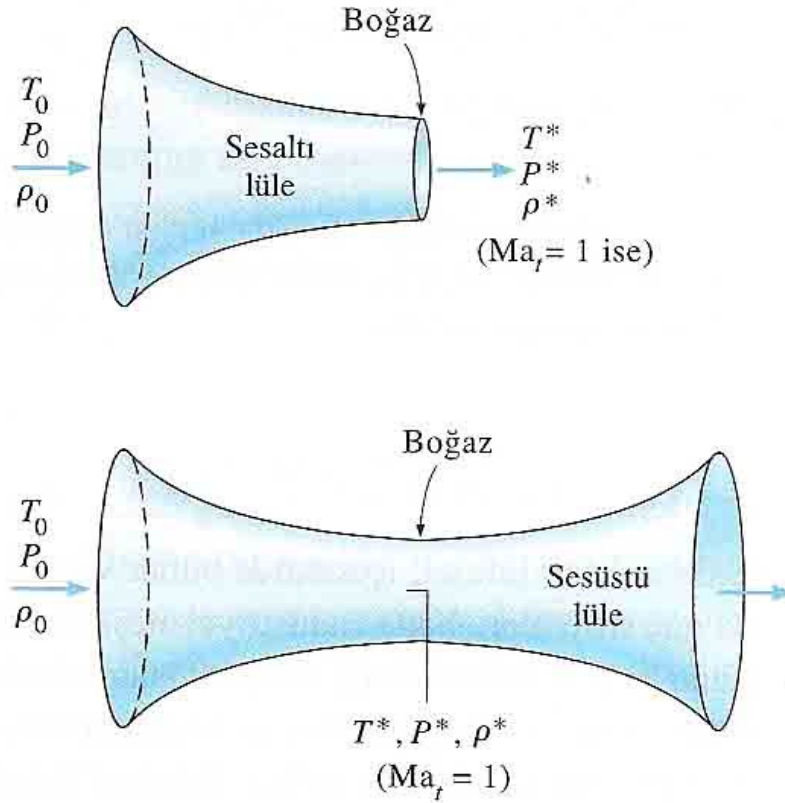
3.6. Egzoz Nozulu

Egzoz nozulunun amacı, çıkıştan önce egzoz gazının hızını artırmaktır [13]. Motorun itme gücünün artırılmasında en büyük etken yanma sonucunda oluşan gazın nozul içerisindeki hareketidir. Temel bir egzoz sistemi Şekil 3.29’da görülmektedir [25].



Şekil 3.26. Temel bir egzoz sistemi [25]

Egzoz nozulları tasarlanırken yapılan motorun hangi hız altında seyir edeceği de önemlidir. Günümüz hava taşıtlarında hız tanımı ses altı (subsonic) ve ses üstü (supersonic) olarak tanımlandığı için yapılacak egzoz nozuluda buna göre tasarlanmaktadır. Jet motorlarında bu tanımlama dahilinde yakınsak (convergent) ve yakınsak-ıraksak (convergent/divergent) kesitli olmak üzere iki tip nozul kullanılır [26].



Şekil 3.27. Yakınsak ve yakınsak-ıraksak lüleler [19]

Nozul basıncı/çevre basınç oranı $P^*/P_0 < 4$ için yakınsak kesitli nozul-lüle kullanılır. Bu nozullar daha çok ses altı hızdan çalışan uçakla için kullanılır. Nozul basınç oranı $P^*/P_0 > 6$ için yakınsak-ıraksak nozullar kullanılır. Buradan yakınsak bir kanalı ıraksak kesitli kanal izler. En küçük kesit alanının bulunduğu kısma boğaz denir. Ses üstü uçaklarda bu nozullar kullanılır (Şekil 3.27) [19].

Sıkıştırılabilir akışın incelenmesinde iki önemli parametre vardır. Bunlardan biri ses hızı (sonik hız) diğeri de Mach sayısıdır. Ses hızı ortamda hareket eden sonsuz küçük basınç dalgasıdır. Mach sayısı ise, akışkanın (veya durgun akışkan içinde bir cismin) gerçek hızının, aynı akışkan içerisindeki aynı koşuldaki ses hızına oranıdır.

$$Ma = \frac{V}{c} \quad (3.29)$$

Akış rejimleri çoğunlukla akışın Mach sayısı cinsinden tarif edilir. $Ma = 1$ ise akışa sonik, $Ma < 1$ ise ses altı, $Ma > 1$ ise ses üstü, $Ma \gg 1$ ise hipersonik ve $Ma \approx 1$ ise transonik denir [19].

Yakınsak nozullar $Mach = 1$ ve altı değerlerdeki hava taşıtlarında kullanılır. Daha üstünde bir hız ve yüksek itiş gücü elde edilmek isteniyorsa (ses üstü uçan uçaklar ve roket motorları gibi) yakınsak-ıraksak nozullar kullanılır.

Egzoz sistemine giren gazın sıcaklığı 550°C - 850°C arasında değişmektedir. Artyanma sisteminin kullanıldığı havacılık gaz türbinlerinde, sıcaklık, kullanılan malzemeye bağlı olarak 1500°C ve üstündeki değerlere kadar çıkabilmektedir [25].

4. TURBOŞARJÖR

Verilen bir strok hacmindeki motordan daha fazla bir güç almak için, atılması gereken ilk adım, çevrimin frekansını mekanik ve ısı sınırların müsaade ettiği kadar artırmaktır. Bunu takip edecek adım ise, çevrim başına daha fazla taze dolgu emmektir. Çevrim başına daha fazla dolgu emme işlemine aşırı doldurma denir. Kullanılan kompresörün çeşidine göre, aşırı doldurma mekanik kompresörlü veya turbo kompresörlü olmak üzere iki ana grupta toplanabilir. Kompresör bir türbin tarafından tahrik ediliyorsa, turbo-kompresörlü aşırı doldurma denir [20].

Egzoz turbo doldurma sistemini ilk bulan İsviçreli Dr. Alfred Büchi'dir. 1905 yılında Sulzer Brothers araştırma ve geliştirmede başmühendis olan Dr. Alfred Büchi ilk turbo için, bir aksiyal kompresör, bir radyal pistonlu motor ve müşterek şaft üzerinde bir aksiyal türbinden oluşan bir güç ünitesinin patent başvurusunu yapmıştır. 1. Dünya Savaşından biraz önce Winterthur'da Sulzer firmasında imal edilen prototip bir egzoz turbo doldurma ünitesi (turboşarjör) işletmeye alınmıştır. Güç artımında ve özgül yakıt tüketimindeki iyileştirmelere rağmen araştırmalar tekrar kesilmiştir [15].

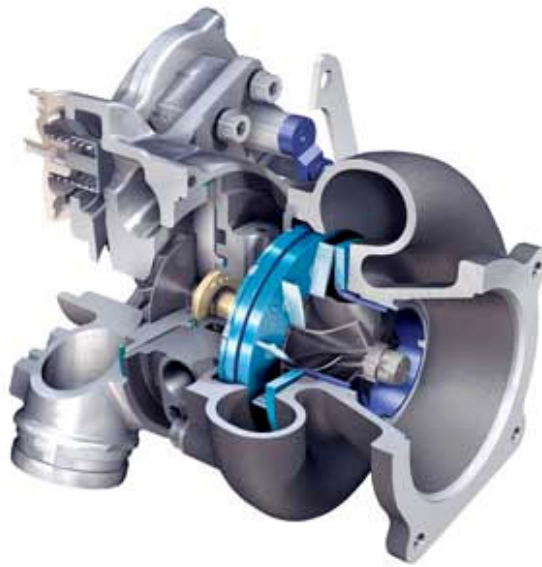
1919 yılında General Elektrik'in Lepere Biplane yapımı Liberty model uçağa uyguladığı turboşarjör sayesinde uçak bir rekor olan 10092 metreye kadar yükseltilmiştir. Buna rağmen mühendislik dünyası uzun süre Dr. Büchi'nin manifolda uygulamalı, egzoz gaz itişli icadının potansiyelini, İkinci Dünya Savaşında General Elektrik binlerce müttefik uçağına turbo ünitesi takarak bu değere şans verene kadar tam olarak anlayamamıştır [16].

Turboşarjörün otomotiv endüstrisinde kullanılmaya başlanması 1930'lu yılları bulur. 1938'de İsviçre'li Saurer firması ilk turboşarjörlü kamyon motorunu üretmiştir. 1970'li yıllara kadar süren turboşarjör üniteli motorlarda bu yıllardan sonra dönüm noktası olmuştur. 1975 yılında üzerinde KKK turbo takılı olan Porche 911 piyasaya sürülmüştür. 1977'de ise 2 litre benzinli, turbo Saab 99, 3 litrelik bir motorla aynı performansı gösterince gözler tekrar turboşarjör teknolojisine çevrilmiştir. Bunu takiben sürücüye yakıt tasarrufu ve etkileyici sürüş avantajı sunan Mercedes 300 Turbo

Diesel lanse edilmiştir. Bir sene sonra Buick, 78 model Buick Regal ve Le Sabre spor coupe model araçların turboşarjörünü olacağını duyurmuştur. Bu noktadan günümüze kadar olan süreçte ise üreticiler sürekli turbo ünitelerini geliştirerek, binek araba motorlarından ağır yük taşıtlarına kadar birçok kara taşıtının motoruna turboşarjör teknolojisini yerleştirmiştir [16].

4.1. Turboşarjörün Çalışma Prensibi ve Parçaları

Motorların egzoz gazları doğrudan atmosfere atılmaz aksine daha önce içerdikleri enerjiyi, (özellikle aşırı doldurmalı motorlarda bu enerji büyüktür) egzoz gazı ile çalışan türbin üzerine bırakır. Egzoz türbini de aynı mil üzerinde çalışan turbo kompresörü döndürür. Turbo kompresör ortamdan temiz havayı emer ve basıncını artırarak silindir içine gönderir. Türbin ve kompresörden oluşan bu sisteme ise turboşarjör (Şekil 4.1) denir [15].

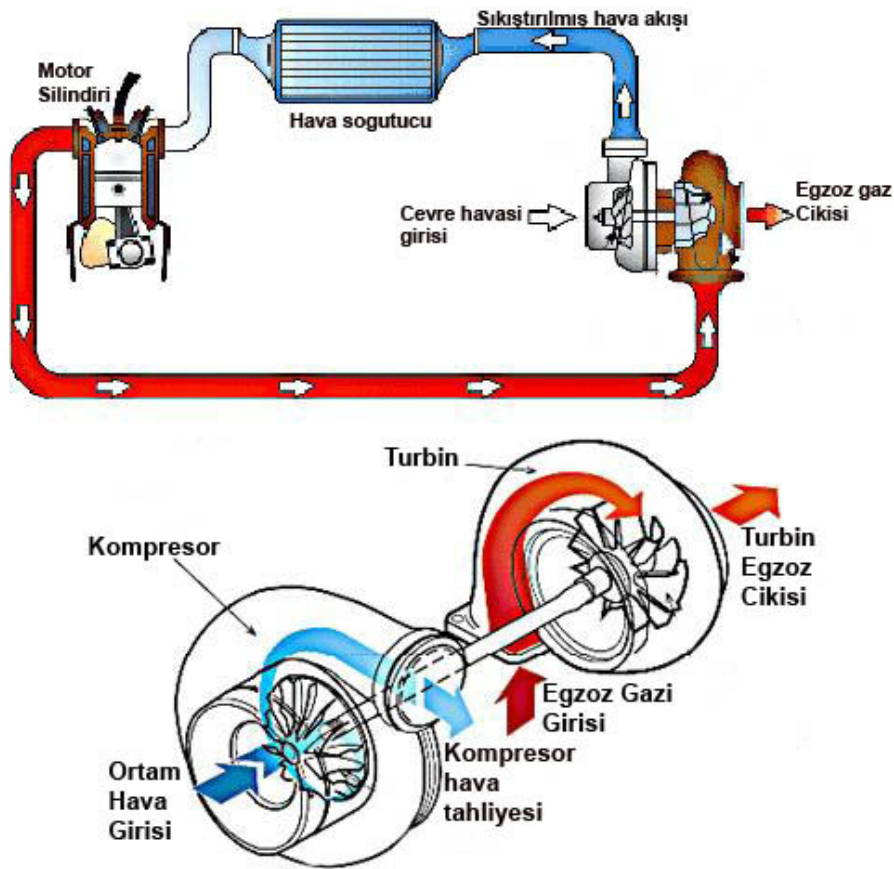


Şekil 4.1. Turboşarjör

Türbin ve kompresör kısımlarından meydana gelen bu sistemde, motordan atılan egzoz gazları ile döndürülen türbin kompresör kısmını harekete geçirerek motora daha fazla hava ve yakıt karışımı doldurulmasını sağlamaktadır (Şekil 4.2). Turboşarjör sistemi en

ekonomik şekilde ve düşük emisyon değerleri ile daha fazla güç üretimine imkan vermektedir. Turboşarjör ile, %50-100 arası güç kazancı sağlanılmaktadır.

Silindirlere gönderilen havanın soğutulması (intercooling) ve su enjeksiyonu yöntemleri ile bu miktar normalin üç katına kadar çıkabilmektedir [24].



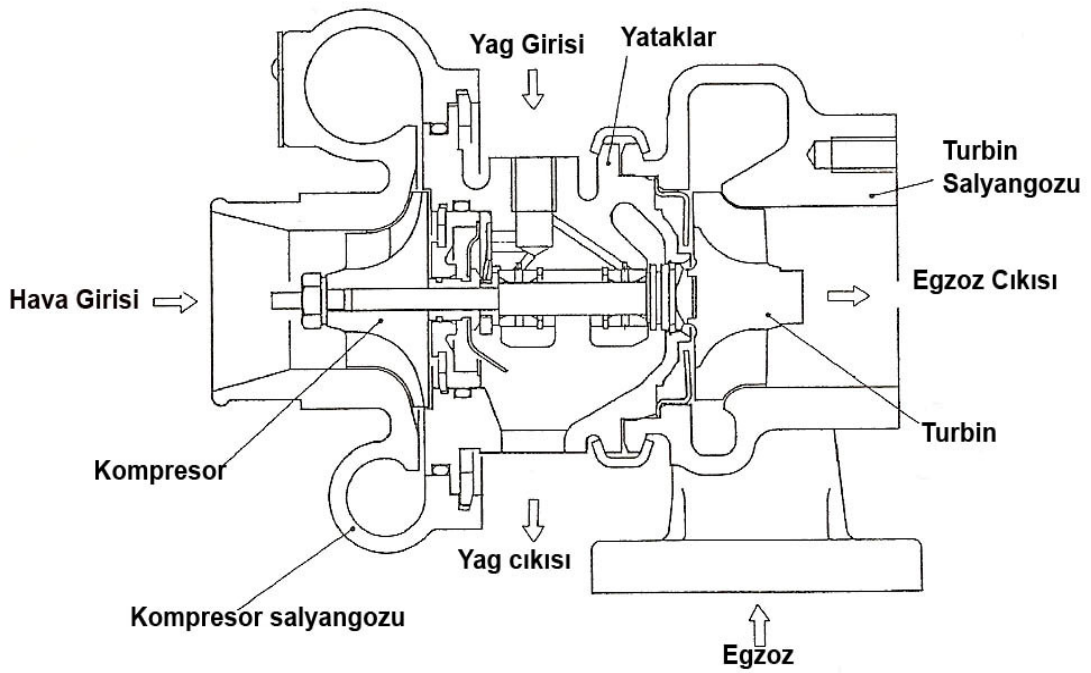
Şekil 4.2. Turboşarjörün çalışma prensibi

Egzoz gazları motoru terk ederken, kendisini oluşturan yakıtın kimyasal enerjisinin, yaklaşık 1/3'ünü de beraberinde götürür. Egzoz olayının başlangıcındaki egzoz gazı sıcaklığı 925-1225°C'yi bulur. Tam gaz durumunda, egzoz olayının tümünü kapsayan ortalama değerler 475-525°C arasında alınabilir ve pratik hesaplamalar bu değerlerle yapılabilir [20].

Egzoz turbo doldurmada (turboşarjör), doldurma ünitesi sadece gaz akışı yoluyla motorla irtibatlıdır [15].

Motorlarda güç artırımında kullanılan turboşarjör temel olarak aşağıdaki parçalardan oluşur (Şekil 4.3) [17]:

1. Kompresör odası (salyangozu)
2. Kompresör çarkı
3. Mil
4. Kompresör tablası
5. Türbin odası (salyangozu)
6. Türbin çarkı
7. Yatak



Şekil 4.3. Turboşarjör kesit görünüşü [22]

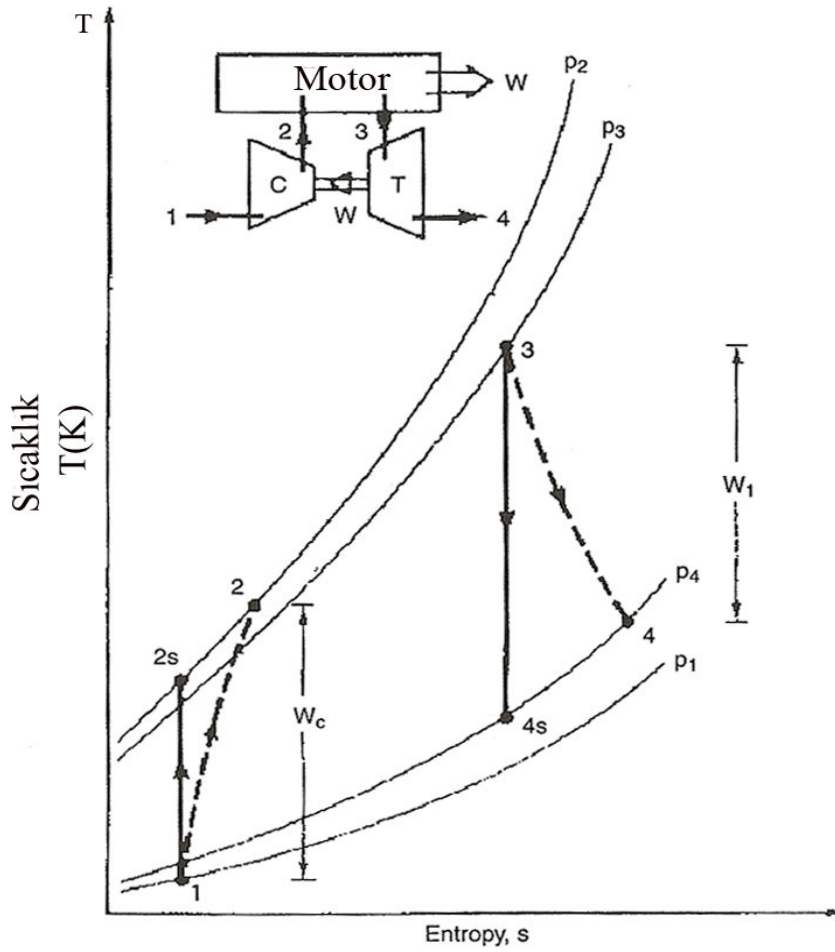
4.2. Turboşarjör Performansı

Turboşarjörün performansına, basınç oranı, kütleli debi oranları, kompresör ve türbinin karakteristik verimleri ve turboşarjör yataklarındaki mekanik verim gibi faktörler etki eder. Turbomakinelerde iş giriş ve çıkışına dair hesaplamalar ve çevrim analizleri yapılırken termodinamiğin birinci kanunundan yararlanılır ve buradan bir takım eşitlikler elde edilir [29].

Bu çevrim analizlerinde bazı kabullerin yapılması hesaplamalarda kolaylıklar sağlamaktadır. Bu kabuller;

1. Çevrimde kullanılan hava her noktada ideal gaz kabul edilir.
2. Turboşarjör ve motorda çevrime çevreden ısı geçişi yoktur, yani çevrim adyabatiktir.
3. Çevrimde yanma odasında kalan yanmış gazların etkisi ihmal edilir.

Turboşarjörlü motorların çevrim analizi (Şekil 4.4), açık-çevrim gaz türbinlerinin çevrim analizine benzer.



Şekil 4.4. Turboşarjör için sıcaklık/entropi diyagramı [21]

Gaz türbinlerindeki yanma odasına karşılık, turboşarjör hesaplamalarında motor çevrimde yanma odası görevini üstlenir. Daimi akış enerji denklemi uygulamasında, ısı transferi, kinetik enerji değişimi (durağan haldeki sıcaklık değeri kullanılmamışsa) ve potansiyel enerji değişimleri ihmal edilir, türbin ve kompresörün özgül iş denklemlerinde bu değerler yazılabilir [21].

Turboşarjörün türbin işi,

$$W_t = h_3 - h_4 \quad (4.1)$$

Kompresör işi,

$$W_c = h_2 - h_1 \quad (4.2)$$

Turboşarjördeki gazlar ideal olarak kabul edilirse, özgül iş denklemleri;

Türbin işi,

$$W_t = C_{p34} (T_3 - T_4) \quad (4.3)$$

Kompresör işi,

$$W_c = C_{p12} (T_2 - T_1) \quad (4.4)$$

Kompresör ve türbinin izentropik verimi ise şu yolla tanımlanır.

Türbin izentropik verimi,

$$\eta_t = \frac{(h_3 - h_4)}{(h_3 - h_{4s})} = \frac{(T_3 - T_4)}{(T_3 - T_{4s})} \quad (4.5)$$

Kompresör izentropik verimi,

$$\eta_c = \frac{(h_{2s} - h_1)}{(h_2 - h_1)} = \frac{(T_{2s} - T_1)}{(T_2 - T_1)} \quad (4.6)$$

Buradan izentropik sıcaklık tanımı,

$$T_{4s} = T_3 \left(\frac{p_4}{p_3} \right)^{(\gamma-1)/\gamma}$$

veya

$$T_{2s} = T_1 \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \quad (4.7)$$

Son olarak, türbin ve kompresör boyunca oluşan kütle akış oranlarındaki farklılaşmalara uygun olarak mekanik bir verim hesabı gerekmektedir [21].

Mekanik verim,

$$\eta_m = \frac{W_c}{W_t} = \frac{m_{12} C_{p12} (T_2 - T_1)}{m_{34} C_{p34} (T_3 - T_4)} \quad (4.8)$$

Emme manifolduna alınan havanın yoğunluğunun artırılması, turboşarjörün amacıdır. Basınç yükseltilmesi ile bu her ne kadar başarılsa da; sıcaklığın yükselmesi ile beraber giren hava yoğunluğunda düşmeye doğru bir meyil vardır [21]. Eşitlik 4.7'deki T_{2s} için yazılan ifade, 4.9'da ki eşitlikte yerine yerleştirilirse,

$$\eta_c = \frac{(T_{2s} - T_1)}{(T_2 - T_1)} \quad (4.9)$$

ve gerekli düzenlemeler yapılırsa,

$$T_2 = T_1 \left[1 + \frac{(p_2 / p_1)^{(\gamma-1)} - 1}{\eta_c} \right] \quad (4.10)$$

eşitliği ile bulunur.

Hal denklemi kullanılarak, sıkıştırılan havanın kütlese yoğunluğu ile basınç oranı arasında,

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{p_2}{p_1} \left[1 + \frac{(p_2 / p_1)^{(\gamma-1)} - 1}{\eta_c} \right]^{-1} \quad (4.11)$$

bağıntısı vardır.

Kompresörün izentropik veriminin düşmesi veya basınç oranının yükselmesiyle, yoğunluk oranı, izotermik sıkıştırmanın ideal yolundan sapmaya başlar (Şekil 4.5). Ancak sıkıştırılmış gazların soğutulması ile yoğunluk oranı yükseltilebilir. Bu soğutma bilinen anlamı ile intercooler ve aftercooler yöntemleridir. Bu soğutucuların verimi veya soğutma faktörü (ε) olarak tarif edilirse [21]:

$$\varepsilon = \text{Gerçek ısı geçişi} / \text{Mümkün olan ısı geçişi}$$

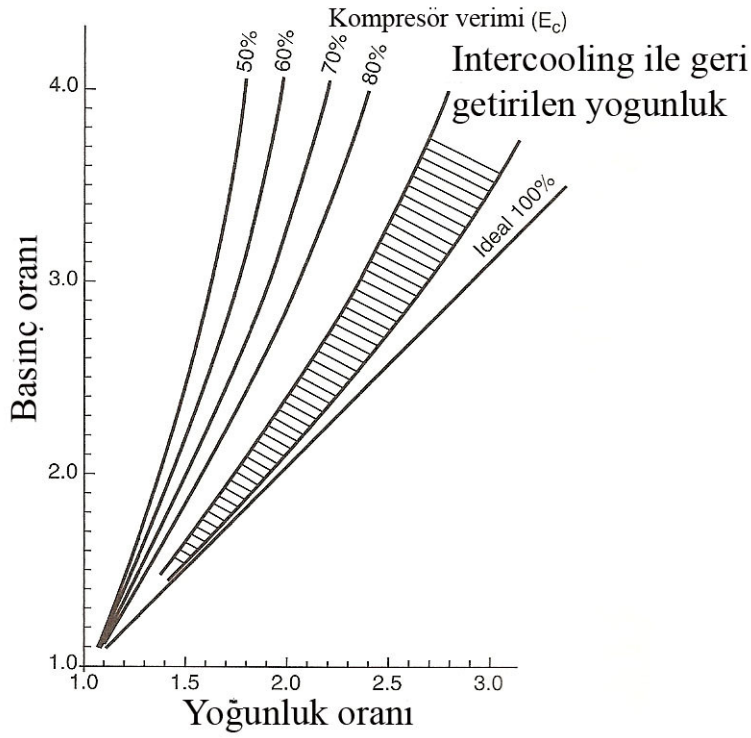
Eğer ortamı çevreleyen hava ideal olarak kabul edilirse, soğutma faktörü;

$$\varepsilon = (T_2 - T_3) / (T_2 - T_1) \quad (4.12)$$

veya

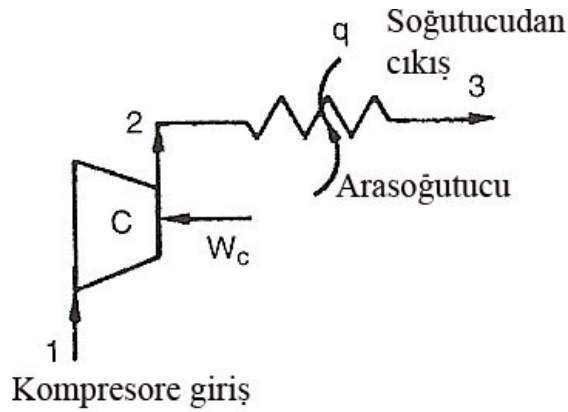
$$T_3 = T_2(1 - \epsilon) + \epsilon T_1 \quad (4.13)$$

olur.



Şekil 4.5. Kompresör yoğunluk oranı- basınç oranı. İdealden sapma durumu [22]

Şekil 4.6’da kompresör ve ara soğutucu blok diyagramı görülmektedir. Ara soğutucu dahil edilerek yapılan hesaplamalarda, T_1 ortam havasının sıcaklığını, T_3 soğutucudan (intercooler) çıkan havanın sıcaklığını ifade eder.



Şekil 4.6. Kompresör ve ara soğutucu blok diyagramı [21]

T_2 için, 4.10'dan gelen eşitlik, eşitlik 4.14'te yerine yerleştirilirse [21],

$$\begin{aligned} T_3 &= T_1 \left\{ \left[1 + \frac{(p_2 / p_1)^{(\gamma-1)/\gamma}}{\eta_c} \right] (1 - \epsilon) + \epsilon \right\} \\ &= T_1 \left[1 + (1 - \epsilon) \frac{(p_2 / p_1)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{\eta_c} \right] \end{aligned} \quad (4.14)$$

İntercooler'dan çıkan havanın basınç oranındaki düşme ihmal edilir ve bu ideal gaz denklemine ($\rho = p/RT$) uygulanırsa, kompresörden intercooler'a geçen ve buradan çıkan havanın yoğunluk oranı için eşitlik [21]:

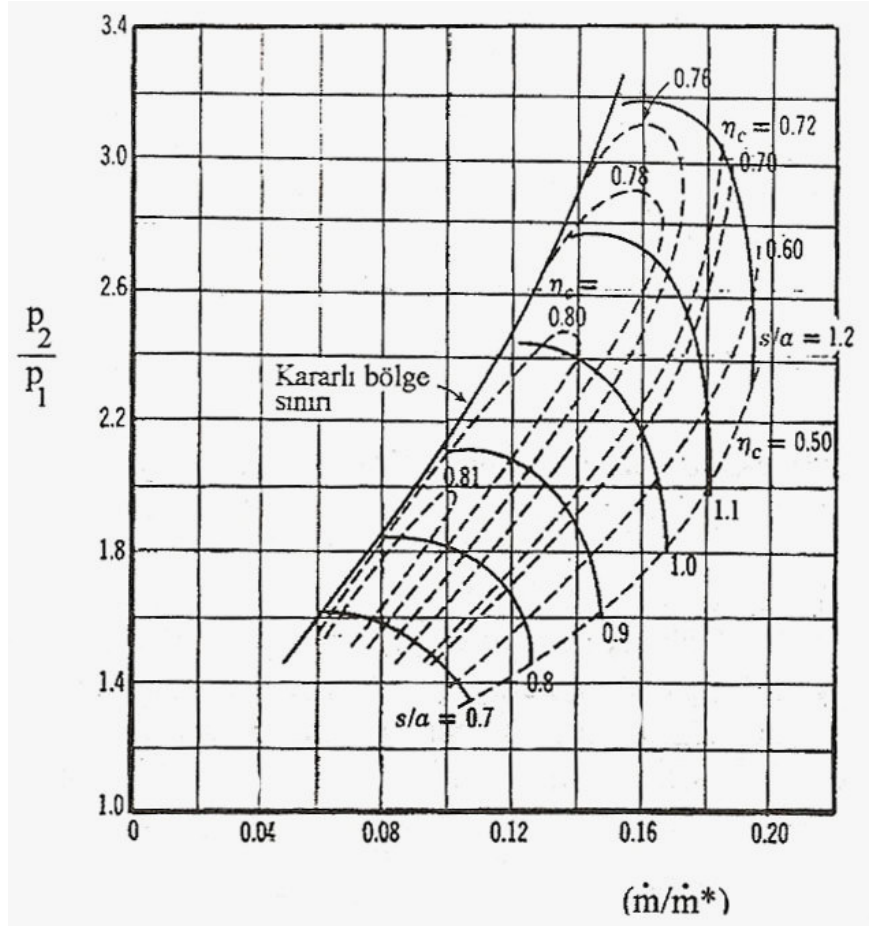
$$\frac{\rho_3}{\rho_1} = \frac{p_2}{p_1} \left[1 + (1 - \epsilon) \frac{(p_2 / p_1)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{\eta_c} \right]^{-1} \quad (4.15)$$

4.2.1. 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. Değişmez kompresör hız çizgileri, verim, basınç oranı ve düzeltilmiş hava akış oranları (corrected air flow) gibi değerler tipik kompresör haritalarında (Şekil 4.7) bulunabilir [17].

Bir santrifüj kompresörün karakteristik alanında, alanın sol tarafı, akışın rotora geri dönmesine neden olan, pompalama (surging) nedeniyle sınırlanmıştır; yani kullanılamaz (Şekil 4.7). 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 değıştirme zorunluluğu nedeniyle çok kademeli yapılmaya elverişli değildir.



Şekil 4.7. Santrifüj kompresörün performans haritası [20]

Santrifüj kompresörün karakteristik alan grafiğinde, $\dot{m}^*$ ($0,578 \rho a \pi D^2/4$) pompalama durumundaki kütleli debiyi (verdi) ifade eder. Normal kütleli debi ($\dot{m}^*$), girişteki ses hızı (a), rotor çapı (D), giriş basıncı (p_1), çıkış basıncı (p_2), bir rotor devrinde süpürülen hacim (V), girişteki kütleli yoğunluk (ρ) ve rotor milinin bir saniyedeki devri (n) alana etki eden faktörlerdir [20].

Kompresör performans haritalarında hesaplamalar yapabilmek için bazı formül ve bilgileri 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 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, turboşarjör 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.

CFM olarak belirtilen hacimsel akış hesaplamalarında,

$$\text{AFR} = \frac{\text{cid} \times \text{rpm} \times 0,5 \times E_v}{1728} \quad (4.16)$$

formülü kullanılabilir.

Hava akış oranı (AF), cm^3 birimi cinsinden belirtilirse,

$$\text{AFR} = \frac{\text{cm}^3 \text{d} \times \text{rpm} \times 0,5 \times E_v}{28137} \quad (4.17)$$

formülü kullanılabilir.

Formülde hava akışı 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 [22].

1 Kübik feet = 1728 kübik inç

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

1 Kübik feet = $\sim 28137 \text{ cm}^3$

5500 rpm devre sahip bir motorda, piston süpürme hacmi 302 cid (4947 cm³d) ve volümetrik verim %85 olsun,

$$AFR = \frac{302 \times 5500 \times 0,5 \times 0,85}{1728}$$

Buradan hava akış oranı (air flow rate), 408 cfm olarak bulunur.

veya

$$AFR = \frac{\text{cm}^3 \text{d} \times \text{rpm} \times 0,5 \times E_v}{28137} \text{ formülünden,}$$

$$AFR = \frac{4947 \times 5500 \times 0,5 \times 0,85}{28137}$$

$$AFR = 408 \text{ cfm} = 11553273 \text{ cm}^3 = 11,55 \text{ m}^3 \text{ olarak bulunur.}$$

$$\text{Basınç oranı} = \frac{P_{2C}}{P_{1C}} \quad (4.18)$$

Burada P_{1C} , kompresör girişindeki toplam basıncı, P_{2C} ise kompresörde sıkıştırıldıktan sonra motora gönderilen havanın toplam basıncını ifade eder.

$$\text{Basınç oranı} = \frac{\text{Atmosferik basınç} + \text{Boost basıncı}}{\text{Atmosferik basınç}}$$

Boost basıncı, kompresör tarafından emilen çevre havasının kompresörde sıkıştırılma sonucunda elde edilen basınç miktarıdır. Örneğin, atmosferik basıncın 1,01 bar (14,7 PSI) olduğu bilindiğine göre, turboşarjörün kompresöründe emilen hava yaklaşık 1,25 bar'a (18 PSI) kadar sıkıştırılsın.

Burada,

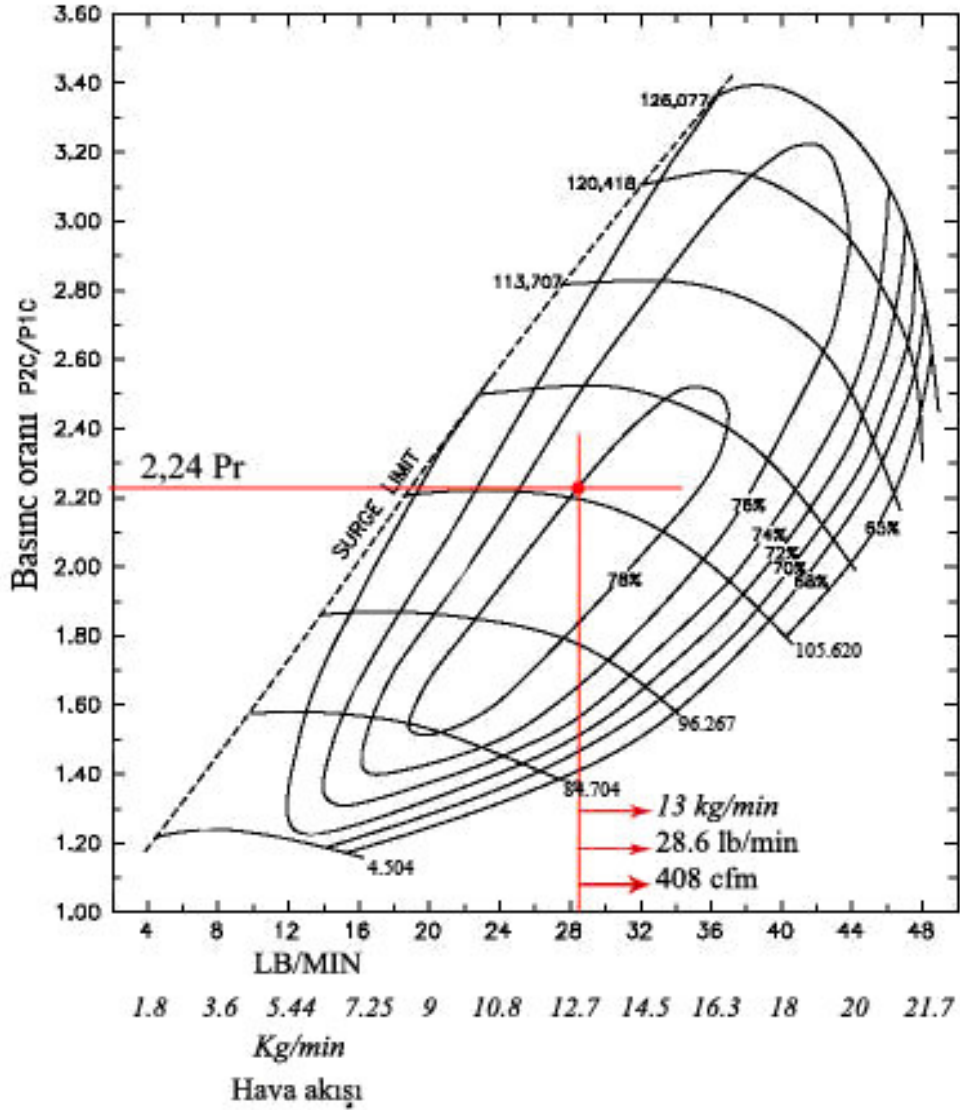
$$\text{Atmosferik basınç} = 1,01 \text{ bar (14,7 PSI)}$$

$$\text{Boost basıncı} = 1,25 \text{ bar (18 PSI)}$$

$$\text{Basınç oranı (Pr)} = \frac{1,01 + 1,25}{1,01} = \frac{2,26}{1,01}$$

Basınç oranı (Pressure ratio)= 2,24 şeklinde bulunur [22].

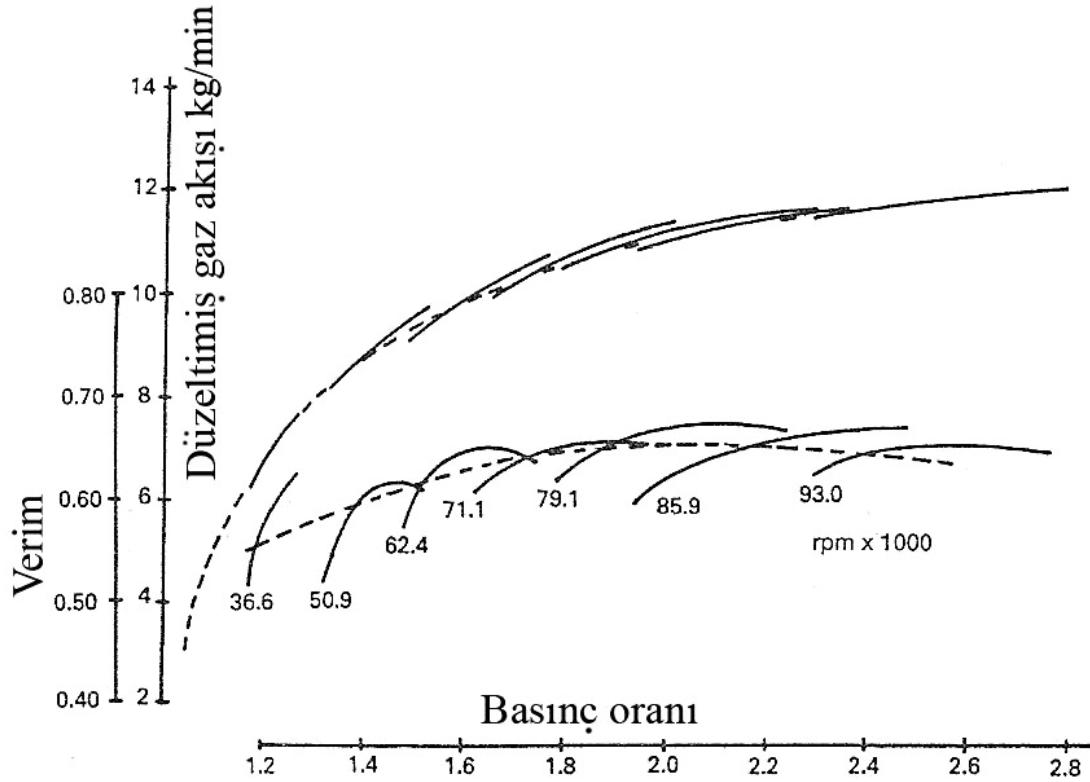
Bu değerlere göre motorda kullanılması düşünülen turboşarjörün tahmini verim ve devir değerleri bulunmuş olacaktır (Şekil 4.8).



Şekil 4.8. Kompresör performans haritası

4.2.2. Türbin performans haritası

Türbin performans haritasında da (Şekil 4.9), kompresör haritasında olduğu gibi değişmez çizgiler mevcuttur. Düzeltilmiş hız (corrected speed), düzeltilmiş egzoz gaz akışı (corrected exhaust gas flow), türbin verimi ve basınç oranı türbin haritasında görülen değerlerdir [17].



Şekil 4.9. Türbin performans haritası [17]

$$\text{Basınç oranı (expansion ratio- genleşme oranı)} = \frac{P_{1T}}{P_{2T}}$$

P_{1T} = Türbine giren gazın toplam mutlak basıncı (total-absolute pressure)

P_{2T} = Türbinden çıkan gazın statik mutlak basıncı (static absolute pressure)

Türbin gaz akışı ise,

$$\text{Gaz akışı (corrected gas flow)} = \frac{W_g (T_{1T})^{1/2}}{P_{1T}} \quad (4.19)$$

T_{1T} = Türbin girişindeki gazın toplam sıcaklığı

W_g = Türbin gaz akışı

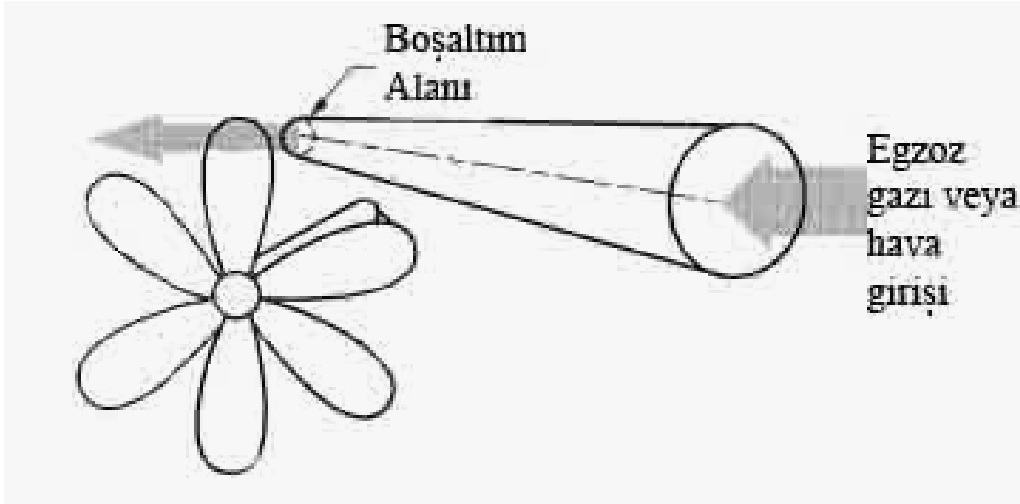
Düzeltilmiş türbin hızı ise,

$$\text{Düzeltilmiş türbin hızı (corrected turbine speed)} = \frac{N}{(T_{1T})^{1/2}} \quad (4.20)$$

Burada N, türbin devrini ifade eder (RPM) [17]

A/R oranı

Gerek türbinin ve gerekse kompresörün akış miktarları turboşarjör 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 4.10) 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 [22].



Şekil 4.10. Koni şeklindeki boru [22]

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.

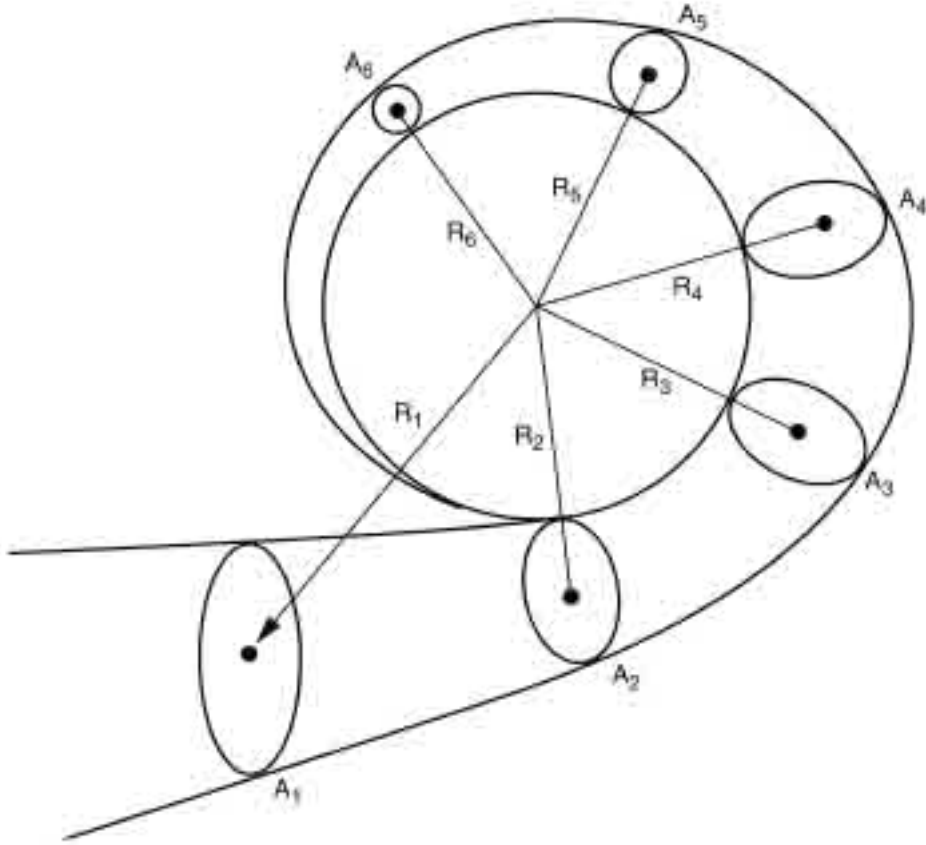
A/R oranı aşağıdaki eşitlik ile bulunabilir;

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

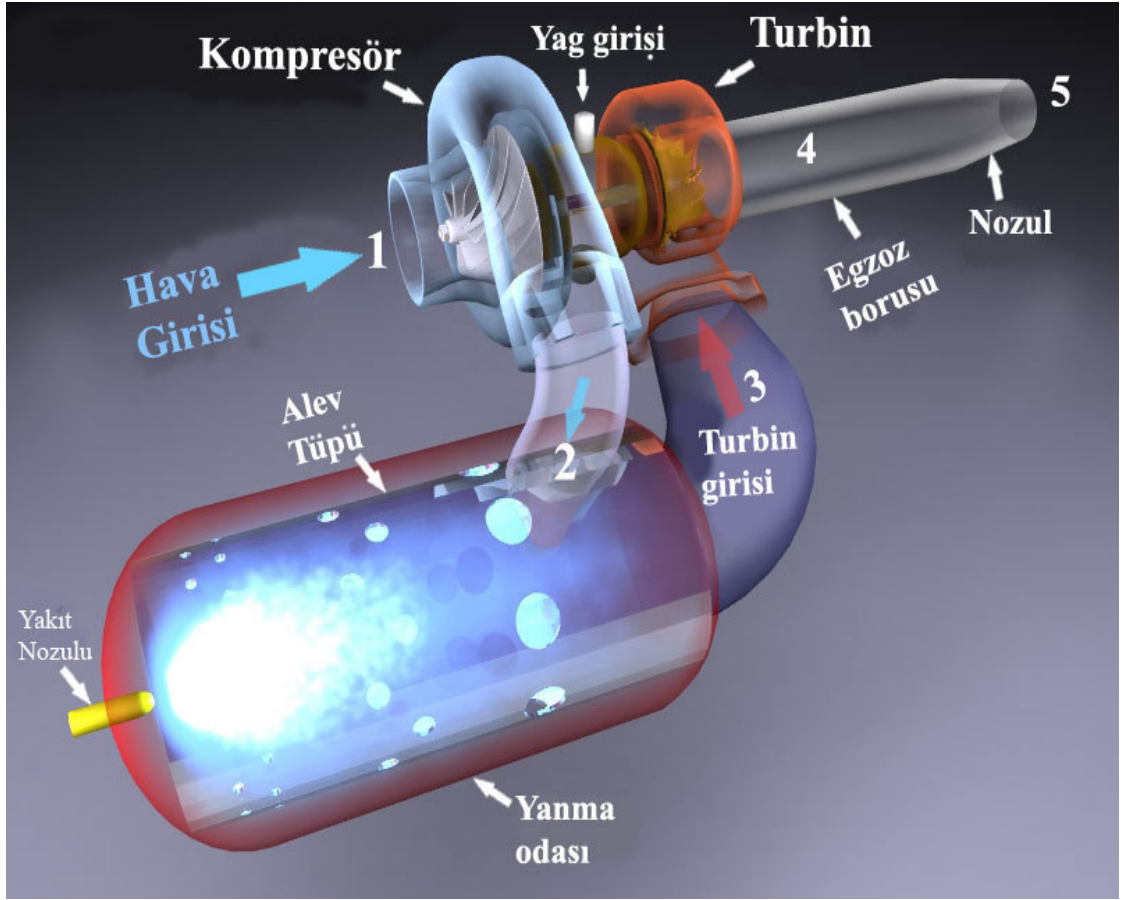
veya

$$\frac{\text{Alan}}{\text{Yarıçap}} = \text{Sabit}$$

Şekil 4.11’de A/R oranındaki A ve R değerlerinin salyangoz üzerindeki tanımlaması görülmektedir [22].



Şekil 4.11. A/R oranının tanımlanması [22]



Şekil 4.13. Model jet motoru ve kısımları [18]

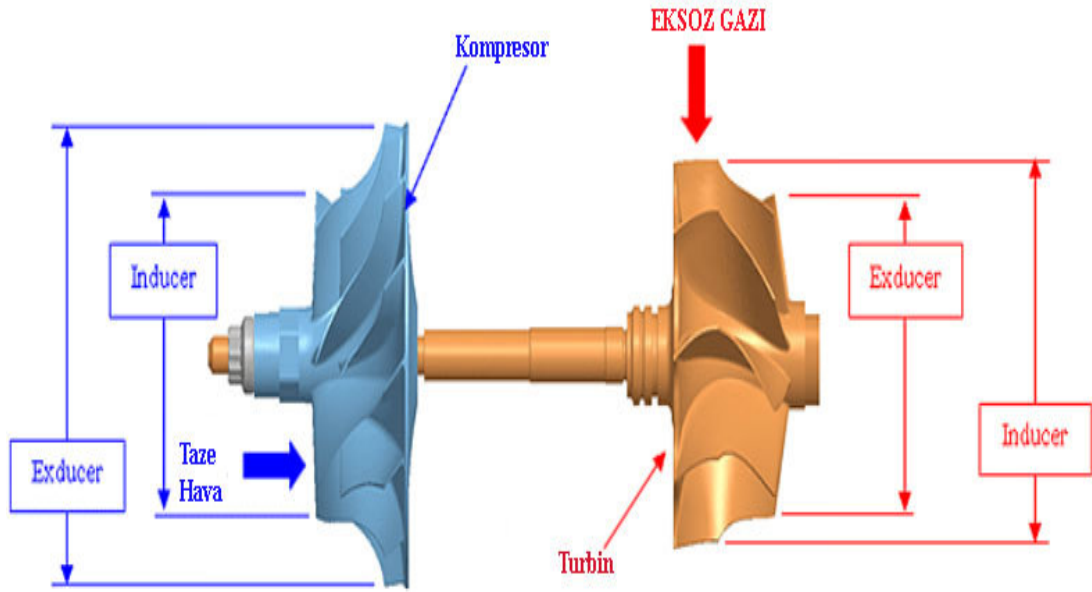
5. MODEL JET MOTORU YAPIM SÜRECİ

5.1. Turboşarjör Seçimi

Turboşarjör kullanılarak yapılan model jet motoru çalışmasında ana parça olarak ve diğer birçok parçanın tasarımında turboşarjör önemli bir yer teşkil etmektedir. Model jet motorunun ölçülerinin büyük veya küçük olmasında tercih edilecek turboşarjörün büyük veya küçük olması da önemlidir.

Hem yanma odasının hem de alev tüpünün ölçüleri seçilen turboşarjöre göre değişebilmektedir. Bu nedenle turboşarjör seçiminin iyi yapılması gerekmektedir. Küçük turboşarjör kullanılarak yapılan model jet motorunda, yapım sürecinde sistem parçalarının küçük tasarımından doğan birçok sorun ile karşılaşıldığı için küçük turboşarjörler fazlaca tercih edilmemektedir. Büyük turboşarjör seçiminde ise gerek yanma odası ve alev tüpü ve gerekse yağ ve yakıt tesisatı gibi sistem parçaları daha rahat tasarlanabilmektedir.

Turboşarjör seçiminde büyüklük veya küçüklükten kastedilen turboşarjörün kullanıldığı araca göre değişebileceği gibi kompresör kanatçık giriş çapının (inducer diameter) ölçüsüne (Resim 5.1) göre de değişebilmektedir.



Resim 5.1. Kompresör kanatçık giriş çapı (inducer diameter)

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

Başka bir genellemede ise S.Aiello (2007) şöyle demektedir [18]:

“ 2” (2 inç-5cm) üstündeki kompresör kanatçık giriş çapına sahip olan turboşarjörler büyük, bu ölçünün altındaki değere sahip turboşarjörler ise küçük veya orta büyüklükte turboşarjörler olarak kabul görmektedir” .

Model jet motoru çalışmasında ilk olarak Fargo Chrysler marka bir kamyonu ait 6 silindirli, HINO J08C – TM-Turbo intercooling diesel EURO1 - 24 valf, 260 BG’lik, 7961 cm³ silindir hacmine sahip bir motordaki Garret marka, TBP431 model ve Wastegate özelliğine sahip, yağ ve su soğutmalı bir turboşarjör ünitesi kullanılmıştır. Turboşarjörün kompresör A/R oranı 0,50, türbin A/R oranı ise 1’dir (Resim 5.2).



Resim 5.2. Garret TBP431 turboşarjör

Model jet motoru çalışmasında kullanılacak turboşarjörün sağlam olması da önemlidir. Turboşarjör belli bir süre kullanılmışsa bazı parçaları ve kısımları kontrol edilerek kullanım için uygunluğu gözden geçirilmelidir.

Turboşarjörün yataklarında fazla boşluk, türbin salyangozunda çatlak, türbin kanatçıklarının uç kısımlarında erime ve yanma varsa bu turbo ünitesinin kullanılması uygun değildir. Zira yataklarda fazla boşluk olması halinde çalışma esnasında hem türbin hem de kompresör tarafından yağ kaçağı olacaktır. Türbin salyangozu çatlak ise çalışma sırasında bu çatlaklardan kaçak yapabilir. Ve en önemlisi türbin kanatçıklarında erime veya yanma varsa turboşarjör istenilen devre ulaşmayacaktır.

TBP431 model turboşarjör ile yapılan denemelerde, yanmayı daha kaliteli hale getirmek için yanma odasına turboşarjör kompresörünün verdiği havanın haricinde,

ek bir iletim hattı ile saf oksijen verilmiştir. Yanma kalitesinin fazlası ile arttığı gözlemlendiği bu denemelerde, yanma odası-türbin-egzoz kısmındaki sıcaklığın beklenen sıcaklığın üstünde bir değere çıktığı görülmüştür. Yüksek sıcaklık sebebi ile türbin kanatçıkları ve türbin salyangozunun iç kısmı eriyerek turboşarjör özelliğini tamamen kaybetmiştir. Devamındaki denemelerde turboşarjör ne istenilen devre ulaştırılabilmektedir, ne de sistem tam anlamı ile çalıştırılabilmektedir. Turboşarjörün denemeler sonrasında bu şekilde bir sorun çıkarması sebebi ile model jet motoru için farklı marka ve büyüklükte 7 adet turboşarjör denenmiş fakat istenilen şekilde çalıştırılamamıştır.

Bu turboşarjörlerin bazıları istenilen devre ulaşmadığı için bazıları da yataklarındaki fazla boşluktan dolayı hem türbin hem de kompresör tarafına yağ kaçırmaları nedeni ile kullanılamamıştır. Son olarak ilk denemelerde kullanılan turboşarjör ile hemen hemen aynı özelliklere sahip BorgWarner – KKK (3K) marka, yağ soğutmalı bir turboşarjör denenmiş ve çalıştırılabilmektedir.

KKK turboşarjör, ilk kullanılan turboşarjör ile benzer özelliklere sahiptir. Kompresör A/R oranı ve kanatçık giriş çapı ile türbin tarafı A/R oranları benzer değerlere sahiptir.

Model jet motorunda kullanılacak olan turboşarjör, Fargo AS 950 marka bir kamyon aittir, DEUTZ BF6M 1013 EC, 7146 cm³ motor hacmine sahip, 6 silindirli bir motordaki turboşarjördür (Resim 5.3).



Resim 5.3. BorgWarner – KKK turboşarjör

5.2. Alev Tüpü ve Yanma Odası Yapımı

5.2.1. 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 temiz hava yardımı ile yanma olayı iç kısımda gerçekleştirilmiş olur. Alev tüpü üzerindeki bu delikler belli kısımlar adı altında ve işlevselliğine göre nitelendirilmektedir (Resim 5.4).

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

1. Birinci kısım (Primary)
2. İkinci kısım (Secondary)

3. Üçüncü kısım (Tertiary)

Yakıt-hava karışımı, yanma ve yanma sonrası genleşme gibi bütün yanma olayları bu üç kısım içinde cereyan etmektedir.



Resim 5.4. Alev tüpü ve kısımları

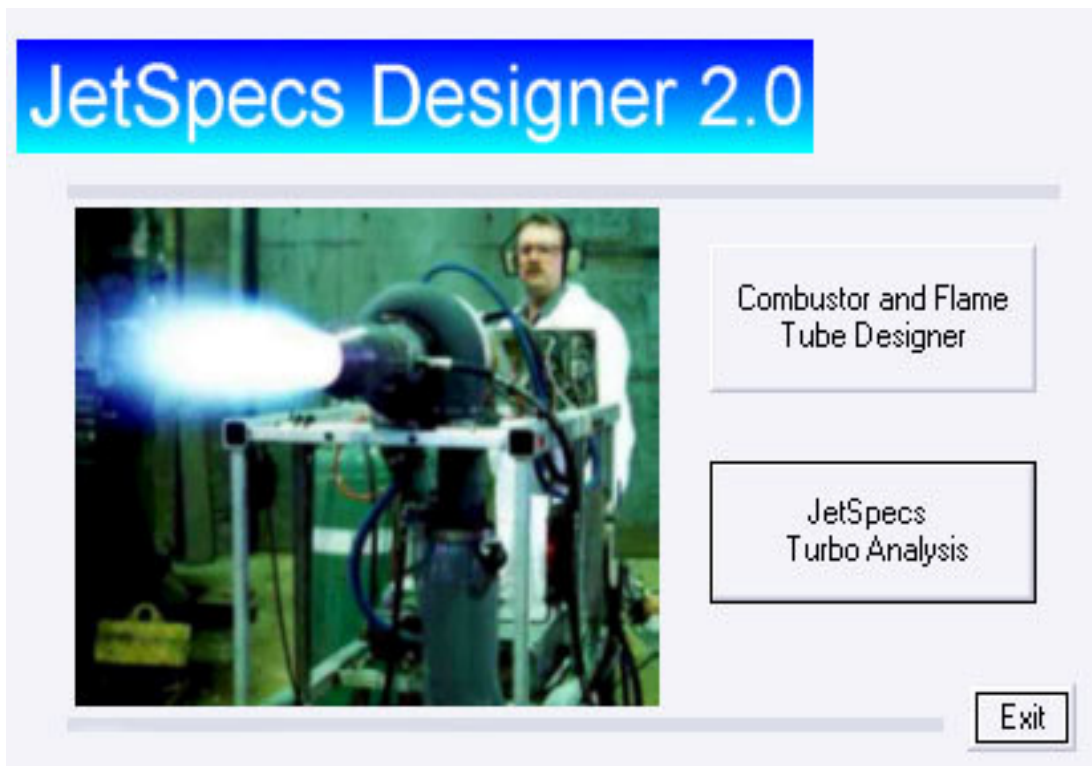
Model jet motorunda kullanılacak turboşarjörün kompresör kanatçık giriş çapı alev tüpünün ölçülerinin ve kısımlarının belirlenmesinde kullanılacaktır.

Model jet motoru çalışmasında kullanılan turboşarjörün kompresör kanatçık giriş çapı ise yaklaşık olarak 5 cm'dir.

Alev tüpü ölçülerinin hesaplanması için net bir yol bulunmamakla birlikte hesaplamalar, model jet motoru yapımcılarına göre değişim gösterebilmektedir. Kullanılan malzemenin standartları da alev tüpü ölçülerine etki edebilmektedir.

Her ne kadar bazı programlar veya metotlar tatbik edilse de sonuçta net matematiksel ifadelerle dayanmaması nedeni ile alev tüpü hesaplamalarında bazı sıkıntılar yaşanabilmektedir. Bu sıkıntılarda, imalatı yapan kişinin deneme-yanılma yolu ile esas ölçüleri yaklaşık olarak bulması ile kısmen ortadan kalkabilmektedir.

Bu metotlardan ilki ve en çok tercih edileni Resim 5.5’de görülen JetSpecs 2.0 adlı küçük bir yazılımdır.



Resim 5.5. JetSpecs Designer 2.0 programı

Bu yazılımda hem alev tüpü ve yanma odasının ölçüleri hem de model jet motoruna dair yaklaşık ölçüm değerleri (sıcaklık, basınç, verim) hesaplanabilmektedir. Bahsedildiği üzere net bir matematiksel ifadenin olmayışı ölçüleri yaklaşık değerler olarak almayı mecbur kılmaktadır.

JetSpecs Designer 2.0 programına girip “Combustor and Flame Tube Designer” kısmı seçildiği zaman Resim 5.6’da ki bölüm gelecektir.

Resim 5.6. Yanma odası ve alev tüpü hesabı

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 cm” 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 (Resim 5.7).

JetSpecs - Combustor and Flame Tube

Select Units: Metric - cm Enter Unit of measurement: Metric - Centimeters Exit

Inputs

Inducer Diameter: Calculate Flame Tube

Primary: Ex: 6mm = .6

Drill Hole Diameters: Secondary: 10mm = 1.0

Tertiary: 16mm = 1.6

Inducer Radius:

Inducer Area:

Flame Tube

Length:

Diameter:

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.

Resim 5.7. Jet Specs'te alev tüpü kısımlarının delik çaplarının hesabı

Primary kısmı alev tüpü içine temiz havanın girerek hava-yakıt karışımının sağlandığı alandır. Turboşarjörün gönderdiği hava bu kısımdaki deliklerden alev tüpü içine girerek yakıt ile karışım sağlar ve yanma olayının gerçekleşmesine yardımcı olur. Bu alan (primary hole area), kompresör kanatçık kesit alanının yaklaşık olarak %30' luk bir kısmına karşılık gelmektedir.

Secondary kısmı alev tüpün de yanma olayının gerçekleştiği kısımdır. Primary kısmında karışım haline gelen hava-yakıt secondary kısmında yanmaya başlar. Bu alan %20' lik bir kısma karşılık gelmektedir.

Tertiary kısmı ise yanma sonu ve iş başlangıcının olduğu yerdir. Alev bu kısımda genişleyerek türbin salyangozuna giriş yapar ve buradan türbini çevirerek iş meydana getirir. Bu alanda %50'lik bir kısma karşılık gelmektedir.

JetSpecs Designer programında birim seçimi yapıldıktan sonra kompresör kanatçık giriş çapı, programdaki “Inducer Diameter” alanına girilecektir.

Model jet motorunda kullanılan turboşarjör’ün kompresör kanatçık giriş çapı 5 cm olduğu göz önüne alınırsa bu alana 5 cm değeri girilir ve “Calculate Flame Tube” butonuna basıldığı zaman Resim 5.8’de ki ölçüler programda görülebilir.

JetSpecs - Combustor and Flame Tube

Select Units: Enter Unit of measurement: Metric - Centimeters Exit

Inputs

Inducer Diameter: Calculate Flame Tube

Primary: Ex: 6mm = .6

Drill Hole Diameters: Secondary: 10mm = 1.0

Tertiary: 16mm = 1.6

Inducer Radius:

Inducer Area:

Flame Tube

Length:

Diameter:

Flame Tube Holes

	Hole Area	Number Of Holes
Primary:	5.89049	20.8333
Secondary:	3.92699	5
Tertiary:	9.81748	4.88281

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.

Resim 5.8. Alev tüpü hesabı

Resim 5.8’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 turboşarjörün kompresör kanatçık giriş çapı baz alınarak kanatçık kesit alan hesabı

yapılır. Turboşarjörün kanatçık giriş çapı 5 cm ve daire alan formülünden kanatçık kesit alanı yaklaşık olarak $19,63 \text{ cm}^2$ bulunur.

JetSpecs Designer 2.0 programına göre alev tüpü uzunluğu (flame tube lenght) 30 cm ve alev tüpü çapı 15 cm olarak tespit edilmektedir.

Kanatçık kesit alanına göre alev tüpü üzerindeki birinci alan %30'luk bir kısma karşılık gelen $5,89 \text{ cm}^2$, ikinci alan %20'lik bir kısma karşılık gelen $3,92 \text{ cm}^2$ ve üçüncü alan %50' lik bir kısma karşılık gelen $9,81 \text{ cm}^2$ 'lik bir alandır.

Birinci alandaki toplam delik adedi JetSpecs programına göre yaklaşık 20 adet, ikinci alandaki delik sayısı 5 adet ve üçüncü alanındaki delik sayısı da yaklaşık olarak 5 adet olarak belirtilmektedir.

Alev tüpü tasarımında kullanılan ikinci bir metot ise Salvatore Aiello adlı model jet motor yapım-tasarımcısına aittir [18]. S.Aiello'nun kullandığı metot daha basit ama çoğu noktada yetersiz kalabilmektedir. Matematiksel ifadeden ziyade kaba bir hesaba dayanmakta ve deneme-yanılma durumu daha fazla ön plana çıkmaktadır.

Bu yöntem de hesap yine kompresör kanatçık giriş çapına göre yapılmaktadır. Ancak kanatçık çapı turboşarjörün büyük veya küçük olmasına göre değişebileceği için hesapta bu şekilde değişiklik gösterebilmektedir. Eğer kullanılacak turboşarjör küçük veya orta büyüklükte ise hesaplama şu şekilde yapılmaktadır:

$$\text{Alev tüpü boyu} = \text{Kanatçık giriş çapı} * 6$$

$$\text{Alev tüpü çapı} = \text{Kanatçık giriş çapı} * 3$$

Turboşarjör eğer büyük olarak kabul ediliyorsa alev tüpü hesabı,

$$\text{Alev tüp boyu} = \text{Kanatçık giriş çapı} * 6$$

$$\text{Alev tüpü çapı} = \text{Kanatçık giriş  ap } * 2$$

Model jet motoru çalışmasında ise her iki yöntemden de yararlanılarak ve deneme-yanılma yoluna da başvurularak alev tüpü imal edilmiştir.

JetSpecs Design 2.0 programı ve S.Aiello'ya göre yapılan hesaplardaki gibi alev tüpü boyu 30 cm olarak alınmıştır. Alev tüpü çapı her iki hesaplama yönetiminde de 150 mm olarak tespit edilse de, model jet motorunda 140 mm çapında bir boru kullanılmıştır. Boru standartları dahilinde 150 mm çapında bir borunun olmayışı sebebi ile en yakın değer olan 140 mm tercih edilmiştir (Resim 5.9).

Alev tüpü için kullanılan demir borunun boyu 300 mm, çapı 140 mm ve et kalınlığı da 5 mm'dir. 5 mm et kalınlığı kullanılarak özellikle yüksek sıcaklığın bulunduğu alev tüpü üçüncü k sımında oluşabilecek sorunların (boruda  ekil de i ikli i, deliklerin özelliğini kaybetmesi gibi) giderilmesi öngörülmüştür.



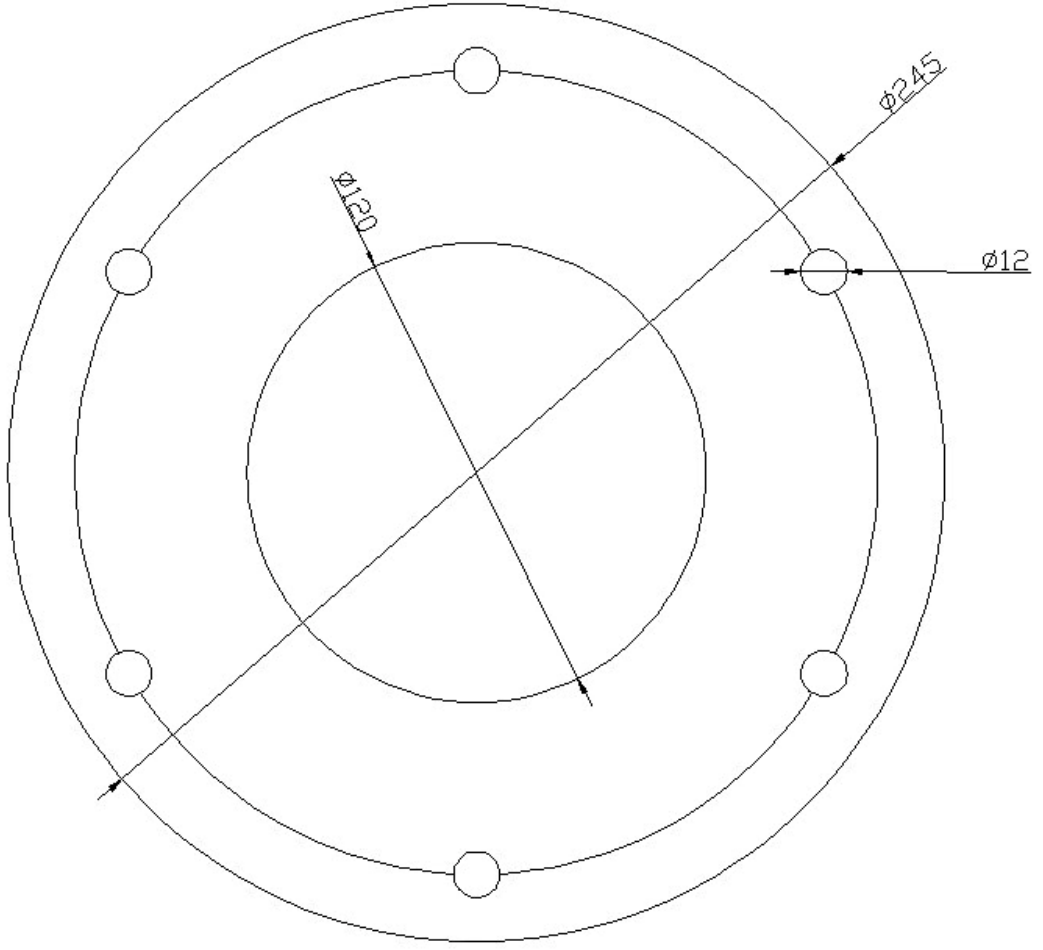
Resim 5.9. Yapımı bitmiş alev tüpü

Alev tüpü birinci alanında hava girişini sağlayan, 7 mm çapında, belli eksen aralıkları ile üç sıra halinde toplamda 54 tane delik delinmiştir. Bu deliklerin sayısı sisteme hava girişine göre ilk etapta daha az sonrasında model jet motorunun istenilen şekilde çalışması sağlanana kadar kademeli olarak artırılmıştır.

İkinci alana da 10 mm çapında ve iki sıra halinde toplamda 18 adet delik delinmiştir. Fakat sonrasında yanmadaki kesintilerden dolayı bu deliklerin olduğu bölgeye 5 mm çapında 9 adet daha delik delinmiştir. Ve bu sayede yanma kesilmesi önlenmiştir.

Üçüncü ve son kısımda 14 mm çapında 5 adet delik delinerek alev tüpü tamamlanmıştır.

Alev tüpünün yanma odası içinde sabit kalmasını sağlamak için, 245 mm dış çapında ve içi 120 mm'ye işlenmiş olan bir flanş alev tüpüne kaynatılmıştır (Resim 5.10). Flanş üzerindeki cıvata delikleri ile alev tüpü yanma odasına monte edilmiştir. Flanşın iç kısmındaki 120 mm'lik boşluk, ateşleme ve enjektör sisteminin alev tüpü içine girmesini sağlamak için yapılmış olan bir boşluktur (Şekil 5.1).



Şekil 5.1. Alev tüpü flanşının çizimi



Resim 5.10. Flanş ve alev tüpü

5.2.2. Yanma odası tasarım ve imalatı

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

Yanma odası türbin salyangozunun flanş kısmına monte edilmektedir. Alev tüpü ve ateşleme-enjektör sistemi de yanma odasına bağlı olduğu için yanma olayının olduğu ve gerçekleştirildiği sistem komple türbin salyangozunun flanşına bağlanmış olur.

Yanma odasının ölçülerine referans teşkil edecek parça ise alev tüpüdür. Yanma odası, daha önce kompresör kanatçık iç çapına göre belirli ölçülerde yapılan alev tüpünü hem boy hem de çap bakımından tam anlamı ile çevrelemesi-kapatması gerekmektedir. Bu sayede alev hiçbir yere kaçamayacağı için alev tüpü çıkışından sonra direk türbine girmesi sağlanmış olacaktır.

Model jet motoru tasarım ve imalatı yapanlar yanma odasının çapını belirlerken alev tüpü ile yanma odası arasındaki boşluğun 1/2 -3/4 inç (1,2-2 cm) arasında bir değerde olması gerektiğinde hem fikirdirler.

1,2 cm'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.

Denemelerde yanma odası ve alev tüpü arasında ki boşluğun 1,2 cm'den daha düşük bir değerde olduğu durumda sistem çalıştırılmış ama yanmada kesintiler meydana geldiği gözlenmiştir. Havanın düzensiz gelişi yanmaya etki ettiği için ani yanma kesilmesinde havanın birden gelmesi ile yanma odası içinde patlamalar meydana geldiği görülmüştür.

140 mm çapındaki alev tüpü ölüsüne yakın, aradaki boşluğa uygun ve standart lde paslanmaz elik bir borudan, 168 mm çapında ve 2 mm et kalınlığında, alev tüpünü boy olarak tam anlamı ile kapatması için 30 cm uzunluğunda, T304 kalite paslanmaz elik bir boru kullanılarak yanma odası yapılmıştır (Resim 5.11).

Et kalınlığı 2 mm olduğu için yanma odası borusunun i çapı 164 mm gelmektedir. Yarıçaplar baz alındığında, alev tüpü yarı çapı 70 mm ve yanma odası i yarı çapı 82 mm olduğundan, alev tüpü ve yanma odası arasında 1,2 cm'lik bir boşluk olacaktır. Bu boşluğun model jet motoru denemelerinde istenilen yanma ve hava sirkülasyonunu sağlayabildiği görülmüştür.



Resim 5.11. Yanma odası

Resim 5.12’de görüldüğü gibi yanma odasının türbin salyangozuna bağlandığı yere bir redüksiyon yapılmıştır. Yanma odası 168 mm çapında bir boru iken türbin salyangozunun bağlantı yapılacak kısmı 110×90 mm ölçülerinde dikdörtgen kesitli bir flanştır. Dairesel kesitli yanma odasından dikdörtgen kesitli türbin salyangozuna bir redüksiyon yapılmış (Resim 5.13), farklı kesitler arasındaki bağlantı sorunu da bu sayede giderilmiştir.

Redüksiyonda dikkat edilecek husus dairesel kesitten dikdörtgen kesite geçişte türbine girecek olan egzoz gazlarının, bu redüksiyon bölgesinde herhangi bir engele maruz kalmadan direk türbin kısmına geçmesini sağlamaktır. Alev tüpü içinde gerçekleştirilen yanma sonucu gazlar hiçbir engel ile karşılaşmadan türbine ulaşabilmelidir (Resim 5.14). Redüksiyon bölümünde herhangi bir engel, türbini çevirecek olan yanmış gazların şiddetinde düşmelere sebep olabilmektedir.



Resim 5.12. Redüksiyon



Resim 5.13. Yanma odasından türbin salyangozuna geçişteki redüksiyon



Resim 5.14. Alev tüpü yanma odası içinde iken redüksiyonun görünümü

Kompresörden gelen havanın yanma odası içine iletimi için kompresör salyangozunun hava yollayan kısmından yanma odasına doğru bir boru bağlantısı yapılmıştır (Resim 5.15). 70 mm çapında T304 paslanmaz çelik bir boru, alev tüpü birinci alanına denk gelecek şekilde yanma odasına dıştan kaynatılmıştır. Bu boruya turboşarjörün kompresör kısmından lastik bir boru ve alüminyum bir boru ile bağlantı yapılarak, kompresörden yanma odasına olan hava iletimi sağlanmıştır (Resim 5.16).



Resim 5.15. Yanma odasına dıştan kaynatılan hava borusu

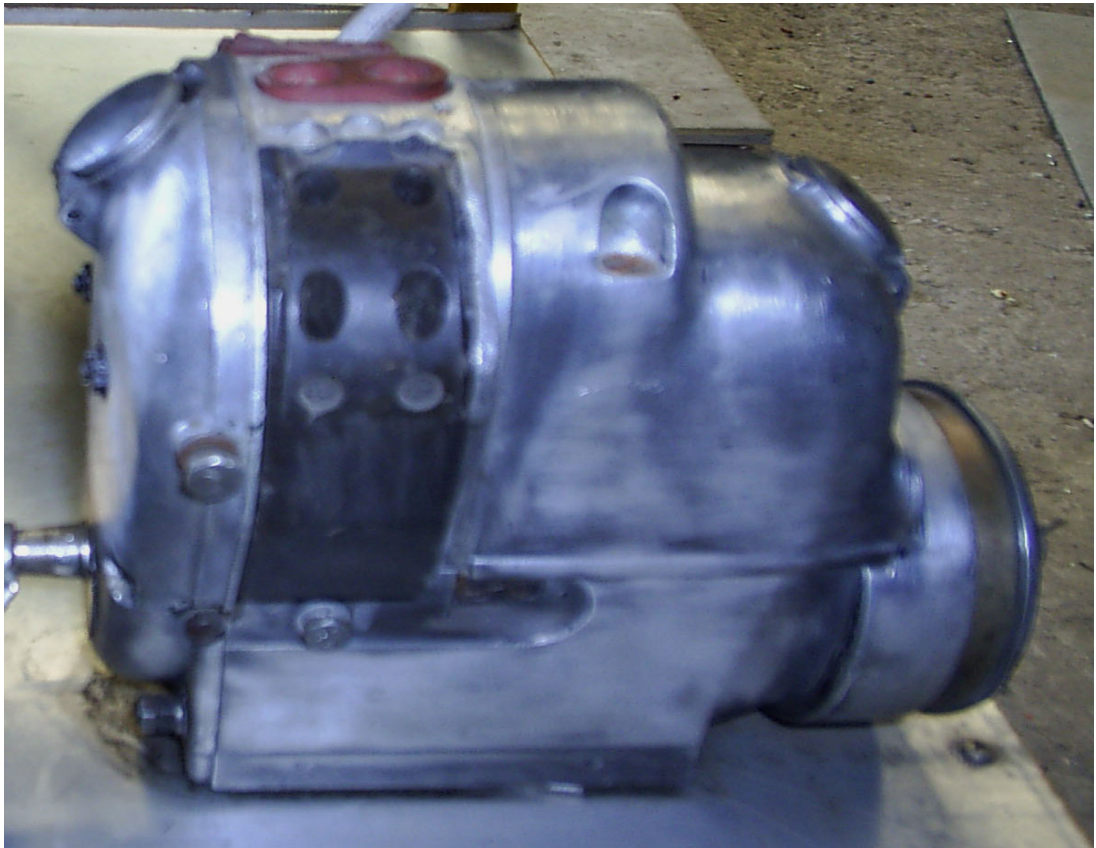


Resim 5.16. Lastik ve alüminyum boru

5.3. Ateşleme ve Yakıt Sistemi

5.3.1. Ateşleme sistemi

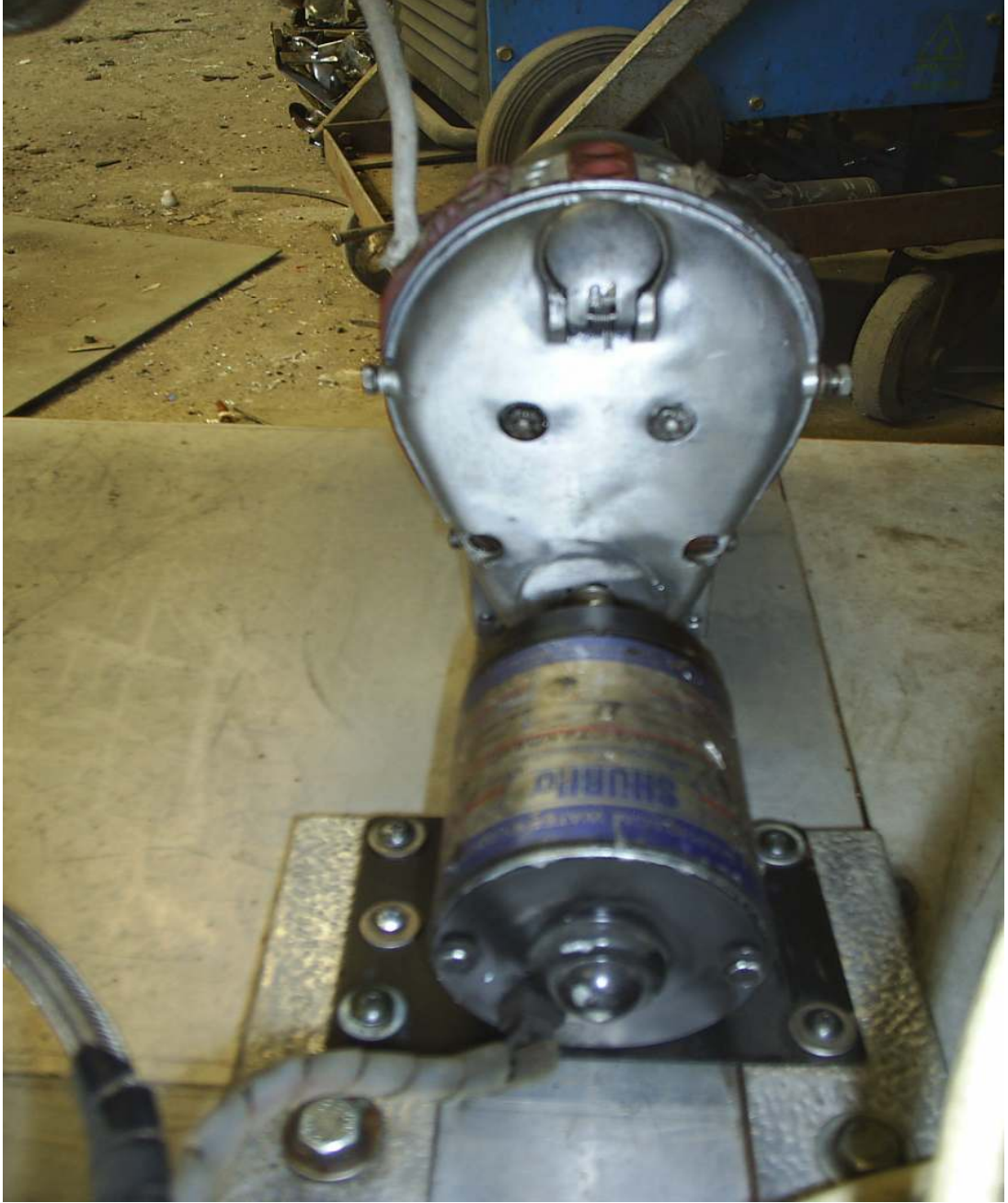
Ateşleme sistemi alev tüpü içindeki hava-yakıt karışımının tutuşturulmasını sağlayan kısımdır. Ateşleme sisteminde ilk olarak araçlardaki gibi bir bobin-distribütör-buji mekanizmasının yapılması düşünülmüş ise de sonradan bu mekanizmanın işlerliği ve yapımının bazı problemler oluşturacağı öngörülerek vazgeçilmiştir. Araştırmalar sonucunda, eski model tankların motorunda kullanılan bir manyetonun uygun olacağına karar verilmiştir (Resim 5.17).



Resim 5.17. Ateşlemede kullanılan manyeto

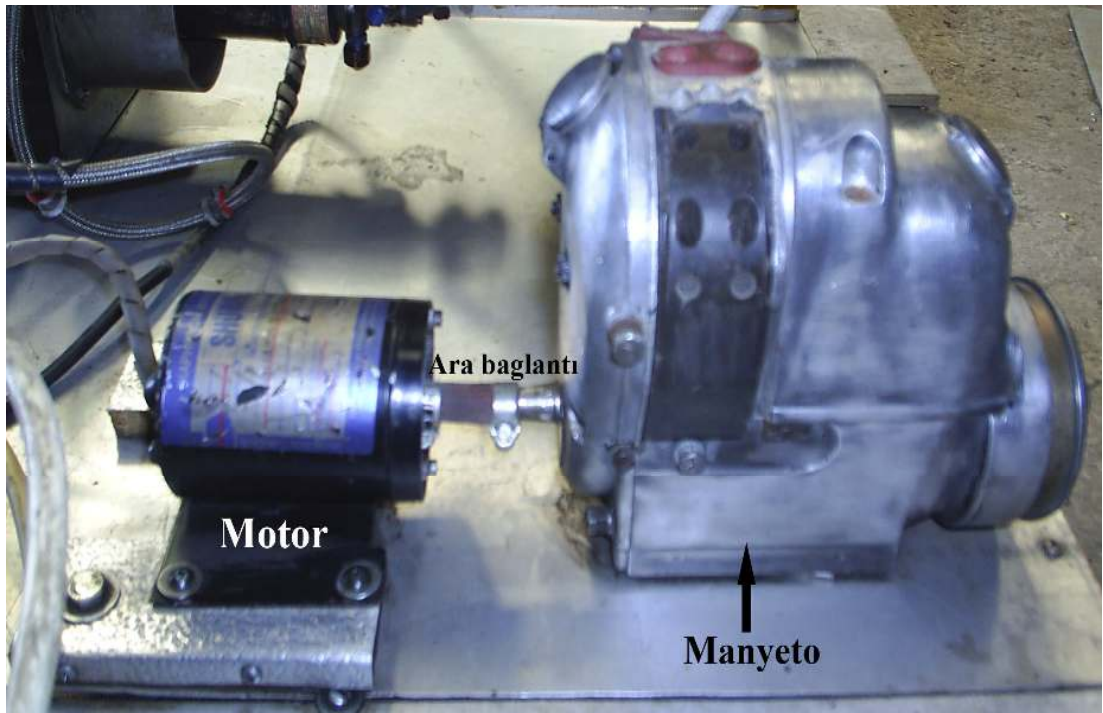
Manyeto kendi başına harekete geçebilecek bir sisteme sahip olmadığı için üzerinde bulunan çıkış miline bağlanan bir motor ile hareketi sağlanmış ve bu hareket

neticesinde istenilen kıvılcım elde edilebilmiştir (Resim 5.18). Manyetoyu çeviren motorun devri ne kadar yüksek ise manyeto da o kadar güçlü kıvılcım üretebilmektedir. Bu manyetoyu çevirmek için yaklaşık 1000-1200 1/min'lik devre sahip bir motor kullanılmış ve sistem için gerekli olan kıvılcım elde edilmiştir.



Resim 5.18. Manyeto ve hareket motoru

Manyeto ile manyetoya hareket veren motor arasında bağlantı yaparken aynı eksende olmasına azami dikkat gösterilmiştir. Ara bağlantı elamanı olarak kaplin benzeri elamanlar yapılması düşünülse de, motor mili ile manyeto milinin hem ölçü hem de yapısal olarak birbirlerinden farklı olması kaplin benzeri bağlantı elamanı yapımından vazgeçilmesine sebep olmuştur. Bunun yerine, hem manyetonun hem de motorun milini kavrayacak çapta, fazla uzun olmayacak şekilde esnek bir hava hortumu, yaklaşık 5 cm boyunda kesilip, iki tarafın miline bağlanıp, metal ve sıkılabilir bir kelepçe yardımı ile sabitlenmiş ve ara bağlantı yapılmıştır. Motor çalıştırıldığında, hareketin manyeto miline sorunsuz bir şekilde iletildiği görülmüştür (Resim 5.19).

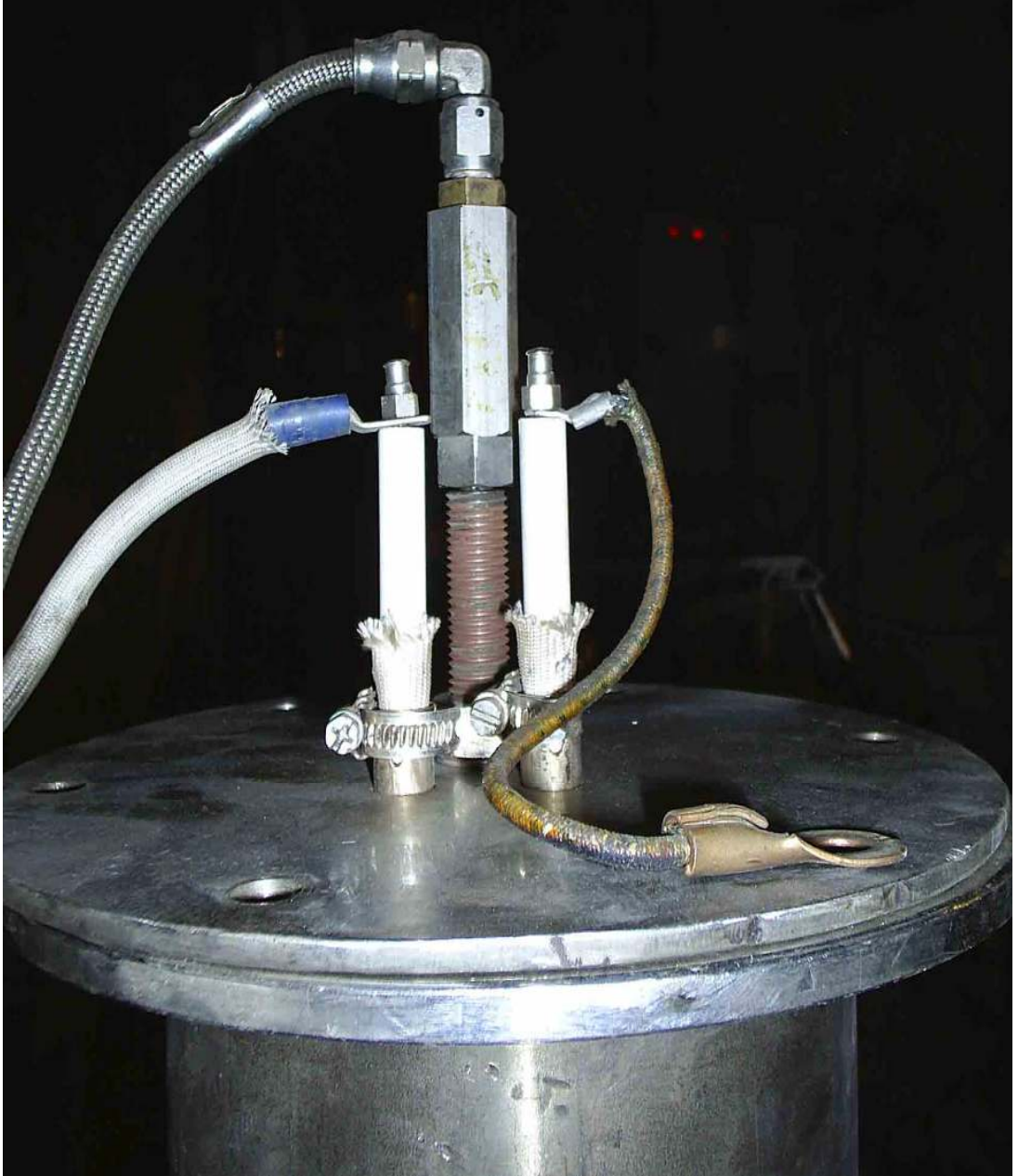


Resim 5.19. Manyeto-ara bağlantı elamanı ve manyetoya hareket veren motor

Manyetoyu harekete geçirmek için kullanılan motor normalde diyaframlı bir pompayı çevirmek için kullanılmaktaydı. Bu diyaframlı pompanın motoru 12 voltluk bir akımla herhangi bir sıvıyı 2,75 bar (40 PSI) basınçta istenilen yere gönderebilmekteydi. Diyafram kısmı sökülerek motor manyetoyu döndürmek için kullanılmıştır.

Manyeto üzerinde bujilere gidecek toplamda 8 adet çıkış bulunmaktadır. Model jet motorunda bujilerde ateşleme sağlanması için sadece bir tanesi kullanılmıştır. Ve bu da fazlası ile yeterli olmaktadır. Bujiye farklı iki yahut ikiden fazla manyeto çıkışından akım verildiğinde, bujinin uçları arasındaki kıvılcımın şiddetinde azalma olduğu görülmüştür. Bu sebeple manyetodan alınan bir tane akım çıkışı buji elektrotlarından birine, diğer buji elektrotu da şase aksamına bağlanarak kıvılcım sağlanmıştır.

Bujiler, kat kaloriferlerindeki brülörlerde ateşleme için kullanılan seramik kaplı bujilerdir (Resim 5.20). Kullanımı, bağlanması ve kıvılcımın olduğu uçların istenilen şekilde ayarlanabilmesi gibi avantajlar dolayısı ile bu tip bujiler tercih edilmiştir. Bujileri yanma odasına bağlamak için de yanma odası ve alev tüpü flanşı ile aynı ölçü ve tipte bir flanş kullanılmıştır (Resim 5.21).



Resim 5.20. Yanma odasına bağlanmış seramik kaplı buji elektrotları



Resim 5.21. Buji elektrotlarının bağlandığı flanş ve üzerindeki bağlantı delikleri

Redüksiyon bölgesinden çekilen resimde (Resim 5.22), enjektör ve bujinin alev tüpü içindeki konumu görülmektedir.



Resim 5.22. Buji ve enjektörün alev tüpü içindeki konumları

5.3.2. Yakıt sistemi

Kullanılan yakıt

Model jet motorlarında yakıt olarak genelde 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 borular 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 bir yakıt 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.

Yanma odasında, yanma öncesinde sıvı yakıtı tutuşturmaya yardımcı bir basınç veya sıcaklık olmadığı için sıvı yakıtın enjektöre gelmeden önce daha çabuk alev alması ve daha iyi atomize olabilmesi için bir miktar ısıtılması gerekebilmektedir. Bu da ekstra bir sistem daha yapılması anlamına gelmektedir. LPG veya propan gibi gaz cinsi yakıtlarda ise ön ısıtmaya gerek duyulmamaktadır. 12 kg'lık bir LPG tüpü, buna bağlanacak iletim borusu ve vana ile LPG yakıtı direk ve sorunsuz bir şekilde enjektöre ulaştırılabilmektedir.

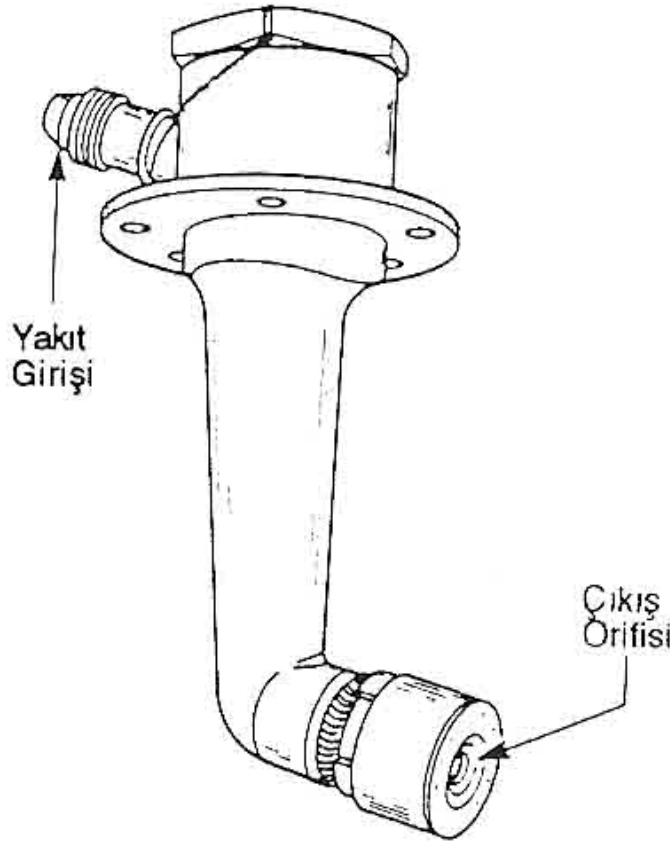
Enjektör

LPG türü bir yakıt kullandığı zaman püskürtmedeki en büyük sorun uygun bir enjektör delik çapı tespit edebilmektir. Yakıtın püskürtüldüğü enjektörün uygun delik çapını bulabilmek için birçok defa denemeler yapılmıştır. Arabalarda kullanılan enjektörlerden uçaklarda kullanılan enjektörlere kadar geniş bir yelpazede enjektör denemesi yapılmış fakat ilk zamanlar istenilen sonuca bir türlü ulaşılamamıştır.

Arabalarda kullanılan enjektörlerin delik çapının çok küçük olması yanmayı düzensiz hale getirmekteydi. Yakıt vanasından yanma odasına giden yakıt miktarı artırıldığı zaman enjektörden çıkan yakıtın alev alma mesafesi uzamakta ve bu sebeple alev kesilmesi meydana gelmekteydi. Alev kesilmesi de yanma odası içinde ani patlamalara sebep olabilmekteydi. Bu yüzden arabalarda kullanılan tipte enjektör kullanımından vazgeçilmek zorunda kalınmıştır.

Bir başka denemede ise uçaklarda kullanılan tipte bir yakıt püskürtücü (enjektör) kullanılmıştır (Şekil 5.2). Uçaklarda kullanılan tip enjektörde, yakıt iletim boruları vasıtası ile enjektör ucuna kadar tek noktadan gelip, yakıtın püskürtüldüğü uç kısımda birkaç noktadan dağılım göstererek çıkış yapmaktaydı. Çok noktadan püsküren yakıtın denemelerde alev tüpü içine gelen hava ile karışım açısından

nispeten daha iyi sonuç vereceği anlaşılsa da, ateşleme sonrasında alevin şiddetinin beklenenden çok düşük olması kullanımından, vazgeçilmesine bir sebep teşkil etmiştir.



Şekil 5.2. Uçak enjektörü [12]

LPG tüpünden yakıt iletim boruları ile belli bir basınç ve miktarda gelen yakıtın, enjektör çıkışında dağılarak alev alması, alevin güçsüz olmasına sebep olmaktadır. Alevin güçsüz olması nedeniyle de türbin dönüşü istenilen şekilde sağlanamamaktadır.

Bir başka denemede kullanılan enjektörde ise yakıt enjektöre tek noktadan giriyor ve çıkışta 120 derecelik açı ile delinmiş üç adet yaklaşık 3 mm'lik çaplarda delinmiş deliklerden çıkış yaparak püskürtme işlemi gerçekleştiriliyordu. Bu enjektörde de yakıtın üç koldan püskürmesi türbini çevirmeye yetecek bir yanma şiddetinin oluşmasına engel olduğu görülmüş ve kullanımından vazgeçilmiştir.

Son olarak denemesi yapılan ve řu an da model jet motorunda kullanılmakta olan enjektör ise kat kaloriferlerindeki brölörlerde kullanılan bir enjektördür ve hem yakıtı istenilen miktar ve basınçta alev tüpü içine iletebilmekte, hem de ateşleme sonrasında türbin girişine kadar olan süreçte alev şiddeti korunabilmektedir. Yakıt vanası açılarak gelen yakıtın artırıldığı anlarda dahi alevde bir kesilme olmadığı gözlemlenmiştir.

Model jet motorunda kullanılan brölör enjektörü, ilk denemelerde yakıtın çıkış yaptığı enjektör memesi delik çapının (0,5 mm) çok küçük olması nedeni ile bazı sorunlar çıkarmıştır.

Enjektör memesinin delik çapı kademeli olarak önce 1 mm' ye sonra 2 mm' ye kadar genişletilmiştir (Resim 5.23). Bu genişletmede dahi alev kesilmesi olduğu gözlenmiştir. Bu sebeple yakıtın püskürtüldüğü enjektör memesi tamamen çıkartılarak (Resim 5.24) denemeler yapılmıştır. Denemeler sonucunda enjektör memesi olmadan da arzu edilen yanmanın sağlanabildiğı tespit edilmiştir.



Resim 5.23. Enjektör memesi takılı ve 2 mm'ye genişletilmiş halde iken enjektörün görünümü



Resim 5.24. Enjektör memesinin çıkarılmış hali ve buji elektrotları



Resim 5.25. Yakıt vanası kısık durumda iken alev boyu

Resim 5.25’de LPG tüpünden gelen yakıtın vanası çok az açık halde iken alevin boyu görülmektedir. Bu şekildeki alev, türbini çevirmekte yetersiz kalmaktadır. Denemesi yapılan, ancak istenilen neticeleri vermeyen enjektörlerde bu tip alev görülmekte ve türbin hızlanmasını gerçekleştirilememektedir.



Resim 5.26. Yakıt vanası yaklaşık yarı açık konumda iken alev boyu

Resim 5.26’da yakıt vanasının yarı açık olduğu konumda alevin ne kadar şiddetli olduğu görölmektedir. Yakıtın alev alması enjektör çıkışından yaklaşık 10-15 cm gibi bir uzaklıkta gerçekleşmektedir. Eğer bu mesafe daha da uzarsa alev kesilmesi meydana gelmektedir. Alev kesilmesi de yanma odası içinde ani patlamalara ve sistemin düzensiz çalışmasına neden olmaktadır. Otomobillerde kullanılan küçük delik çapına sahip enjektörlerde bu sorunlar ortaya çıkabilmektedir.



Resim 5.27. Yakıt vanası tam açık konumda iken alev boyu

Gaz vanasının tam açık olduğu konumdaki bu tip yanma (Resim 5.27) ve alev durumunda ise model jet motoru istenilen şekilde çalıştırılabilmektedir. Alev boyu daha uzun, ancak yakıtın alev alma mesafesi vananın yarı açık olduğu konumdaki mesafe ile hemen hemen aynı uzunluktadır. Alev oluşma mesafesinin uzamaması alevin kesilmesini de engellemektedir.

Yakıt iletim boruları

Yakıt sisteminde, LPG tüpünden enjektöre kadar olan mesafede yakıtın iletimi için yaklaşık 6-7 mm çapında bakır borular ile uçaklarda yakıt iletiminde kullanılan paslanmaz çelik borular kullanılmıştır. LPG tüpünden hemen sonra ve enjektörden önce yakıtı azaltıp artırmak için iletim hattına bir vana takılmıştır (Resim 5.28).



Resim 5.28. Sisteme giren yakıtı artırıp azaltmak için kullanılan vana

5.4. Yağlama Sistemi

5.4.1. Yağ seçimi

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

Öncelikle turboşarjör için ne çeşit bir yağ kullanılacağını iyi belirlenmesi gerekmektedir. Model jet motoru çalışmasında ilk etapta iletiminin ve akıcılığının

kolay olması nedeni ile ince, SAE 5W-10 numara bir yağ kullanılmıştır. Ancak turboşarjör yatakları ve civarında oluşan yüksek sıcaklıktan dolayı yağın yandığı ve sıcaklığının yağ deposunda 110-115°C gibi yüksek bir değere ulaştığı görülmüştür. Sonrasında bu tip yağ kullanımından vazgeçilmiş ve biraz daha kalın bir yağ kullanılarak yanma ve yüksek sıcaklık gibi sorunlar giderilmiştir.

SAE 20W-50 numara, sentetik, yüksek sıcaklığa dayanıklı yağ kullanılarak turboşarjörde istenilen yağlama işlemi yapılmıştır. Kullanılan bu yağ da bir önceki SAE 5W-10 numara yağa nazaran herhangi bir yanma olayı gözlemlenmemiştir. Turboşarjör çıkışında en yüksek sıcaklığa ulaşan yağ bir önceki yağ sıcaklığının çok altında bir değerde kalmıştır. Sistemin en sıcak olduğu an da, kullanılan SAE 20W-50 numara yağın sıcaklığı model jet motorunun denemelerinde en fazla 80°C değerine ulaşmıştır.

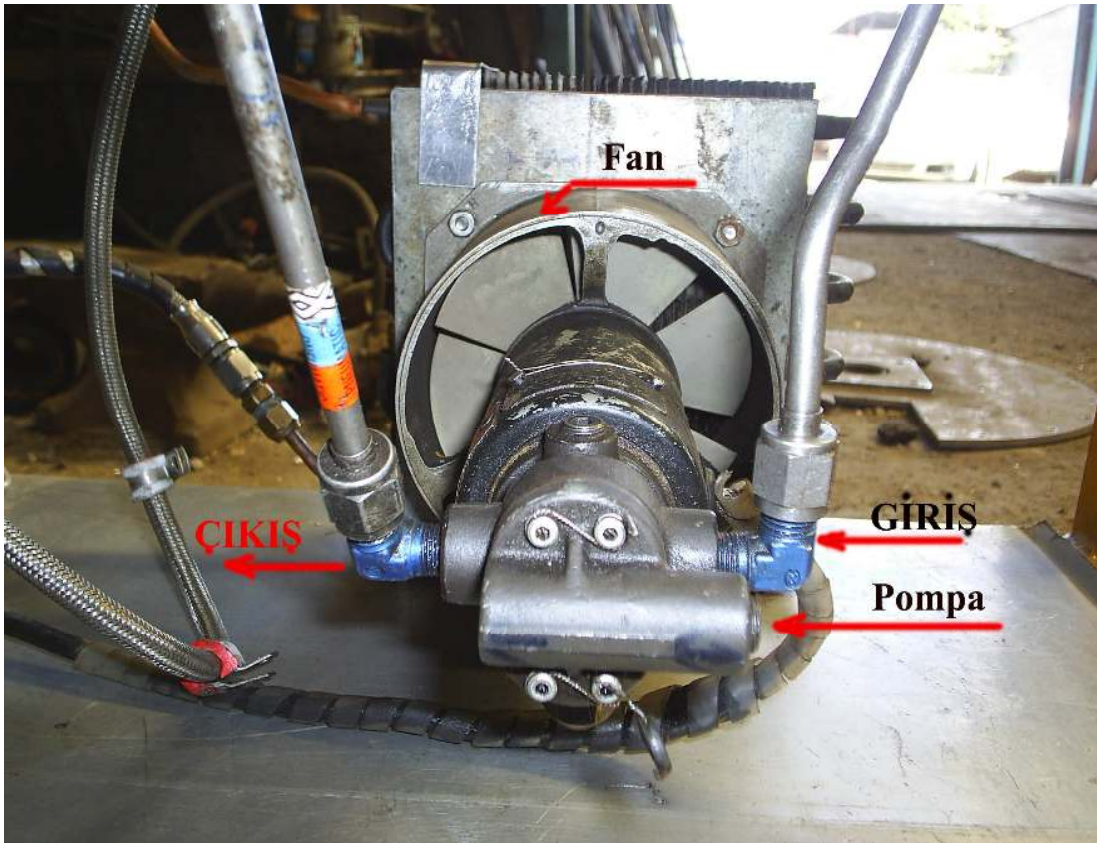
5.4.2. Yağ pompası

Yağı depodan alıp istenilen basınç ve miktarda turboşarjörün yataklarına iletilmesini sağlayan elamandır. Yağın ne kadar basınçta ve ne miktarda iletileceği yağ pompasının kontrolü altındadır. Yağ pompasının seçimi yapılırken turboşarjörü istenilen şekilde yağlayıp, soğutabilecek nitelikte olanı tercih edilmelidir.

Model jet motorunda yağ pompası tercihi yapılırken birkaç farklı tipte pompa denemesi yapılmıştır. İlk olarak diyaframlı bir su pompası denenmiş ancak istenilen şekilde yağı sisteme yollayamadığı için kullanımından vazgeçilmiştir. Yağ pompası, tüm sistemin monte edildiği şasenin alt kısmına bağlandığı için yağın giriş yapacağı turboşarjörün yağ girişi ile yağ pompası arasında belli bir yükseklik meydana gelmektedir. Pompa bu yüksekliği aşıp turboya yağ ulaştırmak zorunda olduğu için diyaframlı pompa bunu tam anlamı ile gerçekleştirememiş ve yağ çoğu zaman turboşarjör yataklarına dahi tam ulaşamamıştır.

Bir başka denemede, araçlarda kullanılan tipte bir yağ pompası kullanılmıştır. Pompa hareketini üzerindeki bir dişli vasıtası ile harici bir motordan aldığı için bağlanması ve dişli mekanizması ayarlarında sorun çıkması dolayısı ile kullanılamamıştır.

Son olarak denenen ve model jet motorunda da kullanılan yağ pompası ise uçaklarda kullanılan bir pompa çeşididir (Resim 5.29). Ön kısmında bulunan pompa ile yağı basabilmekte ve arka kısmında bulunan fan ile de yağı soğutabilmektedir. Fan özelliğinin olması nedeni ile sisteme ekstradan bir soğutucu fan ve motor daha eklemeye gerek kalmamıştır.



Resim 5.29. Yağ pompası

Resim 5.29’da motorun ön kısmına monte edilmiş pompa görülmektedir. Yağ pompası depodan çektiği yağı öncesinde soğutucu radyatöre oradan da turboşarjörün yataklarına iletmektedir.

Motorun arka kısmında görülen fan (Resim 5.30) pompa ile aynı mile bağlı olduğu için pompa ne kadar devir yaparsa fan da o nispette devir yapmakta ve yağı soğutmaktadır.

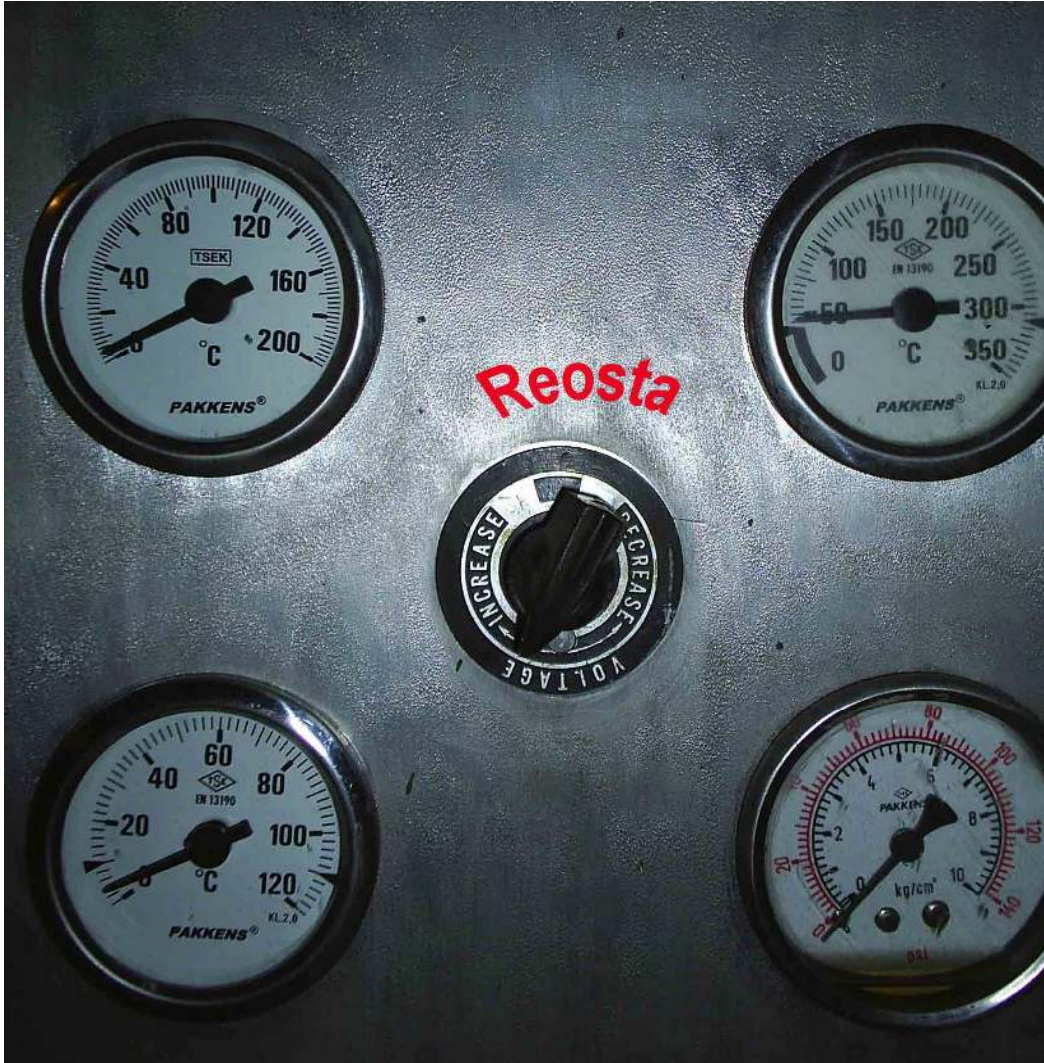


Resim 5.30. Hem yağ pompası hem soğutucu fan özelliği

Yağ pompası 27 volt ile çalışmakta ve bu voltaj altında 8800 1/min'lik bir devre ulaşmaktadır. 1/12 HP gücünde olan pompa, 12 Voltluk iki tane akü ile toplamda 24 voltluk bir voltaj ile çalıştırılmıştır. Kendi voltajı olan 27 volt'tan düşük olan 24 volt'ta çalıştığı için devir ve gücünde kısmen düşme olduğu görülmüştür. Akülerin çok kullanılması ve gücünü yitirmesi durumunda pompanın devrinde de önemli ölçüde düşme olmaktadır. Devrin düşmesi ile sistemdeki yağ basıncı da düşeceği için arzu edilen yağlama yapılamayacaktır. Bu nedenle akü voltajlarına dikkat edilmesi gerekmektedir.

Yağ pompasının ilk denemelerinde tam güce yakın güçte pompa çalıştırdığı zaman turboşarjör yataklarına yağ ulaştığında turboşarjörde sıkışma meydana gelmekte ve turboşarjör dönmemekteydi. Bunu aşmak ve pompanın bastığı yağ basıncını kontrol etmek için ilk olarak yağ basıncını düşürücü bir vana-ara eleman kullanılmıştır. Yataklardaki sıkışma sorunu bu vana ile kısmen çözülsede model jet motoru tam devire yakın çalıştığında vanayı biraz daha kısmak gerekiyordu. Vananın kısılması da turboşarjör yataklarına daha az yağın gitmesi anlamına geliyor ve sınır basınç değeri olan yaklaşık 1.37 bar'lık yağ basınç değerinin altına düşmesine neden oluyordu.

Denemeler sonrasında vananın istenilen şekilde yağı ayarlayamaması nedeni ile vana yerine pompanın direk devrini kontrol edecek bir ara eleman-reosta yerleştirilmiştir. Reosta-ayarlı direnç vasıtası ile yağ pompasının devri istenildiği gibi artırılıp azaltılabilmektedir. Reosta ile yağ pompası devrinin azaltılması sonucunda her ne kadar yağ basıncında düşmelere sebep olsa da vana kullanıldığı zaman ki düşük yağ basıncı değerine ulaşılmadığı görülmüştür (Resim 5.31).



Resim 5.31. Reosta-ayarlı direnç

5.4.3. Yağ deposu, yağ iletim boruları ve radyatör

Yağlama sisteminde yağı depolamak için eski bir jeneratörde kullanılan yakıt deposu tercih edilmiştir. Giriş ve çıkışlarının hazır olması, yağın sıcaklığından dolayı depo içinde oluşacak yağ buharının atılmasını sağlayacak tahliye deliğine sahip olması gibi artı özellikleri nedeniyle bu tip bir deponun kullanılması uygun görülmüştür.

Yağ deposu yaklaşık olarak 4 litre civarında yağ alabilmektedir. Depodan yağ pompasına gidişte yağ akışını açıp kapatmak için depoya bir vana (Resim 5.32) eklenmiştir.



Resim 5.32. Yağ deposuna monte edilmiş olan vana

Depodan yağ pompasına gidişte çapı 10 mm olan paslanmaz çelik bir boru, pompanın giriş kısmında da çapı 6 mm olan paslanmaz çelik bir boru kullanılmıştır. Pompadan çıkıştan radyatöre girişe kadar ve radyatörden çıkıştan turboşarjörün yağ girişine kadar da 6 mm çapında paslanmaz çelik ve bakır borular kullanılarak yağ iletimi sağlanmıştır.

Turboşarjörün yataklarına yağ iletilirken yağ girişindeki boru çaplarının yüksek tutulmamasında fayda vardır. Model jet motoru çalışmasında, 6 mm iç çapında borular ile yağ iletimi sorunsuz bir şekilde sağlanmış ve bu çap fazlası ile yeterli olmuştur. Eğer turboşarjör yataklarına girişte yağ iletim borusunun çapı fazla büyük

olursa (10-12 mm ve üzeri), turboşarjörün yataklarına fazla yağ girdiği için yağ hem kompresör hem de türbin tarafından yağ kaçaklarına neden olacaktır. Bu sebeple turboşarjör yağ girişinde turbonun kendi yağ giriş delik çapının referans alınması genelde tavsiye edilmektedir.

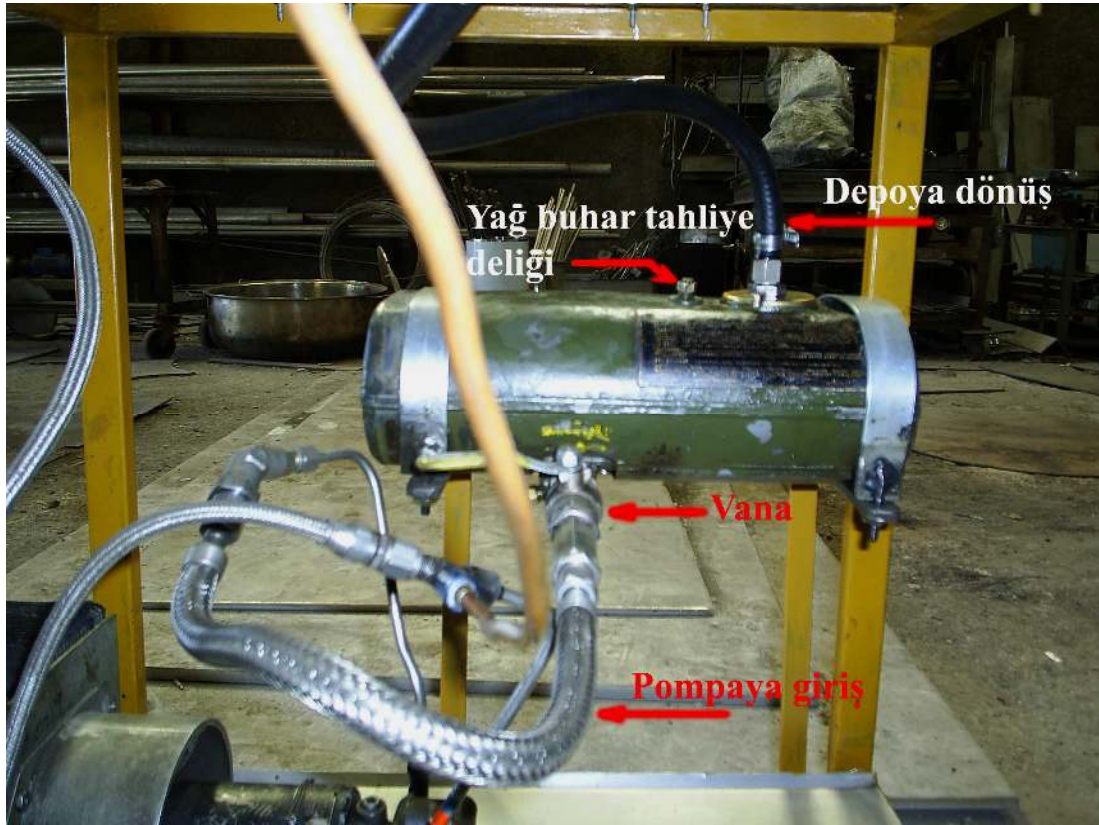
Model jet motoru çalışmasında kullanılan turboşarjör'de yağ giriş deliği yaklaşık olarak 6-7 mm'lik bir değere sahiptir (Resim 5.33).



Resim 5.33. Turboşarjörün yağ giriş kısmı

Yağın depoya geri dönüşünde, turboşarjör yağ çıkışından depoya geri dönüş yapılan deliğe kadar olan mesafenin olabildiğince kısa olması ve kullanılacak borunun yağ giriş çapına nazaran daha büyük çapta bir geri dönüş borusu kullanılması uygun olacaktır. Eğer geri dönüşte çok uzun bir dönüş (1 m ve üstü) borusu kullanılırsa veya çap olarak giriş çapına yakın bir değerde boru kullanılırsa (6 mm gibi), yağ çıkışı tam olarak sağlanamayacağı ve turboşarjör yatakları içinde yağ birikmesi olacağı için özellikle türbin kısmına yağ kaçağı olacaktır.

Resim 5.34'te yağ deposundan yağın çıkış yaptığı vana ve depoya geri dönüşün sağlandığı boru görülmektedir.



Resim 5.34. Yağ deposu ve giriş-çıkışları

Turboşarjör'den çıkıp yağ deposuna geri dönüşte kullanılan borunun iç çapı 12 mm ve uzunluğu da yaklaşık 58 cm olacak şekilde yapılmış ve yağın geri dönüşünde herhangi bir sorun ile karşılaşılmamıştır.

Turboşarjörün yağ çıkış deliğinin yağın çıkışını kolaylaştırmak için biraz eğimli hale getirilmesi de ayrıca tavsiye edilmektedir (Resim 5.35). Turboşarjör gövdesinin yağ çıkış deliği tarafına yatık olacak şekilde bağlandığında bu eğim verilmiş olacaktır. Bu sayede yağın yataklarda fazla durmadan çıkması sağlanmış ve türbin-kompresör tarafına olacak yağ kaçaqlarının da önüne geçilmiş olacaktır.



Resim 5.35. Eğimli hale getirilmiş yağ çıkış kısmı

Turboşarjöre giren ve çıkan yağı soğutmak için de yağ pompasının fan kısmına monte edilen 14 cm ×18 cm × 6 cm ölçülerinde bir radyatör kullanılmıştır. Pompa üzerindeki fan ile hem soğutma işlemi gerçekleştirilmiş hem de harici bir motor-fan sistemi eklemeye gerek kalmamıştır (Resim 5.36).



Resim 5.36. Yağ pompasının fan kısmına eklenmiş olan radyatör

Fan çapı, radyatörün bütün alanını kaplamadığı için radyatörün yaklaşık merkez noktası tespit edilerek bağlama işlemi gerçekleştirilmiştir. Model jet motoru ulaşabileceği en yüksek sıcaklığa eriştiğinde yağın sıcaklığının 80°C'yi aşmadığı görülmüştür. Bu sıcaklık SAE 20W-50 numara yağ kullanıldığı zaman ulaşılan en yüksek sıcaklıktır. SAE 5W-10 numara yağ kullanıldığı zaman ise sıcaklığın yaklaşık 110-115°C'ye kadar çıktığı görülmüştür.

5.5. Şase ve Hareket Sistemi

Şase, yapılan bütün sistemleri (yağ, ateşleme, turboşarjör, kızaklar vs) üzerinde taşıyan ve sistemin bir bütünlük içinde çalışmasına yardımcı olan toparlayıcı ana kısım olarak ifade edilebilir. Şase tasarlanıp imal edilirken herhangi bir referans ölçüye başvurulmamıştır. Boyutları belirlenirken çalışmaya elverişli, yeni bir şeyler monte edileceği zaman üzerinde yer sıkıntısı olmayacak, üzerinde bulunan

sistemlerin birbiri içine girmeden rahat çalışmasını sağlayabilecek şekilde yapılmasına gayret edilmelidir. Bu kapsamda yaklaşık olarak 77 cm yüksekliğinde, 94 cm uzunluğunda ve 60 cm genişliğinde bir şase imal edilmiştir (Resim 5.37 ve Resim 5.38).



Resim 5.37. Şase ve üzerine monte edilmiş sistemler



Resim 5.38. Şasenin önden görünüşü

Yağlama, ateşleme, yakıt ve ölçü-gösterge sistemleri üzerine monte edilen şaseye son olarak itme kuvvetinin ölçümüne yardımcı olacak teleskopik kızaklar (raylar) monte edilmiştir. Turboşarjörü ve üzerine monte edilmiş haldeki yanma odası ve alev tüpünü taşıyan ve yanma sonrasında egzozdan çıkan gazın itme etkisi ile sistemi harekete geçiren kızakların yardımıyla dinamometre ile kuvvet ölçümü yapılabilmektedir (Resim 5.39).



Resim 5.39. Teleskopik kızaklar (raylar)

Kızaklar üç adet kızığın iç içe geçmesi sonucunda teleskopik özelliğe sahiptir. Kızaklar bağlı olduğu bilyeli yataklar sayesinde çok rahatlıkla harekete geçebilmektedirler (Resim 5.40).



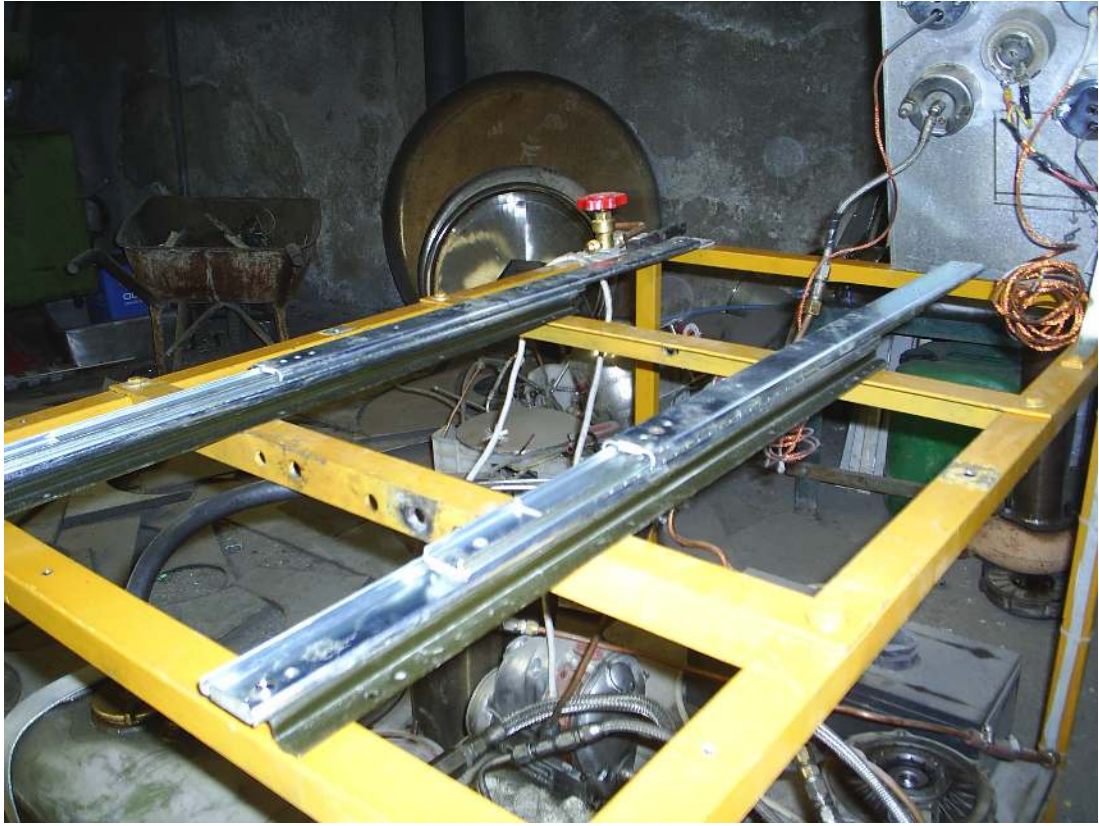
Resim 5.40. İç içe geçmiş üç adet kızak ve teleskopik açılım

Kızaklar şasenin boyu doğrultusunda monte edilmiştir (Resim 5.41). Belirli bir mesafeye kadar açılması, üzerine bağlı turboşarjör ve yanma odasını rahatlıkla harekete geçirebilmesinden dolayı şase boyu doğrultusunda bir montaj kızaklar için uygun görülmüştür. Kızakların şaseye enine bağlanmasından, hem esneme yapacağı hem de açılım olduğu zaman üzerindeki taşıyamama gibi durumlar meydana gelebileceği için kaçınılmıştır.



Resim 5.41. Kızakların şase üzerine monte edilmiş hali

Teleskopik kızaklar itme kuvvetini ölçmek için yaklaşık olarak 10-15 cm gibi bir hareket mesafesi ile sınırlandırılmıştır (Resim 5.42). Daha fazla hareketi söz konusu olsa da hem gerek olmaması hem de tam açılım durumunda kızakların şasenin dışına taşması nedeni ile kızakların tam açılımına gidilmemiştir.



Resim 5.42. Kızakların teleskopik olarak şase üzerindeki açılımı

Kızaklar üzerine bağlama yaparken kızakların hareketine engel olmayacak ve model jet motorunu, egzoz itme gücü ile rahatlıkla harekete geçirebilecek şekilde sabitleme yapılması gerekmektedir (Resim 5.43). Bağlantı sırasında üzerine binecek yükteki dengesiz dağılımdan dolayı hassas harekete sahip kızaklarda kasılmalar olabilmektedir. Bu sebeple model jet motorunu monte ederken, kızakları kasmayacak ve hareketini engellemeyecek şekilde bağlantı yapılmalıdır. Model jet motorunu kızakların üzerine bağlarken, kızakların merkezi noktası referans alınarak bir tabla üzerine bağlı iki adet ayak ile bağlantı yapılmıştır (Resim 5.44).



Resim 5.43. Kızak üzerine monte edilmiş turboşarjör, egzoz ve yanma odası



Resim 5.44. Bağlantı ayakları ve tabla

5.6. Egzoz Nozulu

Benzer model jet motorlarına dair yapılan araştırmalarda, kullanılan egzoz tipleri şekil ve ölçü olarak değişiklik gösterse de hepsi yakınsak nozul sınıfına girmektedir (Resim 5.45). Ses altı hızlarda kullanılan yakınsak nozulların yapımı, imal edilmesi ve de yapılan benzer model jet motorlarının ses üstü hıza çıkma gibi durumlarının olmaması yakınsak nozulları zorunlu tercih sebebi yapmaktadır. Ayrıca motordan yüksek bir itiş gücü beklenmediği için de yakınsak-ıraksak nozul kullanımına gerek duyulmamıştır. Yakınsak-ıraksak nozulların ses üstü hızlarda uçan taşıtlarda kullanılması ve teknik detay bakımından (değişken geometri, aerodinamik özellikler ve tasarım gibi) yakınsak nozullara göre daha karışık olması model bir jet motorunda kullanımını zorlaştırmaktadır.



Resim 5.45. Yakınsak egzoz nozulu

5.7. 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.

Bu çalışmada yüksek basınçlı bir hava yardımı ile model jet motorunun ilk hareketi sağlanmıştır. Diğer metotlarında kullanılması düşünülmüş ise de yüksek devirli motorların bağlantı sorunun çözilememesi ve blowerin temin edilememesi yüksek basınçlı hava kullanımını gerekli kılmıştır.

Yaklaşık 8 bar'lık bir basınçta, ucunda 4 mm çapında ve 21 cm boyunda bir boru bulunan hava tabancasından çıkan hava yardımı ile model jet motoru kendi başına çalışana kadar hızlandırılmaktadır. Model jet motoru yaklaşık 15000 1/min'lik bir devire ulaştırılıp ateşleme sağlandıktan sonra kendi kendine çalışmaya başlamaktadır.

6. PERFORMANS ÖLÇÜMLERİ

6.1. Sıcaklık ve Basınç Ölçümleri

Model jet motorunun denemeleri sırasında çevre sıcaklığı, yakıtı miktarı, kullanılan yağın özelliği gibi faktörlere bağlı olarak bazı ölçüm değerleri elde edilmiştir.

Yağ ve kompresörden yanma odasına giden havanın sıcaklıkları analog saatler yardımı ile ölçülmüştür. Türbin girişi, türbin çıkışı ve nozul çıkışındaki yüksek sıcaklıklar ise K tip termokupla sahip, 1300°C'ye kadar ölçüm yapabilen dijital bir termometre ile ölçülmüştür (Resim 5.46).



Resim 6.1. Dijital termometre

Çevre basıncını ölçmek için, Testo511 marka, $\pm 0,03$ mbar hassasiyetinde ve 1100 mbar'a kadar ölçüm yapabilen bir manometre kullanılmıştır. Yağ basıncı ve kompresör basıncını ölçmek için, analog basınç saatleri kullanılmıştır.

Bu ölçüm değerleri;

t_1 = Denemenin yapıldığı çevre sıcaklığı (°C)

t_2 = Kompresörden yanma odası içine gönderilen havanın sıcaklığı (°C)

t_3 = Türbin girişindeki sıcaklık (°C)

t_4 = Türbin çıkışı-egzoz girişinde ölçülen sıcaklık (°C)

t_5 = Nozul çıkışında ölçülen sıcaklık (°C)

$t_{yağ}$ = Yağ sıcaklığı (°C)

P_1 = Atmosfer basıncı (bar)

$P_{2ölçülen}$ = Kompresörden yanma odasına gönderilen havanın ölçülen basınç değeri

$P_{yağ}$ = Yağ basıncı

Gerçek türbojet çevrimi hesaplamaları neticesinde elde edilen değerler;

sfc = Özgül yakıt tüketimi (kg/Nh)

F_{st} = Özgül itme kuvveti (Ns/kg)

f = Gerçek yakıt/hava oranı

Çizelge 6.1. Birinci deneme sonucunda elde edilen değerler

Sıcaklık (°C)		Basınç (bar)		Devir (1/min)	İtme kuvveti (N)
t_1	28	P_1	0,916	Ölçülemedi	Ölçülemedi
t_2	Ölçülemedi	$P_{2ölçülen}$	Ölçülemedi		
t_3	1223-1785	$P_{yağ}$	2-2,75		
t_4	Ölçülemedi	-	-		
t_5	Ölçülemedi	-	-		
$t_{yağ}$	110-115	-	-		

Çizelge 6.2. İkinci deneme sonucunda elde edilen ölçüm değerleri

Sıcaklık (°C)		Basınç (bar)		Devir (1/min)	İtme kuvveti (N)
t ₁	35	P ₁	0,916	17607	Ölçülemedi
t ₂	68	P _{2ölçülen}	0,39		
t ₃	870	P _{yağ}	3,45		
t ₄	860	-	-		
t ₅	Ölçülemedi	-	-		
t _{yağ}	~65	-	-		
f		F _{st} (Ns/kg)		sfc (kg/Nh)	
0,02193		582,254		0,1311	

Çizelge 6.3. Üçüncü deneme sonucunda elde edilen ölçüm değerleri

Sıcaklık (°C)		Basınç (bar)		Devir (1/min)	İtme kuvveti (N)
t ₁	25	P ₁	0,916	48660	Ölçülemedi
t ₂	~65	P _{2ölçülen}	~0,47		
t ₃	636	P _{yağ}	~3,75		
t ₄	612	-	-		
t ₅	Ölçülmedi	-	-		
t _{yağ}	~62	-	-		
f		F _{st} (Ns/kg)		sfc (kg/Nh)	
0,0146		512,617		0,103	

Çizelge 6.4. Dördüncü deneme sonucunda elde edilen ölçüm değerleri

Sıcaklık (°C)		Basınç (bar)		Devir (1/min)	İtme kuvveti (N)
t ₁	18	P ₁	0,916	Ölçülemedi	Ölçülemedi
t ₂	40	P _{2ölçülen}	0,2		
t ₃	617	P _{yağ}	~2,62		
t ₄	580	-	-		
t ₅	607	-	-		
t _{yağ}	37	-	-		
f		F _{st} (Ns/kg)		sfc (kg/Nh)	
0,0147		514,275		0,102	

Çizelge 6.5. Beşinci deneme sonucunda elde edilen ölçüm değerleri

Sıcaklık (°C)		Basınç (bar)		Devir (1/min)	İtme kuvveti (N)
t ₁	12	P ₁	0,916	Ölçülemedi	Ölçülemedi
t ₂	~43	P _{2ölçülen}	0,19		
t ₃	659	P _{yağ}	~2,90		
t ₄	591	-	-		
t ₅	607	-	-		
t _{yağ}	38	-	-		
f		F _{st} (Ns/kg)			sfc (kg/Nh)
0,01607		527,222			0,1097

Çizelge 6.6. Altıncı deneme sonucunda elde edilen ölçüm değerleri

Sıcaklık (°C)		Basınç (bar)		Devir (1/min)	İtme kuvveti (N)
t ₁	17	P ₁	0,916	Ölçülemedi	15
t ₂	~58	P _{2ölçülen}	0,21		
t ₃	586	P _{yağ}	~1,80		
t ₄	525	-	-		
t ₅	548	-	-		
t _{yağ}	80	-	-		
f		F _{st} (Ns/kg)		sfc (kg/Nh)	
0,0140		504,397		0,100	

Çizelge 6.7. Yedinci deneme sonucunda elde edilen ölçüm değerleri

Sıcaklık (°C)		Basınç (bar)		Devir (1/min)	İtme kuvveti (N)
t ₁	17	P ₁	0,916	Ölçülemedi	16,2
t ₂	~82	P _{2ölçülen}	0,6		
t ₃	567	P _{yağ}	~1,38		
t ₄	558	-	-		
t ₅	576	-	-		
t _{yağ}	80	-	-		
f		F _{st} (Ns/kg)		sfc (kg/Nh)	
0,01255		487,708		0,0926	

6.2. Devir ve Kuvvet Ölçümü

Model jet motorunun devrini ölçmek için, foto-dijital, temassız ve optik bir takometre kullanılmıştır. Takometre, 1-9999 RPM arasındaki ölçüm değerlerinde +-0,1, 10000-9999 RPM arasındaki devir ölçümlerinde +-1 RPM'lik bir hassasiyete sahiptir (Resim 5.47).



Resim 6.2. Dijital takometre

Kuvvet ölçümü, fizik laboratuvarlarında kullanılan basit bir dinamometre ile yapılmıştır (Resim 5.48). Her biri yaklaşık 11N ölçebilen dinamometrelerden iki ve 5 N ölçebilen dinamometrelerden de model jet motoruna iki adet monte edilmiştir.



Resim 6.3. Dinamometre

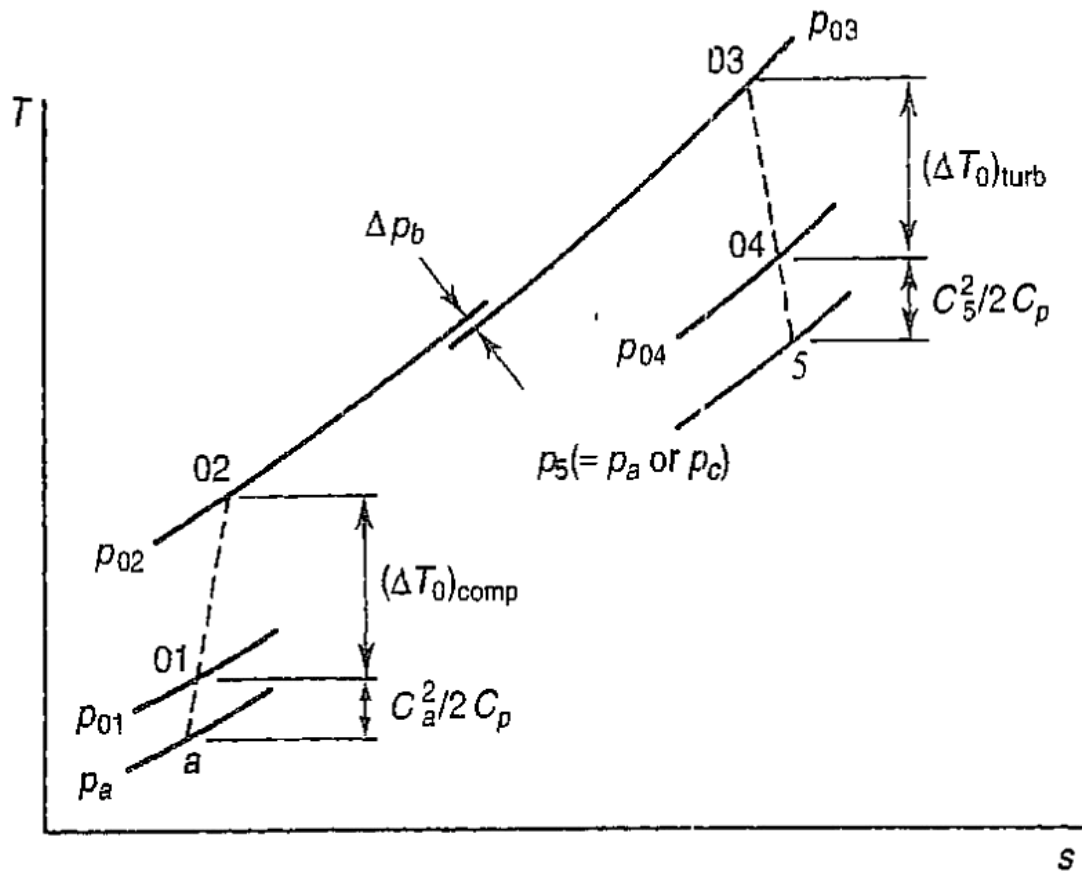
Model jet motoru çalışmadığı zaman, dinamometreler ile yapılan ölçüm sonucunda, motorun kendi halinde hareket edebilmesini sağlamak için yaklaşık 10-12 N'luk bir

kuvvet ile çekilmesi gerekmektedir. Belirtilen kuvvete ulaşıldığı zaman, jet motoru bağlı olduğu kızaklar üzerinde harekete geçmektedir.

Motor çalışır vaziyette iken yapılan denemede, itme kuvveti her bir dinamometrede 2-4 N olacak şekilde toplamda iki dinamometreden 4-8 N arasında değişen değerlerde kuvvet ölçümü yapılmıştır. Sistemin kendi başına harekete geçmesini sağlamak için gerekli olan kuvvette eklendiği zaman toplam itme kuvveti 14-20 N arasında değişmektedir.

6.3. Çevrim Hesaplamaları

Ölçülen değerlerden, 7'inci denemedeki sıcaklık ve basınç değerleri referans alınarak gerçek türbojet çevrimine (Şekil 6.1) göre hesaplamalar yapılacaktır.



Şekil 6.1. Gerçek Türbojet çevriminin T-s diyagramı [27]

7. Deneme sonuçları:

Denemenin yapıldığı çevre sıcaklığı (t_1) = 17

$$T_1 = 17 + 273,15 = 290,15 \text{ K}$$

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

Kompresörden yanma odasına gönderilen havanın basıncı ($P_{2ölç}$) = 0,6 bar = 60 kPa

$$P_2 = P_{2ölç} + P_1 = 60 + 91,6 = 151,6 \text{ kPa}$$

Kompresörden yanma odasına gönderilen havanın sıcaklığı (t_2) = 82°C

$$T_2 = 82 + 273,15 = 355,15 \text{ K}$$

Türbin girişindeki ölçülen sıcaklık (t_3) = 567°C

$$T_3 = 567 + 273,15 = 840,15 \text{ K}$$

Türbin çıkışı-egzoz girişinde ölçülen sıcaklık ($t_{4ölç}$) = 580

$$T_4 = 580 + 273,15 = 853,15 \text{ K}$$

Nozul çıkışındaki sıcaklık (t_5) = 576°C

$$T_5 = 576 + 273,15 = 849,15 \text{ K}$$

Durum		1	2	3	4	5
P	kPa	91,6	151,6	151,6	91,6	-
T	K	290,15	355,15	840,15	853,15	849,15

Yukarıdaki tabloda verilen değerler model jet motorunun çalışması esnasında elde edilen ölçüm değerleridir. Gerçek türbojet çevrimine göre yapılacak hesaplar neticesinde daha farklı değerler elde edilecektir.

Gerçek çevrim hesaplamalarında türbin ve kompresör verimlerinin bilinmesi gerekmektedir. Model jet motorunda kullanılan turboşarjörün kompresör ve türbin

değerlerine göre (kanatçık giriş çapı, A/R oranı) performans haritaları yardımı ile yaklaşık türbin ve kompresör verimleri elde edilmiştir. Türbin ve kompresörün performans haritalarına dair bilgi 4'ncü bölümde detaylı bir şekilde anlatılmıştır.

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

Denemede kullanılan turboşarjörün alındığı motorun özellikler:

- Strok hacmi : 7146 cm³
- Motor devri : 2500 1/min
- Volümetrik verim : %100

Turbo olmayan dizel motorlarında volümetrik verim (E_v) yaklaşık olarak % 80-90 arasında kabul görmektedir. Ancak turboşarjör kullanıldığı zaman bu değer % 100 ve üzerine çıktığı ifade edilmektedir. Kompresör ve türbin verimi hesaplanırken, hacimsel hava akış oranının (AFR) hesaplanması gerekir.

Hava akış oranı,

$$AFR = \frac{cid \times rpm \times 0,5 \times E_v}{1728} \quad (6.1)$$

formülü ile bulunur.

Turboşarjörün alındığı motorun strok hacmi 7146 cm³'tür.

$$7146 \text{ cm}^3 = 436,075 \text{ cid}$$

$$E_v = \% 100$$

$$rpm = 2500 \text{ 1/min}$$

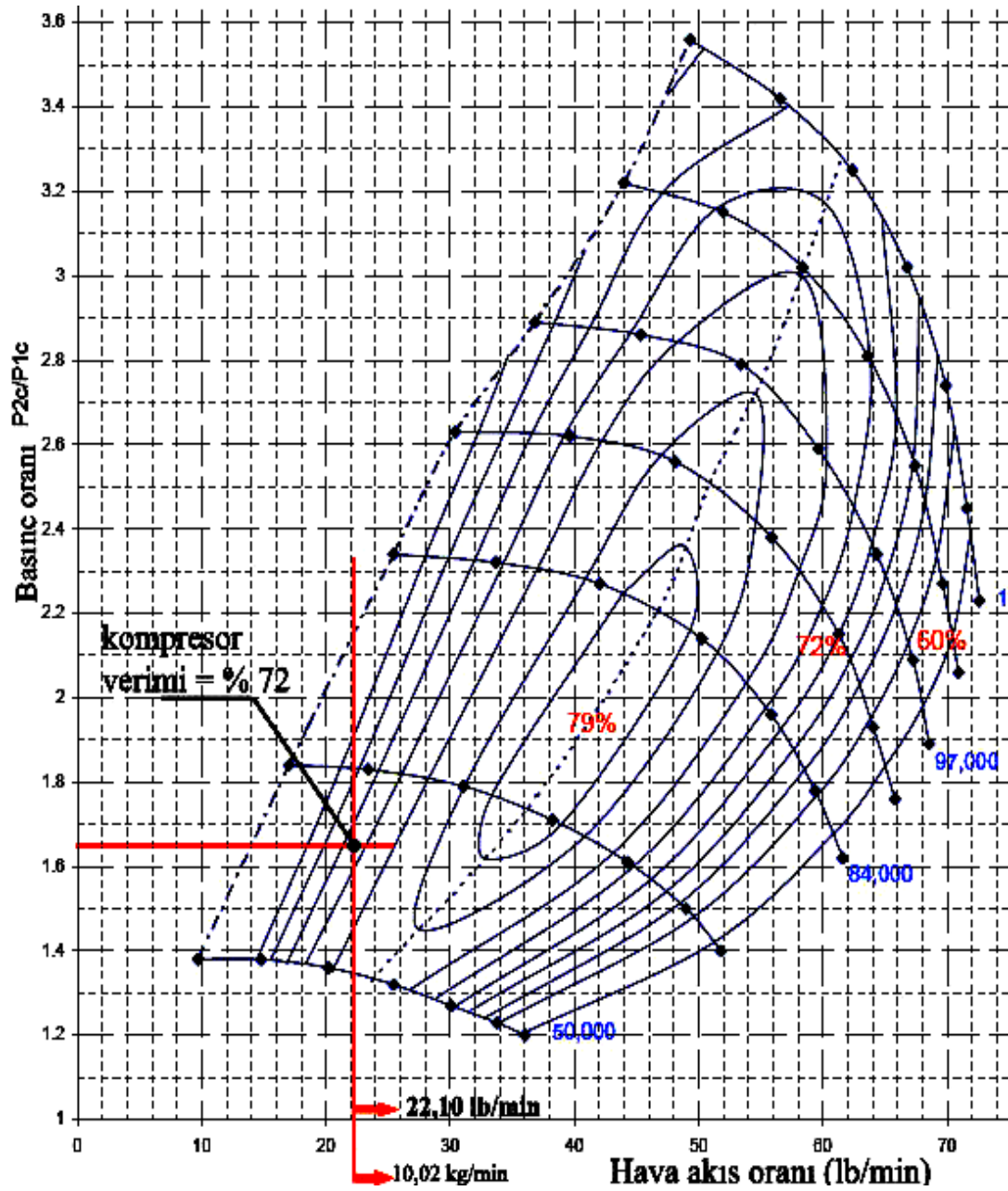
$$AFR = \frac{436,075 \times (2500 / 2) \times 1}{1728}$$

$$AFR = 315,44 \text{ cfm} = 22,10 \text{ lb/min} = 10,02 \text{ kg/min}$$

Kompresör basınç oranı (P_{2c}/P_{1c}), kompresörden çıkan havanın mutlak basıncının çevre basıncına oranıdır.

$$Pr = \frac{P_{2c}}{P_{1c}} = \frac{151,56}{91,6} \quad (6.2)$$

$$Pr = 1,65$$



Şekil 6.2. Kompresör performans haritası [32]

Şekil 6.2’de ki haritaya göre bulunan kompresör verimi (η_c) yaklaşık olarak % 72’dir. Aynı şekilde türbin performans haritası baz alınarak yapılan hesaplamalarda da türbin verimi (η_T) yaklaşık olarak % 75 civarındadır.

Çevrim hesapları yapılırken bazı değerler ölçülememiştir. Bu değerler model jet motoru yapımcılarının elde ettiği sonuçlar ve bazı gerçek türbojet çevrim problemleri çerçevesinde ortalama bir kabul ile hesaplamalar esnasında kullanılacaktır.

Kabuller

Model jet motoruna giren havanın hızı (C_a) : 20 m/s

Nozul verimi (η_n) : % 90

Girişin izentropik verimi (η_i) : % 90 [1]

Yanma verimi (η_B) : % 98 [1]

Mekanik verim (η_m) : % 99

Yanma odası basınç kaybı (ΔP_B) : kompresör çıkış basıncının % 3’ü [1]

0 metre yükseklikteki atmosferik basınç ve sıcaklık (ISA tablosuna göre) [27]:

$P_a = 101,3$ kPa

$T_a = 288,15$ K

Girişten sonraki durgunluk basınç ve sıcaklığı;

$$P_{01} = P_a \left(1 + \eta_i \frac{C_a^2}{2C_p T_a} \right)^{k/k-1} \quad (6.3)$$

$$P_{01} = 101,32 \left(1 + 0,92 \frac{20^2}{2 \times 1005 \times 288,15} \right)^{1,40/(1,40-1)}$$

$$P_{01} = 101,54 \text{ kPa}$$

$$T_{01} = T_a + \left(\frac{C_a^2}{2C_p} \right) \quad (6.4)$$

$$T_{01} = 288,15 + \left(\frac{20^2}{2 \times 1005} \right)$$

Kompresör çıkış değerleri :

$$P_{02} = P_{01} \times Pr_c \quad (6.5)$$

$$= 101,54 \times 1,65$$

$$P_{02} = 167,541 \text{ kPa}$$

$$T_{02} = T_{01} + \frac{T_{01}}{\eta_c} \left[Pr_c^{(k-1)/k} - 1 \right] \quad (6.6)$$

$$= 288,15 + \frac{288,15}{0,72} \left[1,65^{0,285} - 1 \right]$$

$$T_{02} = 349,545 \text{ K}$$

$$P_{03} = P_{01} (1 - \Delta P_B) \quad (6.7)$$

$$P_{03} = 167,541 (1 - 0,03)$$

$$P_{03} = 162,514 \text{ kPa}$$

$$W_{TC} = \frac{W_c}{\eta_{mek}} \quad (6.8)$$

W_{TC} = Kompresörü çevirmek için gerekli olan iş

$$T_{03} - T_{04} = \frac{C_{pa} (T_{02} - T_{01})}{C_{pg} \times \eta_{mek}} \quad (6.9)$$

$$T_{04} = 840,15 - \left[\frac{1,005 (349,545 - 288,349)}{1,147 \times 0,99} \right]$$

$$T_{04} = 785,964 \text{ K}$$

$$T'_{04} = T_{03} - \frac{1}{\eta_T} (T_{03} - T_{04}) \quad (6.10)$$

$$T'_{04} = 840,15 - \frac{1}{0,75} (840,15 - 785,964)$$

$$T'_{04} = 767,902 \text{ K}$$

$$P_{04} = P_{04} \left(\frac{T'_{04}}{T_{03}} \right)^{k/(k-1)} \quad (6.11)$$

$$P_{04} = 162,514 \left(\frac{767,902}{840,15} \right)^4$$

$$P_{04} = 113,419 \text{ kPa}$$

Nozul basınç oranı :

$$\begin{aligned} Pr_n &= \frac{P_{04}}{P_a} \\ &= \frac{113,419}{101,32} = 1,119 \end{aligned} \quad (6.12)$$

Türbin basınç oranı :

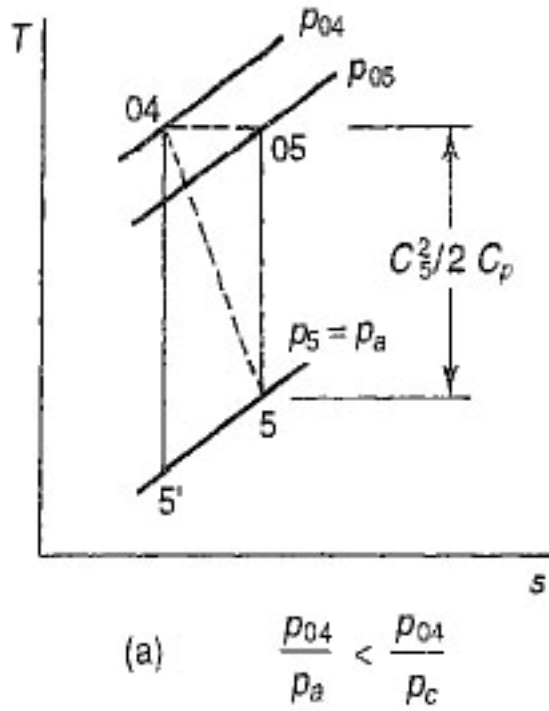
$$\begin{aligned} Pr_T &= \frac{P_{03}}{P_{04}} \\ &= \frac{162,514}{113,419} = 1,432 \end{aligned} \quad (6.13)$$

Kritik basınç oranı :

$$\begin{aligned} \frac{P_{04}}{P_c} &= \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{\eta_n} \left(\frac{k-1}{k+1} \right) \right]^{k/(k-1)}} \\ &= \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{0,90} \left(\frac{1,333-1}{1,333+1} \right) \right]^4} \\ \frac{P_{04}}{P_c} &= 1,995 \end{aligned} \quad (6.14)$$

$\frac{P_{04}}{P_a} < \frac{P_{04}}{P_c}$ olduğundan, nozul kısılmamış tip bir nozuldur. Şekil 6.3'te kısılmamış bir

nozulun T-s diyagramı görülmektedir [27].



Şekil 6.3 Kısılmamış tip nozul T-s diyagramı [27]

$$T_{05} = T_c = \frac{2}{k+1} T_{04} \quad (6.15)$$

$$= \frac{2}{1,333+1} 785,964$$

$$T_c = 673,779 \text{ K}$$

Kısılmamış tip nozul T-s diyagramına göre nozul çıkış basıncı olan P_5 , I.S.A tablosunda bulunan atmosferik basınç P_a 'ya eşit olur. Bu eşitlikler neticesinde basınç itme kuvveti sıfır olacaktır.

$$P_5 = P_a$$

$$F_{st} = (C_5 - C_a) + \frac{A_5}{\rho} (P_5 - P_a) \quad (6.16)$$

Basınç itme kuvveti

$$= (C_5 - C_a) + \frac{A_5}{\rho} (P_a - P_a)$$

Basınç itme kuvveti

Nozul çıkışındaki gazın hızı :

$$C_5 = \sqrt{kRT_c} \quad (6.17)$$

$$= \sqrt{1,333 \times 287 \times 673,779}$$

$$C_5 = 507,708 \text{ m/s}$$

Özgül itme kuvveti :

$$F_{st} = (C_5 - C_a) + \frac{A_5}{m} (P_5 - P_a)$$

$P_5 = P_a$ olduğundan basınç itme kuvveti sıfırdır.

$$F_{st} = (C_5 - C_a) + \frac{A_5}{m} (P_5 - P_a)$$

~~$\frac{m}{m}$~~ Basınç itme kuvveti

$$F_{st} = (507,708 - 20) + \frac{A_5}{m} (101,32 - 101,32)$$

$$= 487,708 + 0$$

$$F_{st} = 487,708 \text{ Ns/kg}$$

Yakıt hava oranı ve çeşitli giriş sıcaklıklarına bağlı olarak yanma odası sıcaklık artışı tablosundan [27], yanma odası giriş sıcaklığı $T_{02} = 349,545 \text{ K}$, yanma odası çıkış sıcaklığı $T_{04} = 840,15 \text{ K}$ ve sıcaklık artışı $490,605 \text{ K}$ için, teorik yakıt/hava oranı :

$$f' = 0,0123$$

olarak belirlenir. Gerçek yakıt/hava oranı ;

$$f = \frac{f'}{\eta_B} \quad (6.18)$$

$$f = \frac{0,0123}{0,98}$$

$$f = 0,01255$$

Özgül yakıt tüketimi ;

$$sfc = \frac{3600f}{F_{st}} \quad (6.19)$$

$$\text{sfc} = \frac{3600 \times 0,01255}{487,708}$$

$$\text{sfc} = 0,0926 \text{ kg/Nh}$$

olur.

7. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada bir dizel motoru turboşarjörü kullanılarak, Brayton çevrimine göre çalışan model bir jet motoru yapılmış ve başarılı bir şekilde çalıştırılmıştır. Yapım süresince kullanılan parçaların ve yeni imal edilenlerle bir bütün haline getirilen sistemin çalışması sonucunda aşağıdaki veriler elde edilmiştir.

1. İlk denemede kullanılan turboşarjörün yataklarına, 8800 1/min'lik devirle çalışan yağ pompası ile yağ gönderilince, yağ tesisatında oluşan yüksek basınçtan dolayı turboşarjör yatakları kilitlenmiş ve dönmemiştir. Kilitlenme esnasındaki basınç tespit edilememiştir. Sonrasında yağ pompasının devrini kontrol altına almak için devreye bir reosta bağlanmış ve devir istenilen şekilde ayarlanabilmiştir. Model jet motoru çalışmadığı zaman yaklaşık 4 bar'a kadar çıkan yağ basıncının, motor tam olarak çalıştırıldığında 2-2,75 bar'a kadar düştüğü görülmüştür.
2. Garret TBP431 turboşarjör ile yapılan denemelerde, yakıtın yanma verimini artırmak için yanma odasına LPG ile birlikte bir miktar oksijen verilmiştir. Dört defa yapılan LPG+oksijen denemelerinde sadece hava kullanılarak yapılan denemelere oranla daha iyi yanma, yüksek türbin devri ve yüksek sıcaklık elde edilmiştir. Beşinci denemede ise motor aynı şekilde çalıştırılmış fakat tam devre ulaştığında hem türbin hem de türbin salyangozu yüksek sıcaklıktan dolayı erimiş, bu nedenle maksimum sıcaklığın ne kadar olduğu da tespit edilememiştir. Ancak, türbin salyangozunun pik döküm olduğu bilindiği için pik dökümün erime noktası olan 1223-1785°C arasındaki bir değere ulaşıldığı tahmin edilmektedir.
3. BorgWarner-KKK turboşarjör kullanılarak yapılan denemeler sonucunda ilk olarak 17607 1/min'lik devre ulaşılmıştır. Bu devirde türbin giriş sıcaklığı 870°C, kompresörden yanma odasına giden havanın sıcaklığı da 68°C olarak ölçülmüştür. Egzoz nozulundaki sıcaklık 860°C ve yağ sıcaklığı da 65°C 'dir. Yağ basıncının 3,45 bar ölçüldüğü denemede, kompresörden yanma odasına gönderilen havanın manometre basıncı 0,39 bar olarak tespit edilmiştir.

4. LPG tüp basıncının 4 bar olduğu diğer denemelerde, model jet motoru 48660 1/min'lik devre ulaşmıştır. Türbin giriş sıcaklığı 636°C, egzoz nozulundaki sıcaklık ise 612°C olarak ölçülmüştür. Kompresör basıncı 0,47 bar ve kompresörden yanma odasına giden hava sıcaklığı da 65°C derecedir.
5. 10°C'den 40°C çevre sıcaklığına kadar yapılan denemelerde, yanma odasına gönderilen havanın basınç ve sıcaklığı, türbin giriş sıcaklığı, yağ basınç ve sıcaklığı gibi değerlerde artış olduğu gözlenmiştir. 12°C çevre sıcaklığında türbin giriş sıcaklığı 659°C, yağ sıcaklığı 38°C, yanma odasına giden havanın basıncı 0,19 bar ve sıcaklığı 43°C iken 35°C çevre sıcaklığında türbin giriş sıcaklığı 870°C'ye, yağ sıcaklığı 65°C'ye, yanma odasına giden havanın basıncı 0,39 bar'a ve sıcaklığı da 68°C'ye çıkmaktadır.
6. Art yakıcının kullanılmadığı bu çalışmadaki kuvvet ölçümleri neticesinde, 14-20 N arasında değişen değerler elde edilmiştir. Benzer biçimde ancak daha büyük ve basınç oranı yüksek turboşarjör kullanılarak ve art yakıcılı olarak yapılan model jet motorlarında daha yüksek kuvvet değerlerine (107-225 N) ulaşıldığı belirtilmiştir.

Bu çalışmanın geliştirilmesi ve daha yüksek itme kuvvetlerinin elde edilebilmesi için şunlar yapılabilir:

1. Motor çalışırken yanma odası içinde ateşlemenin-yanmanın olup olmadığının bilinmesi oldukça zordur. Yanma odası içine bir alev sensörü yerleştirilerek veya yanma odasına yüksek sıcaklık ve basınca dayanıklı saydam bir pencere açılarak yanma olup olmadığı belirlenebilir ve ateşleme olmadıysa olması muhtemel patlamaları engellemek üzere yakıt sistemindeki akış kesilebilir.
2. Atomizasyon ve iletim sorunu olmadığı için tercih edilen LPG yakıt yerine, daha enerji yoğun dizel yakıtları, benzin, jet yakıtı, vb. sıvı yakıtlar kullanılabilir. Bu yakıtlarla çalıştırılan model jet motorunun devir, sıcaklık, basınç ve verim gibi karşılaştırmalar yapılabilir.

3. Nozulun biçim ve kesitinde değişiklikler yapılarak itme gücündeki değişimler araştırılabilir.
4. Yakıt tüketimi ölçülerek yakıt tüketim hesaplamaları yapılabilir.
5. Kompresöre alınan ve kompresörden yanma odasına basılan havanın debisi ölçülebilir.
6. Jet motoruna art yanma sistemi eklenerek, elde edilecek yüksek itme gücü ile bir model araç harekete geçirilebilir. Özellikle go-kart olarak tabir edilen küçük araçlara monte edilebilir ve bu yönde denemeler yapılabilir.
7. Yüksek devir ve sıcaklığa dayanıklı yeni model turboşarjörler kullanılarak, itme gücü ve verimi artırılabilir.
8. Ateşleme bir manyeto ile sağlanmıştır. Bunun yerine elektronik bir devre kullanılarak ateşleme sağlanabilir.
9. Gaz türü yakıtlar için geliştirilen yakıt sistemine ek olarak sıvı yakıtlarında kullanılmasına olanak sağlayacak ek bir sistem (yakıt pompası, depo, enjektör) monte edilebilir.

KAYNAKLAR

1. Çetinkaya, S., “ Gaz Türbinleri ”, *Nobel Yayın Dağıtım*, 2. Baskı, Ankara, 1-6, 46-53, 123-141, 191-196 (1999).
2. İnternet : How Does a Home Build Jet Engine Work, Nederland, Guus van der Akker, Jan Willem van Susante, <http://www.jetengines.tk> (2004).
3. İnternet: Turbocharger Gas Turbine, New Zealand, Simon Jansen, <http://www.asciimation.co.nz/turbine/index.htm#The%20turbocharger> (2001).
4. İnternert : NT/5 Turbojet Engine, Canada, Mark Nye, <http://www.nyethermodynamics.com/nt5/index.html> (2002).
5. İnternet : Gas Turbine Project-How Build a Real Jet Engine, New Zealand, Bruce Simpson, <http://www.aardvark.co.nz./pjet/turbine1.htm> (2001).
6. İnternet: Nick’s Homebuilt ‘DIY’ Gas Turbine Jet Engines, United Kingdom, Nick Haddock, <http://www.nickhaddock.com.uk/turbinepage2.htm> (2006).
7. İnternet : The Powerlabs Turbine Project, USA, Sam Barros, <http://www.powerlabs.org/turbine.htm> (2002).
8. İnternet : Jet Engine Project, Danmark, Jan Petersen, Kenneth Møller, http://home8.inet.dk/jan_p/index.htm, <http://www.pulse-jets.com> (1997).
9. İnternet : Gas Turbines Background, Development and Theory, USA, <http://www.aircav.com/histturb.html> (1998).
10. Çengel, Y., Boles, A.M., “Mühendislik Yaklaşımıyla Termodinamik”, Derbentli, T., *Mc Graw Hill, Literatür Yayıncılık*, 2.Baskı, İstanbul, 405-452 (1996).
11. Şahin, K., “Resimlerle ve İngilizce Terimleriyle Uçaklar ve Helikopterler ”, *İnkılap Yayın*, İstanbul, 78-98 (1999).
12. Karakoç, H., “Uçaklarda Gaz Türbinli Motorların Yakıt Sistemleri”, *T.C. Anadolu Üniversitesi Yayınları*, Eskişehir, 45-81 (1997).
13. Öztürk, E., “Türbin Motorların Aero termodinamiği ve Mekaniği”, *Birsan Yayınevi*, İstanbul, 1-3, 100-102, 119-142 (1997).
14. Bilginperk, H., “Dizel Motorları”, *Milli Eğitim Yayınları*, 9.Baskı, İstanbul, 258-263 (2001).
15. Grohe, H., “Otto ve Dizel Motorları”, Kuşhan, E.B., *Bilim Teknik Yayınları*, İstanbul, 219-225 (1999).

16. İnternet: Türkiye, Onmuş Turbo Ltd. Şti.,
http://www.onmusturbo.com/tr/index.php?option=com_content&task=view&id=14&Itemid=46&lang=tr (2007).
17. Early, Jr.L., Ramendra, R., “Handbook of Turbomachinery”, **Marcel Decker**, 2nd ed., Arizona, 813-860 (2003).
18. İnternet : Using a Turbocharger for a Jet Engine, United Kingdom, Salvatore Aiello, <http://www.salvatoreaiello.com/main.shtml> (2006).
19. Çengel, Y., Cimbala, M.J., “Akışkanlar Mekaniği Temelleri ve Uygulamaları”, Engin, T., Öz, H.R., Çeşmeci, Ş., **Güven Bilimsel**, 1.Baskı, İzmir, 615-630 (2007).
20. Hakkıöz, İ., Borat, O., Sürmen, A., “İçten Yanmalı Motorlar”, **Birsen Yayınevi**, İstanbul, 376-398 (2003).
21. Stone, R., Ball, K.J., “Automotive Engineering Fundamentals”, **SAE International Warrendale Publishers**, USA, 161-172 (2004).
22. Bell, C., “Maximum Boost : Designing, Testing and Installing Turbocharger Systems”, **Bentley Publishers**, 1st ed., USA, 1-37 (1997).
23. Obert, E.F., “Internal Combustion Engines and Air Pollution”, **Harper and Row Publishers Inc.**, 3rd ed., Newyork, 678-714 (1973).
24. Kayan, A., “Dizel Motorlar”, **Yüce Yayın**, 1.Baskı, İstanbul, 23-35 (2003).
25. Rolls-Royce, “The Jet Engine”, **Renault Printing Co. Ltd.**, 5th ed., Birmingham England, 11-17, 35-43, 95-117 (1996).
26. Huenecke, K., “Jet Engines Fundamentals of Theory, Design and Operation”, **Motorbooks International Publishers**, 1st ed., USA, 1-24, 26-41, 125-133, 155-167 (1997).
27. Cohen, H., Rogers, G.F.C., Saravanamuttoo, H.I.H., “Gas Turbine Theory”, **Longman Group Limited**, 4th ed., England, 99-110, 233-243 (1996).
28. Heywood, J.B., “Internal Combustion Engine Fundamentals”, **Mc-Graw Hill, Inc.**, 2nd ed., USA, 248-273 (1988).
29. Challen, B., Baranescu, R., “Diesel Engine Reference Book”, **Butterworth-Heinemann**, 2nd ed., Oxford, 29-71 (1999).
30. Öztürk, E., “Türbomakinelerde Akış-Türbomakinelerin Termodinamiği ve Akışkanlar Mekaniği”, **Birsen Yayınevi**, 1.Baskı, İstanbul, 91-210 (1997).

31. Boyce, P.M., "Gas Turbine Engineering Handbook", *Gulf Professional Publishing*, 3rd ed., USA, 274-279 (2006).
32. Internet : Turbocharger Compressor and Turbine Maps, USA,
<http://www.turbobygarrett.com/turbobygarrett/products/turbochargers.html>
(2006).

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : GÜZELGÖK, Ramazan
Uyruğu : T.C.
Doğum tarihi ve yeri : 18.06.1981 Nevşehir
Medeni hali : Bekar
Telefon : 0 (312) 255 50 23
e-mail : ramazangg@gmail.com.

Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet tarihi
Lisans	Kocaeli Üniversitesi/ Makine Eğitimi	2004
Lise	Gazi Teknik Lisesi	1999

Yabancı Dil

İngilizce

Hobiler

Bilgisayar teknolojileri, Futbol, Film koleksiyonu, Resim çizmek