

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

84950

J79 TURBOJET MOTORUNUN KOJENERASYON  
AMACIYLA KULLANILMASI İÇİN  
OLABİLİRLİK ARAŞTIRMASININ YAPILMASI

Mühendis Yücel BİÇMEN

F.B.E. Makine Mühendisliği Ana Bilim Dalı Enerji Makinaları Programında  
Hazırlanan

YÜKSEK LİSANS TEZİ

T.C. YÜKSEKÖĞRETİM KURULU  
DOKÜMANTASYON MERKEZİ

84950

Tez Danışmanı : Prof. Ertuğrul KÜÇÜKKARAMIKLI

*Ertuğrul Küçükaramıklı*

Doç. Dr. Recep ÖZTÜRK

*Recep Öztürk*

*Prof. Dr. Ahmet Bayraktar*

İSTANBUL, 1999

Prof. Dr. Ahmet Bayraktar

## İÇİNDEKİLER

	<b>Sayfa</b>
SİMGE LİSTESİ.....	VI
İNDİS LİSTESİ.....	VIII
KISALTIMA LİSTESİ.....	IX
ŞEKİL LİSTESİ.....	X
TABLOLİSTESİ.....	XIII
ÖNSÖZ.....	XIV
ÖZET.....	XV
ABSTRACT.....	XVI
<b>1. GAZ TÜRBİNLERİNE GENEL BİR BAKIŞ.....</b>	<b>1</b>
1.1. Genel Bilgi.....	1
1.2. Endüstriyel Heavy-duty Gaz Türbinleri.....	5
1.3. Uçak Motorlarından Geliştirilen Gaz Türbinleri.....	6
1.4. Orta Güçlü Gaz Türbinleri.....	8
1.5. Küçük Gaz Türbinleri.....	9
<b>2. AEROTERMODİNAMİK ESASLARA GÖRE OLABİLİRLİĞİN İNCELENMESİ.....</b>	<b>11</b>
2.1 J79 Turbojet Motorunun Özelliklerinin Tanıtılması.....	11
2.2 Güç Türbini Maksimum Güç Tasarım Tekniği İle Hesabı.....	14
2.2.1 Ekzost çıkışı Mach sayısı $M_7$ ' nin hesabı.....	17
2.2.2 Güç türbini rotoruna gazların giriş Mach sayısı $M_b$ ' nin hesabı.....	18
2.2.3 Raksyon derecesi $R_t$ ' nin hesabı.....	19
2.2.4 Teğetsel Mach sayısı $M_t$ ' nin hesabı.....	19
2.2.5 Isı düşümünün $\tau_s$ ' nin hesabı.....	19
2.2.6 Açısal hız $\omega$ ' nin hesabı.....	20
2.2.7 Güç türbini çapının hesabı.....	21
2.2.8 Güç türbini rotor girişindeki teğetsel hızı $V_{\theta b}$ ' nin hesabı.....	21
2.2.9 Güç türbini şaftından alınacak şaft gücü $P_{güç}$ ' ün hesabı.....	21

### III

2.2.10	Reaksiyon derecesi $R_t$ ' nin kontrolü.....	21
2.2.11	Rotor giriş mutlak hızı $V_b$ ' nin hesabı.....	22
2.2.12	Rotor çıkışı Mach sayısı $M_c$ ' nin hesabı.....	22
2.2.13	Rotor çıkışı statik sıcaklığı $T_c$ ' nin hesabı.....	23
2.2.14	Rotor çıkışı bağıl hızı $V_c$ ' nin hesabı .....	23
2.2.15	Rotor çıkışı bağıl Mach sayısı $M_c$ ' nin hesabı.....	23
2.2.16	Rotor çıkışı toplam bağıl sıcaklığı $T_{tc,rel} = T_{tb,rel} = T_{tr}$ ' nin hesabı.....	23
<b>3.</b>	<b>LM-1500 MAKİNESİNİN TANITILMASI.....</b>	<b>25</b>
3.1	Giriş.....	25
3.2	Hava Giriş Kısmı.....	26
3.3	Gaz jeneratörü.....	26
3.3.1	Kompresör kısmı.....	26
3.3.1.1	Kompresör ön çerçevesi.....	26
3.3.1.2	Kompresör çerçevesi.....	30
3.3.1.3	Kompresör rotoru.....	33
3.3.1.4	Kompresör arka çerçevesi.....	35
3.3.2	Yanma odası kısmı.....	36
3.3.2.1	Yanma odaları.....	36
3.3.2.2	Yanma odası dış çerçevesi.....	38
3.3.2.3	Yanma odası iç çerçevesi.....	38
3.3.2.4	Geçiş hattı.....	38
3.3.3	Türbin kısmı.....	38
3.3.3.1	Birinci kademe türbin nozulu.....	40
3.3.3.2	Türbin statoru .....	40
3.3.3.3	Türbin rotoru.....	41
3.3.3.4	Türbin çerçevesi.....	43
3.3.4	Gaz jeneratörü yatakları ve sızdırmazlık elemanları.....	44
3.3.4.1	Bir no' lu yatak.....	44
3.3.4.2	İki no' lu yatak.....	44
3.3.4.3	Üç no' lu yatak.....	48
3.4	Güç Türbini.....	48
3.4.1	Ön çerçeve.....	48

## IV

3.4.2	Türbin nozulu ve türbin çerçevesi.....	53
3.4.3	Arka çerçeve.....	54
3.4.4	Güç türbini rotoru.....	57
3.5	Ekzost Kısmı.....	59
3.6	Gaz Türbini Hava Akışı.....	59
3.6.1	Gaz jeneratörü hava akışı .....	59
3.6.2	Güç türbini hava akışı.....	60
3.7	Yakıt ve Hız Yöneticisi.....	62
3.8	Yakıt Sistemi.....	63
3.8.1	Yakıt pompası.....	63
3.8.2	Yakıt filtresi.....	64
3.8.3	Yakıt kontrolü.....	64
3.9	Kapatma ve Boşaltma Valfi.....	65
3.10	Yakıt Nozulları.....	66
3.11	CIT Sensör.....	67
3.12	Hız Yöneticisi Sistemi.....	67
3.12.1	Güç türbini yöneticisi.....	67
3.12.2	Gaz jeneratörü yöneticisi.....	67
3.13	Yağlama Sistemi.....	68
3.13.1	Genel yapısı.....	68
3.13.2	Operasyon sistemi.....	68
3.13.3	Yağ tankı.....	69
3.13.4	Ana yağlama ve boşaltma vanası.....	69
3.13.5	Ana yağlama filtresi .....	70
3.13.6	Yağ basıncı emniyet valfi.....	71
3.13.7	Yağ basıncı göstergesi.....	72
3.13.8	Tank basınçlandırma ve boşluk emniyet valfi.....	72
3.13.9	Transfer dişli kutusu boşaltma pompası.....	73
3.13.10	Arka dişli kutusu boşaltma pompası.....	73
3.13.11	Üç numaralı yatak boşaltma pompası.....	75
3.13.12	Boşaltma yağı filtreleme elemanı.....	75
3.13.13	Yağ soğutucuları.....	75
3.14	Değişken Vana Sistemi.....	75
3.14.1	Genel.....	75

3.14.2	Operasyon.....	76
3.15	Buzlanmayı Önleyici Sistem.....	76
3.15.1	Genel.....	76
3.15.2	Operasyon.....	79
<b>4.</b>	<b>ENERJİ MALİYETİNİN HESABI.....</b>	<b>80</b>
4.1	Kojenerasyonun Tanımı.....	80
4.2	Yatırım Maliyetine Etki Eden Faktörler.....	83
4.3	Birim Enerji Maliyetinin Hesabı.....	84
4.4	Doğalgaz Kullanacak Tesisin Birim Enerji Maliyetinin Hesabı.....	85
4.4.1	Yıllık sermaye masrafının hesabı.....	85
4.4.2	İnşaat, montaj süresince eskalasyon ve faiz yüklerinin hesabı.....	86
4.4.3	Sabit yıllık sermaye masrafının hesabı.....	86
4.4.4	Birim elektrik enerjisi üretimi maliyeti içindeki sermaye maliyeti.....	86
4.4.5	İşletme ve bakım masraflarının hesabı.....	87
4.4.6	Yakıt maliyetinin hesabı.....	87
4.4.6.1	Tesisin yıllık Doğalgazsarfiyatı.....	87
4.4.6.2	Yıllık doğalgaz masrafı.....	88
4.4.7	Birim elektrik enerjisi üretim maliyeti içindeki yakıt maliyeti.....	88
4.4.8	Toplam elektrik enerjisi üretim maliyeti.....	88
4.5	Atık Isı Kazanındaki Isı Enerjisi Üretimi Hesabı.....	89
<b>5.</b>	<b>SONUÇLAR VE ÖNERİLER.....</b>	<b>95</b>
5.1	Sonuç.....	95
5.2	Öneriler.....	96
5.2.1	Görev Bölümü.....	96
5.2.2	Proje Aşamaları.....	97
	<b>KAYNAKLAR.....</b>	<b>98</b>

Ek Şekil 1	Kompresör giriş sıcaklığına bağlı olarak elde edilen güç (Güç türbini hızı 5500 rpm ).....	100
Ek Şekil 2	Güç türbini hızına ve özgül yakıt sarfiyatına bağlı olarak elde edilen güç. (Kompresör giriş sıcaklığı 100 °F) .....	101
Ek Şekil 3	Güç türbini ve gaz jeneratörü hızına bağlı olarak elde edilen güç.....	102
Ek Şekil 4	Kompresör giriş sıcaklığı ve ekzost çıkış sıcaklığına ( $T_3$ ) bağlı olarak elde edilen güç.....	103
Ek Şekil 5	Kompresör giriş sıcaklığına bağlı olarak türbin giriş sıcaklığı ve gaz jeneratörü hızının değişimi.....	104
Ek Şekil 6	Yakıt tüketimi ve çıkış gücü için nemliliğin kontrolü.....	105
Ek Şekil 7	Değişken vananın konumuna bağlı olarak gaz jeneratörü hızı.....	106
Ek Şekil 8	Geçiş hattı.....	107
Ek Şekil 9	Yanma odası.....	108
Ek Şekil 10	Birinci kademe türbin nozulu.....	109
Ek Şekil 11	İkinci kademe türbin nozulu.....	110
Ek Şekil 12	Üçüncü kademe türbin nozulu.....	111
Ek Şekil 13	Türbin çerçevesi.....	112
Ek Şekil 14	Türbin şrotları.....	113
Ek Şekil 15	Türbin çerçevesinin önden görünüşü.....	114
Ek Şekil 16	Türbin çerçevesinin arkadan görünüşü.....	115
Ek Şekil 17	J79 turbojet motorunun toplam sıcaklık ,hız ve toplam basınç diyagramı.....	116
Ek Şekil 18	J79 turbojet motorunun bremze test sonuçları.....	117
Ek Şekil 19	J79 turbojet motorunun bremze test sonuçları.....	118
Ek Şekil 20	J79 turbojet motorunun bremze test sonuçları.....	119
Ek Şekil 21	J79 turbojet motorunun bremze test sonuçları.....	120
Ek Şekil 22	J79 turbojet motorunun bremze test sonuçları.....	121

## VII

## SİMGE LİSTESİ

$a_0$	Ses hızı	[m/s]
$C_f$	Sabit yıllık yakıt masrafı	[M\$]
$C_k$	Sabit yıllık sermaye masrafı	[M\$]
$C_m$	Sabit yıllık işletme ve bakım masrafı	[M\$]
$c_p$	Sabit basınçta özgül ısı	[kJ/kg K]
$c_v$	Sabit hacimde özgül ısı	[kJ/kg K]
$D$	Çap	[m]
$E_e$	Yıllık elektrik enerjisi üretimi	[kW <sub>e</sub> h/yıl]
$F$	Trast	[kN]
$F$	Yakıtın fiyatı	[\$/m <sup>3</sup> ]
$g$	Birim elektrik enerjisi maliyeti	[mills/kW <sub>e</sub> h]
$g_f$	Birim elektrik enerjisi içersindeki yakıt maliyeti	[mills/kW <sub>e</sub> h]
$g_k$	Birim elektrik enerjisi içersindeki sermaye maliyeti	[mills/kW <sub>e</sub> h]
$g_m$	Birim elektrik enerjisi içersindeki işletme ve bakım maliyeti	[mills/kW <sub>e</sub> h]
$H_u$	Yakıtın alt ısı değeri	[kJ/kg]
$h$	Özgül entalpi	[kJ/kg]
$I_d$	Tesisin direk inşaat bedeli	[M\$]
$I_k$	Tesisin eskalasyon ve faiz yüklü inşaat bedeli	[M\$]
$i$	Faiz oranı	[ % ]
$k$	Özgül ısı oranı	
$L_f$	Yükleme faktörü	[ % ]
$M$	Mach sayısı	
$\overline{M}$	Mol kütlesi	[kg/kmol]
$\dot{m}$	Gazın kütleli debisi	[kg/s]
$m_f$	Tesisin yıllık yakıt sarfiyatı	[Nm <sup>3</sup> /yıl]
$n$	Türbin devir sayısı	[dev/dak.]
$N_e$	Güç	[kW]
$n$	Tesisin ömrü	[yıl]
$P$	Mutlak basınç	[Pa]

## VIII

$Q_k$	Isı gücü	[kW]
$q$	Tesisin özgül ısı sarfiyatı	[kJ/kW <sub>e</sub> .h]
$R_t$	Türbin reaksiyon derecesi	
$R$	Gaz sabiti	[kJ/kg K]
$r$	Yarıçap	[m]
$r$	İskonto oranı	[ % ]
$s$	Özgül entropi	[kJ/kg K]
$T$	Mutlak sıcaklık	[K]
$T_m$	Maksimum türbin giriş sıcaklığı	[K]
$T_t$	Toplam sıcaklık	[K]
$t$	Zaman	[s]
$U$	Çevre hızı	[m/s]
$V$	Mutlak hız	[m/s]
$v$	Özgül hacim	[m <sup>3</sup> /kg]
$W$	Bağlı hız	[m/s]
$\alpha$	Mutlak hız açısı	[ ° ]
$\Delta$	Fark	
$\delta$	Toplam basıncın çevre basıncına oranı	
$\eta_b$	Yanma verimi	
$\eta_{cis}$	Kompresör izentropik verimi	
$\eta_d$	Diffüzer verimi	
$\eta_k$	Kazan verimi	
$\eta_n$	Nozul verimi	
$\eta_{pol}$	Politropik verim	
$\eta_{th}$	Termik verim	
$\eta_{tis}$	Türbin izentropik verimi	
$\rho$	Yoğunluk	[kg/m <sup>3</sup> ]
$\theta$	Toplam sıcaklığın çevre sıcaklığına oranı	
$\pi$	Pi sayısı	
$\pi$	Toplam basınç oranı	
$\tau$	Toplam sıcaklık oranı	
$\omega$	Açısal hız	[rad/s]

## İNDİS LİSTESİ

a	hava
b	Yanma odası ; türbin rotoru kanadına giriş giriş şartı
c	Kompresör ; türbin rotoru kanadından çıkış şartı
d	Difizör
e	Çıkış
f	Yakıt
g	Gaz
n	Nozul
r	Radyal bileşen
rel	Bağıl bileşen
o	Standart deniz seviyesi şartları
t	Türbin
s	Serbest güç türbini
th	termik
z	eksenel bileşen
$\theta$	Teğetsel bileşen

**KISALTMA LİSTESİ**

<b>EGT</b>	<b>Ekzost gazı sıcaklığı</b>
<b>CIT</b>	<b>Kompresör giriş sıcaklığı</b>
<b>HEK</b>	<b>Hurda, eskimiş, köhne</b>
<b>GE</b>	<b>General Electric firması</b>
<b>TIT</b>	<b>Türbin giriş sıcaklığı</b>



## ŞEKİL LİSTESİ

## Sayfa

1.1	Dört ayrı çevrim tipine ait ısı oranlarının karşılaştırılması.....	2
1.2	Basit çevrimli bir gaz türbininin performans haritası.....	3
1.3	Rejeneratif çevrimli bir gaz türbinin performans haritası.....	4
1.4	Can-annular tipi yanma odası.....	6
1.5	Orta derecede güç üreten bir gaz türbini.....	8
1.6	Küçük bir gaz türbini kesiti.....	10
2.1	Maksimum güç türbini kademeleri hız üçgenleri.....	14
2.2	J79-19 turbojet motorunun T-S diyagramı.....	15
3.1	Başlıca gaz türbin parçaları.....	27
3.2	Kompresör ön çerçevesinin parçalanmış hali.....	28
3.3	Kompresör kısmında kullanılan dikeyler.....	31
3.4	Kompresör çerçevesinin ayrıntılı şekli.....	32
3.5	Değişken vana sistemi.....	32
3.6	Kompresör ve türbin rotorları.....	34
3.7	Kompresör arka çerçevesinin parçalanmış şekli.....	35
3.8	Yanma odası.....	36
3.9	Yanma odası kısmı.....	37
3.10	Türbin kısmı.....	39
3.11	Türbin statör çerçevesinin parçalanmış şekli.....	41
3.12	Türbin bağlantı civatası.....	42
3.13	Türbin çerçevesinin parçalanmış şekli.....	43
3.14	Bir no' lu yatak alanı.....	45
3.15	İki no' lu yatak alanı.....	46
3.16	Üç no' lu yatak alanı.....	47
3.17	Güç türbini kısmı.....	49
3.18	Güç türbini parçaları.....	50
3.19	Güç türbini ön çerçevesi.....	50
3.20	Güç türbini ön çerçevesi parçaları.....	51
3.21	Dört no' lu yatak alanı.....	52
3.22	Güç türbini arka çerçevesi.....	54

3.23	Güç türbini arka çerçevesi kısımları.....	55
3.24	Beş no' lu yatak alanı.....	56
3.25	Türbin rotoru.....	58
3.26	LM-1500 gaz türbininde hava akışı.....	61
3.27	Yakıt pompası.....	64
3.28	Yakıt filtresi.....	65
3.29	Yakıt nozulu.....	66
3.30	Yağ tankı.....	70
3.31	Ana yağlama ve boşaltma pompası.....	71
3.32	Yağ filtresi.....	72
3.33	Yağlama basıncı emniyet valfi.....	72
3.34	Transfer dişli kutusu boşaltma pompası.....	73
3.35	Arka dişli kutusu boşaltma pompası.....	74
3.36	Buzlanmayı önleyici sistem.....	77
3.37	Buzlanmayı önleyici sistem valfi.....	78
4.1	Gaz türbinli kojenerasyon tesis şeması.....	81
4.2	Gaz buhar kombine çevrimli kojenerasyon tesis şeması.....	82
Ek Şekil 1	Kompresör giriş sıcaklığına bağlı olarak elde edilen güç (Güç türbini hızı 5500 rpm ).....	100
Ek Şekil 2	Güç türbini hızına ve özgül yakıt sarfiyatına bağlı olarak elde edilen güç. (Kompresör giriş sıcaklığı 100 °F) .....	101
Ek Şekil 3	Güç türbini ve gaz jeneratörü hızına bağlı olarak elde edilen güç.....	102
Ek Şekil 4	Kompresör giriş sıcaklığı ve egzost çıkış sıcaklığına (T <sub>8</sub> ) bağlı olarak elde edilen güç.....	103
Ek Şekil 5	Kompresör giriş sıcaklığına bağlı olarak türbin giriş sıcaklığı ve gaz jeneratörü hızının değişimi.....	104
Ek Şekil 6	Yakıt tüketimi ve çıkış gücü için nemliliğin kontrolü.....	105
Ek Şekil 7	Değişken vananın konumuna bağlı olarak gaz jeneratörü hızı.....	106
Ek Şekil 8	Geçiş hattı.....	107
Ek Şekil 9	Yanma odası.....	108
Ek Şekil 10	Birinci kademe türbin nozulu.....	109
Ek Şekil 11	İkinci kademe türbin nozulu.....	110
Ek Şekil 12	Üçüncü kademe türbin nozulu.....	111
Ek Şekil 13	Türbin çerçevesi.....	112

### XIII

Ek Şekil 14 Türbin şrotları.....	113
Ek Şekil 15 Türbin çerçevesinin önden görünüşü.....	114
Ek Şekil 16 Türbin çerçevesinin arkadan görünüşü.....	115
Ek Şekil 17 J79 turbojet motorunun toplam sıcaklık ,hız ve toplam basınç diyagramı.....	116
Ek Şekil 18 J79 turbojet motorunun bremze test sonuçları.....	117
Ek Şekil 19 J79 turbojet motorunun bremze test sonuçları.....	118
Ek Şekil 20 J79 turbojet motorunun bremze test sonuçları.....	119
Ek Şekil 21 J79 turbojet motorunun bremze test sonuçları.....	120
Ek Şekil 22 J79 turbojet motorunun bremze test sonuçları.....	121



**TABLOLİSTESİ****Sayfa**

Tablo2.1	Turbojet motorunun özellikleri.....	12
Tablo2.2	J79-19 motorunun bremze testinden elde edilen performans değerleri .....	13
Tablo3.1	7 LM-1500 modeli gaz türbini teknik değerleri.....	25
Tablo3.2	7 LM-1500 gaz türbini modelinin güç türbini egzost gazı sıcaklığı.....	59



## XV ÖNSÖZ

Yirmi birinci yüzyılın dünyasında sınırsız bir ivme ile gelişen bilim ve teknolojiye faydalanmak için artan enerji ihtiyacının karşılanması gereklidir. Dolayısıyla ülkelerin kalkınmışlığının en önemli göstergelerinden biriside elektrik enerjisi tüketim miktarıdır.

Dünya üzerindeki enerji kaynaklarından hidrodinamik potansiyel ile elektrik enerjisine olan artan ihtiyaç, yeterli seviyede karşılanamamaktadır. Elektrik enerjisi üretimindeki darboğazı aşmak için alternatif çözüm metodu gaz türbini motorlarının kojenerasyon amacıyla kullanılmasıdır. Bu amaçla dünyada kullanılan gaz türbinleri artık ülkemizde de yaygınlaşmaya başlamıştır.

Milletimizin gururu olan Türk Hava Kuvvetlerimizin modernizasyonu sonucu HEK' e ayrılan F-104 savaş uçaklarına ait J79 turbojet motorlarının değerlendirilmesi amacıyla bu araştırmaya girişilmiştir.

Tez çalışmam süresince her konuda değerli bilgi ve tecrübeleriyle destek ve yardımlarını esirgemeyen çok değerli Sayın Hocam Prof. Ertuğrul KÜÇÜKKARAMIKLI' ya gerek lisans ve gerekse yüksek lisans eğitim ve öğrenim boyunca değerli bilgi ve tecrübesiyle bizleri yetiştiren Sayın hocalarım Prof.Dr. Selçuk SOMER ve Prof.Dr. Raif DURAK' a, ayrıca yakın ilgi ve alakasını esirgemeyerek değerli bilgilerinden her zaman istifade ettiğim değerli Sayın Hocam Dr. Recep ÖZTÜRK' e ve tüm değerli hocalarıma çok teşekkür ederim. Hayatım boyunca bana destek olan ailem ve her konuda yardımcı esirgemeyen ve beni teşvik eden sevgili eşim Olcay' a ve yaşam sevincimizin kaynağı, biricik kızımız Özgenaz' a da burada teşekkür ederim.

Ayrıca bu tezin yazılmasında emeği geçen herkese teşekkür ederim.

Mak.Müh. Yücel BİÇMEN

**ÖZET**

Beş bölümden oluşan bu çalışmada J79 turbojet motorunun kojenerasyon amacıyla kullanılmasının olabilirlik araştırması sonucunda LM-1500 gaz türbini modeline dönüştürülmesine yönelik bir çözüm getirilmek istenmiştir.

Çalışmanın birinci bölümünde gaz türbinleri hakkında genel bilgi verilmiştir.

İkinci bölümde J79 turbojet motorunun teknik özelliklerinin tanıtılması ve egzost gazının ısısından yararlanarak aerotermodinamik hesap yöntemi ile bir kademeli güç türbininin irdelenmesi yapılmıştır.

Üçüncü bölümde ise LM-1500 gaz türbinine dönüşümü açısından gaz jeneratörü olarak J79-GE-19 turbojet motorunun kompresör, yanma odası ve türbin kısımlarının yapısı ayrıntılı biçimde incelenmiştir. Daha sonra LM-1500 gaz türbininin güç türbini kısmı ve egzost nozulu üzerinde durulmuştur.

Dördüncü bölümde kojenerasyon tesisinin ekonomiklik durumu araştırılmıştır. Birim elektrik enerjisinin üretim maliyetinin hesabı tesisin yatırım veya sermaye, işletme ve bakım ile yakıt maliyetleri spesifik değerler esas alınarak bulunmuştur. Atık ısı kazanının kullanılması halinde kojenerasyon sisteminden sağlanacak doymuş buharın ısı gücü hesaplanmıştır. Bu ısı gücünden değişik proseslerde yararlanılması mümkündür. Ayrıca bu şekilde ısı enerjisinden sağlanacak tasarruf miktarı enerji maliyeti ile hesaplanmıştır.

Son bölümde yapılan araştırmalardan elde edilen bilgiler ışığında sonuç ve önerilere yer verilmiştir. Sonuç kısmında J79 turbojet motorunun gaz jeneratörü olarak kullanılması ve buna ilave olarak bir basamaklı güç türbini , egzost nozulu ve diğer kısımların montajı sonucu 7LM-1500 modeli gaz türbini dizaynına dönüştürülmesine yönelik bilgi verilmiştir. Fizibilite raporunun hazırlanması için yapılacak görev bölümü ve proje aşamaları öneriler kısmında sunulmuştur. Ayrıca EK' te J79 turbojet motorunun 7LM-1500 modeli gaz türbini haline dönüştürülmesinde kullanılacak kısımların parçalarına ait şekiller ile 7LM-1500 modeli gaz türbininin performans değerlerine ait diyagramlar sunulmuştur.

**ABSTRACT**

This thesis presents a new solution procedure to convert a J79 turbojet engine to the LM-1500 gas turbine considering the probability of the use of the co-generation. It has five chapters.

Literature survey about the gas turbines is given in the first chapter. The second chapter presents the technical information about the gas turbines and the aero-thermodynamics calculation method using the energy of the exhaust gases in a single stage gas turbine. Respecting to conversion to the LM-1500 gas turbine, the investigations have been concentrated in chapter-3 about the structure of the compressor, combustion chamber and the other parts of the J79-GE-19 turbojet engine, which was considered as a generator. This chapter also includes some more details about the exhaust nozzles and turbine part in the LM-1500 gas turbine.

Chapter 4 presents the economic analysis of the co-generation system. The cost analysis of the electrical energy generation has been given depending on the investments, the cost of the operation and maintenance, fuel consumption. Saturated steam's enthalpy supplied from the co-generation system is calculated if the recuperator is in use. It is possible to use this energy source in different processes. Also the amount of benefits gained from this source and the cost of the energy is calculated together.

The last chapter presents the information about the use of the J79 turbojet engine as a generator, and additionally the conversion of it to LM-1500 gas turbine model as a result of assembling the single stage power turbine the exhaust nozzles and the other parts. Appedixes include some necessary figures and diagrams for the conversion.

## 1.GAZ TÜRİNLERİNE GENEL BİR BAKIŞ

### 1.1.Genel Bilgi

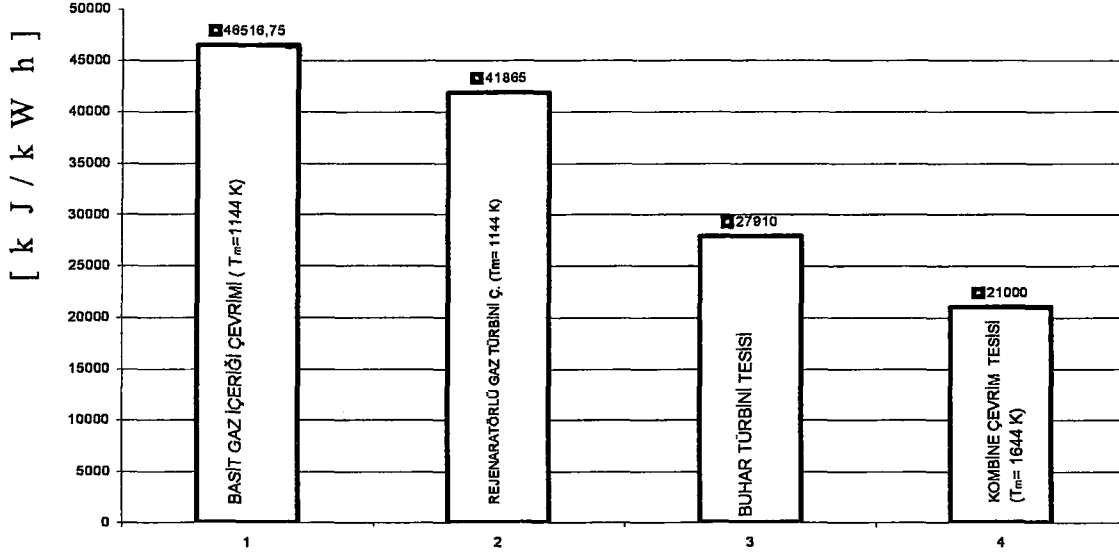
Gaz türbini, boyutu ve ağırlığına göre oldukça büyük miktarlarda güç üreten bir makinedir. Son yıllarda, gaz türbinleri dünya çapında yaygın olarak kullanılmaya başlanmıştır. Gaz türbinleri ağırlığı düşük ve değişik yakıtlarla çalışabildiği için özellikle uçak ve gemilerde doğal bir güç kaynağı haline gelmiştir. Günümüzde, doğalgaz, motorin, metan, ve buharlaştırılmış fuel-oil'ler kullanan gaz türbinleri vardır. Endüstride yaygın olarak kullanılan gaz türbinleri, dört gruba ayrılır. Bunlar;

- Endüstriyel heavy-duty gaz türbinleri,
- Uçak motorundan geliştirilen gaz türbinleri,
- Orta güçlü gaz türbinleri,
- Küçük güçlü gaz türbinleri,

Geçmişteki gaz türbinleri diğer güç kaynakları ile karşılaştırıldığında termik verimleri oldukça düşüktü. Bu gaz türbinlerinin termik verimi %1,5 civarında idi. Bu düşük termik verime rağmen hafif olduğu ve toplu bir güç sistemi olduğu için çeşitli uygulama alanları bulunmuştur. Gaz türbinlerini sınırlayan en önemli faktör, türbin giriş sıcaklığı olmuştur. Günümüzde etkili soğutma sistemlerinin ve dayanıklı malzemelerin kullanılması ile oldukça yüksek türbin giriş sıcaklığına ulaşılmıştır. Rejenerasyon kullanılması ile ısı oranı 46516,75-41865 kJ/kWh değerlerinden 27910 kJ/kWh değerine düşmüştür. Isı oranını daha da azaltacak, rejenerasyonlar metalurjik problemler tarafından sınırlandırılmıştır. Gaz türbini çevrimi ile buhar türbini çevriminin birlikte kullanılması sonucu, ısı oranını 18606,7 kJ/kWh değerine kadar düşürmüştür.

Şekil 1.1' de dört değişik çevrim tipinin karşılaştırılması gösterilmiştir. Şekil 1.1' den de anlaşılacağı üzere türbin giriş sıcaklığı arttıkça ısı oranları daha çekici hale gelmektedir.

Hangi gaz türbinin en uygun olduğuna karar verilirken, fiyatı, kurulması için gerekli olan zaman, bakım maliyeti ve yakıt maliyeti göz önünde bulundurulmalıdır. Gaz türbini en düşük fiyata ve bakım maliyetine sahip güç kaynağıdır. Ayrıca kurulması için gerekli zaman da diğer güç kaynaklarına göre azdır. Dezavantajı, yüksek ısı oranına sahip olmasıdır. Kombine çevrimlerin kullanılması uygun bir alternatif gibi gözükmektedir. Gaz türbini dizaynı bazı kriterleri karşılamalıdır. Bu kriterlerde yedi adet olarak tespit edilmiştir.



Şekil 1.1: Dört ayrı çevrim tipine ait ısı oranlarının karşılaştırılması \*

Bunlar;

- Yüksek verimlilik,
- Yüksek güvenilirlik ve kullanıma elverişlilik,
- Bakım ve tamirinin kolay olması,
- Kurulmasının kolay olması,
- Çevre standartlarına uygun olması,
- Yüksek güvenilirlik için yedek kontrol sistemlerine sahip olması,
- Çeşitli yakıtlarla ve değişik servis şartlarında çalışabilme esnekliğine sahip olması

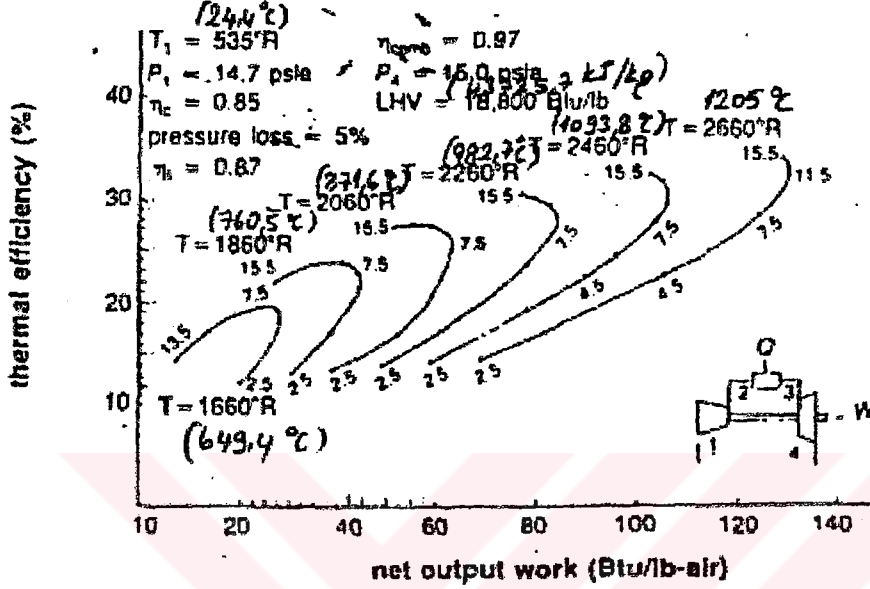
Kullanıcı bu kriterlere bakarak gerekli olanları daha iyi anlayacaktır.

Türbin verimliliğini en fazla etkileyen iki faktör; sıcaklık ve basınç oranıdır. Sıcaklığın etkisi oldukça fazladır. Türbin giriş sıcaklığının 37,8 C artması, çıkış gücünün yaklaşık olarak %10, verimliliğin %1,5 artmasını sağlamaktadır. Daha yüksek türbin giriş sıcaklığı basit çevrimli gaz türbininin verimliliğini arttırmaktadır. Verimliliği arttırmanın diğer bir yolu ise rejeneratör kullanmaktır. Şekil 1.2'deki basit bir gaz türbini çevriminin performans haritası basınç oranı ve türbin giriş sıcaklığının fonksiyonu olarak verilmiştir.

Şekil 1.3'de de rejeneratif bir çevrim için basınç oranı ve sıcaklığın verimliliğe etkisi gösterilmiştir. Bugünün çalışma sıcaklığında rejeneratörler, verimliliği %15-20 arttırmaktadır. Günümüzde 1093 C' a yaklaşan türbin giriş sıcaklığı için basit çevrimde 7:1 olan optimum basınç oranı rejeneratif sistemde 7:1' dir.

\* Bathie William W., Fundamentals of Gas Turbines, Jhon Wiley & Sons, New York, 1992.

Yüksek güvenilirlik faktörleri elde etmek için, dizayncının bir çok faktörü göz önünde tutması gerekmektedir. Dizaynda dikkat edilecek hususların bazıları; pal ve şaftlarda meydana gelen gerilmeler,(pal sıcaklığı yükselmesi), malzeme özellikleri, yedek sistemler ve kontrol sistemleridir. Yüksek verimlilik elde etmek için yüksek sıcaklığa ihtiyaç vardır. Yüksek sıcaklık ise pal ömrünü önemli derecede azaltmaktadır. Türbin pal sıcaklığını 538-677 C

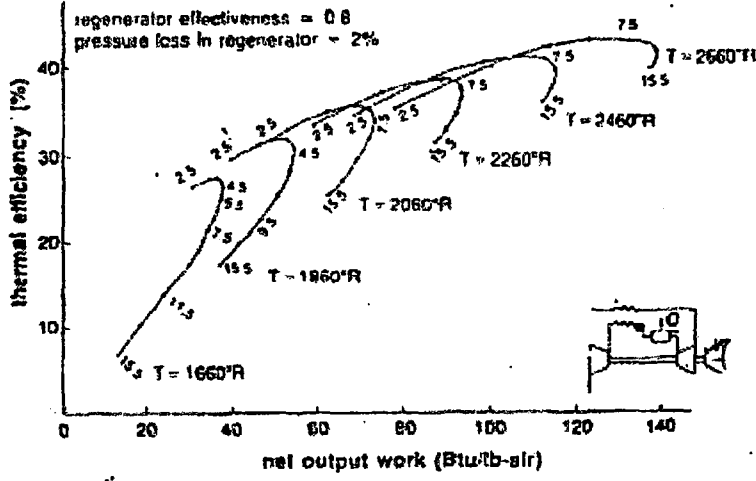


Şekil 1.2: Basit çevrimli bir gaz türbininin performans haritası\*

civarında tutmak için uygun soğutma sistemleri kullanılmalıdır. Uygun soğutma sistemleri ile beraber uygun malzeme ve kaplamalar kullanılarak türbinden yüksek güvenilirlik elde edilir.

Bakım ve onarım, dizaynın önemli bir bölümüdür. Bakım ve onarım düzenli ve uygun aralıklarda kontroller yapılırsa bakım ve onarım maliyeti düşer. Egzost gazı sıcaklığının ve şaft titreşiminin izlenmesi türbinin uygun koşullarda çalışıp çalışmadığı hakkında önemli bilgiler verir. Sıcak kısımların da deliklerden izlemeye alınması ve kontrolünün yapılması gerekmektedir. Ayrıca parçalar birbirinin bakım ve onarımını en az etkileyecek şekilde dizayn edilmelidir. Yani bakım yapılması gereken parçaya ulaşım kolay olmalıdır ve gerektiğinde parça sökülmeden ufak bakımlar yapılabilir.

\* Bathie William W., Fundamentals of Gas Turbines, Jhon Wiley & Sons, New York, 1992.



Şekil 1.3: Rejeneratif çevrimli bir gaz türbininin performans haritası\*

Sistemin kurulmasının basit olması ve sistemin randımanlı çalışması, gaz türbini seçiminde önemli bir sebeptir. Kurulmuş olan gaz türbini, mümkün olan en az açılıp kapanma ile çalıştırılmalıdır. Sık sık açılıp kapatılan gaz türbininde randıman düşer ve sistemin ömrü önemli derecede azalır.

Çevre şartları da sistemin dizaynı için önemli kriterlere sahiptir. Sistemin çevreye etkisi yasal limitler arasında olmalıdır. Yanma odaları en kritik komponentdir. En az miktarda duman ve  $NO_x$  çıkaracak şekilde dizayn edilmelidir.

Gürültü, kontrol edilmesi gereken diğer bir önemli parametredir. Havadan kaynaklanan gürültü giriş hızının düşürülmesi ve uygun giriş susturucuları kullanarak kontrol edilmeye çalışılmaktadır. NASA tarafından kompresör çerçevesi üzerinde yapılan çalışmalar gürültüyü önemli ölçüde azaltmıştır.

Kontrol ve yedek sistemler çok dikkatli dizayn edilmelidir. Bu sistemlerde meydana gelen aksaklıklar motorun çalışmasını önemli ölçüde etkilemektedir.

\* Bathie William W., Fundamentals of Gas Turbines, Jhon Wiley & Sons, New York, 1992.

Yağlama sistemi, yedek bir sistem ile beraber en az arıza yapacak şekilde dizayn edilmelidir.

Kontrol sistemleri yakıt ikmalini ve motordaki titreşim, sıcaklık ve basınç artışlarını düzenlemelidir.

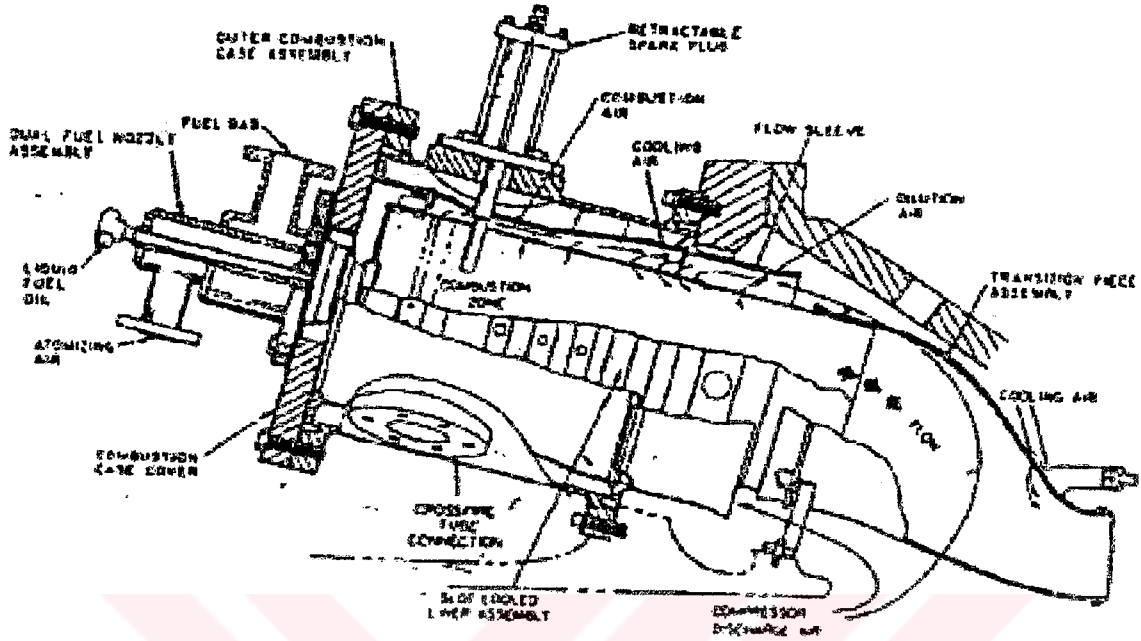
Servis şartlarının ve kullanılacak yakıtın çeşitliliği gaz türbininin uygulama alanlarını arttırmakla beraber her gaz türbini için gerekli değildir. Ama yılın değişik zamanlarında çeşitli yakıtların az olduğu bölgelerde farklı yakıtların kullanıldığı gaz türbinlerine ihtiyaç büyüktür.

Yukarıdaki kriterler, bir dizayncının başarılı bir dizayn yapması için göz önünde bulundurması gereken önemli özelliklerdir.

## **1.2.Endüstriyel Heavy-Duty Gaz Türbinleri**

Bu gaz türbinleri, II. Dünya Savaşı'nda hemen sonra dizayn edilmeye başlanmıştır. 1950'lerin başında piyasaya sürülmüştür. Başlangıçta heavy-duty gaz türbinleri, buhar türbinlerinin geliştirilmiş bir dizaynıydı. Ağırlık ve yer sorunu, yerleşik olarak dizayn edilen bu sistemler için, önemli sorunlar değildi. Dolayısıyla başlangıçtaki heavy-duty gaz türbinleri, kaba çerçevelerinden, büyük yataklardan, geniş çaplı yanma odalarından, kalın kesitli kanat profiline sahip pal ve statorlardan üretilmiştir. Bu gaz türbinlerinin sıkıştırma oranı 5:1 idi. Türbin giriş sıcaklığı ise 1066 C' a kadar çıkmıştır. Yapılan çalışmalar bu sıcaklığı 1649 C' a çıkarmayı amaçlamaktadır. Yüksek sıcaklık türbin teknolojisinden sorumlu Amerikan Enerji Enstitüsü bu sıcaklığa ulaşmayı amaç edinmektedir.

Endüstriyel heavy-duty gaz türbinlerinde, genelde aksel akış kompresör ve türbinleri kullanır. Amerikan dizaynlarında genelde can-annular yanma odaları kullanılmaktadır.



Şekil 1.4: Can-annular tipi yanma odası.\*

Yanma odaları dayanıklı duvarlara sahiptir. Odalar, özellikle düşük duman ve NO<sub>x</sub> emisyonu üretecek şekilde dizayn edilmelidir.

Bu bölümün geniş ön alanı, giriş hızını ve dolayısıyla hava gürültüsünü azaltmaktadır. Kontrol sistemi heavy-duty yöneticiler içermektedir. Yeni modellerde ise elektronik yöneticilerde kullanılmıştır. Pompalar ve motorlar heavy-duty olup uzun testler sonunda kullanıma sunulmuştur. Heavy-duty gaz türbinlerinin avantajları , uzun ömürlü olması, kullanım alanının geniş olması ile yüksek verimliliğe sahip olmasıdır. Bu tip türbinlerin, gürültüleri uçak motorlarından dizayn edilen türbinlere göre oldukça azdır. Bu türbinler gelişmiş ülkelerde elektrik enerjisi üretimi için yaygın olarak kullanılmaktadır.

### 1.3.Uçak Motorlarından Geliştirilen Gaz Türbinleri

Jet gaz türbinleri iki temel parçadan oluşmaktadır. Bunlar uçak motorundan geliştirilmiş gaz jeneratörü ve güç türbinidir. Gaz jeneratörü, gaz enerjisi üreticisi görevini görür.

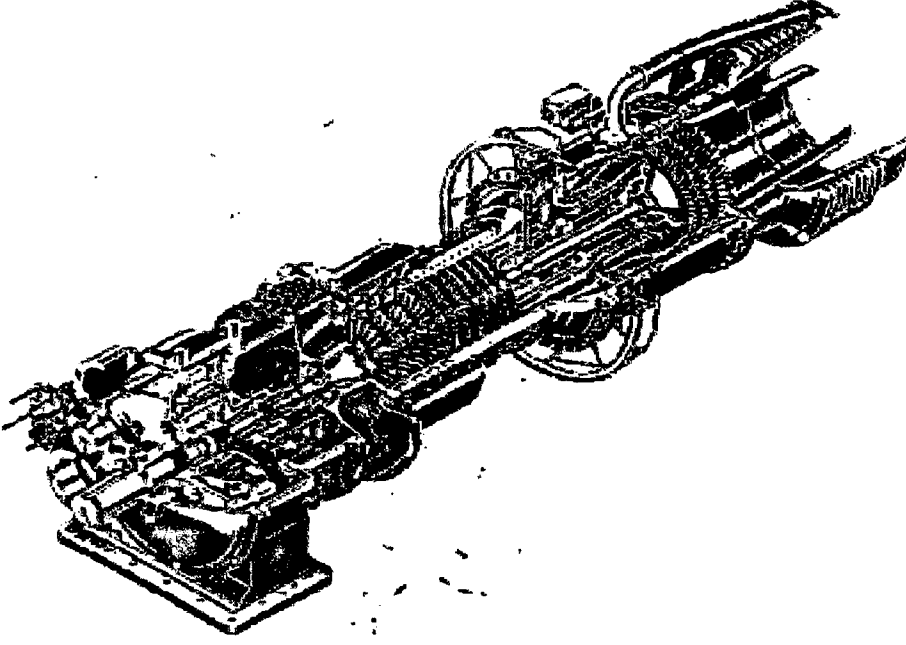
\* Bathie William W., Fundamentals of Gas Turbines, Jhon Wiley & Sons, New York, 1992.

Gaz jeneratörü, uçak motorunun endüstriyel yakıt yakacak şekilde değiştirilmesi ile elde edilmiştir. Gaz jeneratörü, yanma sonucu oluşan gazların egzost kısmında 209.69 kPa basınca ve 593 C sıcaklığa ulaşmasını sağlamaktadır.

Gaz jeneratörüne bağlanmış bulunan güç türbini, gaz jeneratöründe yanmış olan gazı bir veya iki türbin kademesinde genişleterek enerjisini alır. Gaz içinde kalan atık enerjiyle beraber atmosfere atılır. Gaz enerjisi dönme enerjisine, dönme enerjisi de elektrik enerjisine çevrilir. Güç türbini kısmı, kullanım alanına ve üreteceği güce bağlı olarak ayrı olarak üretilir. Bu gaz türbini sisteminde yağlama sistemleri, yakıt sistemleri, yönetici sistemleri ve kontrol panelleri bulunmaktadır. Sonradan üretilen ve sistemin gaz türbini olarak işleme için gerekli olan parçalar mekanik olarak test edilir ve sisteme entegre edilir.

Jet gaz türbinleri, genelde gazların tekrar kullanıldığı fabrikalar tarafından güç kaynağı olarak kullanılmaktadır. Bu gaz türbini tercih edilmesinin sebeplerini şöyle sıralayabiliriz.\*

- **Uygun kurma fiyatı:** Bu gaz türbininin boyutu ve ağırlığı az olduğu için gaz türbini üreticisi tarafından komple bir güç sistemi olarak ve paketlenerek kullanılacağı yere gönderilir. Paketin içinde bütün yedek ve kontrol panelleriyle beraber, kullanıcı tarafından belirlenmiş diğer parçalar da bulunur. Kullanılacağı bölgeye kurulması kısa sürer.
- **Çalışma şartlarının uygun, kontrolünün basit olması:** Kullanıcı makinenin mümkün olduğunca otomatik sistemlere sahip olması ve fazla dış müdahalelere gerek kalmadan çalışmasını ister. Yeni dizaynlarda, mümkün olduğunca otomatik uygulamalara yer verilmiştir. Jet gaz türbini ekipmanlarının büyük bir kısmı otomatik kontrollere sahiptir ve sistemler oldukça sadedir. Genelde soğutucu olarak yalnızca hava kullanılır. Sisteme ilk hareketi veren kısım güvenilirdir. Az bir enerji ile çalışır. Parçaların performanslarının izlenmesi ve oluşan arızaların tespiti kolaydır.
- **Bakımının kolay olması:** Jet gaz türbinlerinin egzoz çıkış gazı titreşimi izlenerek bir arızanın olup olmadığına karar verilir. Ayrıca sıcak kısımlar ve kritik parçalar gözlenerek oluşan ani performans değişikliklerine göre arıza oluşumu tespit edilir.



Şekil 1.5: Orta derecede güç üreten bir gaz türbini.\*

Arıza oluşan parçanın yerine hemen yenisi takılır ve arızalı parça onarılmak üzere fabrikaya gönderilir. Dolayısıyla bu makinelerin arızadan dolayı çalışmama zamanı çok kısadır.

#### 1.4.Orta Güçlü Gaz Türbinleri

Orta güçte gaz üreten gaz türbinleri 3730 kW ile 11190 kW arasında güç üretir. Dizaynları heavy-duty gaz türbinlerinin üretimine çok benzer. Kompresör genelde 10-16 kademeye sahip aksenal akışlı, sabsonik kompresörler kullanılır. Sıkıştırma oranı 5:1 – 11:1 arasındadır. Amerikan dizaynlarının bir çoğunda can-annular ( dairesel bir bilezik etrafında dizilmiş 5-10 yanma odası ) veya annular tipi yanma odaları kullanılmaktadır. Avrupa dizaynlarında ise yanma odaları genelde yanda bulunmaktadır.

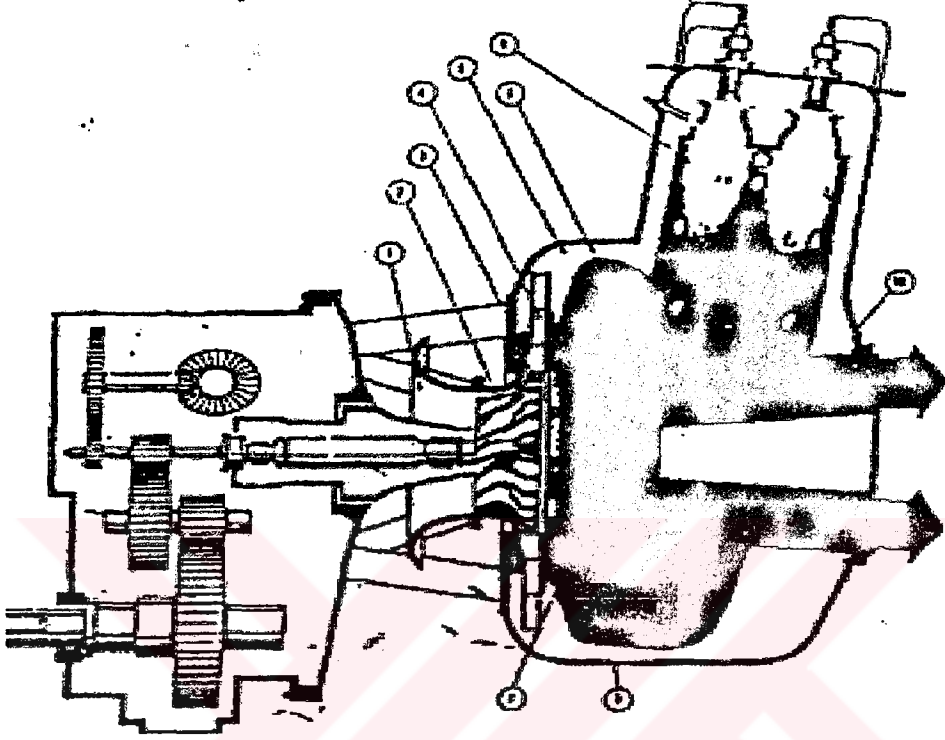
Türbin giriş sıcaklığı Amerikan dizaynlarına göre daha düşüktür. Şekil 1.5' te orta güçlü bir gaz türbini gösterilmiştir. Hem türbin hem de güç türbini kısmı genelde 2-3 kademedan oluşmuş aksenal türbinlerdir. Türbinin birinci kademe nozul ve palleri hava soğutmalıdır. Bu gaz türbinleri basit çevrimli olarak kullanıldıklarında verimlilikleri oldukça azdır. Fakat egzost gazından çeşitli yollardan faydalanılarak (özellikle buhar üretilerek) verimlilik artırılabilir.

\* Bathie William W., Fundamentals of Gas Turbines, Jhon Wiley & Sons, New York, 1992.

Ayrıca kombine çevrim şeklinde kullanıldığında verimlilik oldukça yüksek olacaktır ve bu gelecekteki amaçtır.

### 1.5.Küçük Gaz Türbinleri

Küçük gaz türbinleri 3730 kW' ın altında güç üretmek üzere dizayn edilmişlerdir. Dizaynları, büyük gaz türbinleri dizaynına benzemesine rağmen bu gaz türbinlerinde genelde radyal akışlı kompresör ve türbinler kullanılmaktadır. Radyal kompresörlerde sıkıştırma oranı 4:1 civarındadır. Bu türbinlerde genelde yanma odası yanda bulunmaktadır. Yanma odası sıcaklığı 871 C' dir. Şekil 1.6' da küçük bir gaz türbininin kesiti verilmiştir. Hava (1) no' lu hava alığından (2) no' lu radyal kompresöre gönderilir. Basıncı ve hızı artan hava (3) no' lu bölgeye gelir. Buradan yüksek verimliliğe sahip difüzöre (4) gelir ve burada havanın hızı statik basınç enerjisine dönüştürülür. Hava, düşük hızda (5) no' lu bölgeden yanma odasına (6) gönderilir. Havanın bir kısmı yanma odalarının içine gelerek yanmayı sağlarken bir kısmı da yanma odasının dış duvarından akar. Yakıtın iyi atomize edilmesi ve karışımın kontrollü olması (7) no' lu bölgede yanma odasını terk eden sıcak gazın düzgün bir sıcaklık dağılımına sahip olmasını sağlar. Bu sıcak gaz yanma odasının dışından akan soğuk gaz ile karışarak uygun sıcaklıkta türbin nozuluna (8), oradan da türbin pallerine (9) dönme enerjisi oluşturmak üzere gelir.



Şekil 1.6: Küçük bir gaz türbini kesiti.\*

Bu gaz türbinlerinde, soğutma yapılamamaktadır. Dolayısıyla, türbin giriş sıcaklığı sınırlıdır ve verimlilik büyük türbinlere göre azdır. %20-25 civarı olan ısı verimlilik, enerjisinin tamamı alınmadan dışarı atılan gazın bütün enerjisinin alınması halinde %30-35' lere kadar çıkabilmektedir.

\* Bathie William W., Fundamentals of Gas Turbines, Jhon Wiley & Sons, New York, 1992.

## 2. AEROTERMODİNAMİK ESASLARA GÖRE OLABİLİRLİĞİN İNCELENMESİ

### 2.1. J79 Turbojet Motorunun Özelliklerinin Tanıtılması

J79 turbojet motorunun dizayn ve ilk üretimi için çalışmalar 1952 yılında başlamıştır. Dünyada ilk önce 2 (iki) mach süpersonik ses hızını aşan General Dynamics B-58 bombardıman, Lockheed F-104 ve Mcdonnell F-4 süpersonik hızlı savaş uçakları için tasarlanmış ve imal edilen turbojet motorudur.

J79-10 ve J79-17 General Electric Company tarafından J79-8 ve J79-15 motorlarından geliştirilen modellerdir. Bu yeni modeller turbojet tahrik sisteminin sayesinde 17900 lbf (79,62278 kN)' luk trast (itme) kuvvetine erişilmiştir. F-104 savaş uçakları projesi kapsamında Amerika ve beş ülkede "GE lisansı altında" J79 turbojet motoru ünitelerinin imalatı yapılmaktadır.

J79-17 motoru JAFDF F-4E programı için Japonya' da da üretilmektedir. J79-19 turbojet motoru J79-17 turbojet motorunun gelişmiş bir modelidir. J79-19 İtalya' da GE lisansı altında imal edilmekte ve F-104 savaş uçaklarına monte edilmiş değişik bir versiyonudur.

J79 turbojet motorunun J79-7A, J79-11A, J79-15, J79-17, J79-19 olmak üzere beş ayrı modeli bulunmaktadır. Bu modellerin teknik özelliklerine ait değerler Tablo 2.1.' de sunulmuştur.\*

---

\* AEG-770-10(5/73), "Direct all Inquiries to Aircraft Engine Group" Cincinnati, Ohio, 45215

Tablo2.1: J79 Turbojet motorunun teknik özellikleri

<b>Teknik Özellik</b>	<b>J79-7A Turbojet Motoru</b>	<b>J79-11A Turbojet Motoru</b>	<b>J79-15 Turbojet Motoru</b>	<b>J79-17 Turbojet Motoru</b>	<b>J79-19 Turbojet Motoru</b>
Ağırlık (kg)	1621,62	1614,816	1671,516	1739,556	1744,092
Uzunluk (m) (soğuk)	5,2832	5,2832	5,29463	5,300726	5,300726
Maksimum çap (m) (soğuk)	0,97282	0,9652	0,97282	0,992124	0,992124
Maksimum radius	19,2	19,2	19,2	19,5	19,5
Kompresör kademe Sayısı	17	17	17	17	17
Türbin kademe sayısı	3	3	3	3	3
Kütle başına birim itme kuv. (kN/kg)	0,043	0,044	0,045	0,046	0,046
Basınç oranı,	12,2	12,2	12,9	13,5	13,5
Hava debisi (kg/s)	73,48	73,48	76,66	77,11	77,11
Devir Sayısı (dev/dak)	7460	7460	7685	7685	7685
Türbin giriş sıcaklığı $T_4$ ( $T_0$ /cruise) (C)	921	921	968.3	988	988
Ekzost Gazı sıcaklığı (C)	588	588	627	671	671
Maks. İtme kuv. (A/B ile) (kN)	70,3	70,3	76	80	80
Maksimum itki özgül yakıt sarfiyatı (mg/kNs)	55,8	55,8	55,09	55,66	55,66
Normal itkisi (kN)	44,5	44,5	48,5	52,8	52,8
Normal itki özgül yakıt sarfiyatı (mg/kNs)	23,8	23,8	24,4	23,8	24,3604

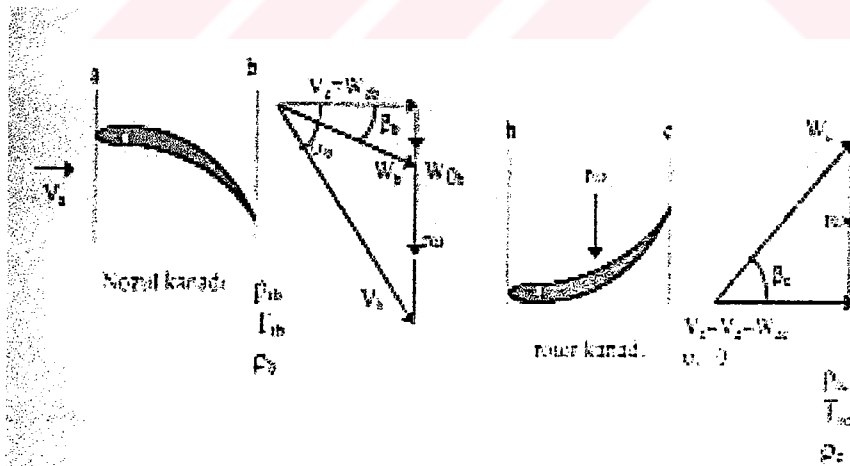
**Tablo2.2: J79-19 motorunun bremze testinden elde edilen performans değerlerinden bazıları**

	YÜKTE ÇALIŞMA DURUMU			
	ROLANTİDE	75 % NORMAL	NORMAL	ROLANTİDE
N Devir Sayısı (dev/dak)	5033.9	7067.7	7312.87	5031.8
CIT Komp.Gir. Sıc. (C)	-1.1	-2.3	-1.7	2.2
EGT Ekzost.Gazı. Sıc. (C)	283	577	665	288
WFT Yakıt Debisi (g/s)	148.27	915.188	1127.6	145.56
VEN Değişken Nozul Açısı (DEĞ)	91.1	22.2	22.3	91.5
TA Gaz Kolu Derecesi (DEĞ)	11.5	57.5	65.6	11.5
VVA Değişken Nozul Kanadı Açısı (DEĞ)	-15.2	18.8	20.5	-15.7
Çevre Basıncı (kPa)	92,09	92,1	92,1	91,9
NSP Standart Şart. Hesapl. Devir Sayısı (dev/dak)	5033.9	7007.7	7312.8	5031.8
EGTP Standart Şart. Egzost Gazı Sıcaklığı (C)	283	577	665	288
THRUST-P İtme Kuvv.Hesaplanan (kN)	0.95769	28	45	1.0039
P <sub>t2</sub> Toplam Basıncı (kPa)	.....	13.33	13.33	.....
FLHV Yakıtın Altısıl Değ. (kJ/kg)	42795.41	42795.41	42795.41	.....
SFCK Özgül Yakıt Sarfiyatı (g/kNs)	.....	21.45	22.38	.....

J79-19 turbojet motorunun art yanma difüzörü ve ekzost nozulunu motordan sökülerek, kompresör, yanma odası ve türbininden müteşekkil olan gaz jeneratörü elde edilir. Gaz jeneratörünün arkasına kojenerasyon amacıyla kullanılabilmesi için, ilave güç türbini, çıkış gücü şaftı ile yeni ekzost nozulu monte edilerek yeni bir gaz türbini imalatı yapılabilir. Güç türbini basamak sayısı, gaz jeneratörünün türbin çıkış sıcaklığına ve basıncına ve ayrıca güç türbinin devir sayısı ve sıcaklık oranına, reaksiyon derecesine, yarıçapına ve güç türbinin rotorunun relatif çıkış hızına göre boyutlandırılır. Bunların hesabını aşağıda yapalım.

## 2.2. Güç Türbininin Maksimum Güç Tasarım Tekniği İle Hesabı\*

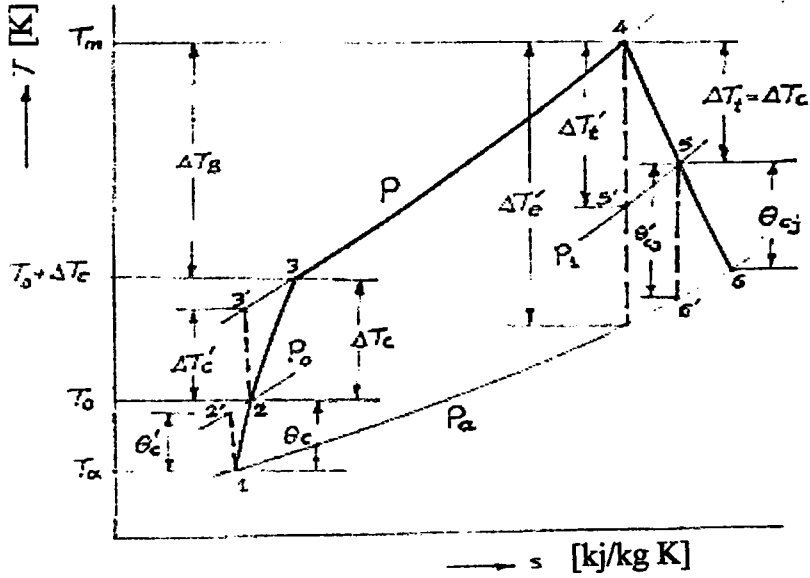
Güç türbini tasarımını, maksimum güç tasarımı tekniğine göre yapalım. Nozul kılavuz kanat veya stator kanat sırası ile onu izleyen rotor kanat sırasından oluşan türbin kademesinin tasarımında aksel hızın kademe boyunca sabit kaldığını  $V_z = \text{Sabit}$ , hızın radyal bileşeninin olmadığını  $V_r = 0$ , stator girişinin 0 derece geliş açısında gerçekleştiği,  $\alpha = 0$ , rotor çıkışındaki teğetsel hız bileşeninin sıfır  $V_{\theta c} = 0$  olduğu kabul edilir. Aslında bir türbinin boyutlandırılması ve imalatı bu derece basit değildir. Ancak biz burada işlemlerin mantığını anlatmak için bu konuda örnek bir işlem yapılmıştır. Hesaplanan değerlerden yola çıkılarak, deney ve testlerin sonucunda tam bir türbin dizaynı yapılabilir.



Şekil 2.1: Maksimum güç türbini kademeleri hız üçgenleri

Genellikle  $K_t$  ve  $C_{pt}$  için kademe boyunca sabit değerler kabul edilir.

\* Öztürk, E., (1997), Türbin Motorlarının Aerotermodinamiği ve Mekaniği, Birsen Yayınevi, İstanbul.



Şekil 2.2: J79-19 turbojet motorunun T-S diyagramı.

$$T_m = T_{t4} = 1261 \text{ K (Tablo2.1)}$$

$$T_m = 988 + 273 \text{ K}$$

$$T_m - \Delta T_t = T_{t5} = 944 \text{ K (Tablo2.1)}$$

$$T_m - \Delta T_t = 671 + 273 \text{ K}$$

$$P_{t0} = P_0 = 101,33 \text{ kPa (kabul)}$$

$$\pi_c = 13,5 \text{ (Tablo2.1)}$$

$$\dot{m} = 77,11 \text{ (Tablo2.1) [kg/s]}$$

$$N = 7685 \text{ 1/min. (gaz jeneratörü devir sayısı) (Tablo2.1)}$$

Tablo(2.2)' den alınan değerleri;

$$H_u = 43000 \text{ kJ/kg.}$$

Egzost gazı çıkış sıcaklığı; EGTP = 938 K (Tablo2.2) olarak okunur.

Kabul edilen değerler ise aşağıda sıralanmıştır.

$$\pi_b = \text{yanma odası basınç oranı } \pi_b = \frac{P_{t4}}{P_{t3}} = 0,97 \text{ (kabul)}$$

$\eta_{pol} = 0,90$  türbin ve kompresör politropik verimini olarak kabul edelim.

$$k_t = 1,33 \text{ (kabul)}$$

$$R_t = 0,285 \text{ kJ/kg K}$$

$$C_{pt} = 1,15 \text{ kJ/kg K (kabul)}$$

$$\pi_t = [\tau_t]^{k/(k-1)\eta_{pol}} \quad (2.1)$$

$$P_{10} = 101,33 \text{ kPa}$$

$$\pi_d = \frac{P_{12}}{P_{10}} = (\pi_d)_{\max} [1 - 0.075(M_o)^{1.3}]^* \quad (2.2)$$

$$\pi_{d\max} = 0,97 \text{ civarındadır.}$$

(2.2)' denkleminde kompresöre giren havanın toplam basıncı;

$$P_{12} = 0,97 \times 101,33$$

$$P_{12} = P = 98,22 \text{ kPa bulunur.}$$

$$\pi_c = \frac{P_{13}}{P_{12}} \quad (2.3)$$

$$\pi_c = 13,5 \text{ idi.}$$

(2.3)' denkleminde  $P_{13}$  basıncını hesaplayalım.

$$P_{13} = 13,5 \times 98,22$$

$$P_{13} = 1326,92 \text{ kPa}$$

$$\pi_b = 0,97 \text{ kabul idi.}$$

$$\pi_b = \frac{P_{14}}{P_{13}} \quad (2.4)$$

(2.4)' denkleminde  $P_{14}$  toplam sıcaklıktan yararlanarak yüksek basınç türbinine gazın giriş sıcaklığını bulalım.

$$P_{14} = 1287 \text{ kPa bulunur.}$$

$$\pi_t = \frac{P_{15}}{P_{14}} = (\tau_t)^{k_t/(k_t-1)\eta_{pol}} \quad (2.5)$$

$$\tau_t = \frac{T_{15}}{T_{14}} = \frac{944}{1261} = 0,748612$$

(2.5)' denkleminde yüksek basınç türbininin gaz jeneratörü basınç oranını hesaplayalım.

$$\pi_t = (0,748612)^{1,33/(1,33-1) \cdot 0,90}$$

$$\pi_t = 0,273648 \text{ bulunur.}$$

\* Öztürk, E., (1997), Türbin Motorlarının Aerotermodinamiği ve Mekaniği, Birsen Yayınevi, İstanbul.

Yüksek basınç türbininden çıkan gazların basıncı  $P_{15}$  bulalım.

$$P_{15} = 0,273468 \times 1287$$

$$P_{15} = 352 \text{ kPa bulunur.}$$

İşte buradan sonra kojenerasyon için güç üretilmesi amacıyla,

Tek kademeli ilave edilecek güç türbinindeki basınç oranının hesabı yapılır.

$$\pi_s = \frac{P_{16}}{P_{15}} = (\tau_s)^{[k_t / (k_t - 1) \eta_{pol}]} \quad (2.6)$$

$$P_{16} = P_{tc} \text{ ve } P_{15} = P_{tp} \text{ olsun.}$$

$$\tau_s = \frac{T_{16}}{T_{15}} \quad (2.7)$$

$$T_{16} = T_{tc} \text{ ve } T_{15} = T_{tb} = T_m - \Delta T_i \text{ dir.}$$

Güç türbininde genişlemenin ( $P_{10} = 101.33 \text{ kPa}$ ) atmosfer basıncına kadar yapıldığını kabul edelim. Hesabı buna göre yapalım.

Güç türbininin basınç oranı;

$$\pi_s = \frac{101.33}{352} \Rightarrow \pi_s = 0.2878 \text{ bulunur.}$$

Buradan (2.6) ve (2.7) denklemlerinin vasıtasıyla güç türbininin rotor çıkış sıcaklığı  $T_{tc}$ ' yi;

$T_{tb} = 944 \text{ K}$  giriş sıcaklığını kabul ederek hesaplırsak;

Önce  $\tau_s = 0.7572$  bulunur, buradan da

$$T_{tc} = 714,27 \text{ K olur. } (1 - \tau_s) = 0,2427 \text{ bulunur.}$$

Sabit nozuldaki (statordaki) gazın toplam sıcaklığı  $T_{ta}$  rotora giden gazın toplam sıcaklığına eşit kabul edelim. Böylece nozulda izentropik kayıpsız akış olduğunu düşünelim. Buna göre;

$$T_{15} = T_{ta} = T_{tb} = 944 \text{ K olacaktır.}$$

### 2.2.1. Ekzost çıkışı mach sayısının hesabı $M_7$

J79 turbojet motorunun egzost nozulundan çıkan gazların Mach sayısını  $M_7$  ' yi bulmak için:

$$M_7^2 = \frac{\theta_o \cdot \tau_c \cdot \{1 - [(\theta_o / \theta_t)(\tau_c - 1)]\} - 1}{0.5 \cdot (k_t - 1)} \quad (2.9)$$

$$M_7^2 = \frac{(\theta_o \pi_c^{\frac{(k_c - 1)}{k_c \eta_{pol}}}) \{1 - [(\theta_o / \theta_t)(\pi_c^{\frac{(k_c - 1)}{k_c \eta_{pol}}} - 1)]\} - 1}{0.5(k_t - 1)}$$

Hatırlatma:  $\tau_c = \pi_c \frac{k_t - 1}{k_c \eta_{pot}}$

$$\tau_t = \pi_t \frac{(k_t - 1) \eta_{pot}}{k_t} \text{ idi.}$$

(2.9)' denkleminde değerleri yerine yazılırsa

$$M_7^2 = \frac{(1.13,5^{\frac{(1,4-1)}{1,4,0,90}} \{1 - [(1/(\frac{1260}{288}))](13,5^{\frac{1,4-1}{1,4,0,9}} - 1)\}) - 1}{0,5.(1,33 - 1)}$$

$$M_7^2 = \frac{2,2847[1 - (0,2285)x(2,2847 - 1)] - 1}{0,5x0,33}$$

$M_7 = 1,7518$  bu değer  $M_a$ ' ya eşittir.

$M_a = M_7 = 1,7518$  gaz jeneratörünün egzost gazının çıkış Mach sayısı, tek kademeli olan güç türbininin sabit nozuluna (statoruna) giren gazın Mach sayısına eşittir.

### 2.2.2. Güç türbini rotoruna gazların girişi Mach sayısı $M_b$ ' nin hesabı

$M_a$  değeri ile gaz jeneratörünün türbini gazlar güç türbinindeki rotorda verebileceği, iletilebileceği maksimum güç transferini  $(M_b^2 \cdot \sin^2 \alpha_b)_{maks}$  hesabı\* ile;

$$(M_b^2 \cdot \sin^2 \alpha_b)_{maks} = \frac{2}{k-1} [(1 + 0,5(k_t - 1)M_a^2) \left[ \frac{(1 + 0,5(k_t - 1)M_a^2)}{0,5(k_t + 1)M_a^2} \right]^{\frac{k-1}{2}} - 1] - M_a^2 \left[ \frac{[1 + 0,5(k_t - 1)M_a^2]}{[0,5(k + 1)M_a^2]} \right]^{\frac{k+1}{2}} \quad (2.10)$$

aynı zamanda bu değeri aşağıdaki gibi yazabiliriz.

Buradan hesap edilecek  $(M_b^2 \cdot \sin^2 \alpha_b)_{maks}$  değerini diğer eşitliklerinde yerine yazarsak güç türbininin rotoruna giren gazların  $M_b$  Mach sayısını, reaksiyon derecesi  $R_t$ ' yi,  $M_T$  teğetsel hızın Mach sayısını ve bunlara bağlı olarak güç türbininin diğer değerlerini hesap edebiliriz.

$$(M_b^2 \cdot \sin^2 \alpha_b)_{maks} = \frac{2}{k_t + 1} (M_b^2 - 1) \quad (2.11)$$

$$(M_b^2 \cdot \sin^2 \alpha_b)_{maks} = (1 - \tau_s)^2 \left[ \frac{[1 + 0,5(k_t - 1)M_b^2]}{(k - 1)M_T} \right]^2 \quad (2.12)$$

$$(M_b^2 \cdot \sin^2 \alpha_b)_{maks} = [2 M_T (1 - R_t)]^2 \quad (2.13)$$

\* Öztürk, E., (1997), Türbin Motorlarının Aerotermodinamiği ve Mekaniği, Birsen Yayınevi, İstanbul.

denklemlerle  $M_b$ , maksimum teğetsel Mach sayısını yada başka bir deyişle transfer edilen gücü temsil eden  $M_{\theta, maks} = (M_b \sin \alpha_b)$  değerinin yardımıyla hesap yapılabilir.

(2.10)' denkleminde  $M_a = 1,7518$  ve  $k_t = 1,33$  değerlerini yerine yazarsak.

$$(M_b^2 \cdot \sin^2 \alpha_b)_{maks} = 0,7345 \text{ bulunur.}$$

(2.11)' denkleminde  $M_b$ ' yi hesaplırsak,

$$M_b = 1,3622 \text{ bulunur.}$$

$M_T$  = teğetsel Mach sayısını ise (2.12) denkleminde değerleri yerine yazılırsa,

$$M_T = 1,1209 \text{ bulunur.}$$

### 2.2.3. Reaksiyon derecesi $R_t$ ' nin hesabı

(2.13) denkleminde de  $R_t$  reaksiyon derecesini hesaplayım, değerleri yerine koyulursa,

(2.13) denkleminde  $R_t = 0,6176$  reaksiyon derecesi olarak tespit edilir.  $R_t$  reaksiyon derecesinin  $0,2 < R_t < 0,4$  tercih edilir. Çünkü  $T_{c,rel}$  rotor bağımlı kanat sıcaklığı  $T_r$  kanat sıcaklığı  $R_t$  reaksiyon derecesi çok yüksek seçildiğinde malzemenin yapısal analizi ve ısı transferindeki güçlük nedeniyle ısıl gerilmeler neticesi rotor kademesindeki kanatların dayanımı ve ömrü azalır ve imalat maliyeti artar. Bu yüzden  $R_t < 0,4$  seçilir.

### 2.2.4. Teğetsel Mach sayısı $M_T$ ' nin hesabı

Reaksiyon derecesi Mach  $R_t = 0,4$  olacak şekilde  $M_t$  teğetsel Mach sayısı  $M_T$ ' nin

$(M_b^2 \cdot \sin^2 \alpha_b)_{maks} = 0,7345$  ve rotor kademesine girişteki mutlak hızın Mach sayısı  $M_b = 1,3622$  değerleri dikkate alınarak yeniden hesap edilmesi gerekir.

$$M_T = \left[ \frac{(M_b \sin \alpha_b)_{maks}}{2(1 - R_t)} \right] \quad (2.14)$$

(2.14) denkleminde değerleri yerine yazalım.

$$M_T = \frac{0,857}{2 \cdot (1 - 0,4)} = 0,7142 \text{ bulunur.}$$

### 2.2.5. Isı düşümünün $\tau_s$ ' nin hesabı

Reaksiyon derecesini  $R_t = 0,4$  olabilmesi için güç türbinin  $\tau_s$  ısı düşümü oranının incelenmesi gerekir. Yeniden  $\tau_s$  değerini (2.12)' denkleminde çıkararak ;

$$\tau_s = 1 - \frac{(M_b \sin \alpha_b)_{maks} \cdot (k_t - 1) M_T}{1 + 0,5(k_t - 1) M_b^2} \text{ olur} \quad (2.15)$$

(2.15) denkleminde değerleri yerine yazılırsa.

$$\tau_s = 1 - \frac{0,857 \times 0,33 \cdot 0,7142}{1 + (0,5 \times 0,33 \times 1,8557)}$$

$$\tau_s = 0,8453 \text{ veya } (1 - \tau_s) = 0,1547 \text{ bulunur.}$$

$$T_{tc} = T_{tb} \times \tau_s = 944 \cdot 0,8453 = 798 \text{ K hesaplanır.}$$

Türbin kademesinin basınç düşümü de  $\pi_s$  ile ifade edildiğinden;

$$\pi_s = (\tau_s)^{k_t / (k_t - 1) \eta_{pol}} = (0,8453)^{1,33 / (1,33 - 1) \cdot 0,90} = \pi_s = 0,8453^{4,7881} \text{ den}$$

$$\pi_s = 0,4711 \text{ olarak hesaplanır.}$$

$$P_{tc} = 352 \cdot 0,4711$$

$P_{tc} = 165,8398$  kPa güç türbininin kademe çıkış basıncı olmalıdır. Bu değer 101,33 kPa olan atmosfer basıncından yüksektir. Tek kademeli güç türbininde genişleme sonucu 165,8 kPa dır.

Şimdi  $T_{tb} = 944$  K ve  $M_b = 1,3622$  Mach sayısına göre rotor girişi statik sıcaklığını bulalım.

$$T_b = \frac{T_{tb}}{1 + 0,5(k - 1)M_b^2} \text{ [K]} \quad (2.16)$$

(2.16)' denkleminde değerleri yazarsak;  $T_b$

$$T_b = 722 \text{ K bulunur.}$$

stator çıkışındaki ses hızını hesaplayalım.

$$a_b = (k_t \cdot R_t \cdot T_b)^{1/2} \quad (2.17)$$

(2.17)' denkleminde  $k_t = 1,33$  ve  $R_t = 285$  J/kg K ve  $T_b$  değerlerini yerine yazarsak.

$$a_b = (1,33 \cdot 285 \cdot 722)^{1/2}$$

$$a_b = 523,449 \text{ m/s bulunur.}$$

Teğetsel Mach sayısı  $M_T$  ;

$$M_T = \frac{U}{a_b} \text{ idi.} \quad (2.18)$$

Buradan teğetsel hızı  $U$ ' yu hesaplayalım.

$$U = 0,7142 \cdot 523,449$$

$$U = 373,8479 \text{ m/s olur.}$$

Teğetsel  $U$  hızı, açısal  $\omega$  hızı ile rotor yarıçapı  $r$ ' nin çarpımına eşit olduğundan,

$$U = \omega \cdot r \text{ [m/s]} \quad (2.19)$$

### 2.2.6. Açısal hız $\omega$ ' nin hesabı

$$\omega = \frac{\pi N}{30} [\text{rad/s}] \quad (2.20)$$

N: güç türbini devir sayısı 1/min

N= 5500 1/min olarak seçelim (kabul)

$$\omega = \frac{\pi \cdot 5500}{30}$$

$$\omega = 575,95 \text{ rad/s}$$

### 2.2.7 Güç türbini çapının hesabı

(2.19)' denkleminde  $r$ ' yi çekersek;

$r = 0,649$  m olur, buradan da türbin çapının

$$2r = 2 \cdot 0,649$$

$$2r = 1,2982 \text{ m. } \phi \text{ olarak bulunur.}$$

### 2.2.8 Güç türbininin rotor girişindeki teğetsel hız $V_{\theta}$ ' nin hesabı

$$V_{\theta} = \frac{C_{pt} \cdot (1 - \tau_s)}{r \omega} \quad [\text{m/s}] \quad (2.21)$$

$$V_{\theta} = \frac{1,15 \cdot 10^3 \cdot 944 \cdot (1 - 0,8453)}{373,8479}$$

$$V_{\theta} = 449,49 \text{ m/s}$$

### 2.2.9 Güç türbini şaftından alınacak şaft gücü $Ne$ ' nin hesabı

$$Ne = 77,11 \cdot 1,15 \cdot 944 \cdot (1 - 0,8453)$$

$$Ne = 12908 \text{ kW} = 12,908 \text{ MW güç üretir.}$$

### 2.2.10 Reaksiyon derecesinin $R_t$ ' nin kontrolü

$$R_t = 1 - \frac{V_{\theta}}{2\omega r} \quad (2.23)$$

$$R_t = 1 - \frac{449,49}{2.373,8479} = 1 - 0,60$$

$R_t = 0,4$  bulunur.

### 2.2.11 Rotor girişi mutlak hızının $V_b$ ' nin hesabı

$$V_b = M_b \sqrt{\frac{C_p \cdot (k_t - 1) T_b}{1 + 0,5 \cdot (k_t - 1) M_b^2}} \quad [\text{m/s}] \quad (2.24)$$

Rotor girişi akış açısının  $\alpha_b$  hesabı ise;

$$\sin \alpha_b = \frac{V_{\theta}}{V_b}$$

$$\alpha_b = \text{ArcSin} \frac{V_{\theta}}{V_b} \quad (\text{rad}) \quad (2.25)$$

Önce  $V_b$  hızını (2.24)' denkleminde,

$$V_b = 1,3622 \cdot \sqrt{\frac{1,15 \cdot 10^3 \cdot (1,33 - 1) \cdot 944}{1 + 0,5 \cdot (1,33 - 1) \cdot 1,3622^2}}$$

$V_b = 713,399$  m/s bulunur.

şimdi (2.25)' denkleminde  $\alpha_b$  akış açısını bulalım,

$$\alpha_b = \text{ArcSin} \left( \frac{V_{\theta}}{V_b} \right) = \text{ArcSin} \left( \frac{449,49}{713,399} \right) = \text{ArcSin}(0,63)$$

$\alpha_b = 39,0555^\circ \Rightarrow \text{DEG açısı} = 39^\circ 3' 19,86''$  bulunur.

### 2.2.12 Rotor çıkışı Mach sayısı $M_c$ ' nin hesabı

$$V_c = V_z = V_b \cdot \cos \alpha_b \quad [\text{m/s}] \quad (2.26)$$

$$V_c = V_z = 713,399 \cdot \cos 39,0555 = 553,9798 \quad \text{m/s}$$

$$M_c = \frac{M_b \cdot \cos \alpha_b}{\sqrt{1 - (1 - \tau_s) \cdot (T_b / T_b) \cdot R_t}} \quad (2.27)$$

(2.27)' denkleminde şimdi  $M_c$  ' yi hesaplayalım.

$$M_c = \frac{1,3622 \cdot \cos 39,0555}{\sqrt{1 - (1 - 0,8458) \cdot \left( \frac{944}{722} \right) \cdot 0,4}} = \frac{1,05772}{0,9588}$$

$M_c = 1,1031$  bulunur.

### 2.2.13 Rotor çıkışı statik sıcaklığı $T_c$ ' nin hesabı

$$T_c = \frac{T_{tc}}{1 + 0,5 \cdot (k_t - 1) M_c^2} \quad [\text{K}] \quad (2.28)$$

(2.28)' denkleminde değerleri yerine yazılırsa,

$$T_c = \frac{798}{1 + 0,5 \cdot (1,33 - 1) \cdot 1,1032^2}$$

$T_c = 664,5462$  K bulunur.

$T_c = 391,5462$  C

### 2.2.14 Rotor çıkışı bağıl hızı $V_c$ ' nin hesabı

$$W_c = \sqrt{[V_z^2 + (\omega r)^2]} = \sqrt{V_b^2 - (V_{\theta b})^2 + (\omega r)^2} \quad [\text{m/s}] \quad (2.29)$$

(2.29)' denkleminde

$$W_c = \sqrt{(553,9798)^2 + (373,8479)^2}$$

$W_c = 668,1989$  m/s

### 2.2.15 Rotor çıkışı bağıl Mach sayısı $M_{c,rel}$ ' in hesabı

$$M_{c,rel} = M_b \left( \frac{W_c}{V_b} \right) \left( \frac{T_b}{T_c} \right)^{1/2} \quad (2.30)$$

(2.30)' denkleminde değerleri yerine yazalım.

$$M_{c,rel} = 1,3622 \cdot \left( \frac{678,1989}{713,399} \right) \cdot \left( \frac{722}{664,5462} \right)^{1/2}$$

$M_{c,rel} = 1,3299$  bulunur.

### 2.2.16 Rotor çıkışı toplam bağıl sıcaklığı $T_{tc,rel} = T_{th,rel} = T_{tr}$ 'nin hesabı

$$T_{tc,rel} = T_{tc} + \frac{(\omega r)^2}{2 \cdot C_{pt}} \quad [\text{K}] \quad (2.31)$$

(2.31)' denkleminde

$$T_{tc,rel} = 798 + \frac{(373,8479)^2}{2.115.10^3} = 798 + 60,6339$$

$$T_{tc,rel} = 858,6939 \text{ K bulunur.}$$

$$T_{tc,rel} = 585,6939 \text{ C bulunur.}$$

Bu bölümde maksimum güç tasarım tekniğine göre, J79 turbojet motorunun gaz jeneratörü olarak kullanılması sonucunda tek kademeli ilave güç türbini montajı yapılabileceği gösterilmiştir. Güç türbininin tek kademeli olması gerektiğinden, kademe sayısının birden fazla olması halinde ise türbinde güç üretilmeyeceğine, güç tüketilmesi sorunu ortaya çıkar. Güç türbinine giren gazın sıcaklığını 944 K' den 714,27 K' e, basıncı ise 352 kPa' dan 101,33 kPa' ya kadar türbinde genişlemeye müsaade edildiğinde reaksiyon derecesinin  $R_t = 0,6176$  olmasına neden olduğu görülmektedir. Reaksiyon derecesinin değeri  $0,2 \leq R_t \leq 0,4$  aralığında olması istenir. Bu nedenle reaksiyon derecesine bağlı olarak türbin rotor kanat malzemesinin alaşım durumu, yüksek sıcaklıktaki mukavemet değeri ile ömrü dikkate alınmak zorundadır. Gerek imalat kolaylığı ve gerekse malzemenin ömrü, ekonomiklik açısından maliyete direkt tesir eder. Reaksiyon derecesinin yüksek seçilmesi sonuçta maliyeti çok fazla arttırır. Yapılan hesaplamada, reaksiyon derecesi 0,4 seçilmiştir. Hesaplar buna göre yeniden baz alınarak yapılmıştır. Bu şekilde gaz türbininde 12908 kW güç üretilbilecektir. Güç türbininde genişleme 352 kPa' dan 165 kPa' ya kadar yapılması uygun olmaktadır. Türbin rotorunun sıcaklığı 858,69 K olarak bulunmuştur. Rotor çıkışındaki bağıl Mach sayısı 1,32 olarak hesaplanmıştır. Ayrıca türbin kanadına gazların aksel doğrultuda  $39,05^\circ$  lik açıyla gireceği bulunmuştur. Güç türbinini terkeden ekzost gazlarının sıcaklığı 798 K olduğu görülmüştür. Bu yüksek sıcaklıktan atık ısı kazanında yararlanılması mümkündür. Dördüncü bölümde atık ısı kazanından elde edilecek ısı gücünün hesabı yapılmıştır. Şimdi J79 turbojet motorunun kojenerasyon amacıyla kullanılabilmesi için, GE firmasının ürettiği ve kojenerasyon amacıyla kullanılan LM 1500 modeli gaz türbinine dönüşümünün nasıl yapılacağını inceleyelim. LM 1500 modeline göre yapılacak tadilatı uygun olarak sistemin çalışması detaylı olarak üçüncü bölümde anlatılmıştır.

### 3.LM-1500 MAKİNESİNİN TANITILMASI

#### 3.1.Giriş

General Electric, 7LM1500PE101 ve 7LM1500PE102 gaz türbinleri, tek çevrimli iki şaftlı gaz türbinlerinden olup temelde gaz jeneratöründen de güç türbininden, bir hidromekanik kontrol sisteminden, egzoz kısmından, kontrol ünitesinden ve sisteme ilk hareketi veren (starter) dişli kutusundan oluşmaktadır. 7LM1500 gaz türbininin teknik değerleri Tablo 3.1' de verilmiştir.

**Tablo 3.1: 7 LM-1500 modeli gaz türbini teknik değerleri.\***

	ÇALIŞMA DURUMU		
	ROLANTİDE	NORMAL YÜKTE	TAM YÜKTE
Çıkış gücü (kW)	.....	9325	10444
Kompresör giriş sıcaklığı (C)	37.8	37.8	37.8
T <sub>s</sub> Güç türbini giriş sıcaklığı (C)	371	557	604
Gaz jeneratörü Devir sayısı ( dev/dakika)	4000	7130	7300
Güç türbini devir sayısı ( dev/dakika)	3200	5500	5500
Yağ basıncı (kPa)	83.88	244.6	279.6
Yağın dönüş sıcaklığı (C)	46	85	93
Nozuldaki yakıtın püskürtme basıncı (kPa)	873.7	2446.4	2656.1
Kompresör çıkış basıncı (kPa)	160.7	908.6	978.6
Dokuzuncu kademe hava basıncı (Güç türbinine giden) (kPa)	34.2	86	102.75

\*Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", " Technical Manual for General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1".

### 3.2.Hava Giriş Kısmı

Gaz türbininin hava giriş kısmı, havanın kompresöre uygun şekilde girmesini sağlar. Durgun ve türbülanssız hava akışının oluşmasını sağlar. Bu kısım bir alüminyum giriş borusundan ve kurşun bir uçtan oluşmaktadır.

Giriş borusu temiz havayı kompresöre gönderen bir manifold ve yakıt kontrolü için açık duran CIT sensöründen oluşmaktadır.

### 3.3.Gaz Jeneratörü

Gaz jeneratörü, hava giriş ayarlayıcısı (IGV) ve statorunun ilk altı kademesi, yunuslama açısı ayarlanabilen on yedi kademedan oluşmuş aksel akış kompresöründen, on ayrı yanma odasına sahip can-annular tipi yanma odası sisteminden ve direkt kompresör rotoruna bağlı olan üç kademeli bir aksel akış türbininden oluşmaktadır.

Rotorlar üç ana yatakla desteklenmektedir. İşlem sırasında motorun önünden giren hava IGV tarafından kompresöre uygun açıyla gönderilir. Hava sıkıştırılır ve yanmanın olduğu kısma doğru yüksek basınç ve düşük hızda itilir. Her yanma odasında bir yakıt nozulu (nozzle) vardır ve yakıtı yanma için atomize eder. Hava yakıt karışımı ilk önce bir yanma odasında tutuşturulur. Daha sonra hızlı bir şekilde geri kalan odalara, komşu odaları birbirine bağlayan çapraz tutuşturma boruları yardımıyla yayılır. Bir defa başlayınca yanma olayı devam eder ve tutuşturma olayı sona erer. Yanma sonucu oluşan gazlar, kompresör rotorunu besleyen türbin kısmına gelir daha sonra güç türbinine doğru akar.

#### 3.3.1. Kompresör Kısmı

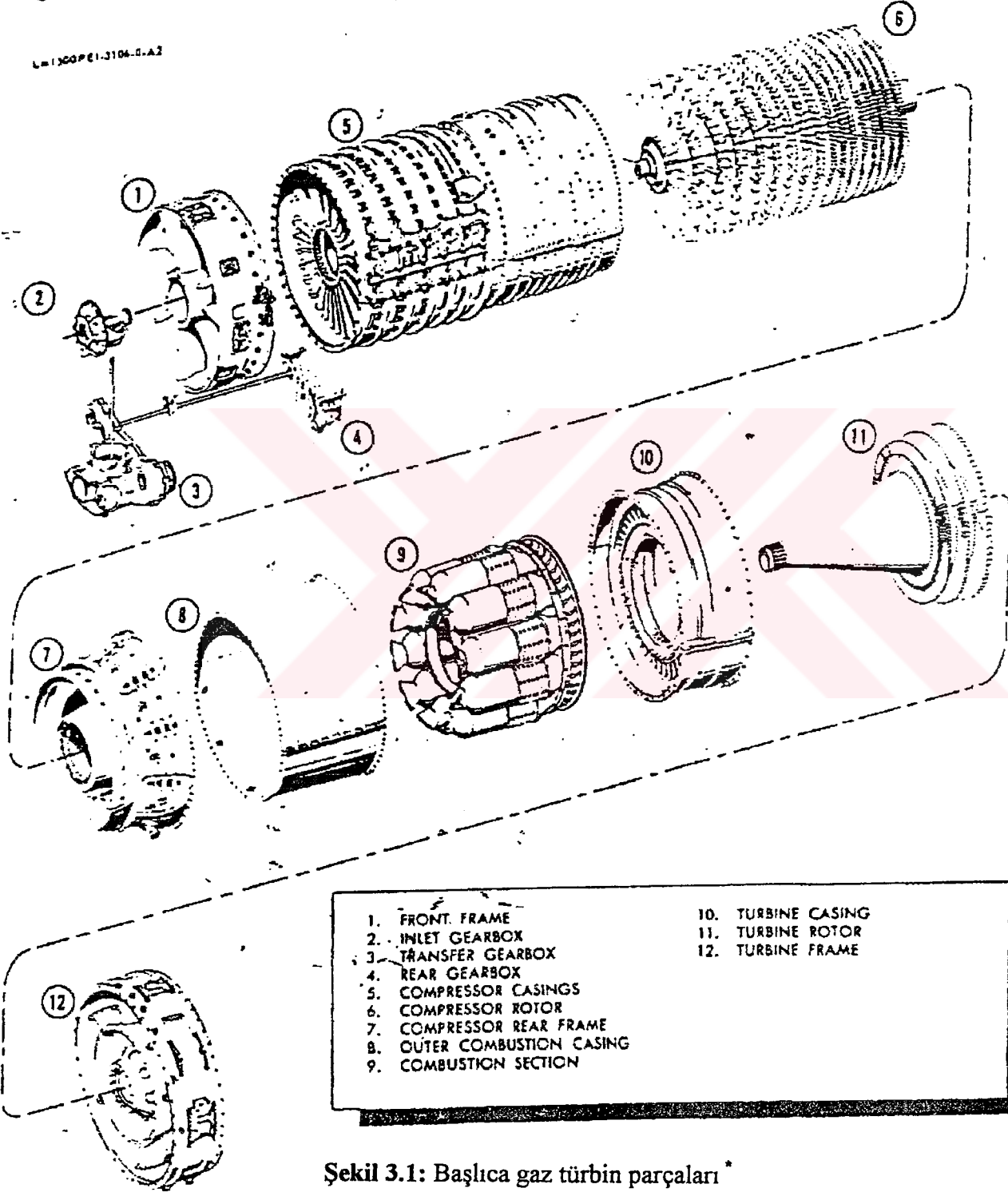
##### 3.3.1.1.Kompresör ön çerçevesi

Ön çerçeve, havayı giriş kısmına göre ayarlar ve kompresör kısmının ön tarafına destek olur. Çerçeve , kromlandırılmış çelikten yada dökme alüminyumdan bir dış kabuk, bir iç tekerlek göbeğinden ve sekiz tane dikme (strut)' den oluşmaktadır. Bu çerçeve aynı zamanda, bir numaralı yatak kısmı, yirmi tane IGV (Inlet Guide Vane – Kompresöre havanın düzgün olarak girmesini sağlayan kısmı) ve bunların tahrik mekanizmalarını içermektedir. Dışli kutusu kısmı da gövdeye bağlıdır. Çerçevenin dış kabuğu montaj konfigürasyonlarındaki varyasyonlara müsaade etmesi açısından üç montaj yatağı içerir. Bunlar saat altı konumunda

bulunan ve dişli kutusunu destekleyen yatak ve yirmi IGV (Inlet Guide Vane)' nin kök kısmını destekleyen küresel taşıyıcı yataklardır.

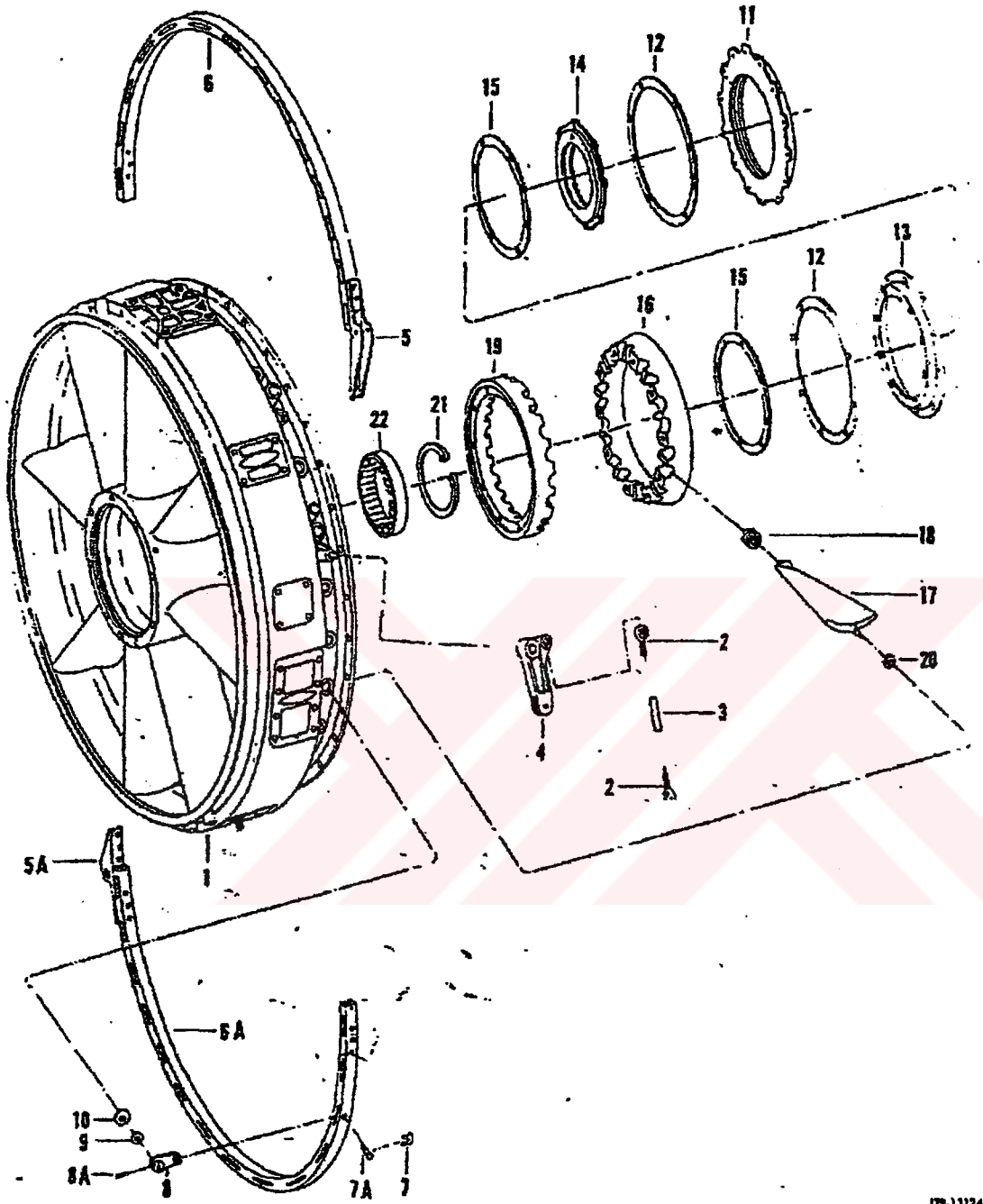
Dişli kutusu kısmı, tekerlek gövdeye bağlı olup bir no' lu yatak karteri ile de bütünleşmiştir. Gaz türbinine ilk hareket dişli kutusundan verilmekte daha sonra makine çalışabileceği devre gelince otomatik olarak devreden çıkmaktadır.

U-1300PE1-3104-D-A2



Şekil 3.1: Başlıca gaz türbin parçaları \*

\*Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual for General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1".



J79-13124

Şekil 3.2: Kompresör ön çerçevesinin parçalanmış şekli.\*

\*Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual for General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1".

### Sekil 3.2' nin parçaları

1. Ön çerçeve,
2. Kol sonu yatağı,
3. İtme kolu,
4. Hava giriş ayarlayıcısı belkrankı,
5. Bağlayıcı eleman,
6. Tahrik edici yarım bilezik,
- 6A.Tahrik edici yarım bilezik,
7. Kilit açıcısı,
- 7A.Kilit açıcısının pimi,
8. Manivela kolu,
- 8A.Manivela kolunun döndürücü pimi,
9. Teflon temizleyici,
10. Yay yıkayıcı,
11. Karbon hava sızdırmazlık elemanı,
12. Hava sızdırmazlık elemanı contası,
13. Manifold kabuğu,
14. Yağ sızdırmazlık elemanı,
15. Yağ sızdırmazlık elemanı contası,
16. IGV' nin destek halkası,
17. IGV,
18. İç küresel yatak,
19. IGV destek halkası (ön kısmı),
20. Dış küresel yatak,
21. Bir numaralı yatağın ani açılabilir halkası,
22. Bir numaralı yatak.

Ön çerçeve dikmeleri yağ haznesine soğutucu hava, buzlanmaya karşı etkili havayı sağlama görevini görürler. Dişli kutusundan hareketi sağlayan radyal şaft da dikmenin içinden geçer. Bir başka dikmede bulunan bir tüp dokuzuncu kademenin bastığı havayı, yağ sızdırmazlık elemanına gönderir. Dört numaralı dikme iki tüp içermektedir. Bunlardan biri bir numaralı yatağın karteri için yağ tedarik ederken diğeri kullanılmamaktadır. Beş numaralı dikme radyal şaftı taşımaktadır ve bir numaralı yatak karterinden gelen kirli yağın akışını sağlamaktadır.

İki, üç, yedi ve sekiz no' lu dikmeler tekerlek şeklindeki ön gövdeye buzlanmayı önleyici hava sağlamaktadır. Dört ve altı no' lu dikmeler, ayrıca bir no' lu dikmenin hücum ve firar kenarına yakın kısımları buzlanmayı önleyici havayı dışarı atar. Bir ve beş no' lu dikmeler bir no' lu yatak karterine kadar uzanan bir yol içermektedir. (Şekil 3.3).

Ön çerçevenin arkasından bakıldığı zaman dikmeler saat dönüş yönünde dizilmiş olup bir no' lu dikme on iki konumunda veya on iki konumunun hemen sağında bulunur.

### 3.3.1.2.Kompresör çerçevesi

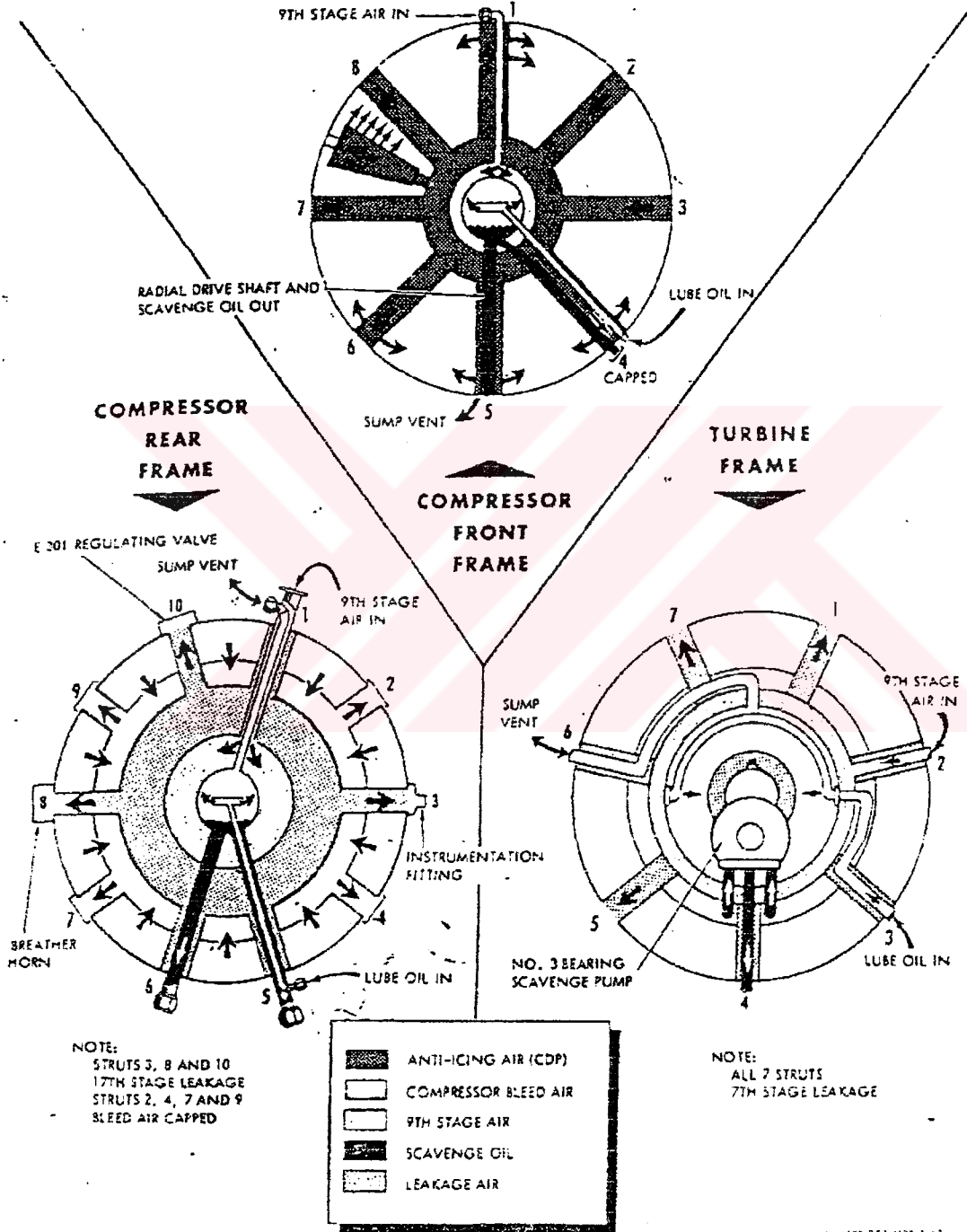
Kompresör çerçevesi, iki silindir yapıdan meydana gelmiştir. Malzeme olarak kromlandırılmış çelik kullanılmıştır. Her silindir üst ve alt parçalardan oluşmuştur. Kilitleyici flanşlar arka yarının, ön silindirden önce sökülmesini sağlayacak şekilde dizayn edilmiştir. Ön kısım altı kademe kontrol edilebilir vanalardan, bu vanaları tahrik eden bağlardan ve sabit açılı yedinci kademe vanadan oluşmaktadır. Çerçevenin dış kısmı, motor aksesuarlarının montajı için donatılmıştır.

Değişken vanaların uçları çerçevedeki deliklerden dışarı çıkmıştır. Çerçevenin iç ve dış kısmındaki plastik parçalar, vanalar için taşıyıcı yatak ve sızdırmazlık elemanı görevini görürler. (Şekil 3.5) İlk dört kademedeki vanalar uçlarındaki titreşimi azaltmak için şrotlarla (shroud) kaplanmıştır.

Pallerin açılarını değiştiren ayarlayıcı, yarım bileziklere monte edilmiştir. Her kademenin iki yarım bileziği, yatay bir çizgi üzerinde tam bir daire oluşturacak şekilde birleştirilmiştir. Her daireye iki tane belkrank (tahrik) bağlıdır. Her iki taraftaki belkranklar, IGV belkrankı dahil olmak üzere, bir yönlendirici kola bağlıdır. Belkranklar ve monte edilmiş kol bütün kademelerdeki vanaları aynı zamanda tahrik etmektedir. Belkranklar çerçeve duvarına bağlı bulunan bir destek ile hareketi sınırlandırır. Bu destekler saat 4 ve 10 konumunda bulunmaktadır.

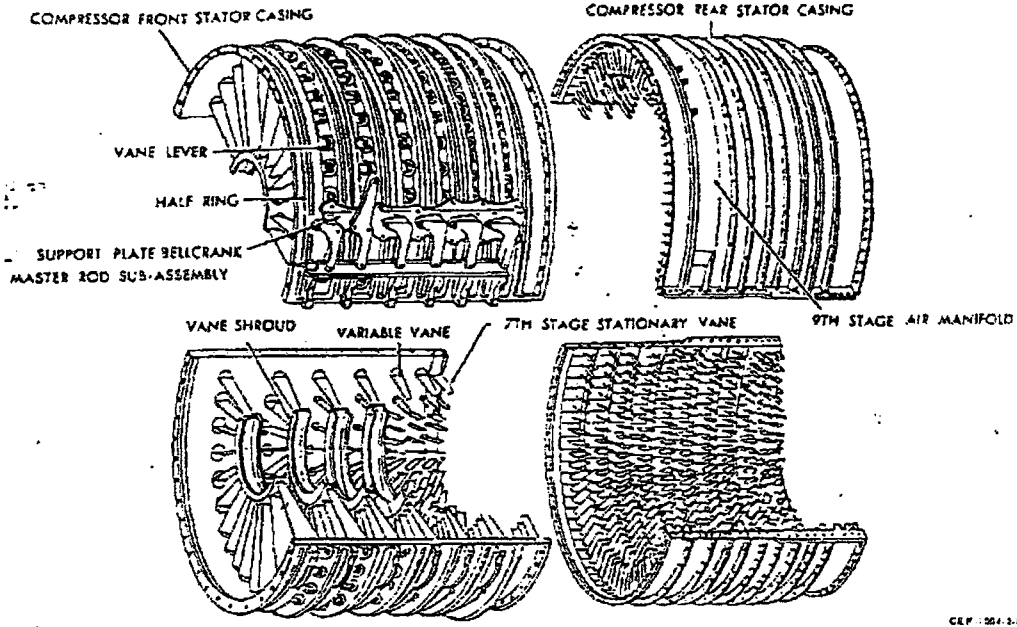
İkinci kademenin belkrankı, stator vanasını da hareket ettiren tahrik edici sisteme monte edilmiştir. Vanaların pozisyonlarını gösteren bir gösterge sistemi saat 11 konumundaki dördüncü kademe tahrik edici sisteme bağlanmıştır. Gösterge sistemi vana pozisyonlarının denetlenmesi ve değişken vana sistemlerinin bağlarını kontrol etmek için kullanılır.

Önceki stator çerçevesinin arka flanşına yakın olan kanal kaburgaları yedinci kademe değişken vanaların destek noktasını oluşturur. Her bir vana kanat profili şeklindeki kesite sahip olup T şeklinde desteklenmiştir. Kompresörün arka çerçevesi on kademe stator vanası ve bir kademe EGV (Exit Guide Vane)' den oluşur. Her bir stator vanası kanat profili şeklinde kesite sahiptir. EGV ise 17. Kademe stator vanası ile aynı temele monte edilmiştir. Vanaların

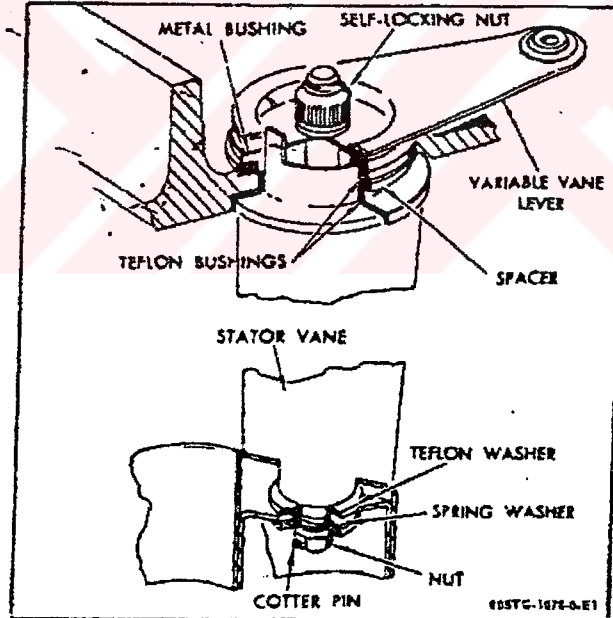


Şekil 3.3: Kompresör kısmında kullanılan dikmeler.\*

\*Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1".



Şekil 3.4: Kompresör çerçevesinin ayrıntılı şekli.\*



Şekil 3.5: Değişken vana sistemi.\*\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"

temelleri çerçevesindeki kaburgalar ile desteklenmiştir. Bütün stator vanaları A286 malzemesinden yapılmıştır ve korozyona dayanıklıdır.

Dokuzuncu kademe hava toplama manifoldu, üst kademedeki çerçeve içerisindedir. Hava, çerçevesindeki deliklerden akarak dışarıdan gaz jeneratöründeki üç yatak alanına ve güç türbinindeki iki yatak alanına karter soğutulması için aktarılır. Alttaki yarım çerçeve ise arka dişli kutusu montajı için montaj aksesuarları taşır.

### 3.3.1.3.Kompresör rotoru

Kompresör rotoru ön kama şaftları, on yedi diskten ara boşluklardan pallerden, yedinci hava bafılı ve borusundan, dört tork konisinden ve arka rotor şaftından oluşur. Kompresör rotoru pallerinden bir ve on iki kademe arası Titanyumdan yapılmıştır. On üç, on yedi kademeler arası A286 malzemedan oluşup korozyona karşı dayanıklıdır.

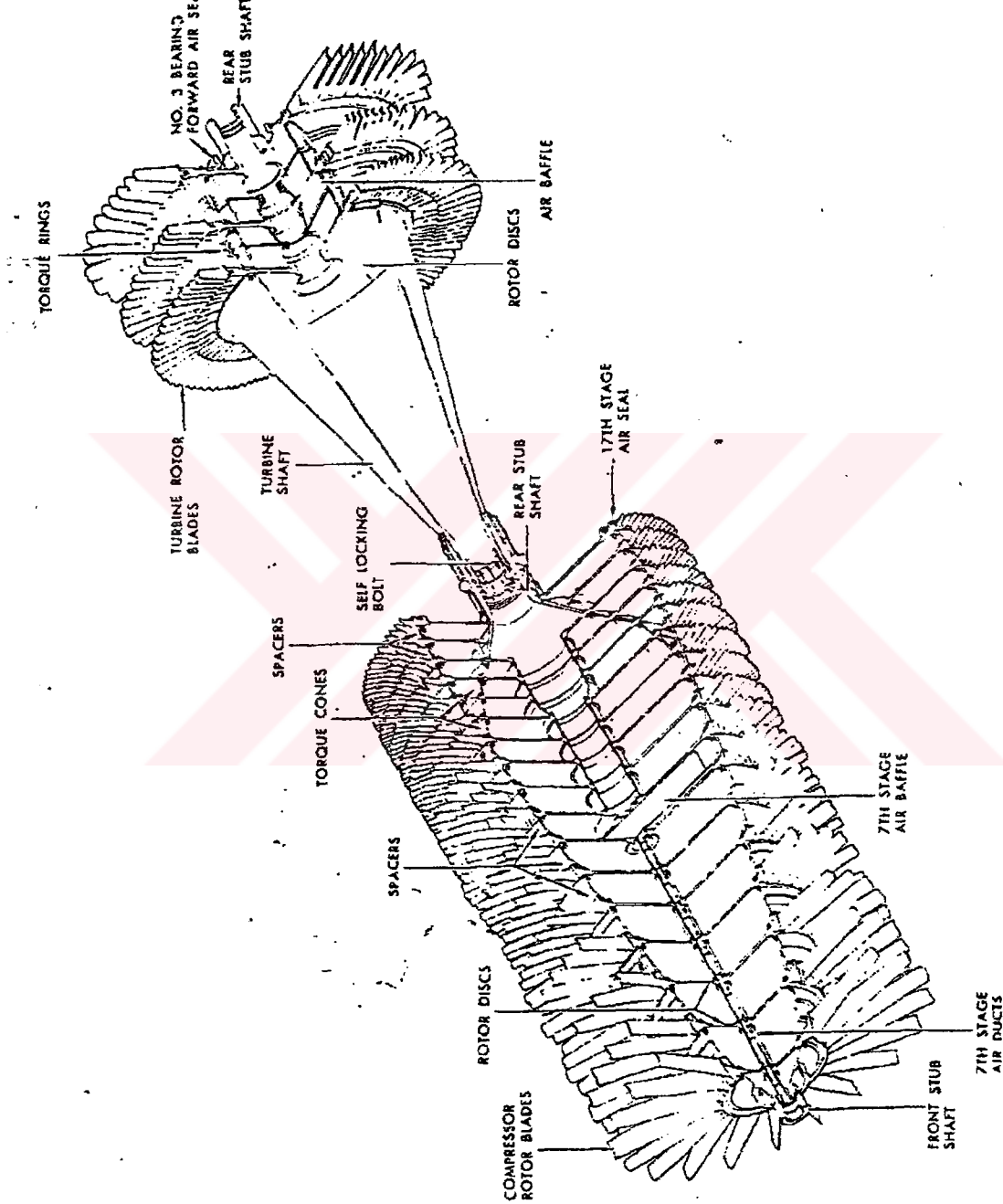
Ön rotor şaftı, birinci kademe diske vidalarla bağlıdır ve bu ön rotor şaftı, birinci kademe yatak ve birinci kademe yatak sızdırmazlık elemanı ile temas halindedir. Şaftın gövdesi, dişli kutusundan ilk hareketi alarak kompresöre iletir.

Rotor palleri disklere bağlıdır ve her rotor kademesinden sonra boşluk verici (spacer) vardır. On yedinci kademedan sonra arka hava sızdırmazlık elemanı vardır. Boşluk vericilerin on birinci, on altıncı ve on yedinci kademeleri torku iletmek için kullanılır. On birinci kademe diski ve on beşinci kademe diskleri arasında bulunan boşluk vericiler torku iletmezler. İlk dört boşluk verici şrot (shroud) için yüzey oluşturur.

Yedinci kademe boşluk v ericilerde bulunan boşluklar, havanın rotora girmesini sağlar. Yedinci ve sekizinci kademe diskler arasına bağlı bir sürgü havanın rotor hızıyla eşit hızda akmasını sağlar. Hava boruları, havanın rotor içinde diskleri her iki tarafında basıncı eşitleyecek şekilde akmasını sağlar. Borulardaki bu hava arka rotor şaftını soğutmak için akar. Tork konisi torku on beşinci kademe diskinden, on birinci kademe diskine aktarır. Tork konisi, büyük diskler için yapısal destek de sağlar. Arka şaft on beşinci kademe diskin arka

yüzüne civatalanmıştır. İki no'lu yatak ve yağ sızdırmazlık elemanı bu arka şaftta monte edilmiştir. Şaft, türbin şaftına içten bağlıdır.

On yedinci kademe hava sızdırmazlık elemanı, havanın rotorunun arkasındaki alana sızmasını engellemek için on yedinci kademe diske arkadan bağlıdır. Sızdırmazlık elemanı (seal) iki tane labirent şeklindeki yapıdan oluşur ve kompresör arka çerçevesinde bulunan ön flanş içindeki seal ile temas halindedir.

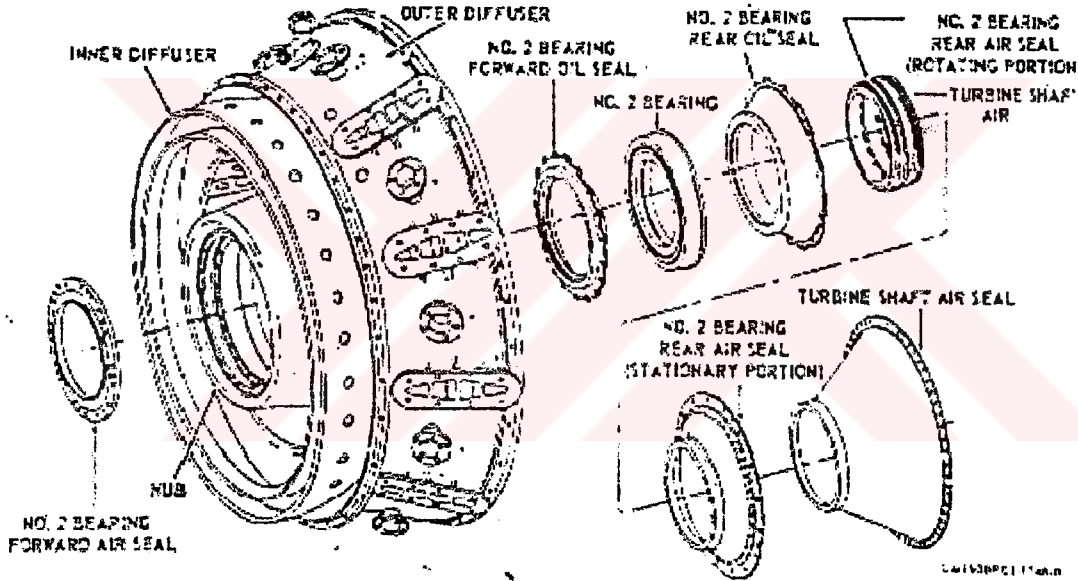


Şekil 3.6: Kompresör türbin rotorları.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1"

### 3.3.1.4. Kompresör arka çerçevesi

Kompresör arka çerçevesi, rotordan kaynaklanan tepki kuvvetlerini absorbe etmesinin yanı sıra kompresör türbin bağlantılarından oluşan radyal kuvvetleri de absorbe eder. Ayrıca kompresörü terk eden hava için difüzör görevi görür. Çerçeve iç kabuğu eşit aralıklarla dizilmiş on dikme ile dış kabuğa bağlanır. Dış kabuk on yakıt nozulunun yatak kısımlarını içermektedir. İç kabuk yedinci kademe hava sızdırmazlık elemanına karşı gelen iki sızdırmazlık elemanı ve iç kısımda ise kabuğu güçlendiren iki manifold (destek) içermektedir. (Şekil 3.7).



Şekil 3.7: Kompresör arka çerçevesinin parçalanmış şekli. \*

Dikmeler, yatak karterlerine destek oluşturmakta ve çeşitli servisler sağlamaktadır. 2-4-7-9-10 no' lu dikmeler, havayı dışarı çıkartmak için çıkış yolu oluşturmakla beraber genelde bu

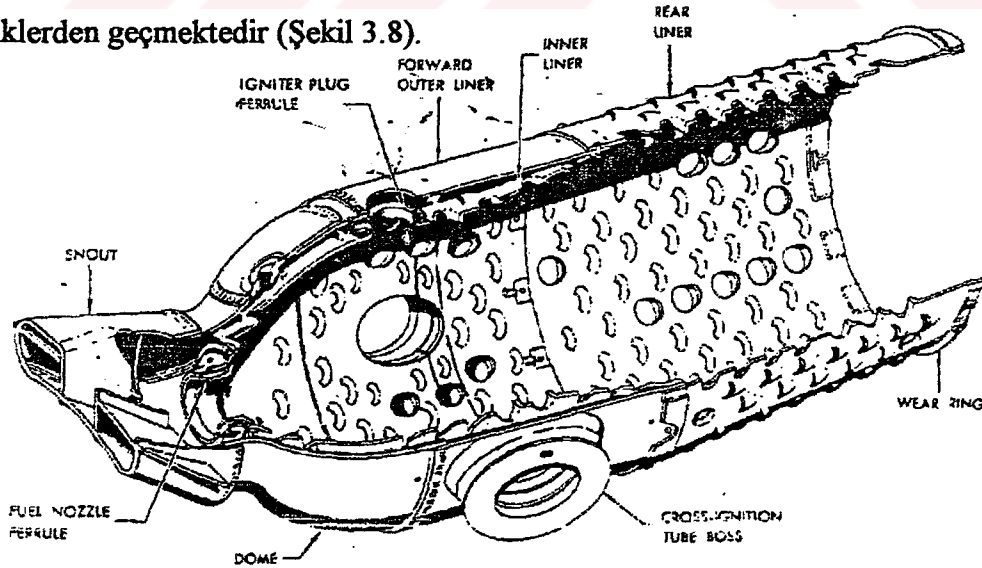
\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1"

maçla kullanılmamaktadır. 8 ve 10 no' lu dikmeler ise 17. Kademe havasının geçişini sağlamak tadır. 10 no' lu dikme ise kompresör rotor tepkisini dengelemek için gerekli olan pozitif basıncı oluşturacak basınç düzenleyici valf taşımaktadır. 1 no' lu dikme ise aynı merkezli iki tüp içermekte olup bu tüplerden bir tanesi kartere havanın sevkini sağlamaktadır. Diğeri ise karter boşluğuna 9. Kademe havanın sevkıyatını sağlamaktadır. 5 no' lu dikme de aynı merkezli iki tüp içermekte olup bunlardan bir tanesi kartere yağ sevkıyatı sağlarken diğeri karterin ana kısmından dışarı alınması görevini görür. 6 no' lu dikme ise karterin ön kısmından kirli yağın çekilmesi işlevini görür.

### 3.3.2. Yanma Odası Kısmı

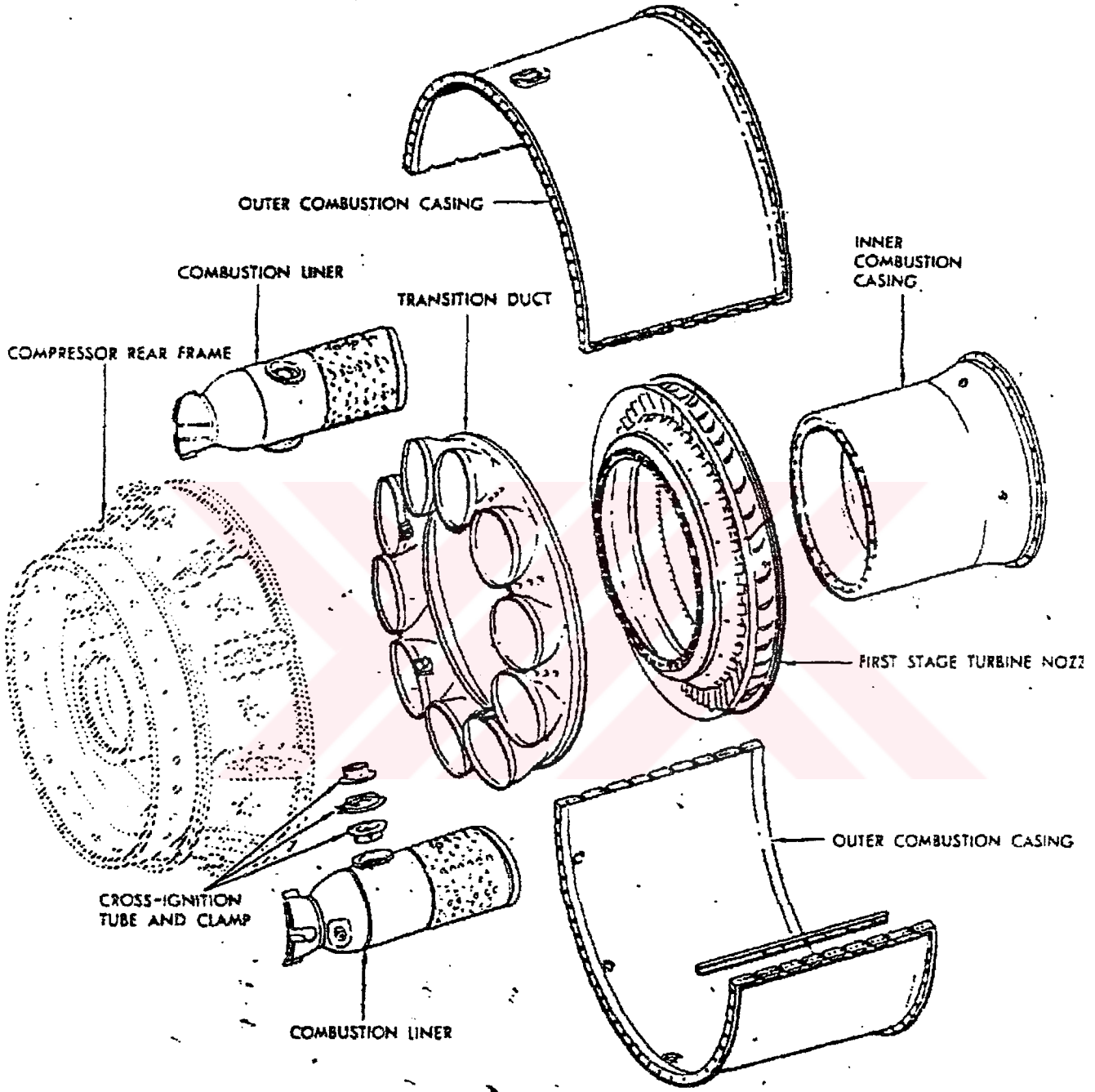
#### 3.3.2.1. Yanma Odaları

Her yanma odası perçinle bağlanmış olan üç parçadan oluşmaktadır. Bunlar yanma odası iç kısmı , yanma odası dış kısmı ve yanma odası arka kısmıdır. Yanma odası dış kısmı kompresör havasının yanma odasının iç kısmına girmesini sağlar. Yanma odasının dış kısmında bulunan delikler yakıt nozullarının buradan geçerek yanma odası iç kısmına ulaşmasını sağlar. 4 no' lu yanma odası, yanma odası dışından itibaren bir ateşleyici prize sahiptir. Komşu yanma odaları, ön kısımda bulunan tutuşturucu alevi geçiren tüplerle birbirine bağlanmıştır. Yanma odaları, kompresör arka çerçevesine civatarlarla bağlanarak sabitlenmiştir. Yanma odalarının yanma kısmı oval şekilde olup sökülebilir bir yapıya sahiptir. Bu arka kısım müstakil kanallar tarafından desteklenmektedir. Yanma odasında bulunan delikler yanmayı sağlayan havanın geçişini sağlamaktadır. İç yanma odasını soğutan hava da bu deliklerden geçmektedir (Şekil 3.8).



Şekil 3.8: Yanma odası.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"



Şekil 3.9: Yanma odası kısmı \*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"

### 3.3.2.2. Yanma odası dış çerçevesi

Yanma odası dış çerçevesi, iç yanma odalarının rahat bir şekilde sökülebilmesi ve bu yanma odalarının incelemesinin rahat olabilmesi için yatay olarak yarılmış olup sökülmesi kolaydır. Alt kısım çerçeve 4. Ve 5. Oda konumlarında tutuşturucu prizler içermektedir. 4 no' lu oda konumunda priz kurulmuş olup 5 no' lu oda konumunda ise koruyucu bir şapka bulunmaktadır. Alt kısım ayrıca iki tane boru içermekte olup biri önde diğeri arkada bulunmaktadır. Arka kısımda bulunan boru çıkış yanma odalarından çıkan fazla yakıtın boşaltılması için kullanılır. Ön kısımdaki boru ise kapakla kapatılmıştır. (Şekil 3.9).

### 3.3.2.3. Yanma odası iç çerçevesi

Yanma odası iç çerçevesi silindirik şeklinde olup önden kompresör arka çerçevesine arkadan da birinci kademe türbin nozuluna civatalarla bağlanmıştır. Türbin nozulundan oluşan torku absorbe etmekte ve havanın yanma odaları etrafına da akışını sağlamaktadır. Çerçevenin ön kısmına yakın bulunan deliklerden akan soğutma havası türbin şaftını soğutur.

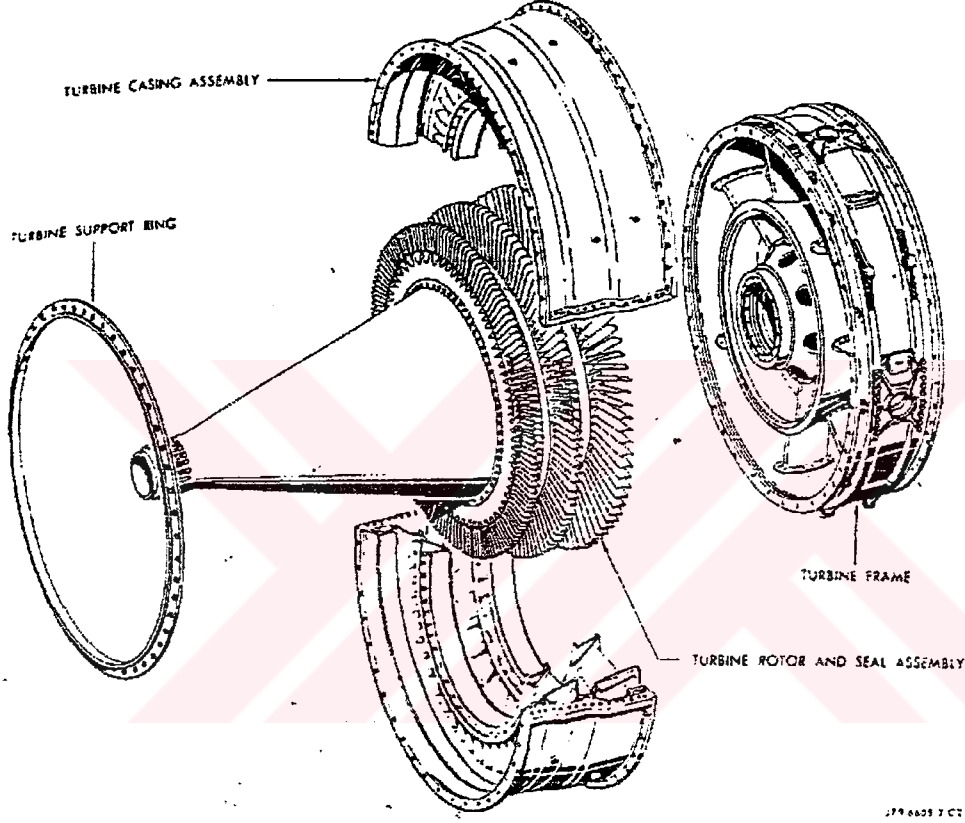
### 3.3.2.4. Geçiş hattı

Geçiş hattı ön yanma odasının arkasında bulunan bir yapı olup yanma odalarından gelen havanın düzenli bir şekilde birinci kademe türbin nozuluna girmesini sağlar. Bu hat arkadan birinci kademe türbin nozulu tarafından desteklenirken, önceden beş civata ile yanma odalarına bağlanmıştır.

### 3.3.3. Türbin Kısmı

Yanma odaları kısmı ile egzoz kısmı arasında kalan kısımdır. Önceden türbin karteri ön flanşından yanma odası dış karteri arka flanşına ve birinci kademe türbin nozulu göbek kısmından , yanma odası iç karteri arka kısmına, arkadan türbin çerçevesi arka flanşından güç türbini ön çerçevesine tespit edilmiştir. Türbin kısmının amacı, yanma odalarından gelen ısı enerjisini mekanik enerjiye çevirmektir. Yüksek ısıya dayanıklı çelikten yapılmıştır. Alt ve üst karter olmak üzere iki parçadan imal edilmiştir. Her iki parça birbiri ile uyumludur.

Türbin kısmının parçaları; birinci kademe türbin nozulu, birinci kademe türbin çemberi, türbin rotoru, türbin shaftı ve kilitleme somunu, türbin diskleri ve türbin çerçevesidir. (Şekil 3.10).



Şekil 3.10: Türbin kısmı.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"

### 3.3.3.1. Birinci kademe türbin nozulu

Önden yanma odası iç karteri arka flanşına, nozul çemberi ile birlikte tesbit edilmiştir. Aynı zamanda 1. Kademe türbin nozulunun dış çemberi önden yanma odası gaz nakil hatlarına geçmeli olarak takılır.

Birinci kademe türbin nozulunun görevi yanma odalarından gelen gazları düzgün bir açı altında 1. Kademe türbin rotoru üzerindeki pallere göndermektir.

1. kademe türbin nozulu iç ve dış çemberlerden imal edilmiş olup bu iki çember arasına içlerinde hava akışı bulunan palleri kaynaklı olarak bulunur.

### 3.3.3.2. Türbin statoru

Türbin statoru kolayca sökülebilmesi için yatay bir şekilde monte edilmiştir. Türbin statoru üç türbin şrodundan ve ikinci ve üçüncü kademe türbin nozlundan oluşmaktadır. (Şekil 3.11). Çerçeve içinde bulunan iskelet üzerindeki flanşlar, nozulları ve şrodları tutmaktadır. Nozul parçaları aynı zamanda dış kabuk tarafından desteklenmektedir. Dış kabuk çerçeveyi yanma odasından gelen gazlara karşı korumaktadır. İkinci kademe türbin nozullarının iç b antları rotorun tork bileziğini çevreleyen sızdırmazlık elemanlarını kavramaktadır.

Nozul parçalarının içi boş olup iç süngülere sahiptir. İkinci kademe parçaları soğutma havasıyla soğutulurlar fakat üçüncü kademedeki parçalar soğutma havası tarafından soğutulamazlar. Türbin şrotları çerçevenin iç kaburgası tarafından sıkıştırılmaktadır ve türbin nozulunun flanşları tarafından içten desteklenmektedir. Şrotları, yarım bilezikler olup petek yapılı yüzeylere sahiptir. Bu yapılar türbin pallerinin ucunda meydana gelen hava sızmasını azaltır. Türbin şrotları ile nozul flanşları arasında kilitleme sistemi vardır. Bu sistem sayesinde şrotların çerçeve içinde dönmesi engellenmiş olur.

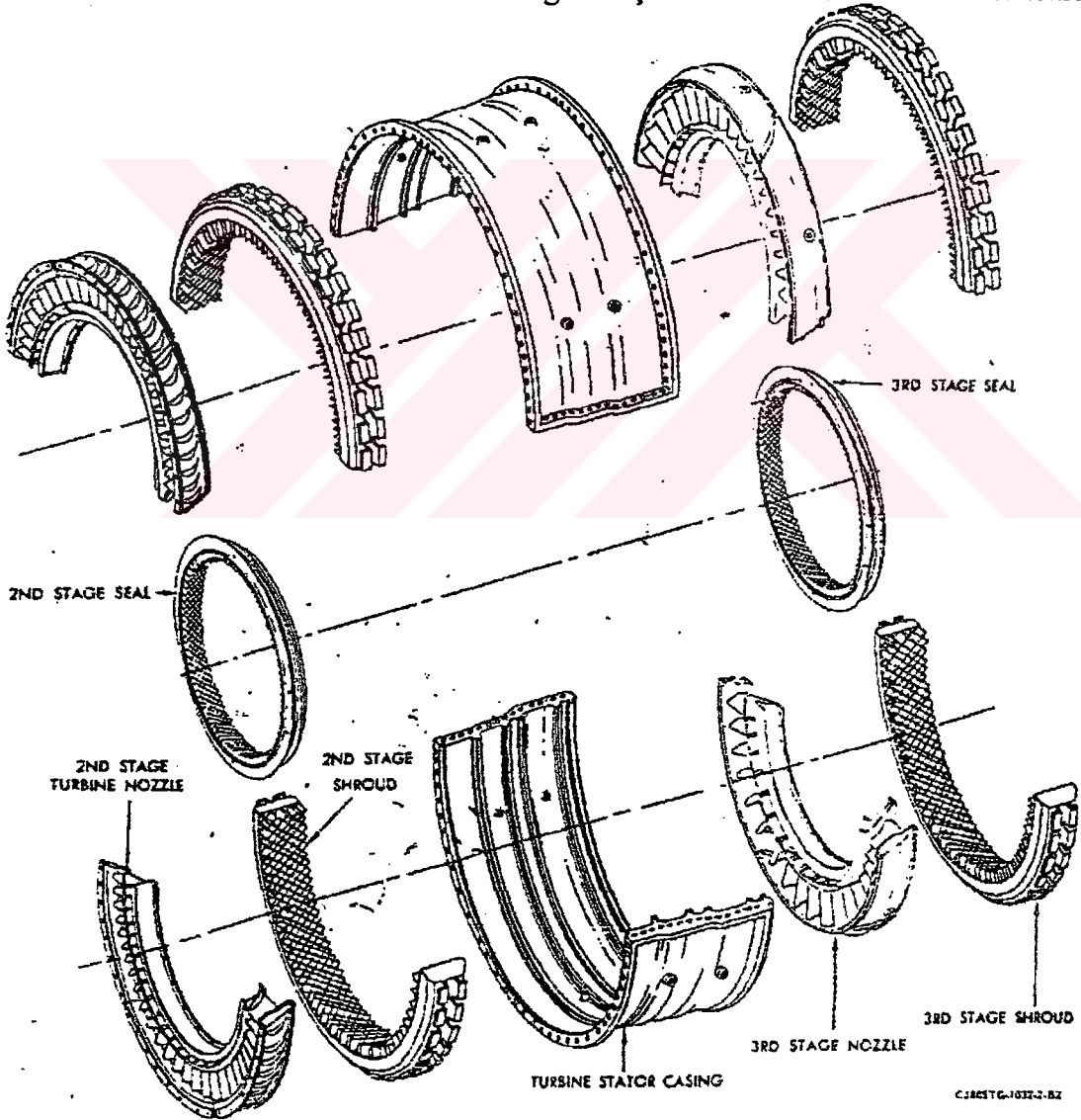
Türbin çerçevesi ile yanma odası dış çerçevesi arasında bilezik monte edilmiş olup bilezik türbin çerçevesi ile yanma odası dış çerçevesini bağlamaktadır.

### 3.3.3. Türbin rotoru

Türbin rotoru, kompresörü döndürmek için gerekli olan gücü üretir. Türbin şaftından, üç türbin tekerleğinden, pallerden, iki tork bileziğinden, iki sürgü asamblesinden ve türbin hava sızdırmazlık elemanlarından oluşur. Tork bileziklerini kaplayan petek yapılı sızdırmazlık elemanları, stator asamblesinin fonksiyonel bir parçasıdır.

Türbin şaftının içi boştur ve şaft konik bir yapıya sahiptir. Şaft dıştan kompresör rotoru şaftının arka kısmına bağlıdır. İçten ise geçmeli halde olup civataları karşılamaktadır. Şaftın arka flanşı birinci kademe türbin tekerleğinin ön kısmına civata ile bağlanmıştır.

Türbin tekerlekleri tork bileziklerine civatalarla bağlanmıştır ve bu tork bilezikleri tekerlekleri



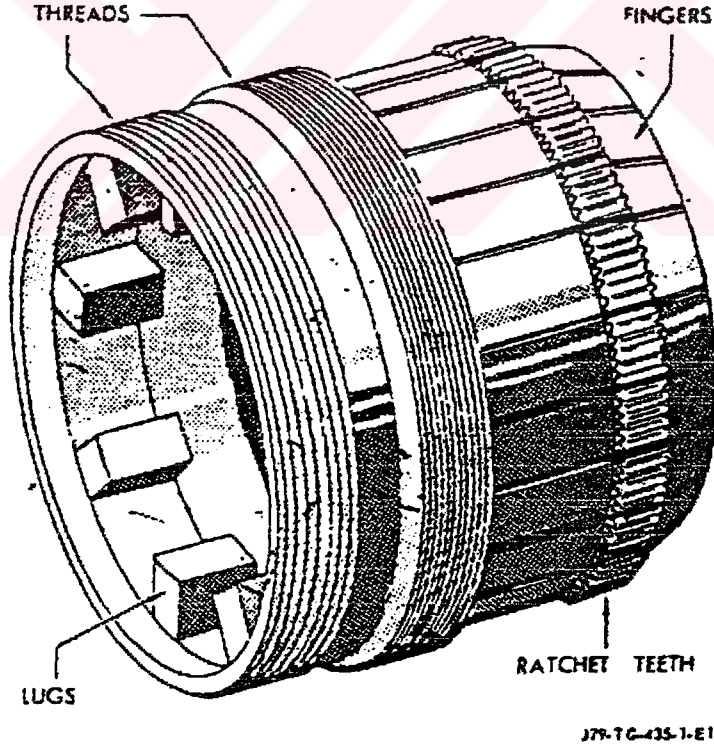
Şekil 3.11: Türbin stator çerçevesinin parçalanmış hali. \*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1"

birbirinden ayıran elamanlardır. Türbin tekerlekleri, içi açık geniş dişlerle ve dış kasnaklardan oluşmaktadır. Kasnağın üzerinde pallerin yerleştirileceği kısım vardır. Paller çift olarak monte edilir ve her kısımda birbirini karşılayan iki kısım vardır. Pallerin monte edildiği kısımlarda sabit kalmasını sağlayan kilitleyici elemanlar vardır.

Tork bilezikleri arka tekerlekten ön tekerleğe doğru torku iletmektedir. Bileziklerin dış kısımlarında üç tane yine bilezik şeklinde sızdırmazlık elemanları vardır. Bu sızdırmazlık elemanları petek yapılı sızdırmazlık elemanları ile buluşarak hava sızmasını en aza indirmektedir. Tork bilezikleri içten çevresel bir soğutma sistemine sahiptir. Tork bilezikleri rotor içindeki soğuma havası ile soğutulmaktadırlar.

Türbin rotoru süngü asamblesi, ikinci kademe türbin tekerlek ve diskine civatalanmış bilezik destekleyicisini içermektedir. Diskler, soğuma havasının tork bileziklerinin iç yüzeyine doğru akmasını sağlarken, süngüler açılma hızda meydana gelecek bir değişimi engellemektedir. Disklerin ortasında geniş açık bir bölge vardır ve bu bölge türbin civatalarının gevşetilmesi sırasında kullanılacak anahtarların rahatlıkla kullanılmasını sağlar. Şekil 3.12' de türbin bağlantı elemanı gösterilmiştir.



Şekil 3.12: Türbin bağlantı civatası. \*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1"

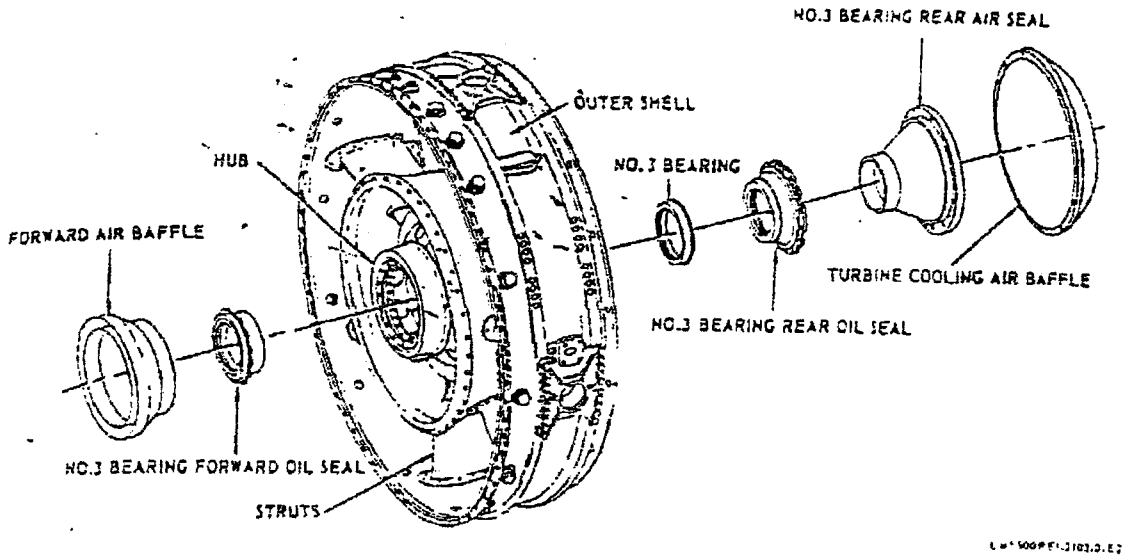
Türbin iç süngüsü, türbin rotor süngüsünün içini doldurur. İç süngü b\*ir tüpe bağlanmış iki diskten oluşur. İç süngünün arka kısmı üçüncü kademe tekerleğe bir kama ile bağlı bulunan disk içerir. Bu diskin ortasında, üç numaraları yatağın yağ boşaltma pompasını hareket ettiren bir iç eleman bulunmaktadır.

Türbin hava sızdırmazlık elemanı, üçüncü kademe türbin tekerleğinin arka yüzüne civatayla bağlanmıştır. Bu sızdırmazlık elemanı yatak karteri etrafındaki karter soğutma havasının sızması için kullanılmaktadır. Üçüncü kademe tekerleğin göbeği türbin rotoru için kök shaft görevi görmektedir.

Türbin civataları silindirik yapıdadır ve dişliler içermektedir. Bu dişlilerden önde bulunan kompresör rotoru shaftının içine sıkışırken arkada bulunan türbin shaftının ön kısmının içine sıkışarak kilitleme görevi görmektedir. Böylece her iki shaftın bir arada tutulması sağlanmış olur.

### 3.3.3.4. Türbin çerçevesi

Türbin çerçevesi bir yandan egzoz difüzör olarak görev yaparken, bir yandan da türbin rotorunun gerisinde destek görevi görür. Çerçeve bir dış koniden, bir iç koniden ve eşit açılarla yerleştirilmiş içi boş yedi dikmeden oluşmuştur. Dikmeler türbin çerçevesi vanalarının içine yataklanmıştır.



Şekil 3.13: Türbin çerçevesinin parçalanmış şekli\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", " Tecnical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume I"

Çerçevenin dış konisi türbinden çıkan havanın sıcaklığını ölçen on iki termokapulların yuvalarının bulunduğu kısımları içermektedir. Dikmelerin koniye bağlandığı bölge dökme olup, dikme koni bileşim noktasına sertlik katmaktadır. Türbin çerçevesinin iç konisi karteri çevrelemektedir. İç egzoz konisi, çerçeve iç konisinin arka flanşlarına civatalarla bağlanmıştır. Üç no' lu yatak, hava sızdırmazlık elemanı ve süngü karterin önüne civatalanmıştır. Üç no' lu yatağın arka hava sızdırmazlık elemanı ve arka bafılı (süngü) karterin arka kısmına civatayla bağlanmıştır.

Yedi dikmenin tamamı türbin soğutma havasını motorun kompartmanlarına soğutma havası sağlamaktadır. Buna ek olarak iki no' lu dikme dokuzuncu kademe havayı karter boşluğuna taşıyan tüpü çerçevelemektedir. Altı no' lu dikme içinde bulunan tüp, karteri yağ tankına bağlamaktadır. Üç no' lu dikme içinde bulunan tüp ise yağlamak için kullanılan yağı yatak karterine taşımaktadır. Dört no' lu dikme içinde bulunan tüp ise kullanılan yağın geri boşaltılması için kullanılır.

### **3.3.4. Gaz jeneratörü yatakları ve sızdırmazlık elemanları**

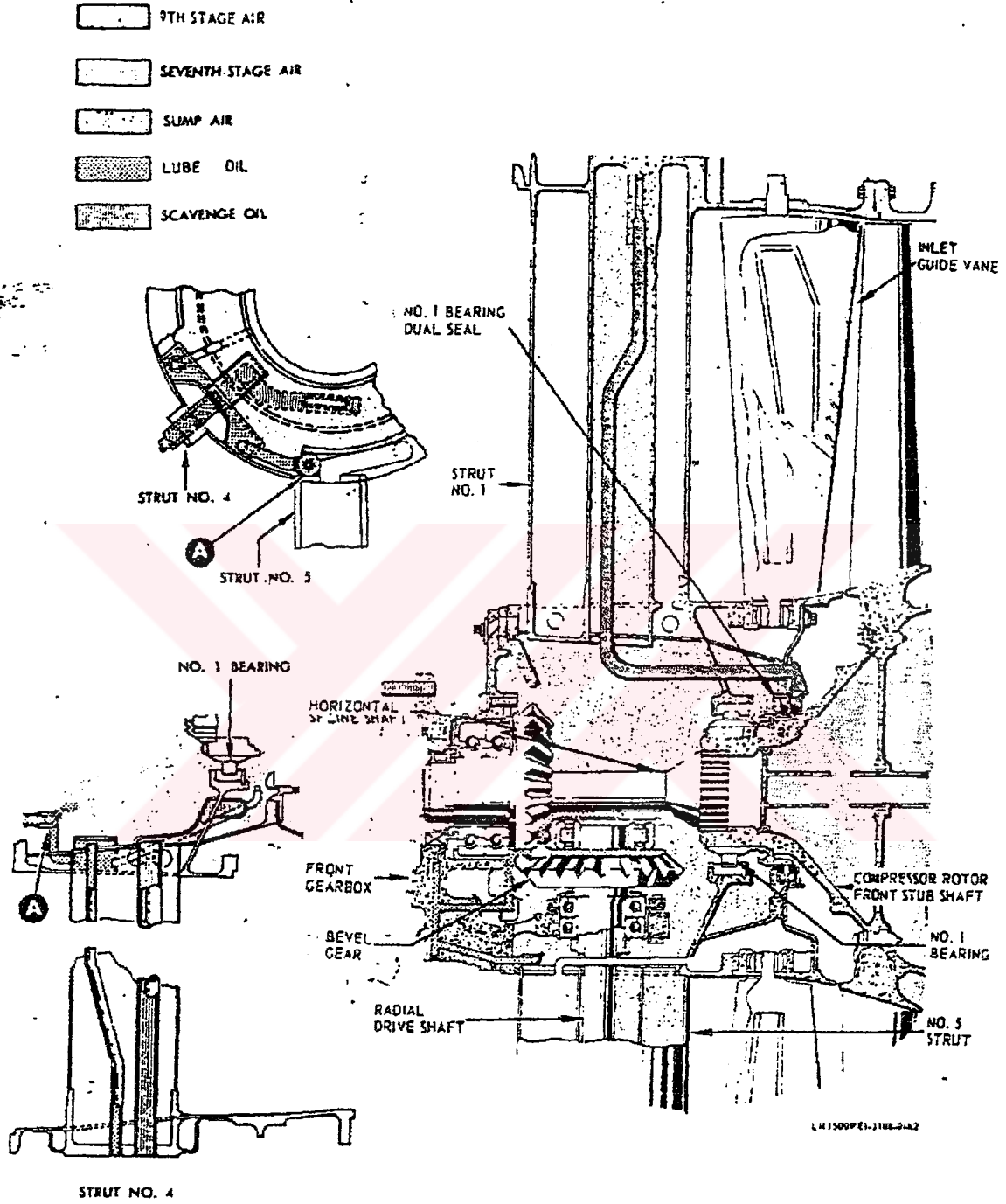
#### **3.3.4.1. Bir no' lu yatak**

1 no' lu yatak kompresör ön çerçevesinde bulunmaktadır. Bu yatak silindirik yapıda olup yalnız radyal yükleri karşılamakta ve rotorun çerçevesindeki yapılara herhangi bir sızdırmazlık elemanı bulunmamaktadır. Arka kısımda ise karbon kauçuk tipi sızdırmazlık elemanı bulunmaktadır. Yağ kaçaqlarını önlemek için 9. Kademe havası ile seal sıkıştırılır. Yatağın etrafında bulunan yağ dikmelere doğru akarak transfer dişli kutusunu da beslemektedir.

#### **3.3.4.2. İki no' lu yatak**

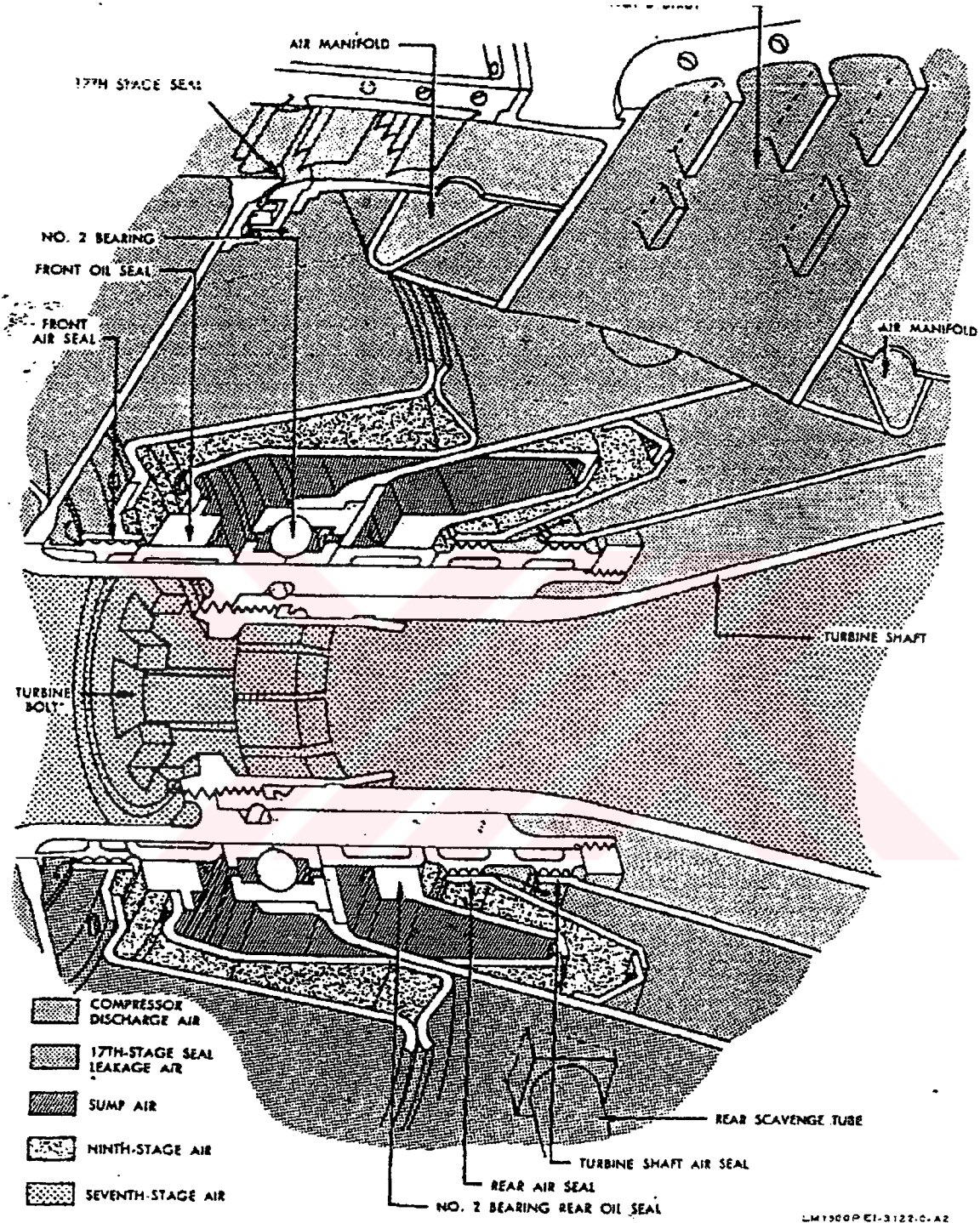
2 no' lu yatak kompresör arka çerçevesinde bulunmaktadır. Bu yatak bilyalı bir yatak olup, radyal ve aksenal kuvvetleri dengeler. Bu yatakta yağ kayıplarını engelleyen ve kartere akan havanın kontrolünü sağlayan karbon kauçuk sızdırmazlık elemanları bulunmaktadır.

Bu seallarda meydana gelen ısınma, yağ püskürtmeleri ile soğutulur. Kartere alınan yağ ön ve arkada bulunan iki tüp vasıtasıyla olmaktadır.



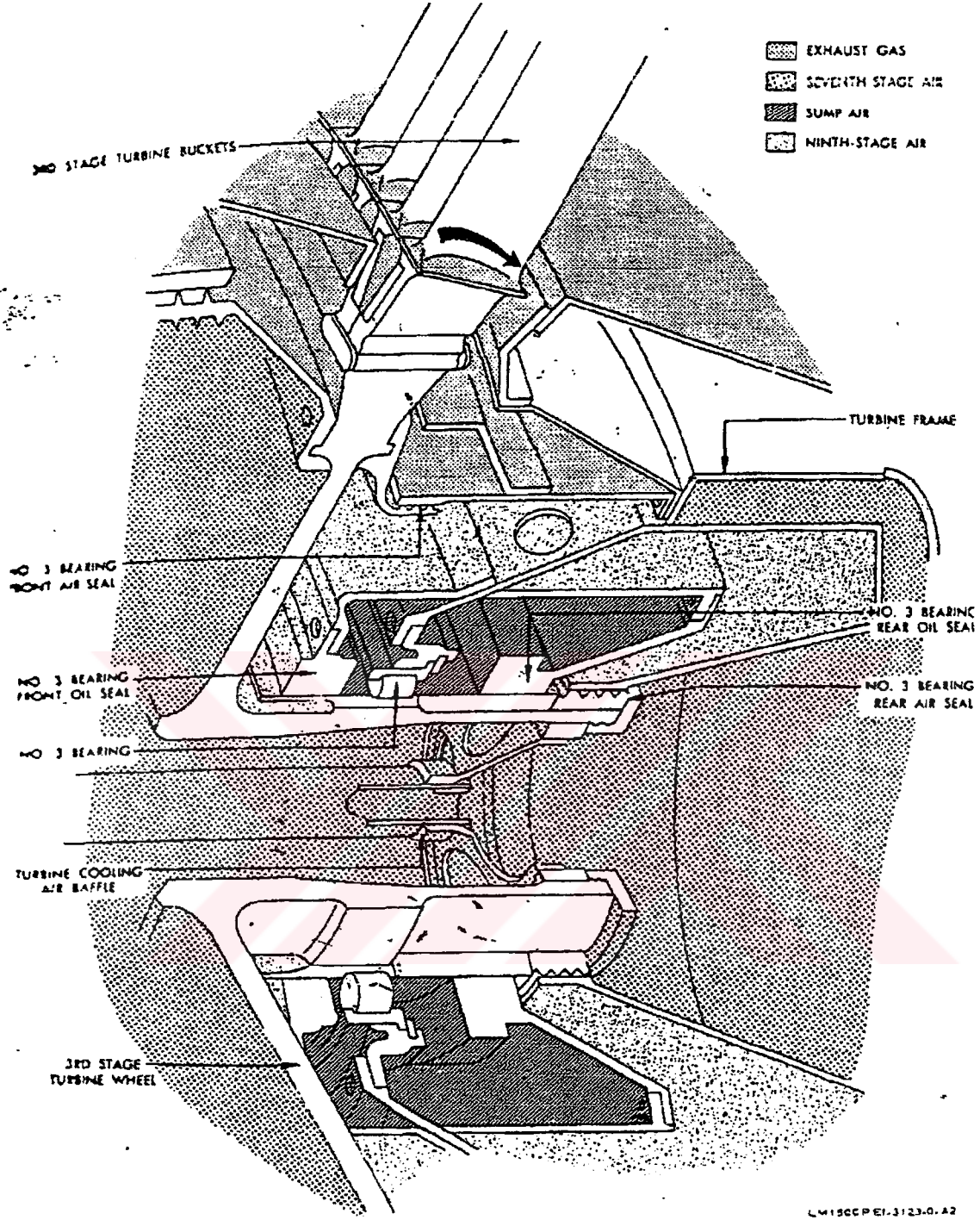
Şekil 3.14: Bir no' lu yatak alanı. \*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1"



Şekil 3.15İki no' lu yatak alanı.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"



Şekil 3.16: Üç no' lu yatak alanı.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines". "Volume 1"

Karter soğutma havası, her iki tarafı sızdırmazlık elemanı ile kaplanmış boşlukta bulunur. Bu havanın sızmasını engelleyen sealler ( sızdırmazlık elemanı ) bir çok dönen parça içermekte ve katı metal ile temas halindedir.

### 3.3.4.3. Üç no' lu yatak

3 no'lu yatak, türbin çerçevesinde bulunan silindirik bir yataktır. Bu yatak yalnız radyal yüklere karşı koyar. Karter alanı, karbon kauçuk sızdırmazlık elemanlarıyla kapatılmıştır ve gerekli ikmaller iki ayrı tüp vasıtasıyla sağlanmaktadır. Karterin etrafında bulunan basınçlı hava ise arka türbin hava sızdırmazlık elemanı ve 3 no' lu yatak sızdırmazlık elemanı ile sınırlandırılmıştır.

## 3.4. Güç Türbini

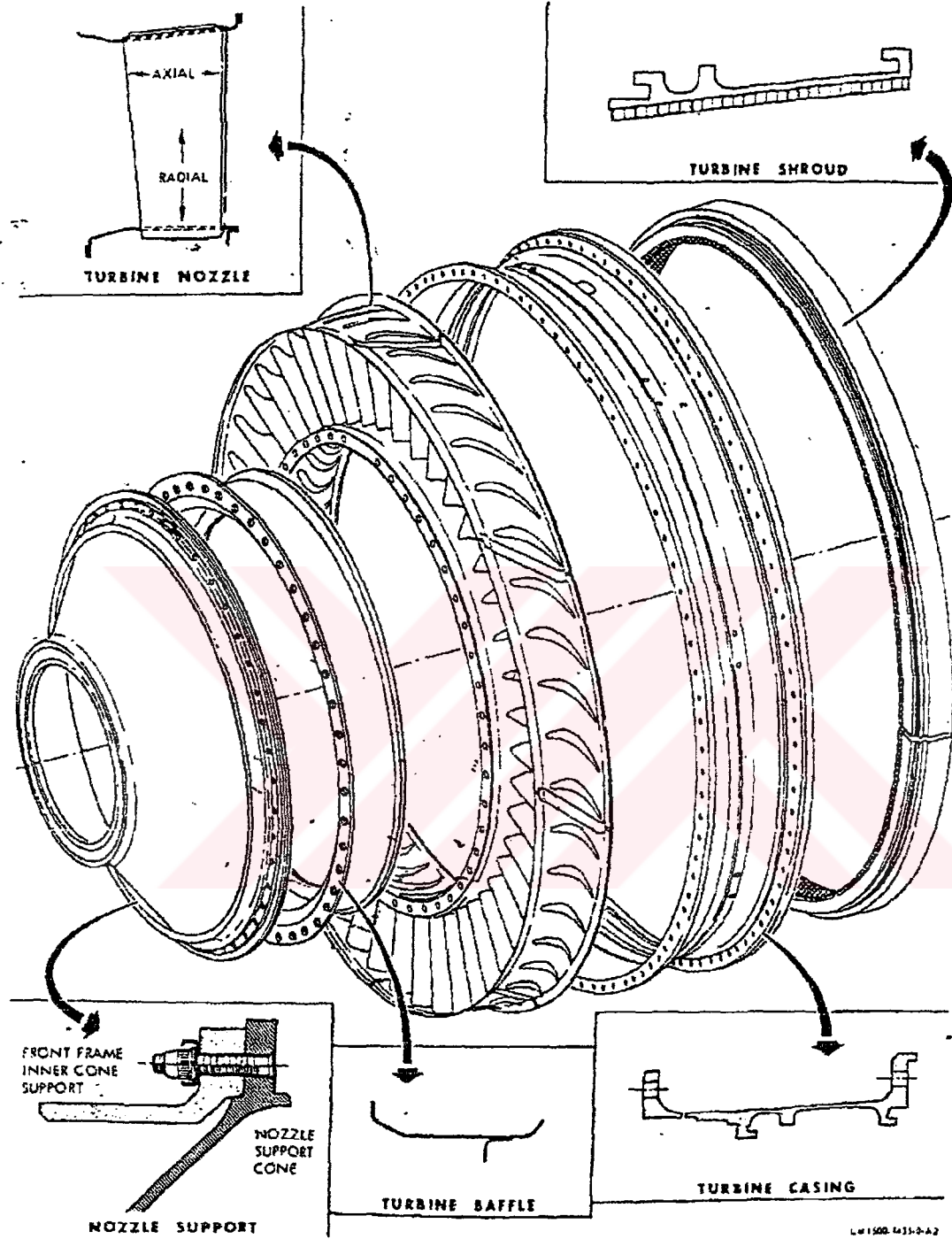
Güç türbini kısmı, gaz türbinin arka kısmına mekanik monte edilmiş silindirik bir yapıdır. 5 ana parçadan meydana gelmiştir. Font frame (ön iskelet) nozul diyafram, kabuk kısmı, türbin rotoru ve arka iskelettir. Güç türbini rotoru tek kademeli olup her iki iskelet içinde yataklar ile desteklenir. Rotor saatin ters yönünde dönmekte, gaz jeneratörü saat yönünde dönmektedir. (Bu durum güç çıkışı şaftından bakıldığında geçerlidir.)

### 3.4.1. Ön çerçeve

Güç türbini rotorunun yapısal olarak desteklendiği ön kısımdır. Güç türbini rotorunun ön kısmı bu yapı içinde bulunan 4 no' lu yatak ile beslenir. Bu yapı aynı zamanda kendisine bağlı civatalarla bağlı bulunan gaz jeneratörünü de destekler.

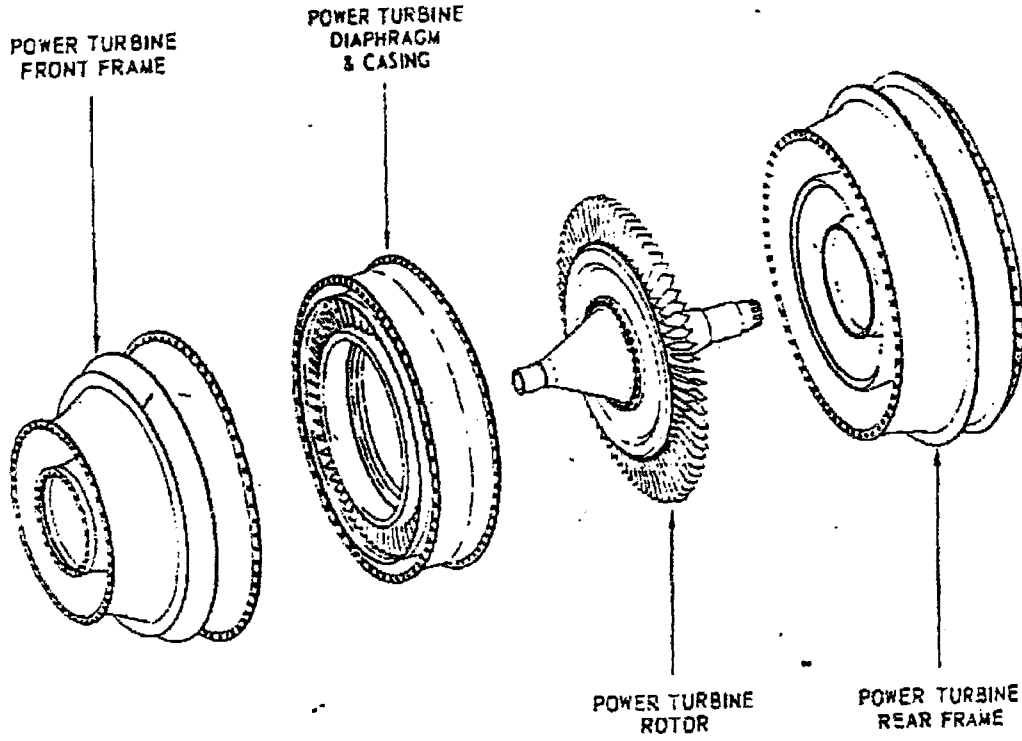
Güç türbininin ön kısmı 321 paslanmaz çelikten yapılmıştır. Bir iç ve dış bilezikten, yedi birleştirici destekten, bir iç ve bir dış sıcaklıktan koruyucu kaportalardan, 4 no' lu yatağı destekleyen ikinci bir yataktan, yağ sızdırmazlığını sağlayan elemanlardan ve helisel dişli elemanından oluşur. Kaportalar ön iskelet yapı içinde gaz geçişini sağlarlar ve iskeleti oluşturan yapıların güç türbinine giren gazdan direk etkilenmesini önlerler. İçi boş dikme kuşaklar 4 no' lu yatak ve radyal şafttan kirliliği emen elemanlardır.

(Şekil 3.19 ve Şekil 3.20).

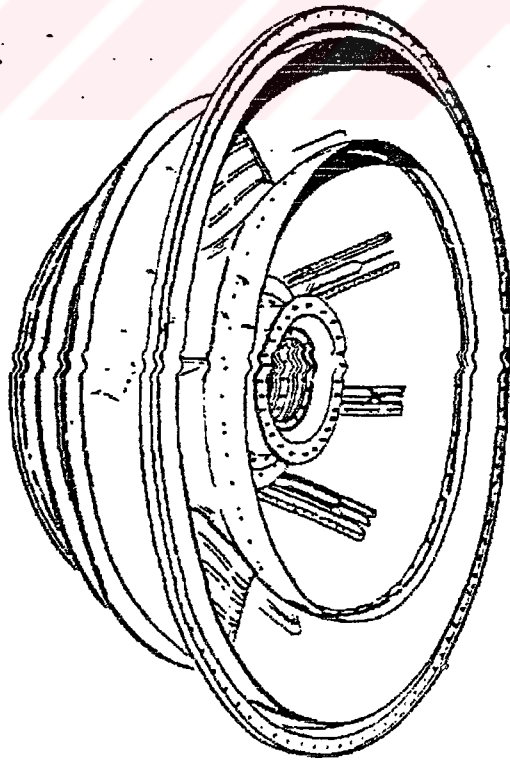


Şekil 3.17: Güç türbini kısmı\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"

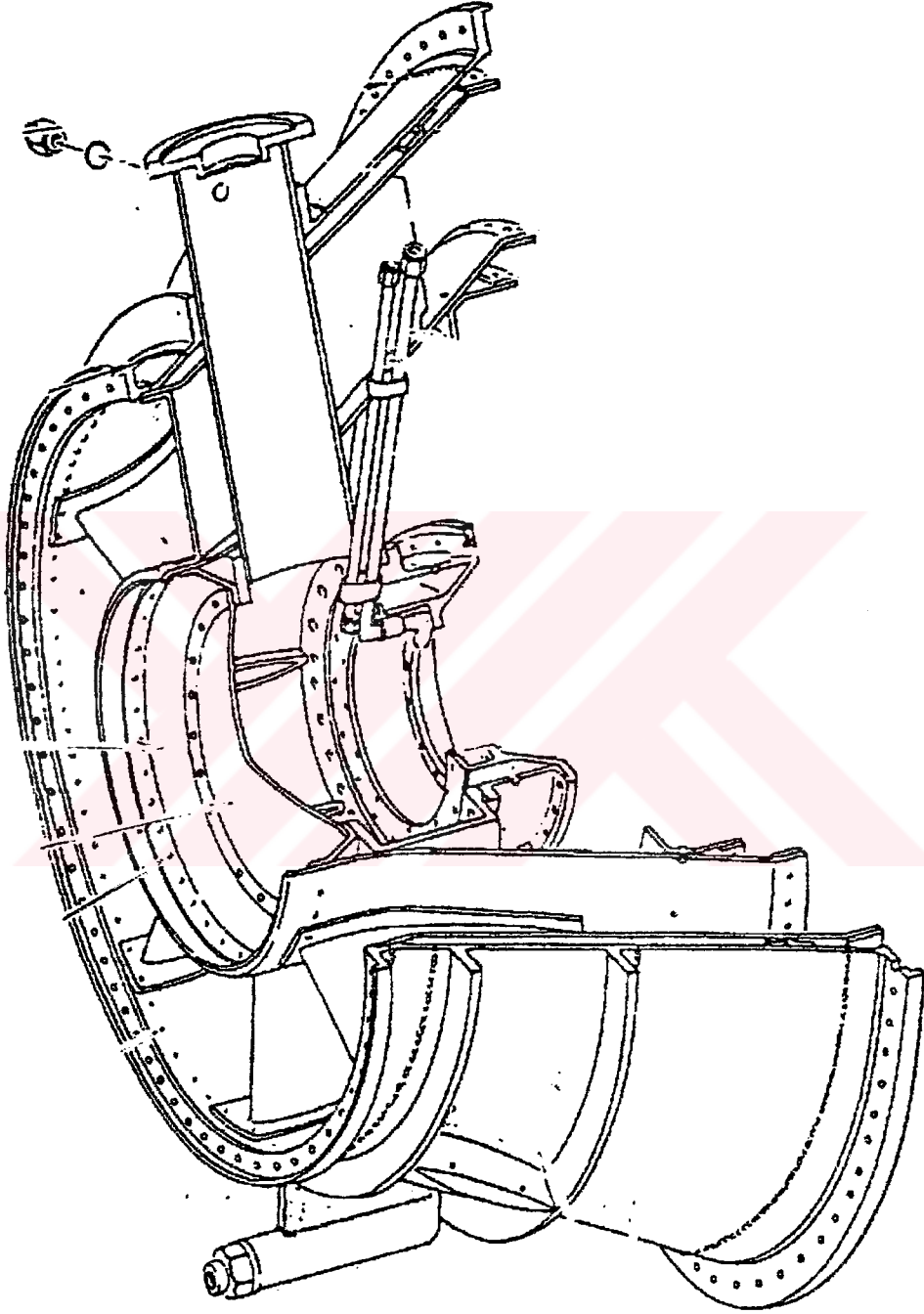


Şekil 3.18: Güç türbini parçaları\*



Şekil 3.19: Güç türbini ön çerçevesi.\*\*

\*,\*\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"

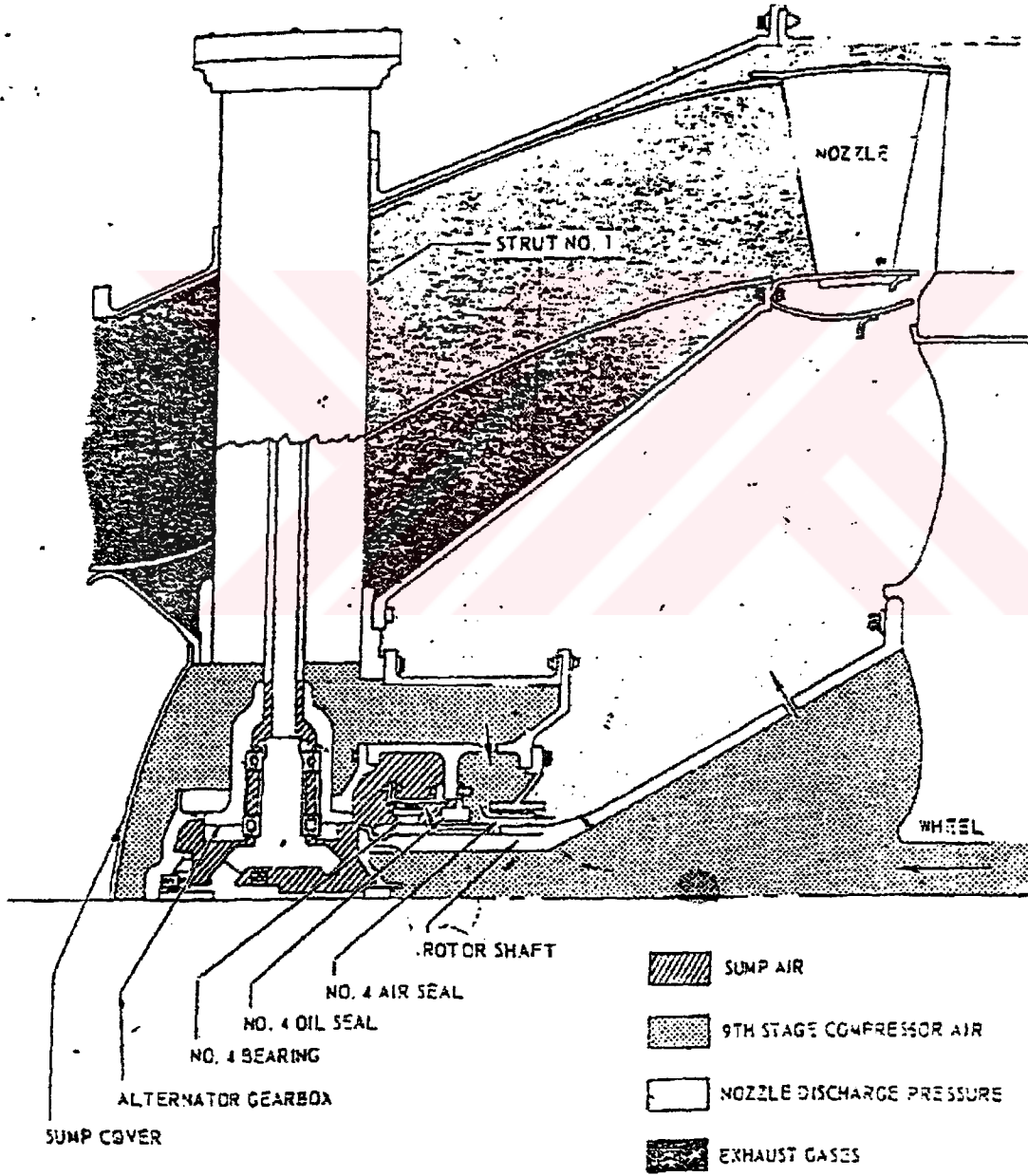


Şekil 3.20: Güç türbini ön çerçevesi parçaları\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1"

Aksesuar dişli kutusu, güç türbini rotoru tarafından çalıştırılır ve dönerken dışarıdan monte edilmiş güç türbini yöneticisini ve takometreyi 1 no' lu dikme kuşak içinde bulunan radyal şaft bağlantısıyla çalıştırılır.

4 no' lu yatağı yağlatmak için kullanılan yağ, 7 no' lu dikmeden getirilir. Yağ dişlilere ve yataklara yayılır ve 4 no' lu dikme ile dışarı gönderilir.



LM1500-1016-3-87

Şekil 3.21: Dört no' lu yatak alanı.

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"

Güç türbini ön çerçevesine arkadan bakıldığında 1 no' lu dikme saat 1 konumunda bulunur. Diğer altı dikme eşit açılarla saat dönme yönüne yerleştirilmişlerdir. Dikmeler arasında yaklaşık 51 derece aralık vardır.

Karbonlu yağ sızdırmazlık elemanı, yataklardaki yağ kaçaklarını önler ve yağ haznesi etrafına yağın sızmasını engeller. Yatakların etrafındaki yağ haznesindeki boşluk 9. Kademe havası ile basınçlandırılır. Bu basınçlandırma 1. Dikmeden gelen hava yardımıyla yapılır. Yatak boşluğundaki hava labirent şeklindeki hava sızdırmazlık elemanına gelir.

Labirent sızdırmazlık elemanından sızan hava güç türbin rotorunun ön kısmını soğutur ve egzoz havasına karıştırarak dışarı çıkar. Yağ 9. Kademe havası ile 2,3,5 ve 6 no' lu dikmelerden geçer.

#### **3.4.2. Türbin nozulu ve türbin çerçevesi**

Türbin nozul ve türbin çerçevesi montajı, güç türbininin dönmeyen kısmıdır. Gaz jeneratöründen gelen gazın, türbin rotor pallerine uygun bir şekilde gelmesini sağlar. Bununla birlikte çerçeve kısmı güç türbininin ön ve arka çerçeveleri (frame) arasındaki bağlantı olup yük taşıyıcı görevini de yapar.

Bu montaj dış çerçeveden, nozuldan ve türbin kanat uçlarının çerçevesinden oluşur. Çerçeve ve nozul kısmı 321 paslanmaz çelikten üretilmiştir. Çerçeve türbin nozulu ve türbin şrotlarının kolay montesini sağlayacak şekilde üretilmiştir.

Türbin nozulu iç ve dış bantlardan ve bu bantlar arasına kaynatılmış nozul paçalarından oluşur.

Türbin pal şrotu ise iki tane eş daire ve bu iki daire arasındaki petek yapıdan oluşur.

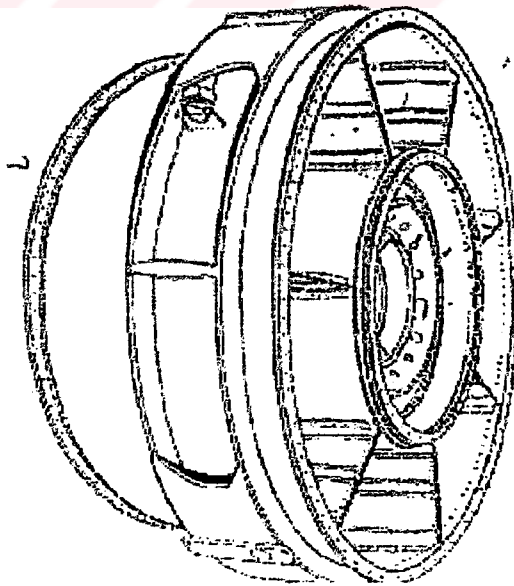
Türbin çerçevesi, montajın dış kısmı olup güç türbinine, ön çerçevesinden arka kısmına ve arka çerçevenin ön kısmına civatalarla bağlanmıştır. Dudak şeklindeki bir eleman çerçevenin iç kısmında bulunup şrotun ön kısmına destek olmaktadır. Şrot kısmı ile arka çerçeve arasında bir sandwich yapı vardır. Türbin nozulunun yerleştirildiği dış bant ile çerçeve arasında bir boşluk vardır ve boşlukta ince civatalar yardımıyla iki komponent birbirine bağlanmıştır.

Türbin nozulunun aksenal ve radyal destekleri, iç konik kısmına cıvata bağlantıları yardımıyla sağlanır. Motor çalışırken, türbin nozulunun dış kısmı karterin iç kısmını taşır.

### 3.4.3. Arka çerçeve

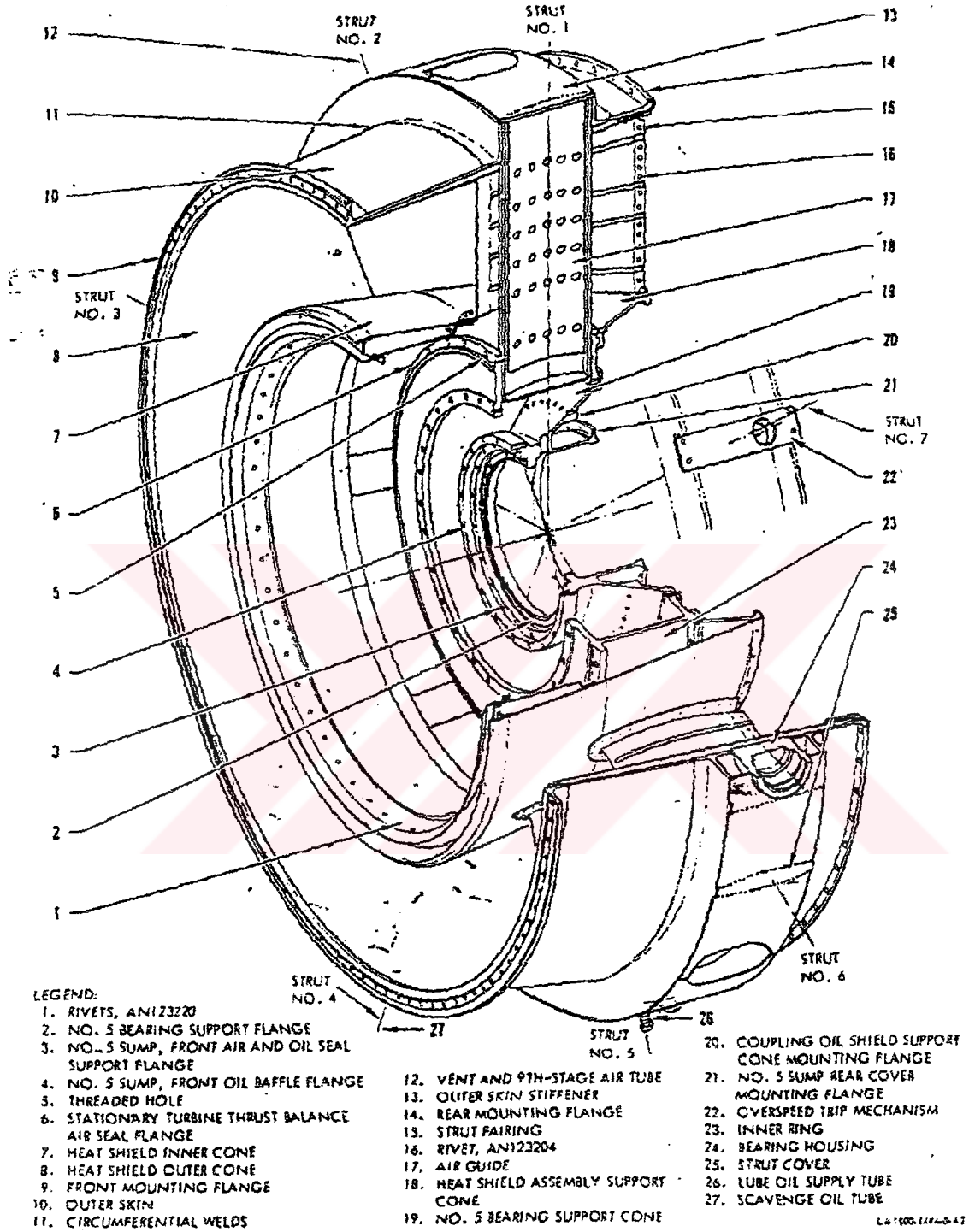
Güç türbini arka çerçevesi gaz jeneratörü ve güç türbininin arka kısmında bulunan ve yapısal destek görevi gören parçasıdır. Güç türbini rotorunun arka kısmını radyal ve aksenal olarak destekleyen 5 no' lu bilyalı yatak arka çerçevenin içinde bulunur. Arka çerçeve aynı zamanda dış kısmına cıvatalarla bağlı bulunan egzoz kısmına da destek görevi görür. Güç türbini arka çerçevesi 321 paslanmaz çelikten üretilmiş olup konik dış bilezik ve kabuktan, iç bilezikten yedi tane birleştirici dikmeden, iç ve dış ısı kalkanından, dikme kaportalarından, 5 no' lu yatağı destekleyen konik elemanından, yağ haznesi sızdırmazlık elemanlarından ve yüksek hızlarda ani uyarı veren komponentlerden oluşur. Kaportalar gaz pasajları oluşturur ve çerçevedeki yapıların yüksek sıcaklıklardaki egzoz gazlarından direk etkilenmesini engeller. Boşluklu dikmeler, 5 no' lu yatağa yağ girişi çıkışı ve kirliliği süpürme işlemlerini gören elemanları içerir. Ayrıca yüksek hızı durdurma sisteminin, kilitleme ve durdurma elemanları da dikmelerde bulunur.

5 no' lu yatağı yağlamak için gerekli olan yağ 5 no' lu dikmeden geçer ve yatak elemanlarını yağladıktan sonra 4 no' lu dikme yardımıyla dışarı alınır.



Şekil 3.22: Güç türbini arka çerçevesi.\*

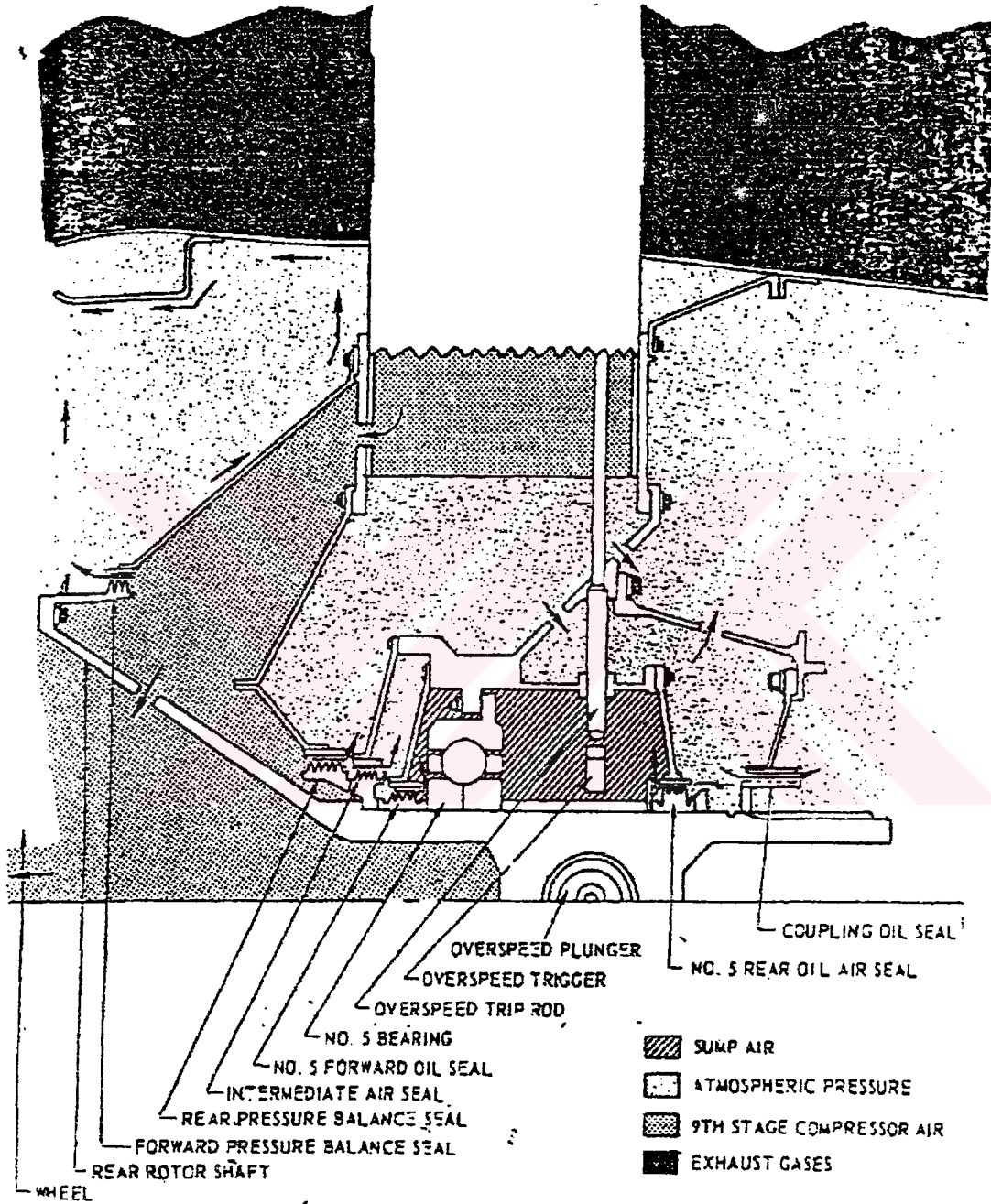
\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"



Şekil 3.23: Güç türbini arka çerçevesi kısımları.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"

Güç türbini arka çerçevesine arkadan bakıldığı zaman 1 no' lu dikme saat 12 konumunda bulunur ve diğer altı dikme bundan itibaren eşit açılarla dağılmıştır. (51 derece aralıklarla).



LM1504

Şekil 3.24: Beş no' lu yatak alanı.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1"

Yatağın çıkış kısmında bir aspiratör vardır. Bu aspiratör yataklara doğru bir negatif basınç (vakum) üretir ve bu basınç 2 no' lu labirent sızdırmazlık elemanından yağ sızmasını engeller. Yatak karteri etrafında bulunan hava yatak karterinin sızdırmazlık elemanlarına doğru sızarak yağ sızmasını engeller. Bu labirent sızdırmazlık elemanı LM1500PE101 gaz türbininde yüksek hız kavramları ve uygun işlem için arka taraftan bir negatif basınca (vakuma) ihtiyaç duyar. LM1500PE102 gaz türbinlerinde, güç türbini ve dişli kutusu arasında yağlanmayan tipten bir kavrama olduğu için yüksek hız kavramasını sağlayan bu ikinci sızdırmazlık elemanı kullanılmıştır.

Güç türbininin yüksek hızda otomatik olarak kapsamını sağlayan kilit sistemi 7 no' lu dikmenin dış kısmına monte edilmiştir. Kilitleme sisteminin kolu 7 no' lu dikmeden geçerek yatak karterinin içine doğru uzanır. Yüksek hız anahtarını faaliyete geçiren sistem (trigger) yatak karteri içine yerleştirilmiştir ve yatak karterinin dış çapına kabuk şeklinde monte edilmiştir.

Arka çerçevede (rear frame) yatay, dikey ve eksenel montaj yüklerini taşıyan üç tane bilyalı yatak vardır.

#### **3.4.4. Güç türbini rotoru**

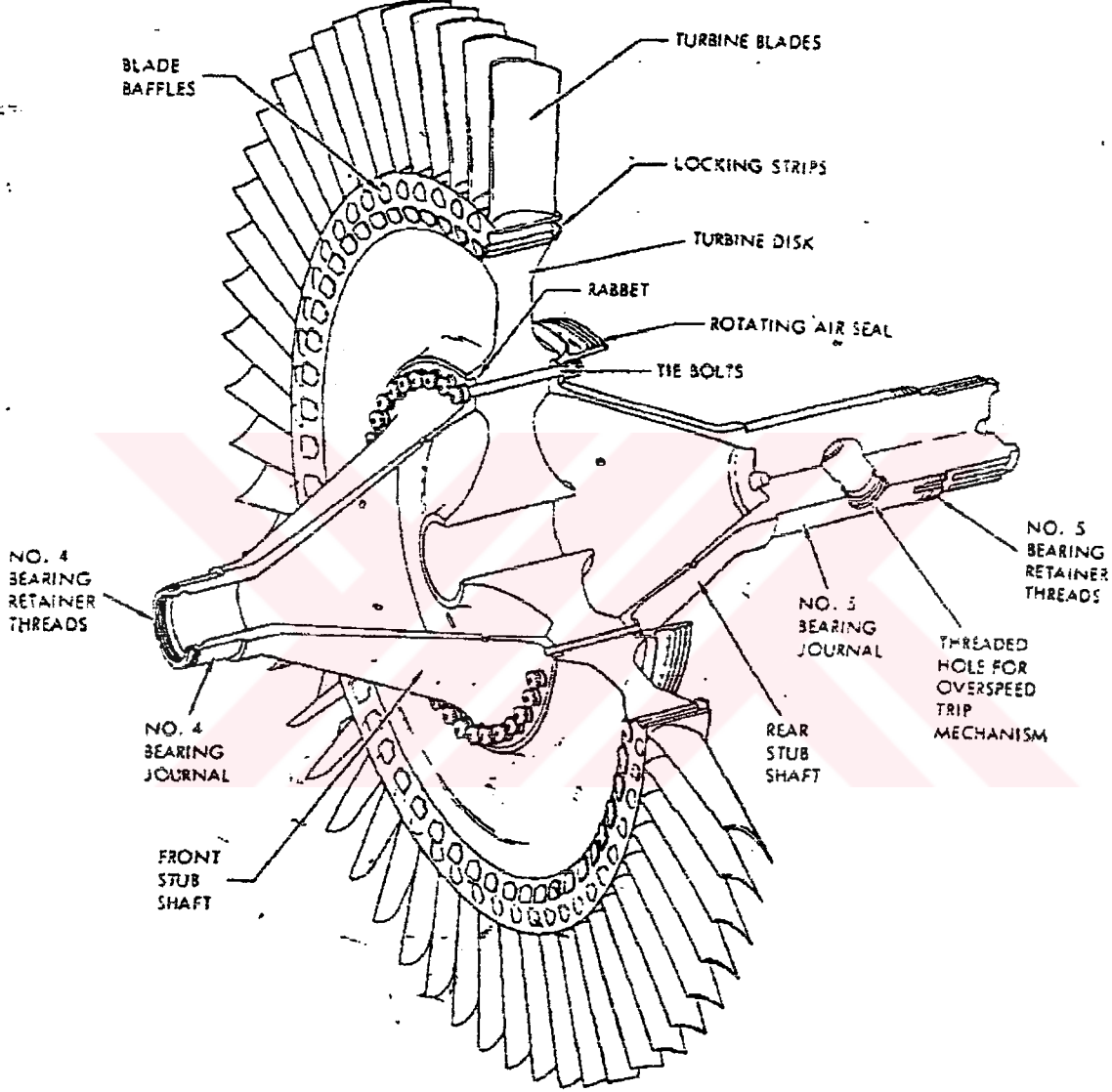
Güç türbini rotoru, pallerden (blade) ve ortadaki tekerlek yapıdan meydana gelmiş tek kademe yapıdadır. Ön konik shaft ve arka konik shaft, bilezik şeklindeki sızdırmazlık elemanı ve yüksek hız kilit aşamblesi de bu yapı içerisinde bulunur.

Arka ve ön içi boş shaftlar, türbin tekerine civatalarla bağlıdır. Paller ise tekerin dış kısmına uygun bir girişle bağlanmıştır. Pallerin kökünde bulunan kilitleme sistemi palleri çıkmaya karşı korumaktadır. Sürgü sistemleri ise uygunsuz yerlerden hava akışını önler. Arka shaft yüksek hız kapatma sisteminin dönen komponentlerini içermektedir. (Yüksek hız daldırma elemanı).

Tekerlek yapı, ön ve arka shaftlar ve pallerin hepsi A 286 paslanmaz çelikten yapılmıştır.

Güç türbini rotorunun kamalaştırılmış arka shaftı, gemi ile ilgili olan enerji sürücüsüne bağlanabilir. Dişli kutusu yine kama şeklindeki bir bağlantı ile ön shafta bağlanmıştır ve ön shaft

tarafından tahrik edilir. 9. Kademeden alınan hava, 4 ve 5 no' lu karter alanlarına gelerek şaftın ve disk yüzeyinin soğutulmasını sağlar. Bu boşluklardan akan hava konik şeklindeki arka şafttan ve labirent şeklindeki sızdırmazlık elemanından akarak tekerleğin dış arka kısmını ve deliklerden akarak şaftın ve tekerleğin iç kısmını soğutur.



Şekil 3.25: Türbin rotoru\*

Rotorun dışında bulunan hava ön şaftta bulunan deliklerden girerek şaftın iç kısmını ve tekerleğin ön yüzeyini soğutur. Daha sonra disk yüzeyinin dışından akarak egzozu doğru gider.

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"

Rotor yapısı önden 4 no' lu yatak ve arkadan ise 5 no' lu yatak tarafından desteklenir. Gaz jeneratörü rotoru ile güç türbin rotoru arasında mekanik bir bağ yoktur.

### 3.5. Egzost Kısmı

Egzost kısmı, güç türbininden gelen havanın çıkışını sağlayan kısım olup iç ve dış egzost borularından oluşur. Dış boru çıkış gazını 90 C döndürecek şekilde yönlendirilir. İç boru çıkış shaftı için kabuk görevi görür ve güç türbini rotoru shaftı çıkışındaki bağlantıları içerir. 7LM1500PE101 gaz türbini dairesel egzoz borusuna sahiptir ve bacalarla sistem tamamlanmıştır. 7LM1500PE102 gaz türbini ise dikdörtgenel bir yapıya sahiptir. 7LM1500 gaz türbini egzost gazı sıcaklığı Tablo 3.2' de çıkış gücüne göre verilmiştir.

**Tablo 3.2:** 7 LM-1500 gaz türbini modelinin güç türbini egzost gazı sıcaklığı

6714 kW güç' de	49 C Kompresör giriş sıcaklığında	416 C' dir. ( $\dot{m} = 63.5$ kg/s kitlesel debide)
8952 kW güç' de	49 C Kompresör giriş sıcaklığında	449 C' dir. ( $\dot{m} = 63.5$ kg/s kitlesel debide)

### 3.6. Gaz Türbini Hava Akışı

#### 3.6.1. Gaz jeneratörü hava akışı

Hava akışının ana amacı yakıtın yanmasını sağlamak, basınçlı bölgede basınç oluşturmak ve yapıları soğutmaktır.

Gaz türbini çalışırken, hava aralığından direkt olarak birinci kademe kompresör rotoru paline giriş kontrol vanası yardımı ile gelir. Hava, kompresörde arkaya doğru ilerledikçe basıncı artar. İlk altı kademe stator kanatları ve giriş kontrol vanasının açıları, çalışma koşullarına göre verimli bir şekilde ayarlanabilir. Her kademden geçen havanın kazandığı basınç, dönme hızına ve havanın yoğunluğuna bağlıdır. Bunun yanında pallerin ve vanaların açıları da önemlidir. Vananın pozisyonu, kompresör giriş sıcaklığı ve IGV hız sensörü tarafından tayin edilir.

Hava arkaya doğru ilerledikçe bir kısmı, 7. Kademenin etrafında bulunan deliklerden boşluğa çıkar. Bir kısmı ise 9. Kademe stator vanasından dış kabuğun içine doğru akar. 7. Kademe havası türbin rotorunu soğutmak için kullanılır. 9. Kademe havası gaz jeneratörüne ait iki yatağın yağ haznelerini soğutmak için kullanılır.

Kompresörü terk eden hava dış kontrol vanası tarafından yanma odasındaki girdapları önlemek için doğru akım haline getirilir. Kompresör arka çerçevesi bir difüzör olup havanın hızını azaltır ve basıncını artırır

Yanma odasına giren hava, hem yanma işlemini hem de yanma odasındaki parçaların soğutulmasını sağlamaktadır. Yanma odasına havanın gelmesini sağlayan hatlar vanalardan havanın yanma odalarına üniform olarak gelmesini sağlar. Diğer bir kısmı ise atomize olmuş yakıtla birlikte yanma olayını gerçekleştirmek için kullanılır. Havanın bir kısmı ise yanma odasının duvarlarına doğru püskürtülür ve yanma odası duvarlarını ateşe karşı korur. İç hatlarda bulunan delikler yardımıyla hava alevin ortasına doğru püskürtülerek yanmanın daha iyi olması sağlanır.

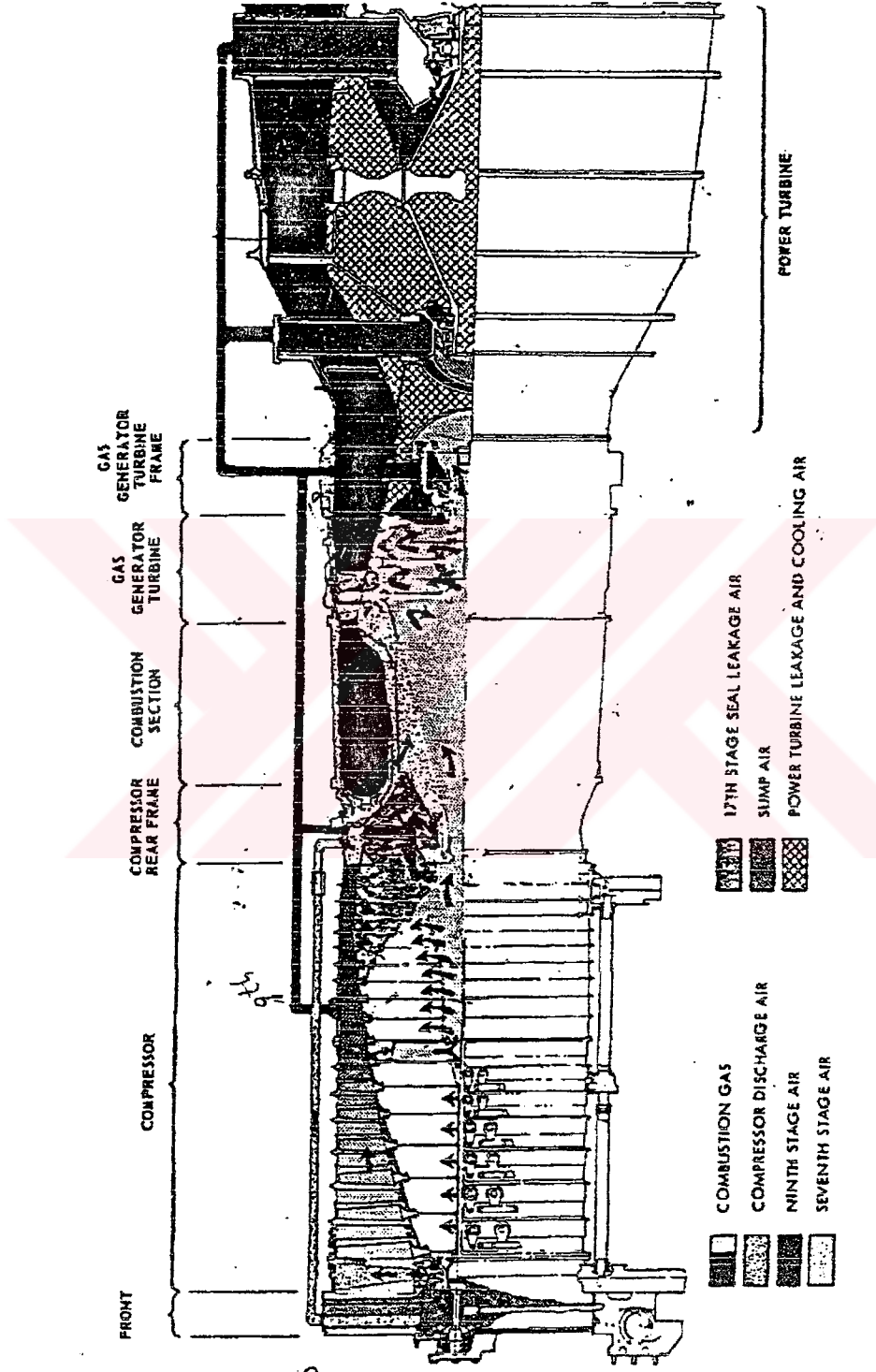
Havanın geri kalan kısmı, hatların dışından arkaya doğru ilerler. Az bir kısmı ise yanma odası çerçevesinde bulunan deliklerden sızarak gaz jeneratörü türbin shaftını soğutmak için kullanılır. Bu hava sürgülerden birinci kademe türbin nozulunun içine doğru ve birinci kademe türbin palinin ön kısmına doğru akar. Yanma olayı, türbin nozulunun ve güç türbini ile ilgili diğer parçaları sıcaklıktan korumak için, yanma odasının ön kısmında gerçekleştirilir. Yanma odalarını çevreleyen hava bu odaların dış kısımlarını soğutur. Havanın bir kısmı da bu odaların arasından geçerek yanma odalarının iç çerçevesini soğutur.

Havanın bir kısmı da iç yüzeyden sürgülerden yanma odalarının arka flanşına doğru geçerek birinci kademe türbin nozulunun iç ve dış bantını soğutur.

### **3.6.2. Güç türbini hava akışı.**

Gaz jeneratöründen gelen hava, güç türbininin ön çerçevesine doğru akar ve nozul diyagramına gelir. Nozul havayı türbin rotoruna uygun bir açıyla gönderir. Gazlar güç türbininden genişledikten sonra arka çerçeveden geçerek egzoz borusu yardımıyla dışarı atılır.

Havanın bir kısmı dıştan birinci kademe nozul bölgesine geçer ve birinci kademe türbin palleri önden soğutur. Bir kısım hava da türbin çerçevesinin içine doğru akarak ikinci kademe türbin nozulu bölgesine gelir ve birinci kademe türbin pallerini arkadan soğutur.



Şekil 3.26: LM-1500 gaz türbininde hava akışı.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"

Birinci kademe türbin bölmesi, yanma odasından gelen gazların hızını artırarak birinci kademe türbin palline gönderir. İkinci kademe nozul girdabı azaltır, havanın hızını tekrar artırır ve ikinci kademe türbin pallerine gönderir. Üçüncü kademe nozul ise yine girdabı azaltır, havayı hızlandırır ve üçüncü kademe türbin palline gönderir. Yüksek hızda türbin pallerine çarpan hava dönme hareketi şeklinde bir enerji oluşturur ve dönme enerjisiyle kompresör ve aksesuarların dönmesini sağlar.

Türbin şrotları (shoud) ve sızdırmazlık elemanları pallerin ucundan ve diğer bölgelerden gaz kaçağını önler. Dikme kaplamaları gazların girdaplarını azaltır ve güç türbinine giren havayı uygun şekilde dağıtır.

### 3.7. Yakıt Ve Hız Yöneticisi

Kontrol sistemi, gaz jeneratörü yanma odasına gönderilen yakıtın akışını kontrol eder. Yakıt-hava karışımı yakıldığında, gaz jeneratörünün üç kademeli türbini tarafından kompresörü döndürmek için gerekli olan güç üretilirken arta kalan enerji de güç türbini tarafından kullanılabilir enerjiye dönüştürülür. Gaz jeneratörü türbininden elde edilen enerjinin bir ifadesi olan gaz jeneratörü hızı yakılan yakıtla bağlıdır. Yakıt kontrolü ise gaz jeneratörü ve güç türbini yöneticileri tarafından kontrol edilir. Gaz türbinin çıkış hızı güç türbini yöneticisi tarafından kontrol edilir. Gaz jeneratörü yük ile değişmektedir. Şunu da dikkate almak gerekir ki motorun çalışmaya başlaması ivmelenmesi ve durdurulması sırasında kullanılacak olan yakıt miktarı stol'u önleyici güvenli limitlerde olmalıdır.

Yakıt kontrol ünitesi bir by-pass düzenleyici içermektedir. Bu düzenleyici, ölçüm vanası boyunca basınç düşmesinin sabit olmasını sağlamaktadır. Yakıt akış oranı bu ölçüm vanası yardımıyla yakıt kontrol ünitesi tarafından ayarlanır.

Durgun işlem sırasında ölçüm vanası, gaz jeneratörü yöneticisinden gelen hidrolik sinyal ile idare edilir. Bu sinyal, gaz jeneratörü yöneticisinin ve gerçek motor hızının bir fonksiyonudur. Gaz jeneratörü yöneticisine giren ve çıkan sinyaller birbirini kontrol eder ve gelen sinyallere bağlı olarak ölçüm vanasına gönderilen hidrolik sinyal ayarlanır.

İvmelenme sırasında hava yoğunluğuna bağlı olan kompresör çıkış basıncı, yöneticiden gelen sinyalle ifadelendirilir. Ve bu sinyale bağlı olarak gaz jeneratörüne girecek hava akış kütleli ayarlanır. Bu kütleyle bağlı olarak, gönderilecek olan yakıt limitleri belirlenir ve gaz jeneratörü ivmelenme sırasında aşırı ısıya karşı korunmuş olur.

İhtiyaçtan fazla olan yakıt by-pass valfinden akar ve yakıt pompasındaki by-pass dönüş kısmına döner.

Ölçülen yakıt, yağ soğutucularından geçirilir, kapatma ve süzme valflerinden geçerek yakıt nozullarına oradan da yanma odalarına gönderilir.

Yakıt ve hız yöneticisi sistemi aşağıdaki komponentlerden oluşur:

- Yakıt pompası,
- Yakıt filtresi,
- Yakıt kontrol,
- Yağ soğutucusu,
- Kapatma ve süzme valfleri,
- Yakıt nozulları,
- CIT duyargası,
- Gaz türbin yöneticisi,
- Gaz jeneratörü yöneticisi,

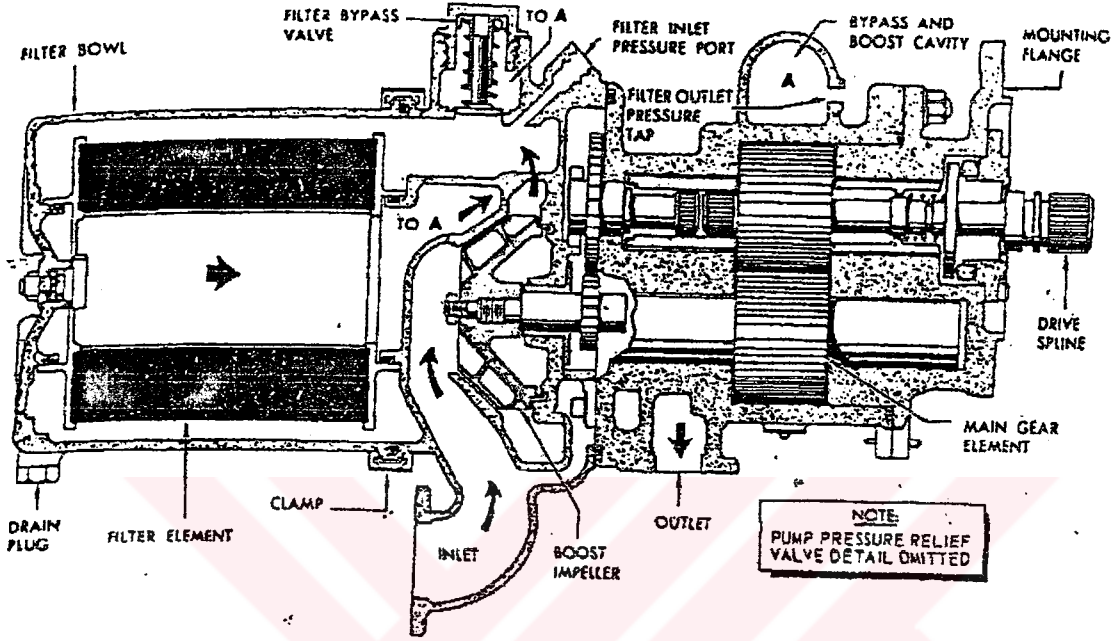
### 3.8. Yakıt Sistemi

#### 3.8.1. Yakıt pompası

Ana yakıt pompası, yakıt kontrolüne yüksek basınçta yakıt aktarmaktadır. Pompa bir pistondan, düşük basınçlı 20 mikron nominal filtre, pompalama elemanından ve basınç emniyet sibobundan oluşur (Şekil 3.27).

### 3.8.2. Yakıt filtresi

Yakıt filtresi, yakıttan katı tanecikleri süzer filtre eder. Bu filtre 40 mikronluk bütün parçacıkları ayırır. Filtre üzerinde ayrıca bir emniyet sibobu vardır ve 22 psi' ı aşan basınçları düşürmektedir (Şekil 3.28).



Şekil 3.27: Yakıt pompası.\*

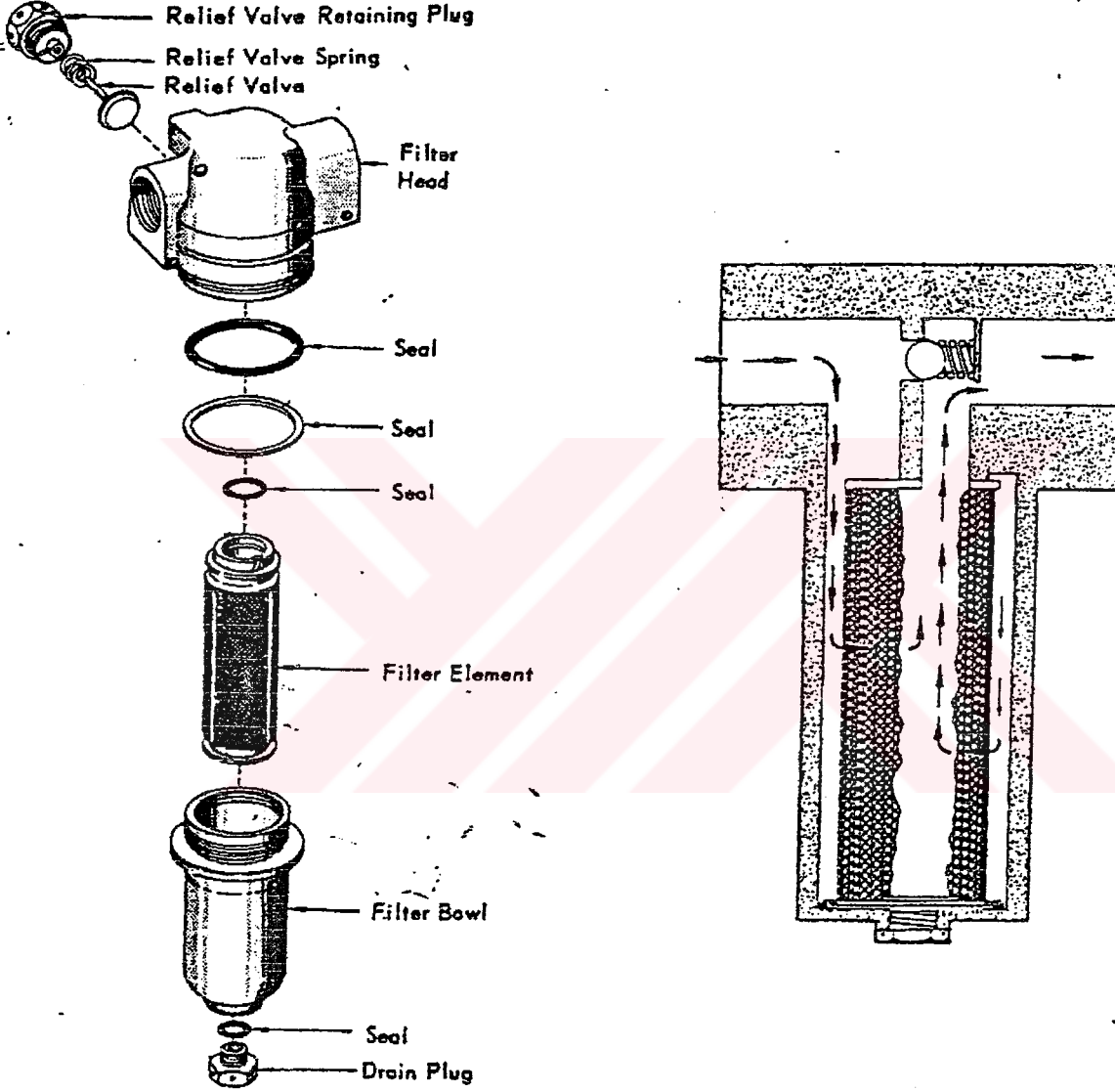
### 3.8.3. Yakıt kontrolü

Yakıt kontrol sistemi çeşitli valflerden ve otomatik kontrol mekanizmalarından oluşur. Kontrol elemanları gaz jeneratörü yöneticisi tarafından belirlenen üst ve alt limitler arasında değişen miktarlardaki yakıtı, yakıt odasına sevk ederler. Yakıt üst limiti, türbin yüksek sıcaklığı ve kompresör stolu (kompresör içinde basınçlı havanın geri dönmesi) tarafından belirlenir. Alt limit ise alevin sönmesine bağlıdır. Maksimum limit kompresör giriş sıcaklığına bağlı olan kompresör çıkış basıncının bir fonksiyonudur. Maksimum limit ise otomatik sınırlayıcıların kumanda ettiği sızdırma ile kontrol edilir.

Dış ayarlayıcılar, yakıt akışının başlamasının, spesifik yakıt tüketimini ve mutlak maksimum yakıt kullanma oranlarını kontrol eder.

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume I"

Valflerin görevi, yakıt basıncını sabit tutmak ve yakıtın aktığı bölgeye sabit bir basınçla akmasını sağlamaktır. Fazla yakıt, yakıt kontrol elemanları vasıtasıyla boşaltılarak, yakıt pompasına geri gönderilir.



Şekil 3.28: Yakıt filtresi.\*

### 3.9. Kapatma Ve Boşaltma Valfi

Bu valfler A.C. selenoid operatörlerdir. Fazla olan yakıtın boşaltılarak tekrar yakıt pompasına

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1"

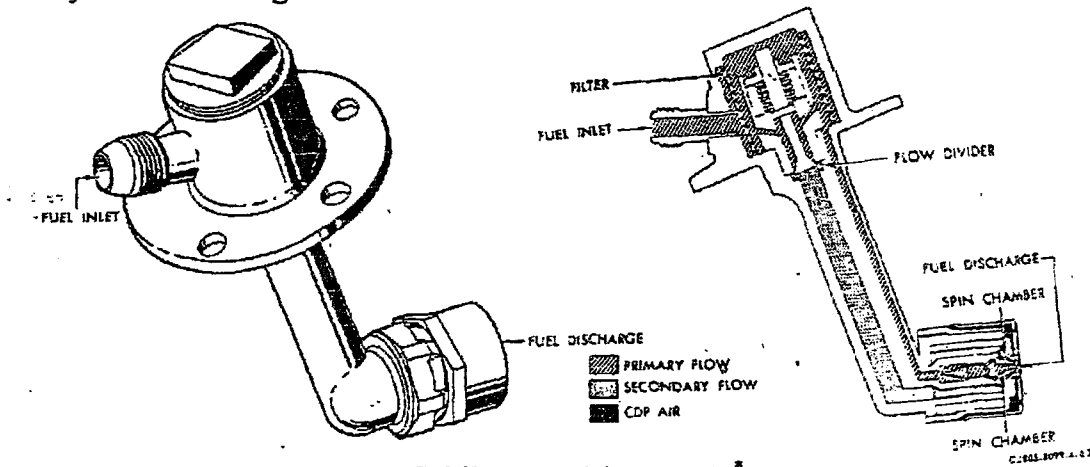
gönderilmesi ve yakıt pompasında ölü bölge oluşmasını önlemek için kullanılır. Bu valfler enerjili oldukları durumda yakıt, yakıt manifoldundan boşaltılarak yakıt pompasına gönderilir. Selenoidin de-enerjize olması durumunda, basınçlı bölgede bulunan yakıt açık dikme valfden geçerek by-pass sistemine gelir. Bu durumda yakıt manifoldu basınç sisteminden izole edilmiştir. Selenoid enerjili olduğu zaman by-pass dikme vanası kapanır ve manifold dikme vanası açılır.

Enerjisiz olduğu konumda by-pass dikme vanası arkasında bulunan yay, manifold dikme vanasının sabit kalmasını sağlar. Manifoldun arkasında bulunan diğer bir yay ise tahrik pistonunu enerjisiz durumda tutar. Selenoidin enerjilendirilmesi durumunda pilot sistemden kaynaklanan akışkan basıncı tahrik pistonuna etkir. Böylece manifold dikme valfinin açılıp, by-pass dikme valfinin kapanmasını sağlamış olur.

Pilot valf, üç yollu dikme valf elemanı olup direk olarak selenoid tarafından yönetilir. Enerjisiz durumda tahrik pistonu arkasında bulunan alan, sistemi boşaltmak üzere bu pilot valfe doğru kayar tahrik sisteminin dizaynı akışkanın basıncına bağlı olup bu basınç minimum 60 psi' dir. Sistem basıncının yükselmesi ek tahrik yüklerinin oluşmasına sebep olur.

### 3.10. Yakıt nozulları

10 çift taraflı konik tipli yakıt nozulları (her yanma odasında bir tane ) atomize olmuş yakıtı, yanma odalarına enjekte eder (Şekil 3.29). Gerekli olan yakıt oranı ve akışı ayarlanabilir basınç sistemiyle elde edilir. Nozulun iç kısmına gelen yakıt 100 delikli filtreden geçer. Daha sonra yakıt dağıtıcısına gelerek yakıt döndürme odasına gelir. Bu odadaki yakıt ise sprej halinde yanma odasına gönderilir.



Şekil 3.29: Yakıt nozulu \*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"

Yakıtın basıncı 90 psi' yi geçtiği zaman bu basınç yakıt dağıtıcısını açarak ikinci yakıt hattına geçer. Bu ikinci hattaki yakıt secondary (ikinci) yakıt döndürme odasına gelir ve bu odadaki yakıt daha sonra yanma odasında ikinci bir püskürtme şekliyle püskürtülür.

Az miktar bir hava uç kısmında nozul elemanlarının etrafında bulunur ve burada soğutmayı sağlar.

### **3.11. CIT Sensör**

Kompresör giriş sıcaklığını hidroliki bir sinyal ile belirleyen bir eleman olup, iç boruya monte edilmiştir. Gönderilen sinyal kompresör giriş sıcaklığının ve kompresör çıkış havası yoğunluğunun bir fonksiyonudur.

### **3.12. Hız yöneticisi sistemi**

#### **3.12.1. Güç türbini yöneticisi**

Güç türbin yöneticisi, hidroliki bir yönetici olup %60 ila %6 arasında hız ayarları için uygundur. Giriş ve çıkış sinyalleri mekaniktir.

Güç türbini yöneticisinin uygulanabildiği maksimum hız 5790rpm' dir. (herhangi bir güçte).

5790 ile 5500 rpm arasında ise %5 hız değişimleri için uygulanabilir. Bu şart maksimum yükleme durumunda geçerlidir.

Hız yöneticisinin ayarlı olduğu maksimum hız ise (çalışma durumunda ) 1200 rpm' dir. Normal yükleme altında hız 2800 ile 3500 rpm arasındadır.

#### **3.12.2. Gaz jeneratörü yöneticisi**

Gaz jeneratörü yöneticisi, hidroliki bir yöneticisidir. Bu yöntemin çıktısı, yakıt kontrolü için hidroliki bir sinyaldir. Bu yöneticinin çıktısı giriş değerinin ve gerçek motor hızının bir fonksiyonudur.

### 3.13. Yağlama Sistemi

#### 3.13.1. Genel yapısı

Yağlama sistemi üç alt sistemden oluşur. Bu alt sistemlerden her birisinin gaz jeneratörü ve güç türbinindeki yatakları bağlamak için özel fonksiyonu vardır. Bu alt sistemler şunlardır:

- Yağ tedarik sistemi,
- Yağlama boşaltma sistemi,
- Basınçlandırma sistemi,

Yağ tedarik alt sistemi, filtrelendirilmiş yağı basınç altında beş ana yatak alanına ve dört dişli kutusuna gönderir. Bu alanlardan yağ, yağlama nozullarından yataklara, dişli kutularına, yataklarda bulunan yağ sızdırmazlık elemanlarına, yağlama ve soğutma amacıyla püskürtülür.

Yağ boşaltma alt sistemi, yağı kullanılan alanlardan alır, filtreler, soğutur ve tekrar kullanılmak üzere yağ tankına gönderir.

Basınçlandırma alt sistemi yağ tankı içindeki basınçlandırmayı ayarlar. Bunun yanı sıra karterdeki yağ sızdırmazlık elemanlarının uygun şekilde fonksiyonlarını yerine getirmesi için karterdeki basıncı ayarlar. Basınçlandırma sistemi, karterlerde ve yağ tankında meydana gelecek boşluk ve aşırı basınçlara karşı oluşacak hasarları da engeller.

#### 3.13.2. Operasyon sistemi

Yağ, yağ tankından yağı tedarik eden ana yağlama pompasına akar. Bu esnada pompa girişinde bulunan bir eleman yağıdaki yabancı parçacıkları ayırır. Yağ pompadan filtreye doğru akar, eğer filtre tıkanmış durumda ise filtre içinde bulunan bir by-pass vlfli filtreyi açar ve filtrelenmemiş yağın akışına izin verir.

Filtreden yağ iki kola ayrılır. Bu kollardan biri giriş dişli kutusunu, bir, iki ve üç no' lu yatakları, transfer ve arka dişli aksamı ve sönümleyici yatakları besler. İkinci kol ise kontrol yağ filtresi ile dört ve beş no' lu yatakları besler. Kontrol yağ filtresindeki yağ IGV hız sensörü, gaz jeneratörü yöneticisi ve güç türbini yöneticisi ile dişli kutusuna akar.

Yağ boşaltma sistemi yağlama bölgesindeki yağı alır, filtreler soğutur ve yağ tankına gönderir.

Bir no' lu yatak ve giriş dişli kutusundaki yağ, transfer dişli kutusuna boşalır ve ve dişli kutusu yağıyla birlikte transfer dişli kutusu boşaltma pompası yardımıyla boşaltılır. Bu pompanın bir elemanı beş no' lu yatağın, stator kontrol sisteminin ve yağ kontrol sisteminin yağını da boşaltır.

İki no' lu yatak arka dişli kutusu ve gaz jeneratörü yöneticisini yağlamak için kullanılan yağ arka dişli kutusu boşaltma pompasından boşaltılır. Sönümleyici dişli kutusundaki yağ da aynı yolla boşaltılır.

Üç no' lu yatağı yağlayan yağ ise bu yatağın arkasına monte edilmiş ve gaz jeneratörü türbin motoru ile çalıştırılan boşaltma pompası yla boşaltılır.

Güç türbini yöneticisi ve güç türbini dişli kutusunu yağlamak için kullanılan yağ, dört no' lu yatak alanına boşaltılır. Bu yağ dört ve beş no' lu yatak karterinde bulunan yağ ile birlikte ana yağlama ve boşaltma pompasının iki elemanı tarafından boşaltılır.

Boşaltma pompalarından gelen yağ bir filtreden geçirilir daha sonra motor hava soğutucularıyla soğutulur ve yağ tankına gönderilir.

### **3.13.3. Yağ tankı**

Yağ tankı paslanmaz çelikten yapılmış olup motora iki konsolla bağlanmıştır. İki tane elle doldurulan besleme kısmı tankın üst kısmına yakın bir yerde yer almaktadır. Doldurma sırasında boşaltılan yağ, bir iç borudan geçerek tanka akar. Tankın içinde karterlere giden yağı kontrol eden bir kontrol vanası vardır. Tankın toplan kapasitesi 7.6 galondur. Buna 1.6 galon genişletilebilen alan dahildir (Şekil 3.30).

### **3.13.4. Ana yağlama ve boşaltma vanası**

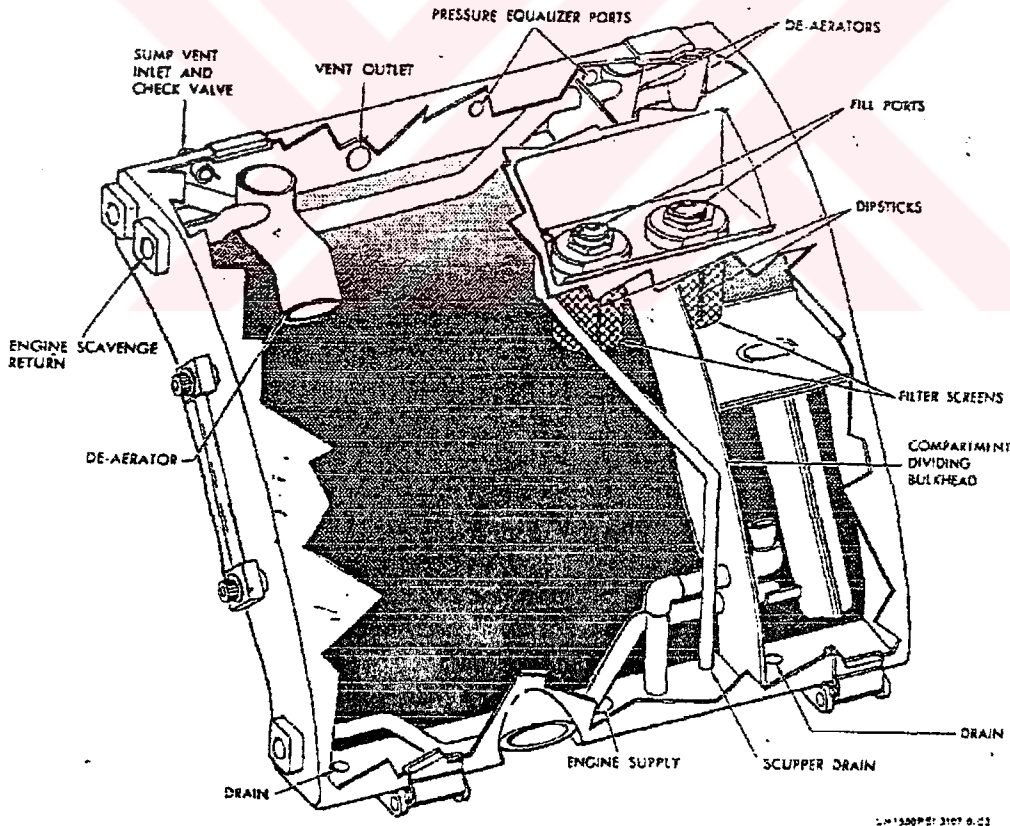
Bu pompa aynı anda yağlama yağını alır ve boşaltır. Bu pompa dört tane tahrik edici elemana sahiptir. Bunlardan ikisi yağ tedariki için kullanılırken ikisi de yağ boşaltma için kullanılır.

Pompaya yağ giriş ve çıkış noktaları vardır. İki yağ boşaltma elemanı dört ve beş no' lu yatak karterindeki yağları boşaltmak için kullanılır (Şekil 3.31).

### 3.13.5. Ana yağlama filtresi

Ana yağlama filtresi, 149 mikron full akış tipi filtre olup yağlama pompasının içine yerleştirilmiştir. Bu filtre T şeklinde bir filtre olup sürekli temizlenebilen filtre elemanı ve basınç güvenilirlik valfine sahiptir. Elemanlar tıklandıkları zaman çıkarılıp temizlenirler. Herhangi bir hasar oluşması durumunda ise yenisiyle değiştirilir.

Temiz elemanlara sahip herhangi bir filtrede basınç düşüşü 12 gpm' de iki psi' dir. Eğer filtre tıkanırsa basınç düşüşü 14-16 psi' yi bulur. Bu durumda basınç güvenilirlik valfi filtreyi açar ve yağın filtrelenmeden geçmesini sağlar (Şekil 3.32).

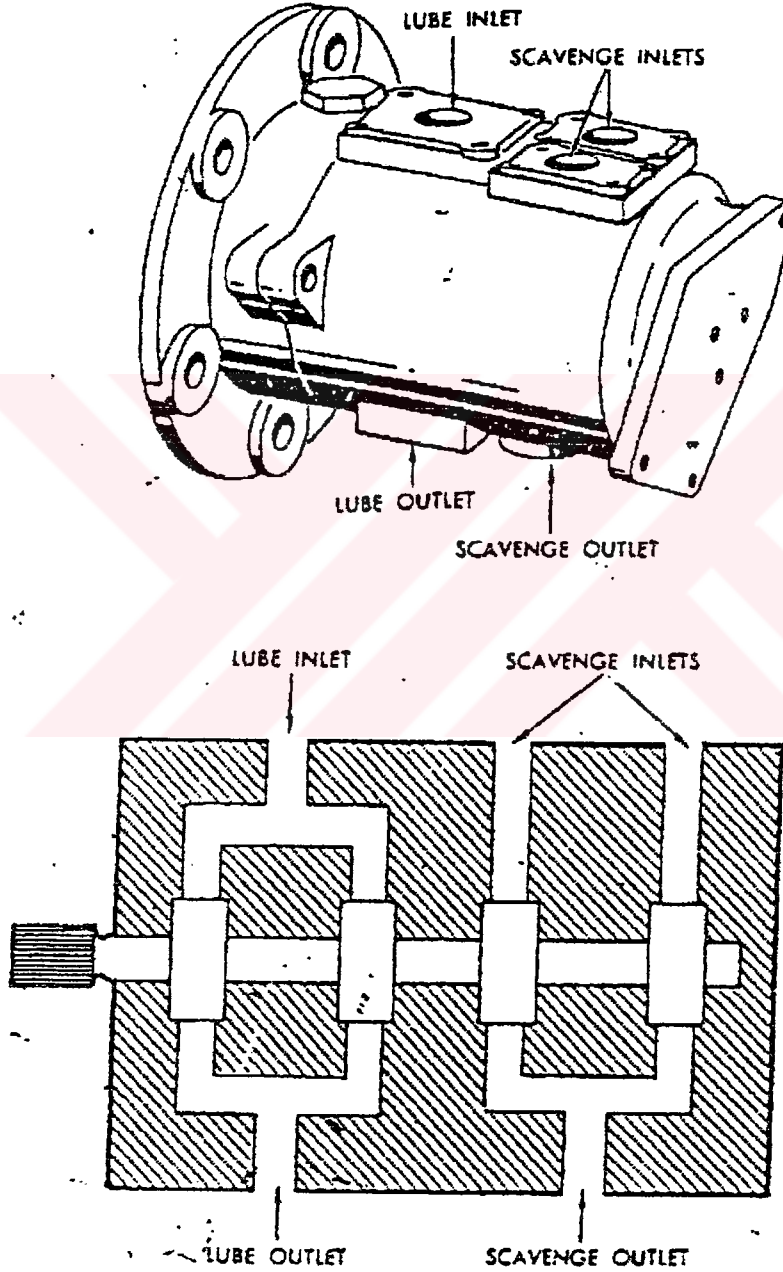


Şekil 3.30: Yağ tankı\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1"

### 3.13.6. Yağ basıncı emniyet valfi

Basıncı emniyet valfi, sistemi aşırı yüksek basınçlara karşı korur. Eğer basınç yükselmesi çok fazla olursa bu valf filtreyi açar ve yağın filtrelenmeden gideceği bölgeye akışını sağlar (Şekil 3.33).



Şekil 3.31: Ana yağlama ve boşaltma pompası.\*

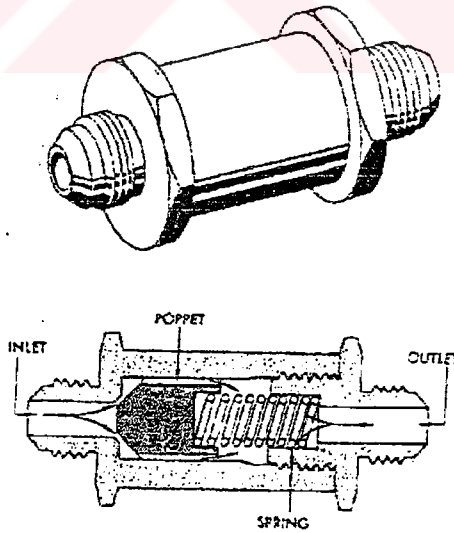
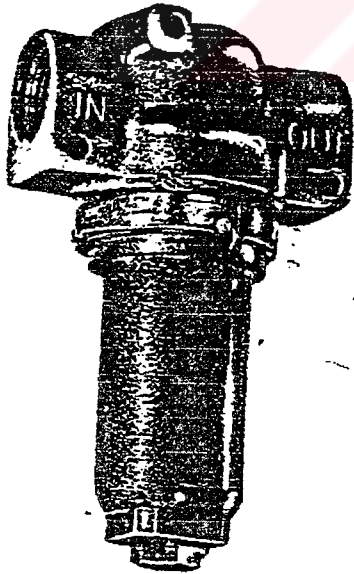
\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"

### 3.13.7. Yağ basınç göstergesi

Yağ basınç göstergesi, pompa çıkışı basıncını gösterir. İnç kare başına düşen paund'a göre kalibre edilmiştir ve 0-100 psig arasında kullanıma sahiptir. Gösterge E.O.S. paneline monte edilmiştir.

### 3.13.8. Tank basınçlandırma ve boşluk emniyet valfi

Tank basınçlandırma ve boşluk emniyet valfi iki ayrı valfi bir arada içermektedir. Bir valf tankın atmosfere temas ettiği bölgeye yerleştirilmiştir. Ve maksimum tank basıncının, giriş hava basıncına eşit olması sağlanmaktadır. İkinci valf ise tank ve karterleri açmakta olup tank ve karterlerdeki basıncın uygun seviyede kalmasını sağlamaktadır. Birinci valf 4.5 psi nominal basınca ayarlıdır. Yani tank basıncı, giriş basıncını 4.5 psi aşarsa bu valf tankı giriş basıncına açar. İkinci valf ise 2.5 psi nominal basınca ayarlanmıştır. Yani karter basıncı, giriş basıncını 2.5 psi aşarsa bu valf karteri atmosfere açar. Tank karter ve hava basıncı dengeye geldiğinde valfler kapanır.



Şekil 3.32: Yağ filtresi.\*

Şekil 3.33: Yağlama basıncı emniyet valfi\*\*.

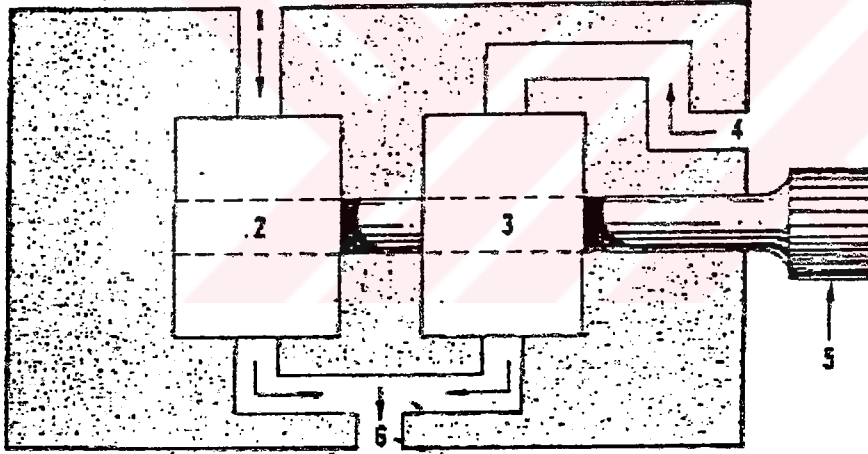
\*\*\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1"

### 3.13.9. Transfer dişli kutusu boşaltma pompası

Transfer dişli kutusu boşaltma pompası, yağı bir no' lu yatak karterinden, ön dişli kutusundan, transfer transfer dişli kutusundan ve stator kontrol sisteminden boşaltmak için kullanılır. 9,5 gpm ve 2 gpm değerinde iki elman içermektedir (Şekil 3.34).

### 3.13.10. Arka dişli kutusu boşaltma pompası

Arka dişli kutusu boşaltma pompası, iki no' lu yataktan ve arka dişli kutusundan yağı boşaltmak için kullanılır. Üç eleman içermektedir. Her bir eleman ayrı giriş kısımlarına sahiptir fakat çıkış aynı yerdendir. Bir no' lu eleman arka dişli kutusunun boşaltma işlemini yaparken iki no' lu eleman yatak karterinin ön kısmını ve gaz jeneratörü yöneticisini temizlemek için kullanılır. Üç no' lu eleman ise iki no' lu yatak karterinin arka kısmındaki yağı boşaltır (Şekil 3.35).

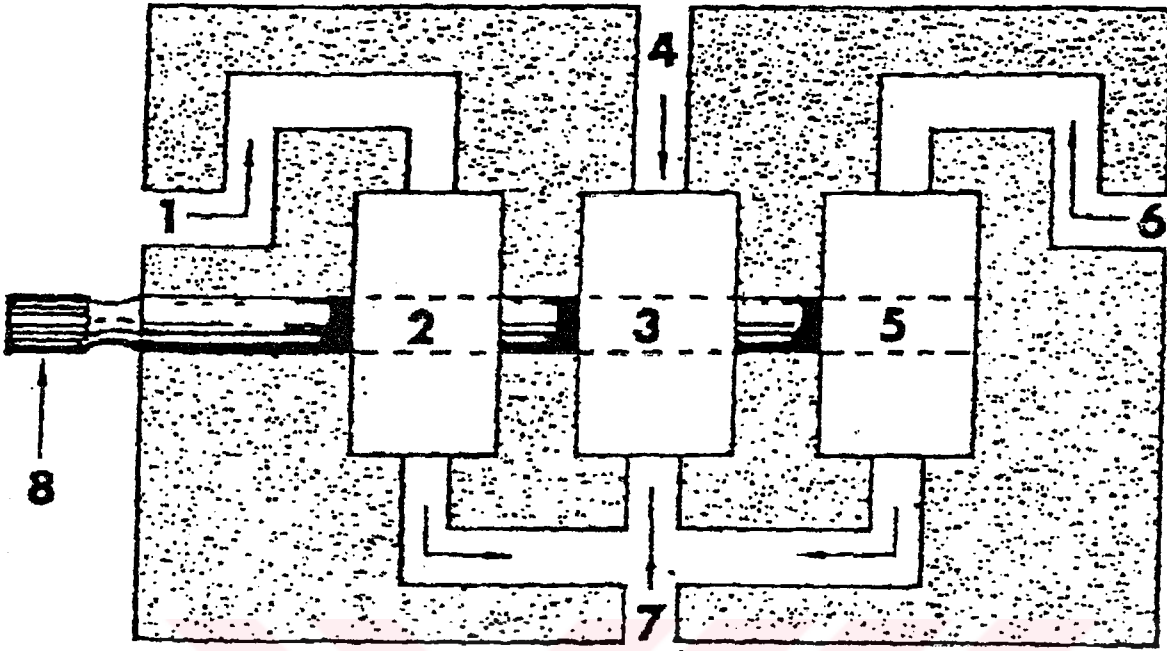


1. Aspirator collector tube inlet part
2. Scavenge elements
3. Scavenge elements
4. Transfer gear scavenging element
5. Splined drive
6. Discharge port

LW100PE102&101

Şekil 3.34: Transfer dişli kutusu boşaltma pompası.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1"



1. GEARBOX SCAVENGE INLET
2. GEARBOX SCAVENGE ELEMENT
3. NO. 3 BEARING SCAVENGE ELEMENT
4. NO. 3 BEARING SCAVENGE INLET
5. NO. 2 BEARING SCAVENGE ELEMENT
6. NO. 2 BEARING SCAVENGE INLET
7. DISCHARGE PORT
8. DRIVE SHAFT

Şekil 3.35: Arka dişli kutusu boşaltma pompası.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1"

### **3.13.11. Üç numaralı yatak boşaltma pompası**

Üç numaralı yatak boşaltma pompası, türbin çerçevesinin arkasına monte edilmiştir. İki elemana sahiptir. Bunlardan birisi, üç numaralı yatağın karterinin ön kısmını temizlerken diğeri arka kısımdaki yağların tahliyesi için kullanılır.

### **3.13.12. Boşaltma yağı filtreleme elemanı**

Boşalan yağı filtreleyen bu filitre, temelde ana yağ filtresine benzer. Soğutma yağlarının ve boşalan yağların filtrelenmesi için kullanılır.

### **3.13.13. Yağ soğutucuları**

Motorda kullanılan yağ soğutucular vasıtasıyla, yakıttan yağa ısı geçişi sağlanır. Bu soğutucular vasıtasıyla, yağ sıcaklığının belirlenen limitlerde kalması sağlanır.

Boşalan yağlar, etrafı yakıt ile çevrilmiş soğutucuların içinden geçer ve soğumuş halde yağ tankına gelir. Soğutucular ile yakıt tankı arasında bulunan kısımda, bir by-pass vanası vardır. Bu by-pass vanası hem sıcaklığı hem de basıncı düzenler. Eğer soğutucuları terk eden yağın sıcaklığı 43 °C' den az ise yağ, geçiş izni verir. Ayrıca eğer soğutucudaki yağın basıncı, yağ tankına gitmekte olan yağ basıncından 40 psi fazla ise yağın geçişine izin verilir.

## **3.14. Değişken Vana Sistemi**

### **3.14.1. Genel**

Değişken vana sistemi, kompresörün performansının şartlara göre ayarlanmasını sağlamak için kullanılır. Bu sistem, IGV' lerin ilk kademe stator vanalarının açılarını değiştirir. Vana pozisyonlarının değişmesi, havanın rotor pallerine doğru akış açısını değiştirir. Bu açı, sıkıştırma karakteristiklerinin en önemli belirleyicisidir. Vana açılarının uygun bir şekilde değiştirilmesi, motorun çalışması sırasında kompresörden tatmin edici sıkıştırma oranlarının elde edilmesini sağlar. Vana açıları kompresör giriş sıcaklığının ve motor hızının fonksiyonu olarak değişir.

Maksimum hızın %63' ü ile 95' i arasında çalışan vanalar değişken açılarda görev yapar. %63' ün altındaki hızlarda vanalar tamamen kapalı, %95' in üstündeki hızlarda vanalar tamamen açıktır. Kapalı pozisyonda, vana veteri ile motor eksenini arasında  $90^{\circ}$  açı vardır. Açık konumda ise vana veterleri motor eksenine paraleldir.

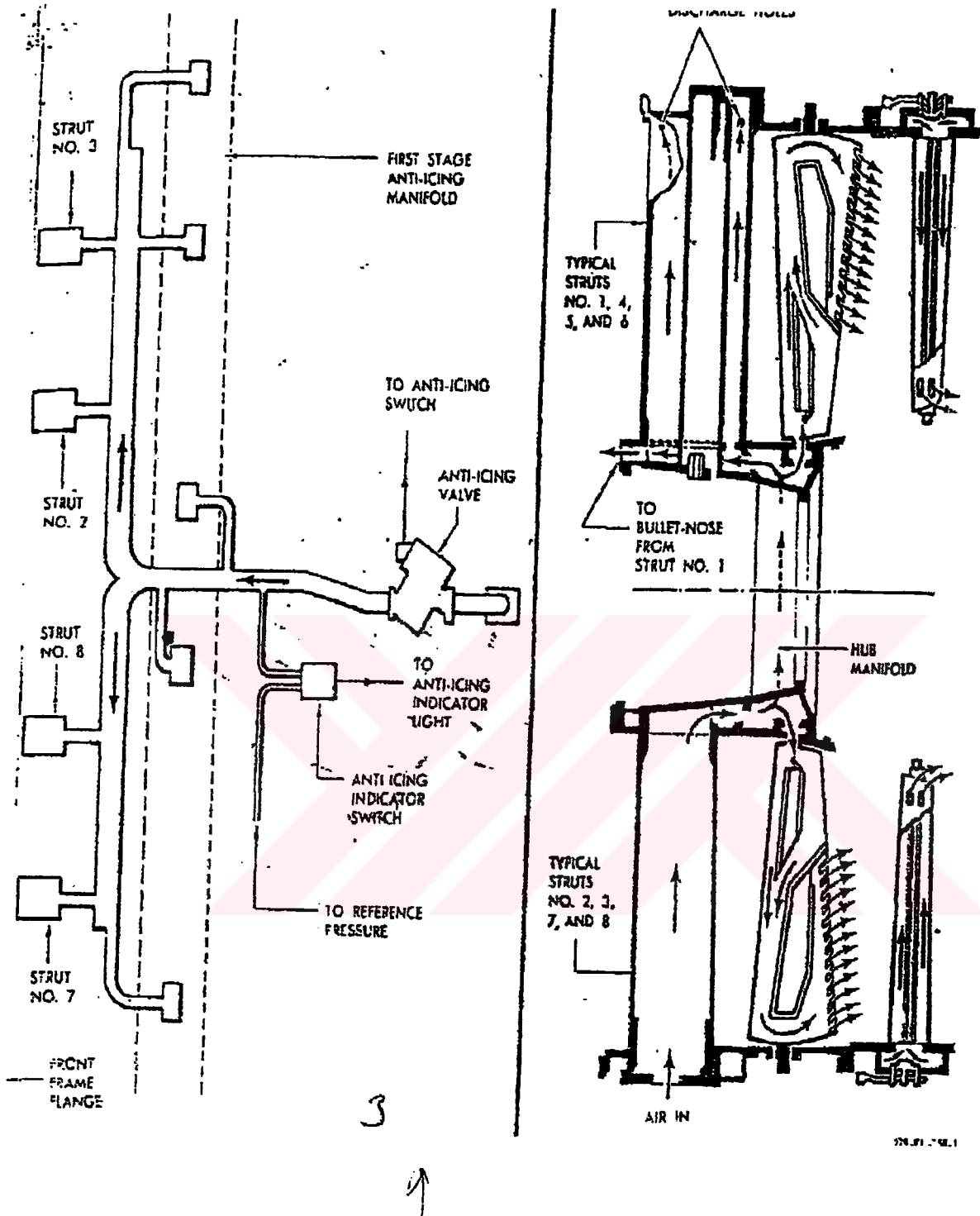
### **3.14.2. Operasyon**

Hız sensörü motor hızına ve kompresör giriş sıcaklığına bağlı olarak mekanik bir sinyal (yer değiştirme) üretir. Rotor hızında meydana gelen artış, şekilde görülen mekanik bağı sola doğru iter. Yatay bağ, vana tahrik elemanına bağlı pim etrafında döner ve bu tahrik elemanı, vana pozisyonunun sola doğru kaymasını sağlar. Hız düşüşünde ise yukarıdaki işlemin tersi geçerlidir.

### **3.15. Buzlanmayı Önleyici Sistem**

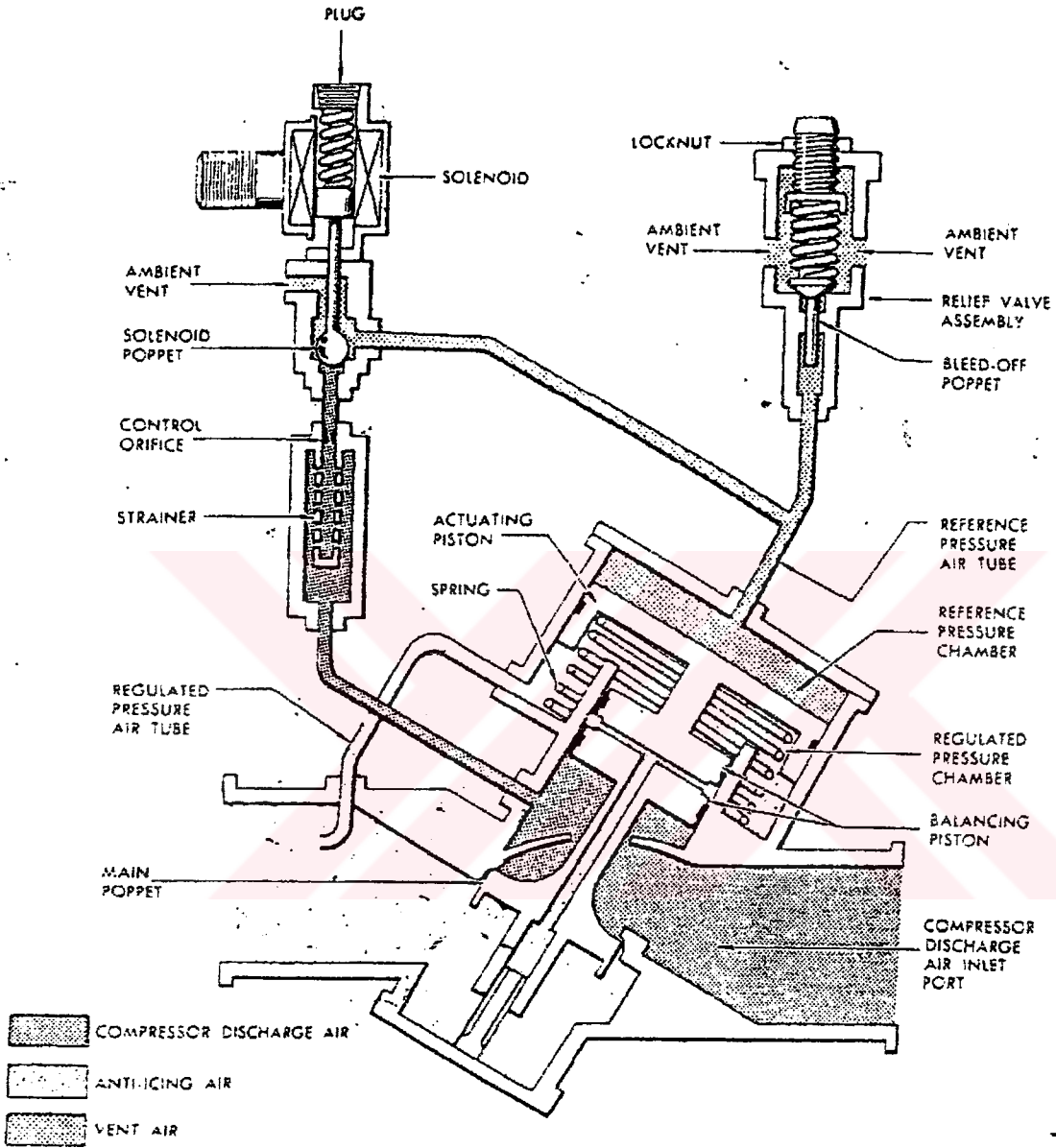
#### **3.15.1. Genel**

Buzlanmayı önleyici sistem, kompresör ön çerçevesi dikmelerinde, IGV' lerde birinci kademe kompresör vanasında, meydana gelebilecek buzlanmayı önlemek için kullanılır (Şekil 3.36).



Şekil 3.36: Buzlanmayı önleyici sistem.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"



Şekil 3.37: Buzlanmayı önleyici sistem valfi.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"

### 3.15.2.Operasyon

Kompresörden çıkan havanın bir kısmı, yanma odası çerçevesi içinde saat 12 konumunda bulunan, buzlanmayı önleyici hava borusuna gider. Bu hava daha sonra normalde kapalı bulunan buzlanmayı önleyici vanaya gelir.

Bu vanadaki düğme (siviç) kapalı olduğu zaman buzlanmayı önleyici vanada bulunan selenoid valfi enerjilendirilir ve açar. Böylece buzlanmayı önlemek için gereken hava, kompresör ön çerçevesine ve kompresör ön manifolduna gelir. Bu havanın basıncı buzlanmayı önleyici vana tarafından ayarlanır.

Buzlanmayı önleyici hava beş tüpten, kompresör ön çerçevesinde bulunan birinci kademe değişken vanasının üzerine yerleştirilmiş olan manifolda akar. Bu manifolddan hava vanalara (IGV) geçer ve burada meydana gelebilecek buzlanmayı önler.

Kompresör ön çerçevesinde, buzlanmayı önleyici hava, 2-3-7 ve 8 nolu dikmelerden ön çerçevenin arka kısmında bulunan manifolda akar. Bu manifolddan, hava 1-4-5 ve 6 no' lu dikmelerin ve 20 IGV' nin dışından geçerek buzlanmaları önler. Hava buradan kompresörün içine doğru akar.

## 4. ENERJİ MALİYETİNİN HESABI

### 4.1. Kojenerasyonun Tanımı

Kojenerasyon en genel anlamda bölgenin ihtiyaç duyduğu ısı ve şaft gücünün birlikte karşılandığı sistemin adıdır. Burada ısı gücüne, yaşanan bölgedeki tesislerde kullanılan proses buharı, tesisin ısıtılması, mutfakta yemek pişirme, hamam vb. yerlerde temizlik, çamaşırhanede yıkama ve kurutma işlemlerinin yapılması için ihtiyaç duyulmaktadır. Şaft gücü ise işletmenin elektrik enerjisi ihtiyacının üretimi için bir alternatörün tahrikinde, pompa ve kompresör için gerekli şaft gücünün temini için kullanılmaktadır.

Genel olarak kojenerasyon ünitesinin kurulmasının asıl sebebi bölgenin ihtiyacı olan elektrik enerjisinin düzenli ve devamlı olarak temin edilmesidir. Bölgedeki tesis ve binalardaki ısı enerjisi ihtiyacının karşılanması için yapılan ilave yatırımdır. Sistemin etkinliğini ve verimini arttırmak amacıyla uygulanan, kayıp olan ısı enerjisinin tekrar değerlendirilmesine yönelik bir faktördür. Isı gücünün karşılanması ikinci derecede önem arzeder ve yapılan yatırımın geri ödenmesini hızlandıran önemli bir faktördür.

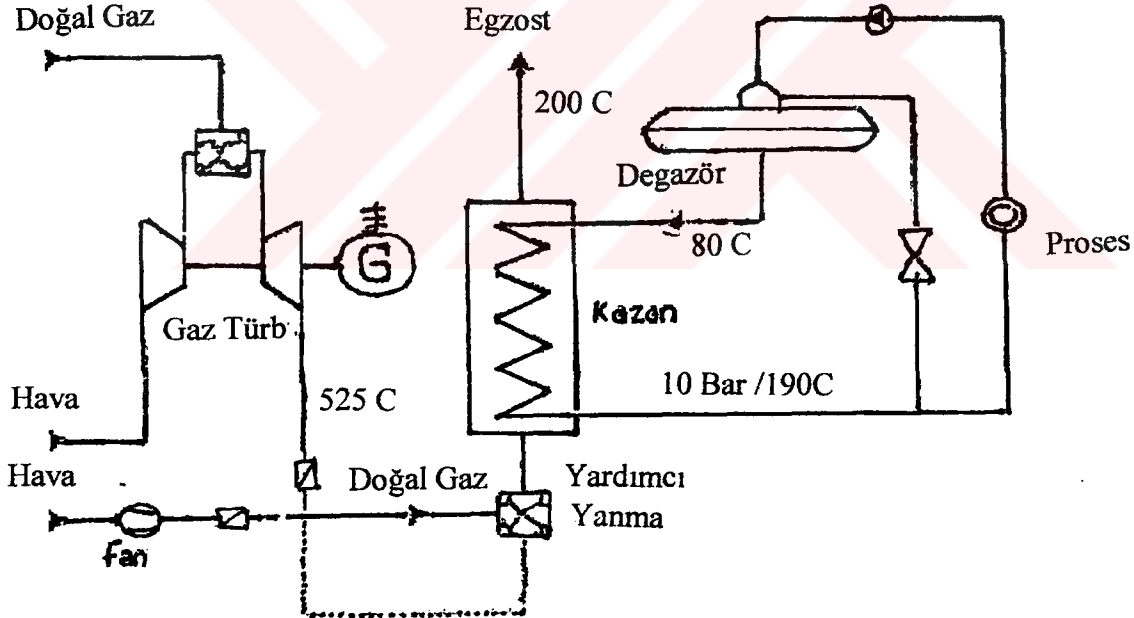
Ülkemizde doğalgaz, JP-8, JP-4 ve motorin vb. yakıtları kullanan gaz türbinli kojenerasyon tesislerinin sayıları gün geçtikçe artmaktadır.

Gaz türbininde hava+yakıt karışımı, yanma odasında 12 ~ 35 bar basınç altında yanmaktadır. Bu yanma sonucu basıncı ve sıcaklığı artan gazların kinetik enerjisinden yararlanır. Gazların basıncını türbin kademesinde düşürmek ve hızını arttırmak suretiyle, türbinin rotoruna (türbinin şaftına) güç iletilmektedir. Gaz türbini ekzost nozulunu terk eden gazların sıcaklığı yaklaşık 400 ~ 500 C mertebesindedir. Gazların bu ısı kapasitelerinin tamamından, türbinde yararlanmak mümkün değildir. Geriye kalan atık ısı, kullanılmadan dış atmosfere, çevreye atılmaktadır. Gaz türbinin ekzost nozulunun çıkışına, çıkan gazların ısısından yararlanmak için bir atık ısı kazanı yerleştirilir. Bu atık ısı kazanına sevk edilen gazlar, kazan içerisindeki boruların dışından geçerler. Atılan gazların ısısından ısı transferi yoluyla yararlanmak için; kazana yerleştirilen boruların içerisinden suyu dolaştırmak suretiyle kızgın buhar, doymuş buhar veya sıcak su üretimi yapılır. Buradan sağlanan ısı enerjisi değişik çeşitli proseslerde kullanılır.

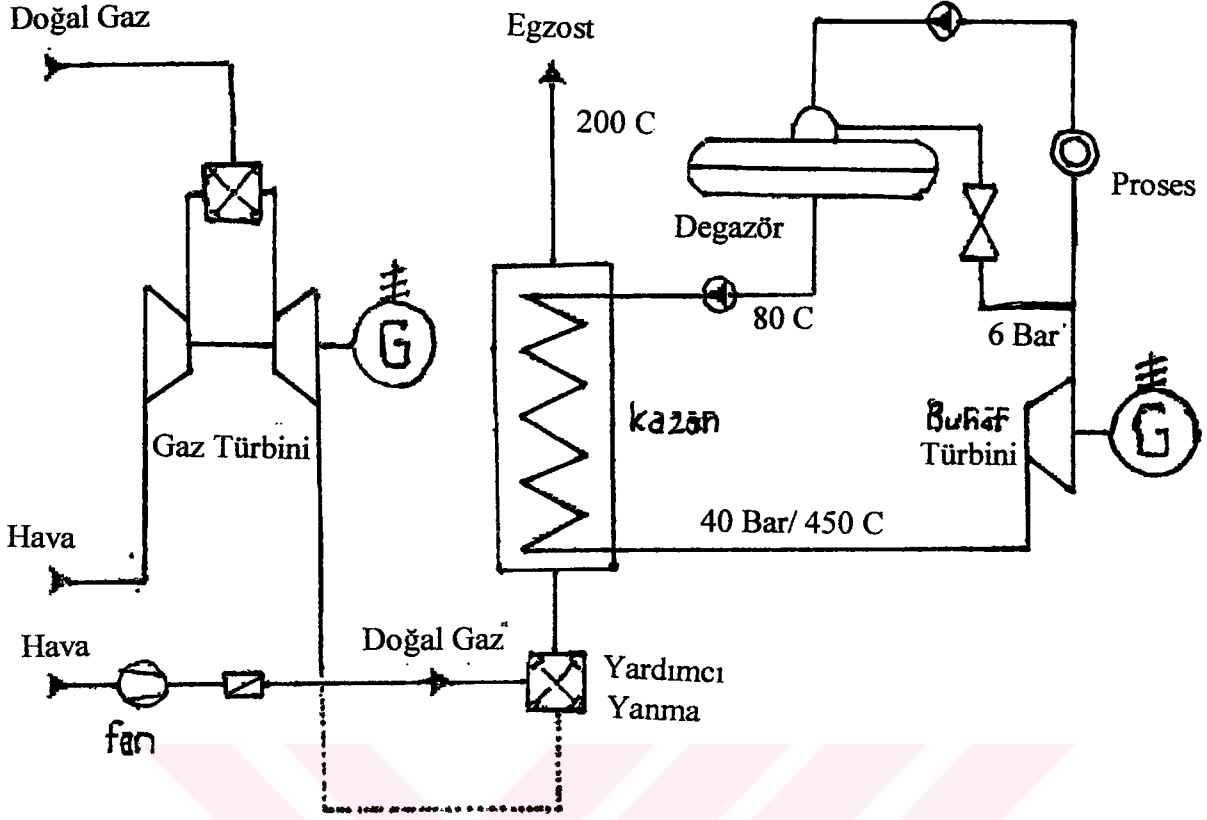
Orta güçteki gaz türbinlerinde egzosttan çıkan atık ısının oldukça yüksek olması nedeniyle atık ısı kazanında üretilen buharın tamamını proteste kullanarak tüketmek mümkün değildir. Gaz jeneratörü vasıtasıyla elde edilen elektrik enerjisinin yetersiz kalması halinde, gaz jeneratörünün egzost çıkışına yerleştirilen atık ısı kazanında üretilen buhar ile sisteme bağlı bir buhar türbini + jeneratör gurubu tahrik edilerek ek elektrik enerjisi üretimi yapmak mümkündür. Hatta bu atık ısı kazanı bünyesine bir yanma odası ünitesi monte edilerek, atık ısı kazanındaki ısı kapasitesinin üzerinde buhar üretimi yapılabilir. Bu prensipte çalışan tesislere "kombine çevrim santrali" denilmektedir.

Kombine çevrim santrallerinin yatırım maliyeti çok yüksektir. Bu nedenle fazla elektrik enerjisi üreten güçlü santrallere ihtiyaç bulunduğu tesis edilirler.

Yapılan bu ilave yatırımın karşılığında tesisin %30 olan elektriksel verimi %45'e çıkmaktadır.



Şekil 4.1: Gaz türbinli kojenerasyon tesis şeması.



Şekil 4.2: Gaz – buhar kombine çevrimli kojenerasyon tesisi şeması.

Her iki tesiste enerji dağılımı aşağıdaki şekildedir. \*

Enerji	Payı(%)
Elektrik üretimi	40
Egzost ısısı	25
Motor blok ısısı	27
Radyasyonla kayup	8

Gaz türbinlerinin verimi kojenerasyon tesislerinde ise aşağıda sunulmuştur.

Tesis	Elektrik verimi	Toplam verim
Gaz türbini (konvansiyonel)	% 30	% 75
Gaz türbini (kombine çevrim)	% 45- 50	% 85

\* Derbentli , T. , (1996), Birleşik Isı Güç sistemleri, Enerji sayı 6.

Gaz türbinli işletmenin spesifik yatırım bedeli 700 \$/kW civarındadır. Gaz + buhar türbini kombine çevrim tesisi olursa bu değer spesifik yatırım bedeli 1200 \$/kW' dir.

#### 4.2. Yatırım Maliyetine Etki Eden Faktörler

Bir kojenerasyon tesisinin kurulması sırasında ilk yatırım maliyetine etki eden faktörler sırasıyla; \*

- Gerekli bina ve tesisatın inşaatı,
- Kojenerasyon modülü,
- Isı geri kazanım ekipmanları,
- Şebeke ile senkronizasyon sistemi,
- Soğutma sistemi (absorpsiyonlu soğutma sistemi),
- Yakıt sistemi (gaz için gerekli başvuru ve özel hat çekilmesi), (sıvı yakıt tankı ve irsaliye hattının tesisatının çekilmesi),
- Havalandırma sistemi,
- Yağlama yağı,
- İlk çalıştırma,

Tüm bu faktörler kojenerasyon yoluyla elektrik enerjisi üretim maliyetinin, yatırım veya sermaye maliyetini etkileyen faktörlerdir. Bu yatırım maliyeti hesabı yapılırken aşağıdaki kriterler dikkate alınarak gerçek yatırım veya sermaye maliyeti elde edilir. Bunlar; \*\*

- İnşaat veya montaj işlemlerinin süresi,
- İnşaat ve montaj işlemleri boyunca harcama dağılımı,
- Yatırımın bedeli,
- Faiz,
- Eskalasyon,
- İskonto oranı,
- Geri ödeme süresi' dir.

---

\* Derbentli , T. , (1996), Birleşik Isı Güç sistemleri, Enerji sayı 6.

\*\* Aybers N., ve Şahin, B., (1995), Enerji Maliyeti Yıldız Teknik Üniversitesi Yayını, 299, İstanbul

### 4.3. Birim Enerji Maliyetinin Hesabı \*

Enerji üretimi maliyeti yatırım veya sermaye maliyetinden başka işletme ve bakım maliyeti ile yakıt maliyeti olmak üzere üç ana kısımda toplanabilir. Belirli bir süre içerisinde yapılan bu masrafların tamamı aynı sürede üretilen elektrik enerjisinin miktarına bölünerek, birim enerji başına üretim maliyeti hesaplanır.

Tesise inşaatın başından sonuna kadar yapılan değişken yıllık yatırım, yakıt, işletme ve bakım masrafları referans kabul edilerek tesisin güç üretimine başladığı tarihteki değeri (3.1) formülü ile hesaplanır.

$$C_{pw} = \sum_{t=-L}^n [C_k(t) + C_f(t) + C_m(t)] (1+r)^{-t} \quad \$/\text{yıl} \quad (4.1)$$

$C_k(t)$  : yıllık sermaye masrafı  $\$/\text{yıl}$

$C_f(t)$  : yıllık yakıt masrafı  $\$/\text{yıl}$

$C_m(t)$  : işletme ve bakım masrafı  $\$/\text{yıl}$

$r$  : iskonto oranı

$n$  : tesis ömrü

$L$  : İnşaatın / tesisin montaj süresi

$t$  : zaman

Hesabı  $-L \leq t \leq n$  zaman diliminde, aralığında  $t=0$  şimdiki değeri  $C_{pw}$  değeri, tesisin ömrü boyunca eşdeğer ve üniform yıllık masraf serisine,

$$C_{aw} = \frac{C_{pw}}{\sum_{t=1}^n (1+r)^{-t}} \quad [ \$/\text{yıl} ] \quad (4.2)$$

$$C_{aw} = \frac{\sum_{t=-L}^n [C_k(t) + C_f(t) + C_m(t)] (1+r)^{-t}}{\sum_{t=1}^n (1+r)^{-t}} \quad [ \$/\text{yıl} ] \quad (4.3)$$

İle dönüştürülür.

Tesiste her yıl aynı miktar enerji üretiliyorsa (4.3) denklemi yıllık enerji üretimine bölünerek

\* Aybers, N., ve Şahin, B., (1995), Enerji Maliyeti, Yıldız Teknik Üniversitesi Yayını, 299, İstanbul

$$g = \frac{\sum_{t=1}^n [C_k(t) + C_f(t) + C_m(t)](1+r)^{-t}}{(E) \sum_{t=1}^n (1+r)^{-t}} \quad [\text{mills/kWh}] \quad (4.4)$$

(4.4) denklemi ile tesis ömrü boyunca eşdeğer ve uniform birim enerji üretim maliyeti elde edilir.

Yıllık enerji üretimi zamanın fonksiyonu ve yıldan yıla değişiyorsa eşdeğer enerji üretimi maliyeti,

$$g = \frac{\sum_{t=1}^n [C_k(t) + C_f(t) + C_m(t)](1+r)^{-t}}{\sum_{t=1}^n E(t).(1+r)^{-t}} \quad [\text{mills/kWh}] \quad (4.5)$$

(4.5) denklemi ile bulunur.

Enerji maliyetinin hesaplama metoduna “BİR DEĞERE GETİRİLMİŞ MALİYET (LEVELISED COST) METODU” adı verilir.

İnşaat süresince yapılan masraflar ile bu masrafların tesis ömrü boyunca herhangi bir yöntem ile yıllık masraf serisine dönüştürülerek yıllık sermaye (amortisman) masrafları ile yıllık yakıt ve işletme/bakım masraflarının belirlenmesi gerekir.

#### 4.4. Doğalgaz Kullanacak Tesisin Birim Enerji Maliyetinin Hesabı

Şekil 4.1’ de bulunan gaz türbinli kojenerasyon tesisinin; 12908 kW elektrik üretimi ve 33890,8 kW atık ısı kazanında ısı üretimi kapasitesine sahip olduğu hesaplanmıştır. Şekil 4.1’deki gaz türbinli Kojenerasyon tesisinde doğal gaz kullanıldığını kabul edelim. Kojenerasyon tesisinin yıllık ortalama yükleme faktörünün  $L_f = \%72$ , tesisin ömrü  $n = 25$  yıl, reel faiz oranı  $i = \%8$ , eskalasyon oranı  $e = \%7$ , reel iskonto oranı  $r = \%10$ , tesisin 1 yılda inşaatının tamamlanarak montaj işlemlerinin biteceğini ve tesisin elektrik ve ısı enerjisi üreteceğini kabul edelim. Böyle bir tesiste J79 turbojet motorunun gaz jeneratörü olarak kullanılacağından gaz türbinli kojenerasyon tesisinin spesifik yatırım bedelini 700 \$ / kW alınarak\* enerji maliyetini hesabını bir değere getirilmiş maliyet metoduna göre yapalım. Tesisin termik verimini  $\%42$  alalım ( $\eta_{th} = \%42$ ).

##### 4.4.1. Yıllık sermaye masrafının hesabı

Önce tesisin direkt inşaat bedeli olan  $I_d$  hesaplayalım.

$$I_d = C_s \cdot N \quad \$ \quad (4.6)$$

\* Aybers, N., ve Şahin, B., (1995), Enerji Maliyeti, Yıldız Teknik Üniversitesi Yayını, 299, İstanbul.

$$I_d = 700 \cdot 12908$$

$$I_d = 9,0356 \cdot 10^6 \$$$

$$I_d = 9,0356 \text{ M\$}$$

Tesisin direkt inşaat bedeli 9,0356 milyon dolar olarak bulunur.

#### 4.4.2. İnşaat, montaj süresince eskalasyon ve faiz yüklerinin hesabı , $I_k$

$$I_k = I_d \cdot \sum_{t=1}^L y(t)(1+e)^t(1+i)^{L-t} \text{ [M\$]} \quad (4.7)$$

$$I_k = 9,0356 (1+0,07)^1(1+0,08)^1$$

$$I_k = 10,44154 \text{ M\$ bulunur.}$$

#### 4.4.3. Sabit yıllık sermaye masrafının hesabı , $C_k$

$$C_k = I_k \left[ \frac{i(1+i)^n}{(1+i)^n - 1} \right] \text{ [M\$]} \quad (4.8)$$

(4.8) denkleminde değerleri yerine yazılırsa

$$C_k = 10,44154 \cdot \left[ \frac{0,08(1+0,08)^{25}}{(1+0,08)^{25} - 1} \right]$$

$$C_k = 10,44154 \cdot 0,0936$$

$$C_k = 977328. \$$$

$$C_k = 0,977328 \text{ M\$ dir.}$$

Yükleme faktörü  $L_f = \% 72$

Tesisin ömrü  $n = 25$  yıl ve

İskonto oranı  $r = \% 10$  olması halinde ömür boyu bir değere getirilmiş (Levelised) ortalama yükleme faktörüdür.\*

#### 4.4.4. Birim elektrik enerjisi üretimi maliyeti içindeki sermaye maliyeti , $g_k$

$$E_e = 8760 \cdot 12908 \cdot 0,72 = 81,4133 \cdot 10^6 \text{ kW}_e\text{h /yıl olacaktır.}$$

$$g_k = \frac{C_k}{E_e} \text{ [ mills / kW}_e\text{h]} \quad (4.10)$$

$$g_k = \frac{0,977328 \cdot 10^6 \cdot 10^3}{81,4133 \cdot 10^6}$$

$$g_k = 12 \text{ mills/kW}_e\text{h bulunur.}$$

$$(\text{mills} = \text{milli dolar} = 10^{-3} \$)$$

\* Aybers, N., ve Şahin, B., (1995), Enerji Maliyeti, Yıldız Teknik Üniversitesi Yayını, 299, İstanbul.

#### 4.4.5. İşletme ve bakım masraflarının hesabı , $g_m$

Doğalgaz kullanan tesislerde işletme ve bakım masrafı (1.7.1991 USD \$ değeri ile ) 14,2 \$/kW<sub>e</sub> yıl – 37,8 \$/kW<sub>e</sub> yıl arasındadır. Ülkelerin ortalaması 26 \$/kW<sub>e</sub> yıl olmaktadır.\*

Çevrim tesisinde işletme ve bakım masrafının spesifik olarak değeri 26 \$/kW<sub>e</sub> yıl kabul edilirse,

$$C_m = 26 \cdot 12908$$

$$C_m = 335608 \text{ \$/yıl}$$

$$g_m = \frac{335608 \times 10^3}{81,4133 \times 10^6}$$

$$g_m = 4,12 \text{ mills/kW}_e \text{ h bulunur.}$$

#### 4.4.6. Yakıt maliyetinin hesabı

Tesisin termik verimi  $\eta_{th} = \% 42$  alınarak,

Doğal gazın alt ısıl değeri  $H_u = 36600 \text{ kJ/Nm}^3$

Doğal gazın Nm<sup>3</sup> fiyatı  $F = 0,187 \text{ \$/Nm}^3$  veya

$F = 5,109 \text{ \$/GJ}$  alalım.

$$E_e = 81,4133 \times 10^6 \text{ kW}_e \text{ h/ yıl}$$

Tesisin özgül ısı sarfiyatı  $q$  ise,

$$q = \frac{3600}{\eta_{th}} \text{ [kJ/ kW}_e \text{ h]} \quad (4.11)$$

$$q = \frac{3600}{0,42} = 8571,43 \text{ kJ/ kW}_e \text{ h bulunur.}$$

##### 4.4.6.1. Tesisin yıllık doğal gaz sarfiyatı , $m_f$

$$m_f = \frac{q \times E_e}{H_u} \text{ [Nm}^3 \text{/yıl]} \quad (4.12)$$

\* Aybers, N., ve Şahin, B., (1995), Enerji Maliyeti, Yıldız Teknik Üniversitesi Yayını, 299, İstanbul.

$$m_f = \frac{8571,43.81,4133.10^6}{36600}$$

$$m_f = 19,0663 \cdot 10^6 \text{ Nm}^3/\text{yıl}.$$

#### 4.4.6.2. Yıllık doğal gaz masrafı , $C_f$

$$C_f = m_f \cdot F \text{ [$/yıl]} \quad (4.13)$$

$$C_f = 19,0663 \cdot 10^6 \cdot 0,187$$

$$C_f = 3,565 \times 10^6 \text{ \$/yıl}$$

$$C_f = 3,565 \text{ M\$/yıl bulunur.}$$

#### 4.4.7. Birim elektrik enerjisi üretim maliyeti içindeki yakıt maliyeti , $g_f$

$$g_f = \frac{C_f}{E_e} \text{ [mills/kW}_e\text{h]} \quad (4.14)$$

$$g_f = \frac{3,565 \cdot 10^6 \cdot 10^3}{81,4133 \cdot 10^6} = 43,79 \text{ mills/kW}_e\text{h bulunur.}$$

#### 4.4.8. Toplam elektrik enerjisi üretim maliyeti , $g$

$$g = g_k + g_m + g_f \text{ [mills/kW}_e\text{h]} \quad (4.15)$$

$$g = 12 + 4,12 + 43,79 = 59,91 \text{ mills/kW}_e\text{h bulunur.}$$

Doğal gaz kullanan tesisteki 12908 kW<sub>e</sub> gücündeki gaz türbininde üretilcek elektrik enerjisinin maliyeti 59,91 mills/kW<sub>e</sub>h olarak elde edilir. Bulunan bu değer makul bir değerdir.

Dolar kuru 395.000 olarak alınırsa elektrik enerjisinin maliyetini TL cinsinden hesaplırsak;

Birim elektrik enerjisinin maliyeti 23664,45 TL/ kW<sub>e</sub>h olarak bulunur.

Aktaş Elektrik Genel Müdürlüğü Elektrik Tahakkuk Servisinden (Tel: 0.216.3842960)

Nisan 1999 ayında geçerli olan birim elektrik enerjisi fiyatı olarak;

- Sanayiide : 24.900 TL/ kW<sub>e</sub>h

- Konutta : 25.200 TL/ kW<sub>e</sub>h

olduğu bildirilmiştir.

Bu durumda J79 turbojet motorunun LM1500 modeline dönüştürülerek kojenerasyon amacıyla kullanılacak bir gaz türbininde doğal gaz kullanılarak elektrik enerjisi üretilmesi durumunda birim elektrik enerjisi maliyeti 23664,45 TL/ kW<sub>e</sub>h olduğu hesaplandı. Bu değer Aktaş A.Ş.' den satın alınan elektrik enerjisinin fiyatından düşüktür.

23664,45 < 24900 < 25200 TL/ kW<sub>e</sub>h olduğu görülmektedir.

#### 4.5. Atık Isı Kazanındaki Isı Enerjisi Üretimi Hesabı

İnci bölümde güç türbinini terk eden ekzost gazlarının sıcaklığını 525 C olarak hesaplanmıştı. Atık ısı kazanına giriş sıcaklığı 525 C olarak alınabilir. Burada ekzost kısmındaki kayıpları ihmal edebiliriz. Ekzost gazının debisi ise  $\dot{m} = 77,11$  kg/s olarak verilmiştir. Atık ısı kazanından çıkan gazların sıcaklığı ise 160 – 200 C arasındaki ortalama değeri 180 C kabul edelim. Buna göre atık ısı kazanına ekzost gazlarının giriş sıcaklığı 525 C ve çıkış sıcaklığı 180 C olup, ekzost gazının debisi 77,11 kg/s olarak alınabilir. Atık ısı kazanında ısı kapasitesinden gaz türbinini terk eden gazların sayesinde doymuş su buharı üretimi yapalım. Burada üretilen kızgın buhar çeşitli proseslerde kullanılır. Örneğin; mutfakta yemek pişirmek, sıcak su ısıtmak, bulaşık yıkamak, çamaşırhanede çamaşır yıkama, kurutma ve ütülemede, hamamda banyo suyunun ısıtılması, hamamın ısıtılması, binalarda kışın ısıtmada (kalorifer sistemlerinde), iş yerlerinde ısıtma, parça yıkama, araçların yağlı, kirli motor ve şanzımanlarının yıkanması, temizlik vs. proseslerde kullanılır. Atık ısı kazanındaki kızgın buharın basıncını 10 bar (=1 MPa ) ve sıcaklığını 190 C olarak kabul edelim.

10 basınçtaki su buharının özellikleri Tablodan \*

Doymuş su buhar basıncı  $P_d = 10$  bar değerine göre;

$T_d = 179,88$ C	doymuş buharın sıcaklığı ,
$v_s = 1,1274 \times 10^{-3}$ m <sup>3</sup> /kg	doymuş sıvının özgül hacmi ,
$v_b = 0,1943$ m <sup>3</sup> /kg	doymuş buharın özgül hacmi ,
$h_s = 762,61$ kJ/kg	doymuş sıvının özgül entalpisi ,
$h_b = 2776,2$ kJ/kg	doymuş buharın özgül entalpisi ,
$s_s = 2,1382$ kJ/kg K	doymuş sıvının özgül entropisi ,
$s_b = 6,5828$ kJ/kg K	doymuş buharın özgül entropisi , bulunur.

Sistemin buhar basınç kaybı nedeniyle atık ısı kazanındaki basıncı 1 MPa ,sıcaklığı 190 C 'de kızgın buhar elde edelim. Bu kızgın buharın özelliklerini Su ve su buharı Tablosundan \*\*

$P_d = 1$  MPa ,  $T_d = 179,88$  C idi.

kızgın buharın sıcaklığı  $T = 180$  C için tablodan

kızgın buharın özgül hacmi	$v = 0,1944$ m <sup>3</sup> /kg
kızgın buharın özgül entalpisi	$h = 2776,5$ kJ/kg K
kızgın buharın özgül entropisi	$s = 6,5835$ kJ/kg K

\*\*\* Öztürk, A. ve Kılıç, A. , (1982), Termodinamik Özellik Bağlantıları Tablolar ve Diyagramlar, Togay

$T= 200$  C için Tablodan kızgın buharın özellikleri;  $s= 6,6922$  kJ/kg K bulunur.

$T= 190$  C için bu değerlerden yararlanarak enterpolasyon yaparak

$$\frac{T_{190} - T_{180}}{T_{200} - T_{180}} = \frac{v - v_{190}}{v_{200} - v_{190}} \quad (4.16)$$

(4.16) denkleminde kızgın buharın özgül hacmi

$$\frac{190 - 180}{200 - 180} = \frac{v_{190} - 0,1944}{0,2059 - 0,1944} \text{ eşitliğinden } v_{190} = 0,20015 \text{ m}^3/\text{kg} \text{ olarak bulunur.}$$

$$\frac{T_{190} - T_{180}}{T_{200} - T_{180}} = \frac{h_{190} - h_{180}}{h_{200} - h_{180}} \quad (4.17)$$

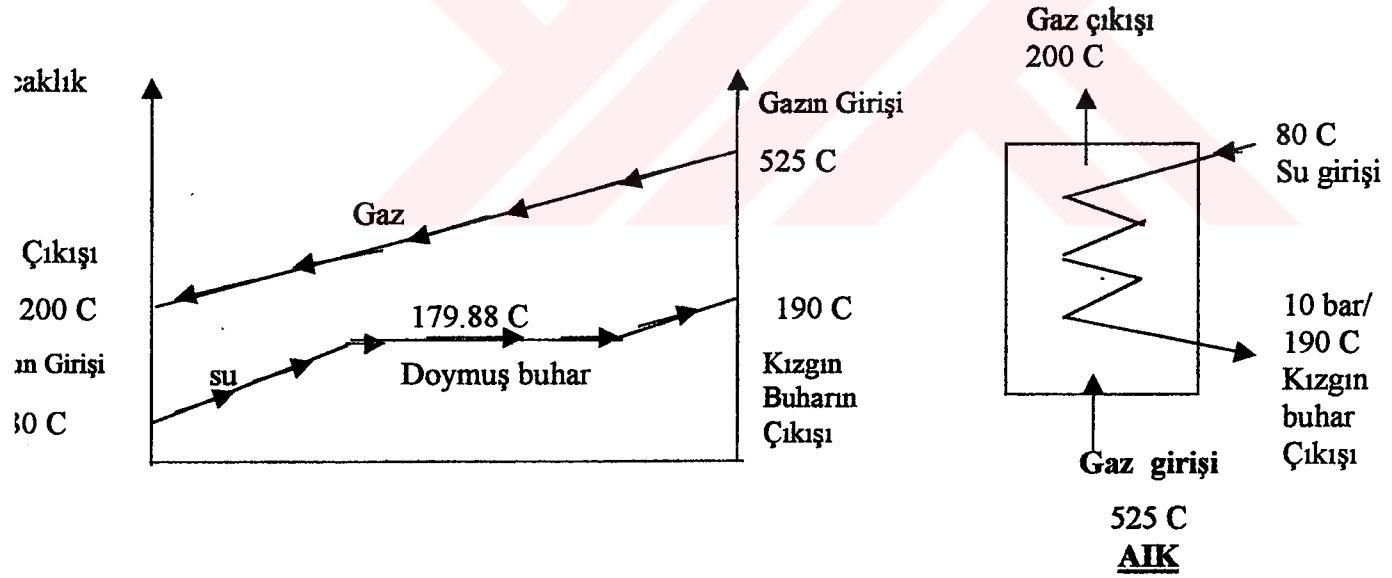
(4.17) denkleminde kızgın buharın özgül entalpisi

$$0,5 = \frac{h_{190} - 2776,5}{2826,8 - 2776,5} \text{ eşitliğinden } h_{190} = 2827,3 \text{ kJ/kg} \text{ bulunur.}$$

$$\frac{T_{190} - T_{180}}{T_{200} - T_{180}} = \frac{s_{190} - s_{180}}{s_{200} - s_{180}} \quad (4.18)$$

(4.18) denkleminde kızgın buharın özgül entropisi

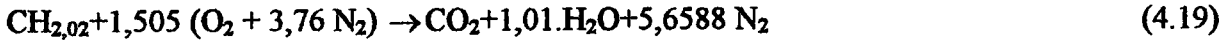
$$0,5 = \frac{s_{190} - 6,5835}{6,6922 - 6,5835} \text{ eşitliğinden } s_{190} = 6,63785 \text{ kJ/kg K} \text{ bulunur.}$$



Atık ısı kazanındaki sıcaklık değişim grafiği

Atık ısı kazanı verimi  $\eta_k=0,95$  kabul edilir.

Yaklaşık kimyasal formülü  $\text{CH}_{2,02}$  verilen JP-4 yakıtı hava ile yakıldığında teorik tam yanma için sabit basınçtaki özgül ısının hesabını yapmak için gerekli denklemleri \* yazalım.



$$\text{N}_2 \text{ için } \bar{C}_{p_o} = 39,06 - 512,79 \times \theta^{-1,5} + 1072,7 \times \theta^{-2} - 820,4 \times \theta^{-3} \quad (4.20)$$

$$\text{CO}_2 \text{ için } \bar{C}_{p_o} = -3,7357 + 30,529 \times \theta^{0,5} - 4,1034 \times \theta + 0,024198 \times \theta^2 \quad (4.21)$$

$$\text{H}_2\text{O için } \bar{C}_{p_o} = 143,05 - 183,54 \times \theta^{0,25} + 82,751 \times \theta^{0,5} - 3,6989 \times \theta \quad (4.22)$$

$\theta = [T(\text{K})/100]$  ve  $\bar{C}_{p_o} = [\text{kJ/kmol-K}]$  dir.

$T = 525 + 273 = 798 \text{ K}$  (4.20) denkleminde,  $\text{N}_2$  için  $\bar{C}_{p_o} =$  yi hesaplayalım.

(4.20) denkleminde  $\text{N}_2$  için  $\bar{C}_{p_o}$  'yi hesaplayalım.

$$\text{N}_2 \text{ için } \bar{C}_{p_o} = 39,06 - 512,79 \times (7,98)^{-1,5} + 1072,7 \times (7,98)^{-2} - 820,4 \times (7,98)^{-3}$$

$$\bar{C}_{p_o} = 31,54 \text{ kJ/kmol-K bulunur.}$$

$$\text{N}_2 \text{ için } C_{p_o} = \frac{31,54}{28} = 1,1265 \text{ kJ/kg K olur.}$$

(4.21) denkleminde  $\text{CO}_2$  için  $\bar{C}_{p_o}$  'yi hesaplayalım.

$$\text{CO}_2 \text{ için } \bar{C}_{p_o} = -3,7357 + 30,529 \times (7,98)^{0,5} - 4,1034 \times (7,98) + 0,024198 \times (7,98)^2$$

$$\bar{C}_{p_o} = 51,3011 \text{ kJ/kmol-K}$$

$$C_{p_o} = \frac{51,3011}{44,010} = 1,1656 \text{ kJ/kg K olur.}$$

(4.22) denkleminde  $\text{H}_2\text{O}$  için  $\bar{C}_{p_o}$  'yi hesaplayalım.

$$\text{H}_2\text{O için } \bar{C}_{p_o} = 143,05 - 183,54 \times (7,98)^{0,25} + 82,751 \times (7,98)^{0,5} - 3,6989 \times (7,98)$$

---

\* Öztürk, A. ve Kılıç, A., (1982), Termodinamik Özelik Bağlantıları Tablolar ve Diyagramlar, Togay Matbacılık İstanbul

$\bar{C}_{p_o} = 38,81 \text{ kJ/kmol K}$  olur.

$$\bar{C}_{p_o} = \frac{38,81}{18,015} = 2,1544 \text{ kJ/kg K bulunur.}$$

$T = 798 \text{ K}$  sıcaklığındaki gazın  $C_{p_{t=798}}$  ' si ise;

$$C_{p_{t=798}} = \frac{1,1656 + (1,1 \times 2,1544) + (5,6588 \times 1,1265)}{1 + 1,01 + 5,6588} = \frac{9,71618}{7,6688}$$

$C_{p_{t=798}} = 1,26697 \text{ kJ/kg K}$  bulunur.

$T = 200 + 273 = 473 \text{ K}$  için sabit basınçtaki özgül ısıyı hesaplayalım.

(4.20) denkleminde  $N_2$  için  $\bar{C}_{p_o}$  ' yi hesaplayalım.

$$N_2 \text{ için } \bar{C}_{p_o} = 39,06 - 512,79 \times (4,73)^{-1,5} + 1072,7 \cdot (4,73)^{-2} - 820,4 \times (4,73)^{-3}$$

$\bar{C}_{p_o} = 29,405 \text{ kJ/kmol K}$  olur.

$$C_{p_o} = \frac{29,4058}{28} = 1,0502 \text{ kJ/kg K bulunur.}$$

(4.21) denkleminde  $CO_2$  için  $\bar{C}_{p_o}$  ' yi hesaplayalım.

$$CO_2 \text{ için } \bar{C}_{p_o} = -3,7357 + 30,529 \times (4,73)^{0,5} - 4,1034 \times (4,73) + 0,024198 \times (4,73)^2$$

$\bar{C}_{p_o} = 43,792 \text{ kJ/kmol-K}$  olur.

$$C_{p_o} = \frac{43,7927}{44,010} = 0,99506 \text{ kJ/kg K bulunur.}$$

(4.22) denkleminde  $H_2O$  için  $\bar{C}_{p_o}$  ' yi hesaplayalım.

$$H_2O \text{ için } \bar{C}_{p_o} = 143,05 - 183,54 \times (4,73)^{0,25} + 82,751 \times (4,73)^{0,5} - 3,6989 \times (4,73)$$

$\bar{C}_{p_o} = 34,852 \text{ kJ/kmol K}$  olur.

$$C_{p_o} = \frac{34,852}{18,015} = 1,9346 \text{ kJ/kg K bulunur.}$$

$T = 473$  K sıcaklığındaki gazın  $C_{pT=473}$  ' si ise;

$$C_{pT=473} = \frac{0,99506 + (1,01.1,9346) + (5,6588.1,0502)}{7,6688}$$

$$C_{pT=473} = \frac{8,89187}{7,6688}$$

$C_{pT=473} = 1,1594$  kJ/kg K bulunur.

Atık ısı kazanındaki ısı enerjisi dengesinden,

$$\dot{m}_{gaz} \times (C_{p798} \cdot T_{giriş} - C_{p473} \cdot T_{çıkış}) \times \eta_k = \dot{m}_b (h_b - h_w) \quad [kW] \quad (4.23)$$

(4.23)' deki denklemden kızgın buharın debisini bulalım,

$$77,11 [1,26697.798] - [1,1594].473.0,95$$

$$= \dot{m}_b (2827,3 - (80 \times 4,18))$$

$$= 2492,9 \cdot \dot{m}_b$$

buradan  $\dot{m}_b$  ' yi çekersek

$$\dot{m}_b = \frac{35674,62226 \times 0,95}{2492,9} \quad \text{buhar debisi.}$$

$\dot{m}_b = 13,594$  kg/s buhar debisi bulunur.

Atık ısı kazanında üretilen ısı gücünün  $Q_k$  ' nin hesabını yapalım.

$$Q_k = 77,11. [1,26697.798 - 1,1594.473].0,95$$

$Q_k = 33890,89$  kW bulunur.

$Q_k = 33890,89$  kW ısı gücündeki başka bir kazanda doğal gaz kullanılmak suretiyle aynı miktardaki kızgın buharı üretmek için gerekli olan doğal gaz miktarını hesap edelim.

Doğal gazın alt ısıl değeri  $H_u = 36600$  kJ/Nm<sup>3</sup> ' dir.

Doğal gazın fiyatı 58275 TL/ Nm<sup>3</sup> Nisan 1999 ayındaki geçerli fiyatıdır.

Birim zamanda sarf edilen doğal gaz miktarı  $m_f$  ve maliyetini hesaplırsak;

$$m_f = \frac{33890,89}{36600} = 0,92598 \text{ Nm}^3/\text{s} \text{ olur,}$$

bir saniyedeki doğalgaz sarfiyatının maliyeti ise;

$$0,92598 \cdot 58275$$

$$= 53961,519 \text{ TL/s olur,}$$

buna göre bir saatlik doğalgaz sarfiyatını ve maliyetini bulalım,

$$0,92598.3600 = 3333,53 \text{ Nm}^3/\text{h} \text{ bulunur.}$$

Bir saatte tüketilecek doğal gaz maliyeti ise;

$$3333,53 \cdot 58275$$

$$=194261.470,3 \text{ TL/h}$$

194261470,3 TL/h bir saatte atık ısı kazanı sayesinde ekzost gazının ısısından istifade edildiği takdirde doğal gaz sarfiyatından yapılacak tasarruf maliyetidir.



## 5. SONUÇ ve ÖNERİLER

### 5.1. Sonuç

Günümüz şartlarında elektrik ve ısı enerjisi kullanımı sırasında sıkıntıya düşmemek için daima hazır ve yedek güce sahip olmak gerekir. J79 turbojet motoru, onyedli kademeli kompresörü, annular tipi yanma odası ve üç kademeli türbinden oluşmaktadır. Bundan oluşturulan gaz jeneratörünün arkasına bir kademeli ilave güç türbini ile egzost nozulunun montajı sonucu, bir gaz türbini meydana getirilir. Oluşan bu gaz türbini "GE" firmasınınca üretilen 7LM-1500 modeli gaz türbini haline dönüştürülerek kojenerasyon amacıyla kullanılması uygun olmaktadır. Kojenerasyon amacıyla montaj edilecek olan bu gaz türbinin egzost nozulundan atmosfere atılan egzost gazından istifade etmek de mümkündür. Elektrik enerjisi ile ısı enerjisini birlikte üretmek için sisteme atık ısı kazanı montaj edilerek, böylece tesisin daha verimli ve etkin çalışması sağlanır. Kullanım dışı kalarak atıl duruma düşmüş, ancak gelecekte kullanılması mümkün (kazanlanmış = kapalı olarak sızdırmaz kaptaki paketlenmiş) durumda bulunan J79 turbojet motorlarının ülke ekonomisine tekrar katkı yapılması sağlanabilir. Ayrıca bu sayede elektrik enerjisi ihtiyacının karşılanmasında yaşanan darboğazın kısa sürede aşılabilmesi yönünde alternatif bir çözüm yöntemi olarak da tekrar değerlendirilmesi mümkün olmaktadır. Kojenerasyon tesisinin kurulacak olan bölgede, TEK enerjisinin yetersiz yada hiç olmaması halinde veya ülkenin savunmasına yönelik kurulan tesislerin enerji ihtiyaçlarının karşılanmasında hazır ve yedek güç olarak tutulmasının bir zorunluluk olduğu kabul edilmektedir. Özellikle sahrada kurulu olan sanayi tesislerinde veya çeşitli amaçlarla intikal edilerek işgal olunan askeri bölgede henüz TEK enerjisinin hattı çekilmemişse yada enerji hattının kapasitesi düşük veya TEK enerjisinde zaman zaman kesintiye gidilmesi söz konusu olduğunda o bölgede kojenerasyon tesisi kurmak bir tercih değil zorunluluktur. J79 turbojet motorunun kojenerasyon amacıyla kullanılabilmesi için GE firmasınınca üretilen 7LM-1500 modeli gaz türbinine dönüşümü sayesinde kurulacak olan bu kojenerasyon tesisi yaklaşık 13 MW'lık orta güçte elektrik enerjisi sağlayacak bir tesis olacaktır. Bu proje spesifik değerler baz alınarak, gaz türbininin yanma odasında doğal gaz kullanılması halinde, üretilen birim elektrik enerjisinin maliyeti 59.91 mills/kWh olarak hesaplanmıştır. TEK tarafından üretilen elektrik enerjisinin tüketiciye maliyeti ise 70 mills/kWh civarındadır. Nisan 1999 ayında doların Türk Lirası (TL) değerini 395000 TL / \$ olarak kabul edelim. J79 turbojet motorunun kojenerasyon amacıyla kullanılması durumunda, üretilen birim elektrik enerjisinin değeri 23664,45

TL/kW<sub>e</sub>h dır. AKTAŞ AŞ. tarafından sanayide tüketilen elektrik enerjisinin satış fiyatı 24900 TL/kW<sub>e</sub>h, konutta tüketilen elektrik enerjisinin satış fiyatı 25200 TL/kW<sub>e</sub>h olduğu tespit edilmiştir. Buna göre üretilen elektrik enerjisinin birim fiyatı AKTAŞ AŞ'.nin fiyatı baz alınarak sanayide % 4,96, konutta % 6,09 daha ekonomik olmaktadır. Atık ısı kazanından 33890,89 kW kadar da ısı enerjisi kazancı bulunduğu göz önüne alınacak olursa, kurulacak kojenerasyon tesisi her bakımdan faydalı olduğu görülmektedir. Atık ısı kazanından bir saatte yapılacak tasarruf miktarı 194261470,3 TL/h dır. Kojenerasyon tesisinden elde edilecek elektrik ve ısı enerjisi sayesinde; 2000 kVA'lık kurulu tesis gücüne haiz bir askeri üs baz alınacak olursa, bu üssün yaklaşık 6 katından büyük bir bölgeyi besleyecek kurulu güce sahip olunacaktır.

## 5.2. Öneriler

Bu konuda bir ön çalışma yapılarak bir fizibilite raporu hazırlanmalıdır. Fizibilite raporunda görev bölümü ve projenin tüm aşamaları tek tek incelenerek, detaylı olarak belirtilmelidir.

### 5.2.1. Görev bölümü

- İhtiyaç fazlası motorların belirlenmesi için envanter çalışmalarının yapılması.
- Motorların çalışır duruma getirilmesi.
- Veri eksikliklerinin belirlenmesi.
- Gaz jeneratörünün simulasyonunun yapılması.
- Gaz jeneratörüne güç türbini, alternatör ve atık ısı kazanı ilave edilerek simulasyonunun yapılması.
- Gaz jeneratörüne ait yanma odalarının doğal gaza dönüştürme çalışması.
- Gaz jeneratörü ekzost nozuluna ve hava alığına basınç ve sıcaklık problemleri ile donatılarak kalan enerjinin kontrol edilmesi.
- Güç türbinin gereksinimi karşılama durumunun belirlenmesi.
- Güç türbini için gerekli gaz debisinin motor devri ile kontrolü.
- Gaz jeneratörü,güç türbini,ekzost nozulu, alternatör ve atık ısı kazanı entegrasyonu ve montaj işleminin yapılması.
- Kojenerasyon sistemine aksesuar montajının yapılması.
- Gaz jeneratörünün, güç türbininin, ekzost nozulunun, alternatörün ve atık ısı kazanının bağlama ve paketlenmesinin yapılması.

- Grup elemanlarının test planlarının hazırlanması .
- Gaz jeneratörü, güç türbini, alternatör ve atık ısı kazanının montajının yapıldığı yerde hazırlanan plana göre test ve kalibrasyon ayarlarının yapılması.

### 5.2.2. Proje aşamaları

- Proje konsorsiyumu oluşumu (merkez koordinatörler, elemanlar, çalışma grupları, kritik adımların belirlenmesi, denetleme mekanizmalarının belirlenmesi, başarı ve süratli çalışmanın sağlanması).
- Proje maliyetinin belirlenmesi.
- Kaynak için DPT ve/veya TÜBİTAK'a başvuru.



**KAYNAKLAR**

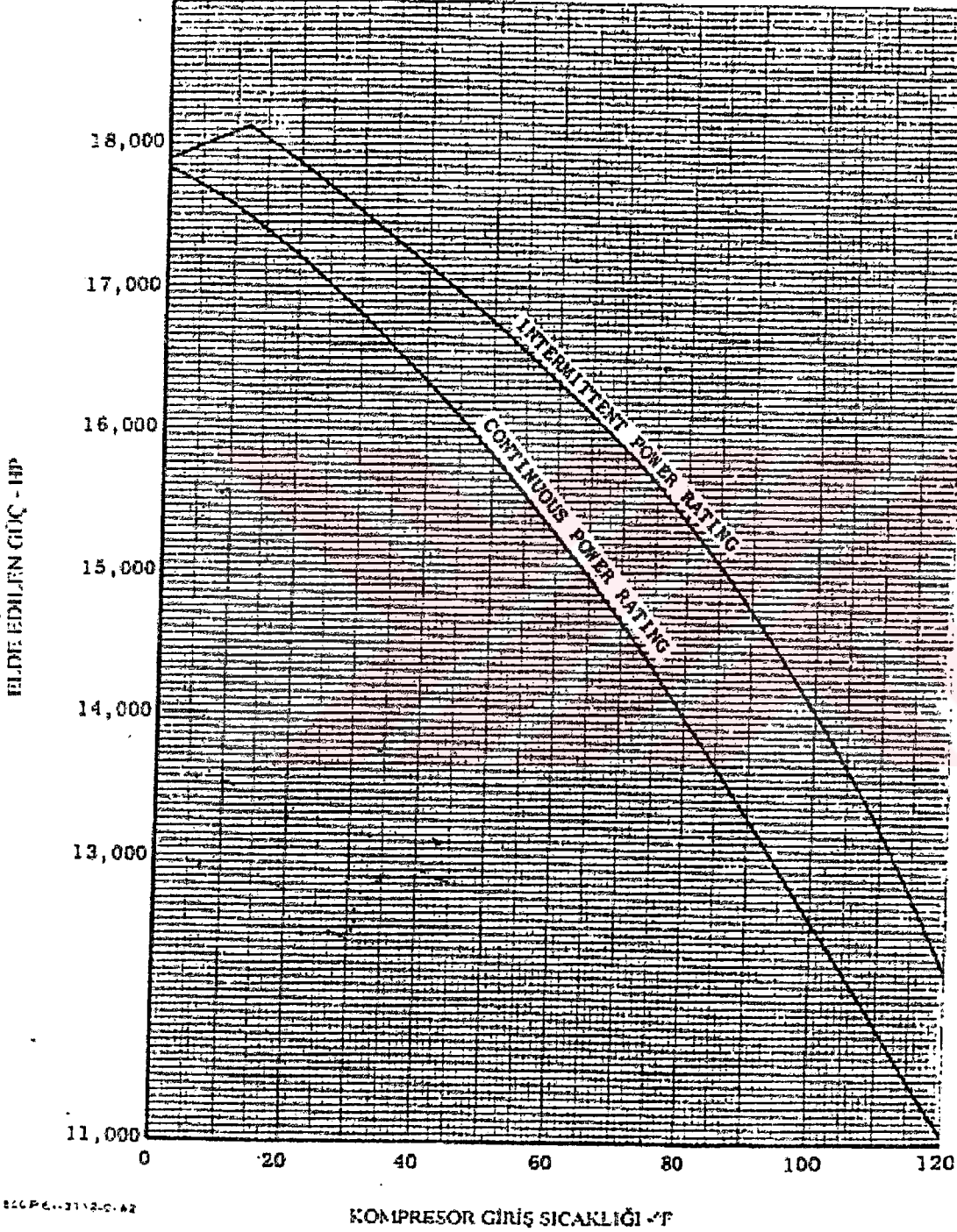
- AEG-770-10(5/73) "Direct all Inquiries to Aircraft Engine Group" Cincinnati, Ohio,45215
- Aybers, N. ve Şahin, B. (1995), Enerji Maliyeti , Yıldız Teknik Üniversitesi Yayını, Sayı 299, İstanbul.
- Bathie William, W.,(1992), Fundamentals of Gas Türbines, Jhon Wiley & Sons, New York.
- Derbentli, T., (1996), Birleşik Isı Güç Sistemleri, Enerji Sayı 6.
- Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual for General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1".
- General Electric CO., Technical Publications, Aircraft Engine Group, (1969), "Gek-9230" J79-19 turbojet Engines Operation & Service Instructions, Evendale, Ohio, 45215.
- Öztürk, E., (1997), Türbin Motorlarının Aerotermodinamiği ve Mekanikiği, Birsen Yayınevi, İstanbul.
- Öztürk, A. , ve Kılıç, A. , (1982), Termodinamik Özellik Bağlıları Tablolar ve Diyagramlar, Togay Matbacılık, İstanbul.

**EKLER**

- EK 1** Kompresör giriş sıcaklığına bağlı olarak elde edilen güç.
- EK 2** Güç türbini hızına ve özgül yakıt sarfiyatına bağlı olarak elde edilen güç.
- EK 3** Güç türbini ve gaz jeneratörü hızına bağlı olarak elde edilen güç.
- EK 4** Kompresör giriş sıcaklığına ve ekzost çıkış sıcaklığına ( $T_8$ ) bağlı olarak elde edilen güç.
- EK 5** Kompresör giriş sıcaklığına bağlı olarak türbin giriş sıcaklığı ve gaz jeneratörü hızının değişimi.
- EK 6** Değişken vananın konumuna bağlı olarak gaz jeneratörü hızı
- EK 7** Değişken vananın konumuna bağlı olarak gaz jeneratörü hızı
- EK 8** Geçiş hattı
- EK 9** Yanma odası
- EK 10** Birinci kademe türbin nozulu
- EK 11** İkinci kademe türbin nozulu
- EK 12** Üçüncü kademe türbin nozulu
- EK 13** Türbin çerçevesi
- EK 14** Türbin şrotları
- EK 15** Türbin çerçevesinin önden görünüşü
- EK 16** Türbin çerçevesinin arkadan görünüşü
- EK 17** J79 turbojet motorunun toplam sıcaklık, hız ve toplam basınç diyagramı
- EK 18** J79 turbojet motorunun bremze test sonuçları
- EK 19** J79 turbojet motorunun bremze test sonuçları
- EK 20** J79 turbojet motorunun bremze test sonuçları
- EK 21** J79 turbojet motorunun bremze test sonuçları
- EK 22** J79 turbojet motorunun bremze test sonuçları

## EK 1

7LM1500 ESTIMATED PERFORMANCE  
 MARINE PROPULSION  
 DIESEL FUEL - SEA LEVEL  
 4" H<sub>2</sub>O INLET LOSS - 6" H<sub>2</sub>O EXIT LOSS  
 0% HUMIDITY-LHV = 18,300 BTU/LB  
 POWER TURBINE SPEED = 5500 RPM

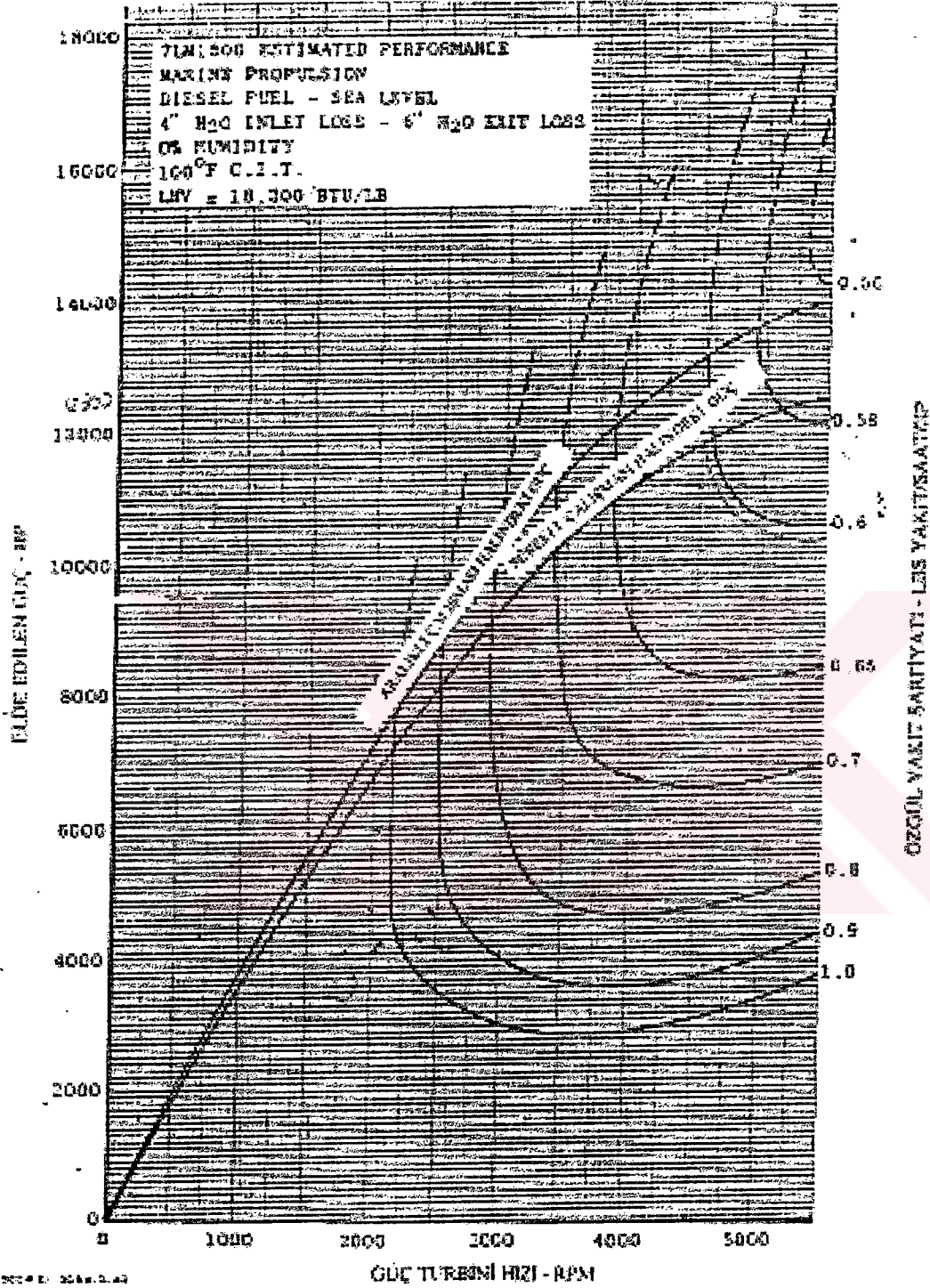


Ek Şekil 1: Kompresör giriş sıcaklığına bağlı olarak elde edilen güç.

(Güç türbin hızı 5500 rpm)\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"

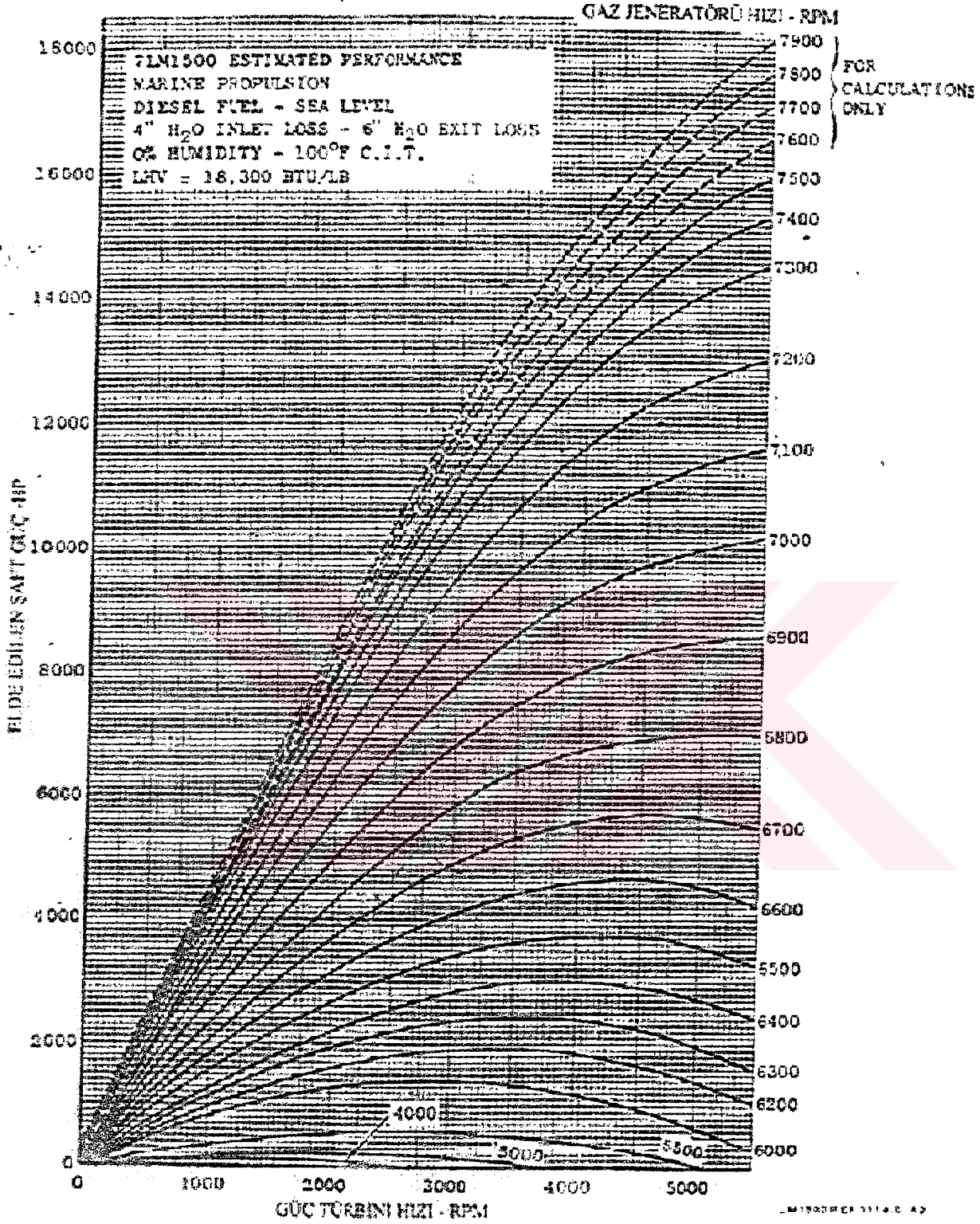
EK 2



Ek Şekil 2: Güç türbini hızına ve özgül yakıt sarfiyatına bağlı olarak elde edilen güç  
(Kompresör giriş sıcaklığı 100 °F)\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"

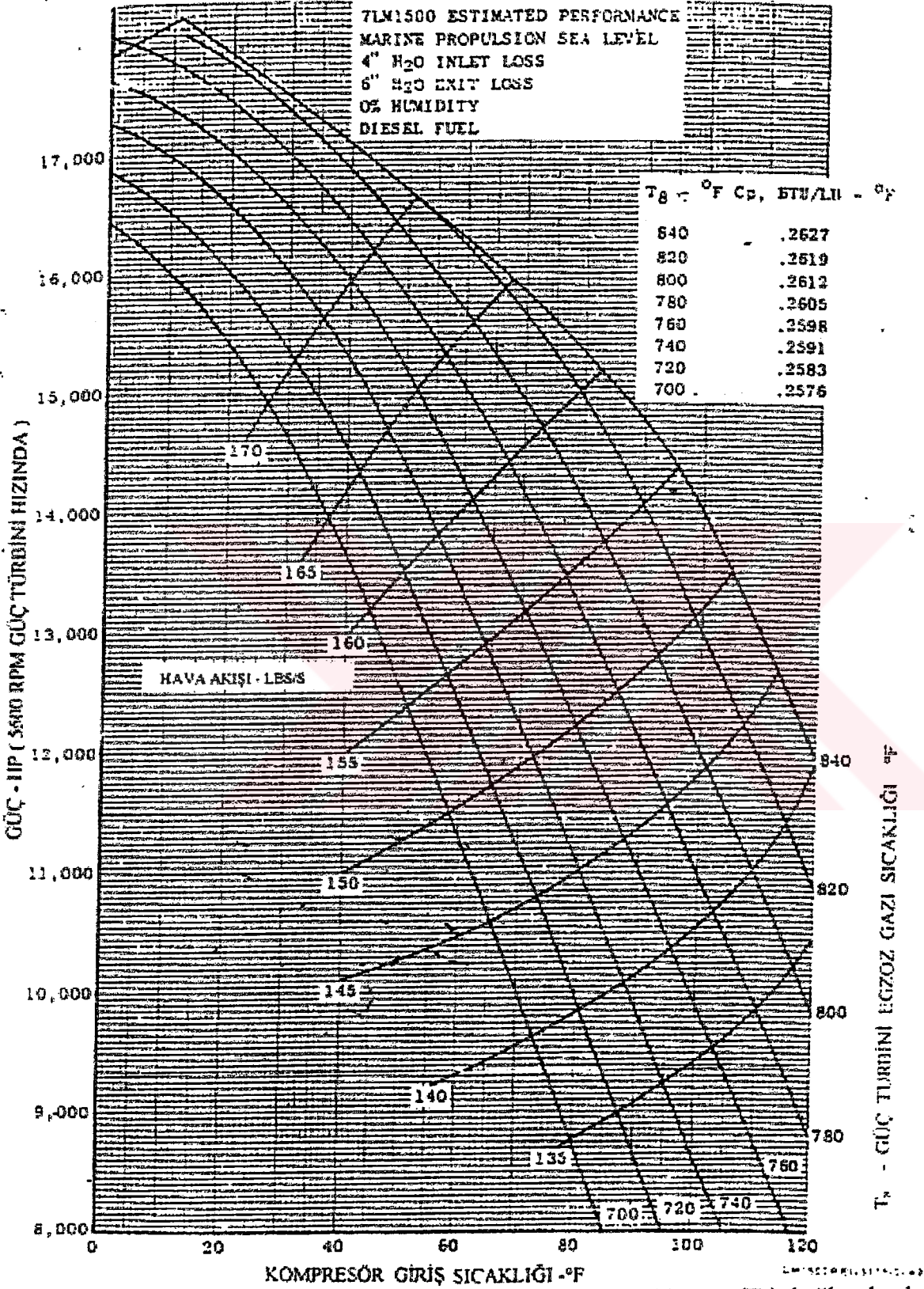
## EK 3



Ek Şekil 3: Güç türbini ve gaz jeneratörü hızına bağlı olarak elde edilen güç.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"

## EK 4

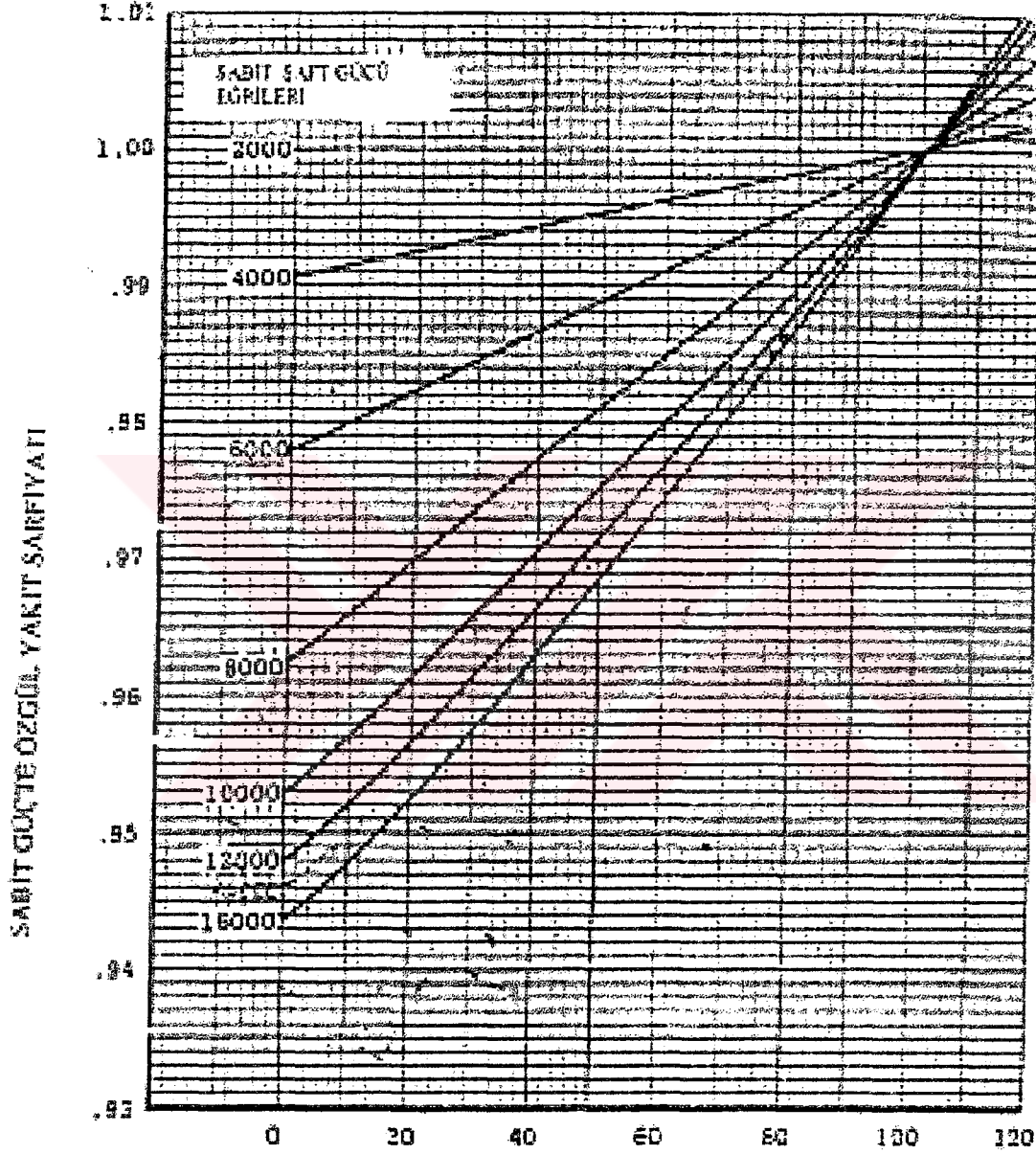


Ek Şekil 4: Kompresör giriş sıcaklığı ve egzoz çıkış sıcaklığına (T<sub>8</sub>) bağlı olarak elde edilen güç.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1"

EK 5

LM1500 PERFORMANCE  
MARINE PROPULSION  
COMPRESSOR INLET TEMPERATURE FACTORS FOR SFC



SABIT GÜÇTE ÖZGÜL YAKIT SARFIYATI

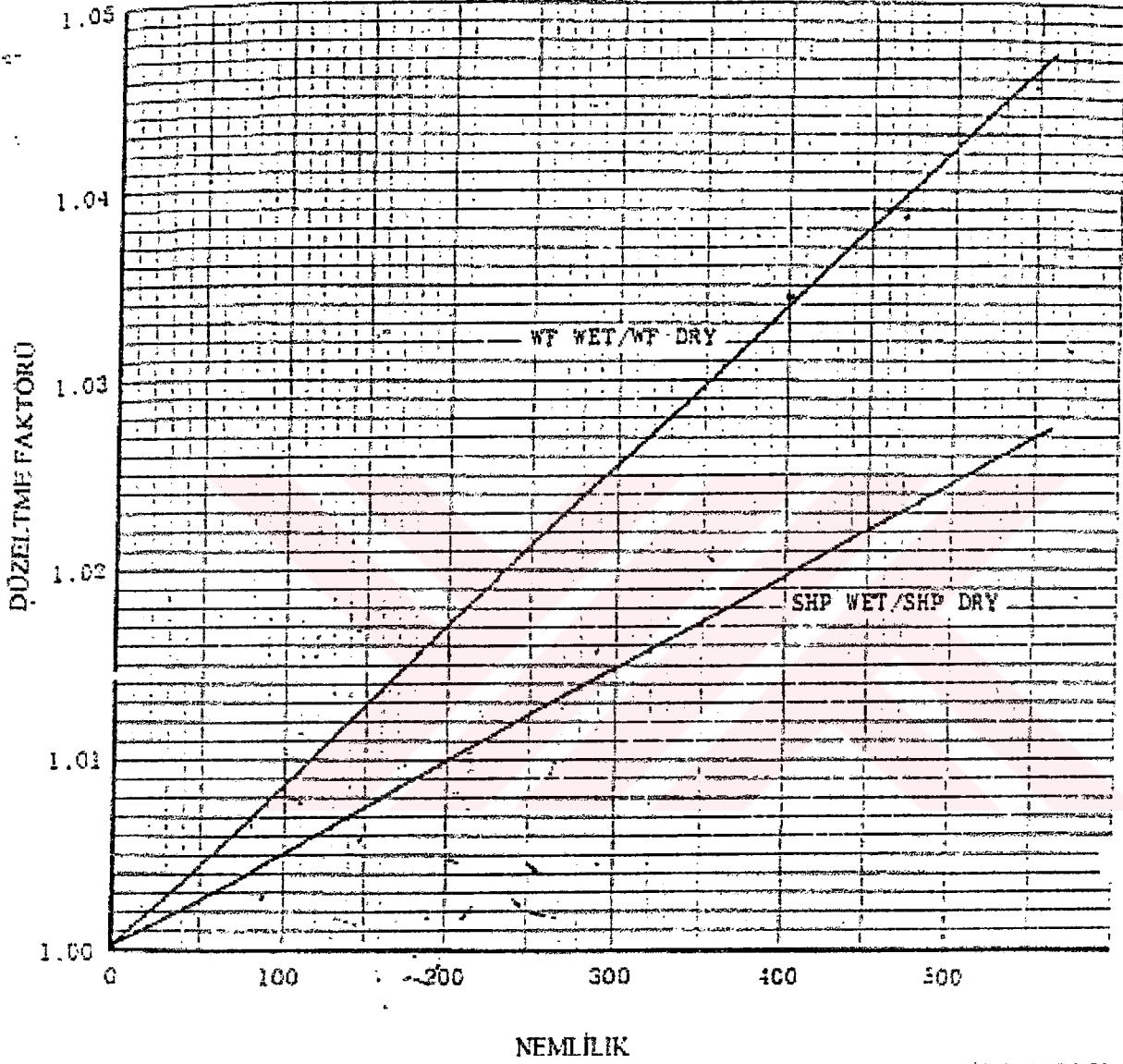
KOMPRESÖR GİRİŞ SICAKLIĞI -°F

Ek Şekil 5: Kompresör giriş sıcaklığına bağlı olarak türbin giriş sıcaklığı ve gaz jeneratörü hızının değişimi.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1"

## EK 6

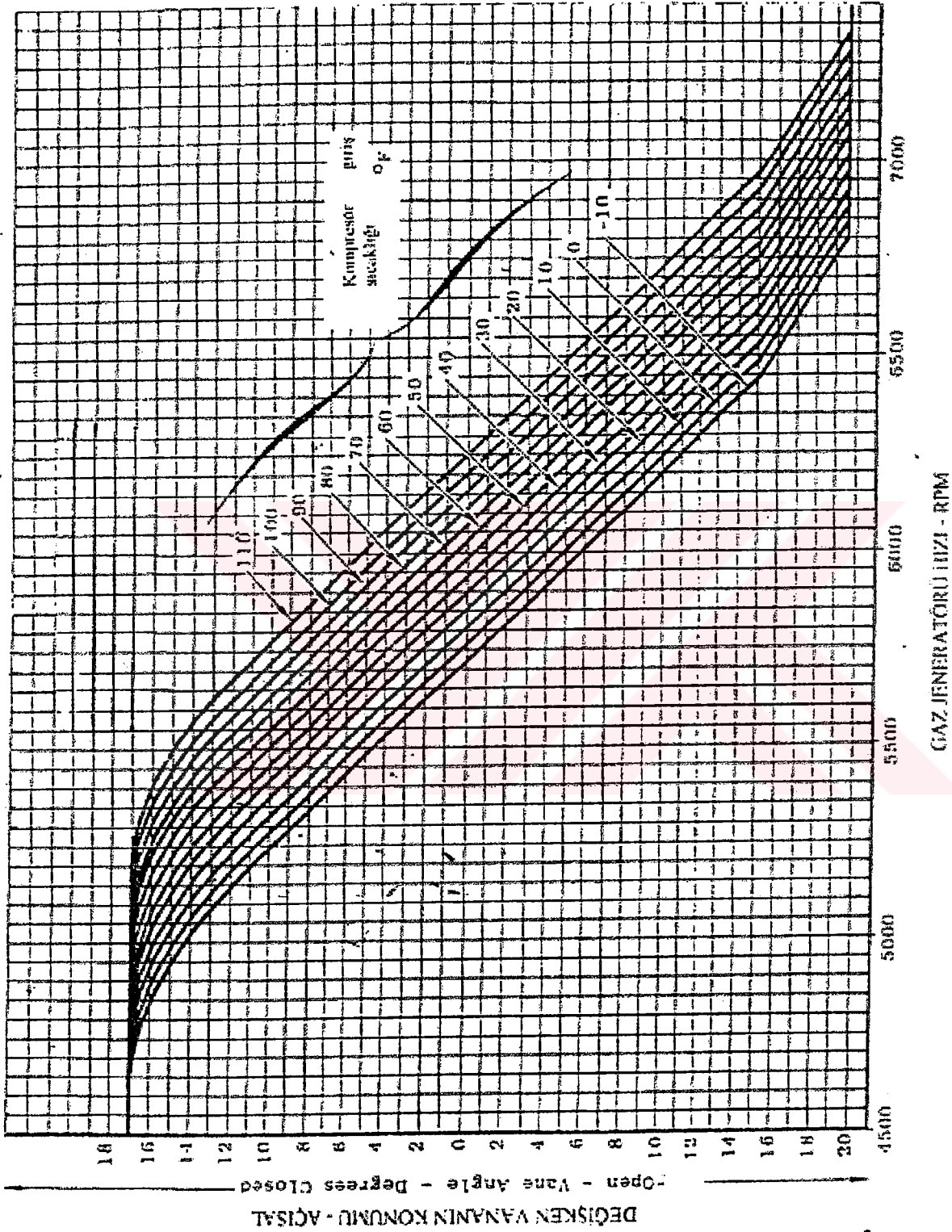
EFFECT OF HUMIDITY  
ON LM1500 PERFORMANCE  
ANY  $T_2$ , ALT  $N_{pt}$



Ek Şekil 6: Yakıt tüketimi ve çıkış gücü için nemliliğin kontrolü. \*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"

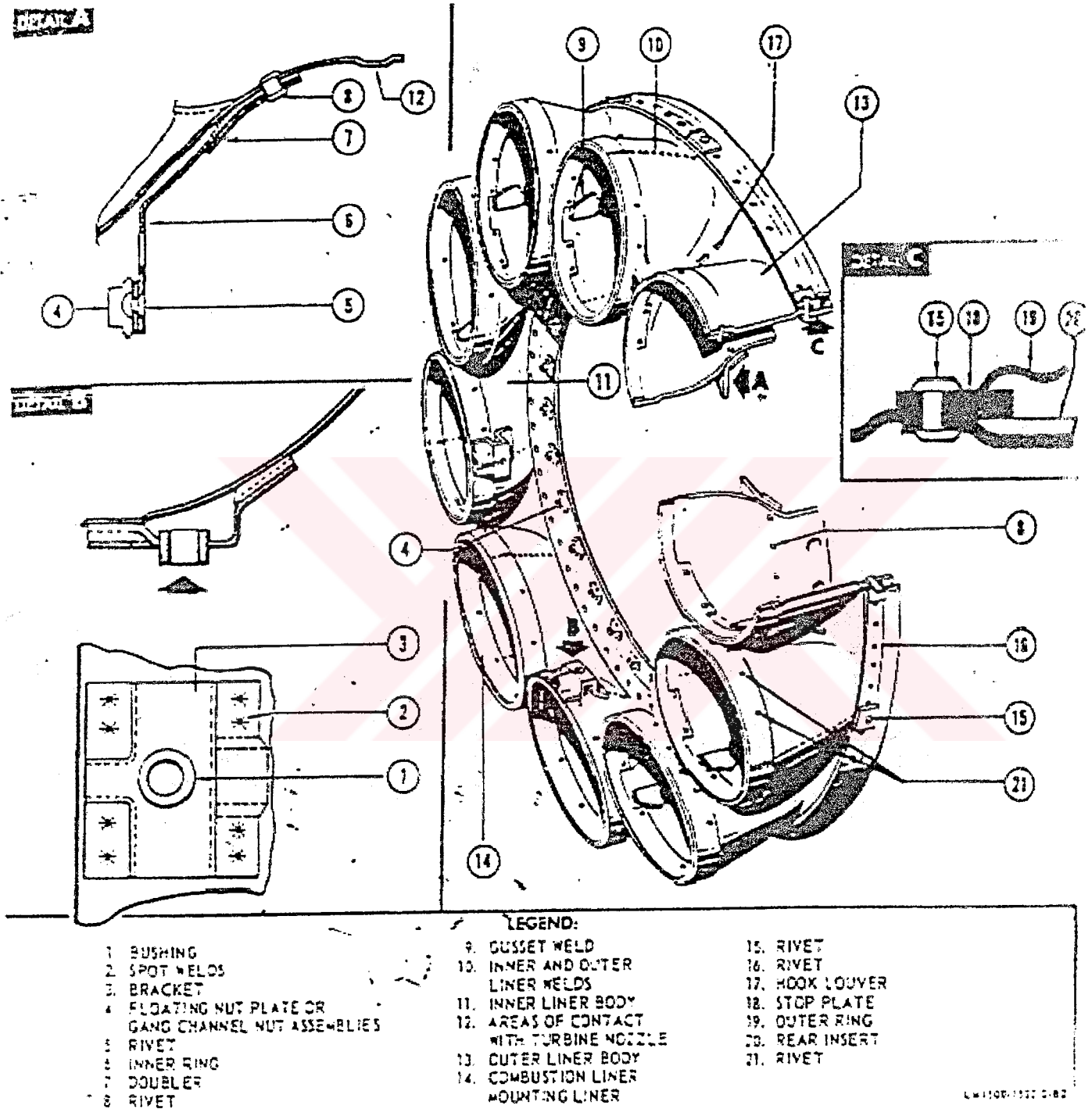
## EK 7



Ek Şekil 7: Değişken vananın konumuna bağlı olarak gaz jeneratörü hızı.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1"

## EK 8



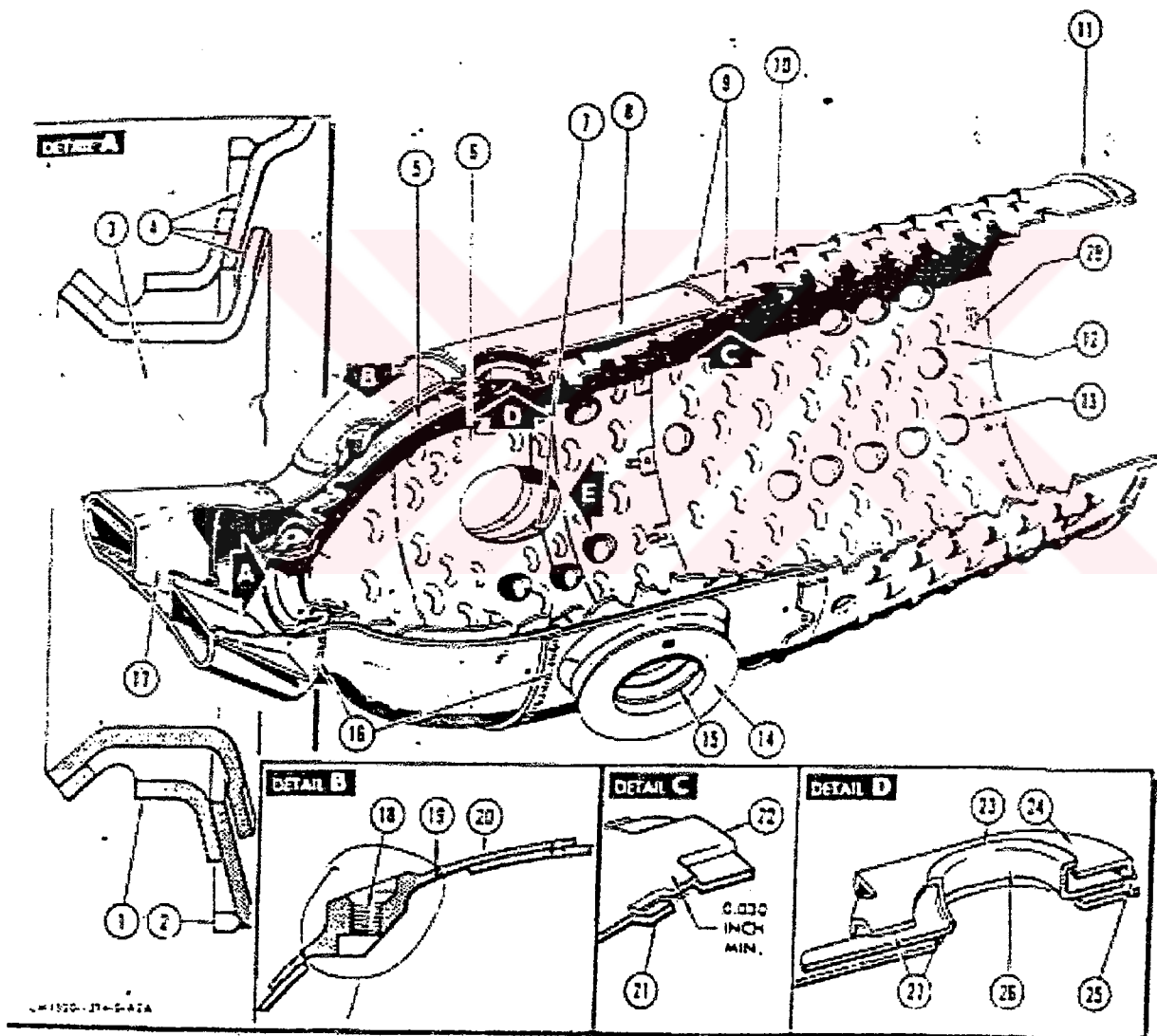
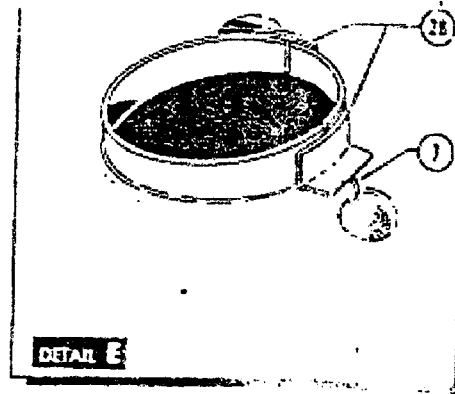
Ek Şekil 8: Geçiş hattı.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume I"

EK 9

LEGEND:

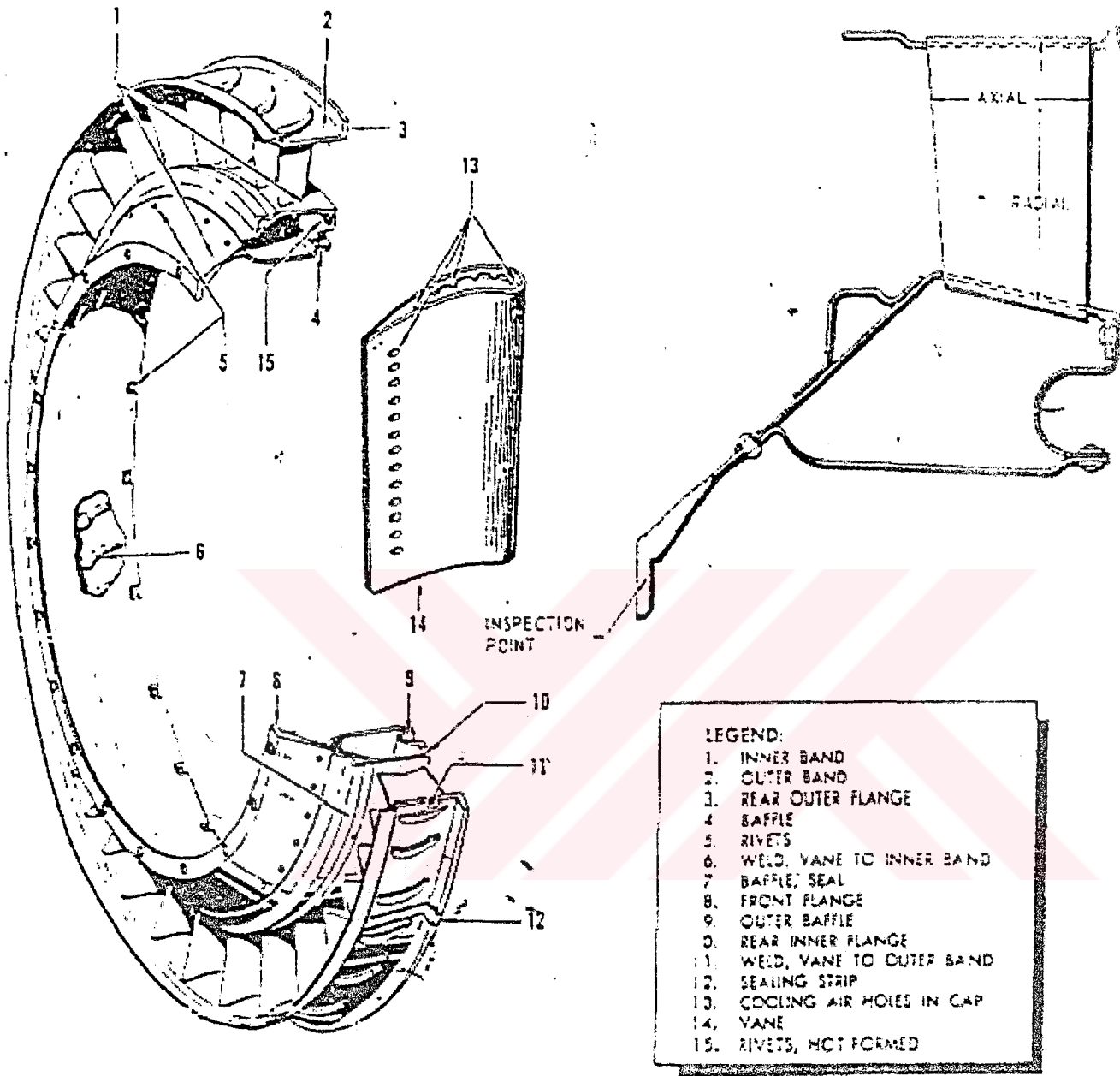
- |                              |                                  |
|------------------------------|----------------------------------|
| 1. FUEL NOZZLE FERRULE       | 15. WELD-FLANGE TO BODY          |
| 2. RESTRAINING RING          | 16. SEAM WELDS                   |
| 3. AREA OF CONTACT WITH FUEL | 17. SNOUT                        |
| 4. NOZZLE                    | 18. MOUNTING BOSS THREADS        |
| 4. AREAS OF WEAR ON FUEL     | 19. WELD BOSS TO REINFORCEMENT   |
| NOZZLE FERRULE AND INNER     | PLATE                            |
| LINER DOME                   | 20. REINFORCEMENT PLATE          |
| 5. INNER LINER DOME          | 21. HOOK DOUVER                  |
| 6. INNER LINER               | 22. REAR EDGE OF INNER LINER     |
| 7. SHEAR SLOT                | 23. IGNITER FERRULE              |
| 8. OUTER LINER               | 24. FERRULE RETAINER             |
| 9. RIVETS                    | 25. WELD RETAINER TO INNER LINER |
| 10. REAR LINER               | 26. AREA OF CONTACT WITH IGNITER |
| 11. AFT FLANGE WEAR RING     | 27. AREAS OF WEAR ON IGNITER     |
| 12. DOUVERS                  | FERRULE, RETAINER, AND INNER     |
| 13. THIMBLES                 | LINER                            |
| 14. CROSS-IGNITING FLANGE    | 28. ALIGNMENT TABS               |
|                              | 29. 1/8" SHEAR SLOT              |



Ek Şekil 9: Yanma odası.

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"

## EK 10

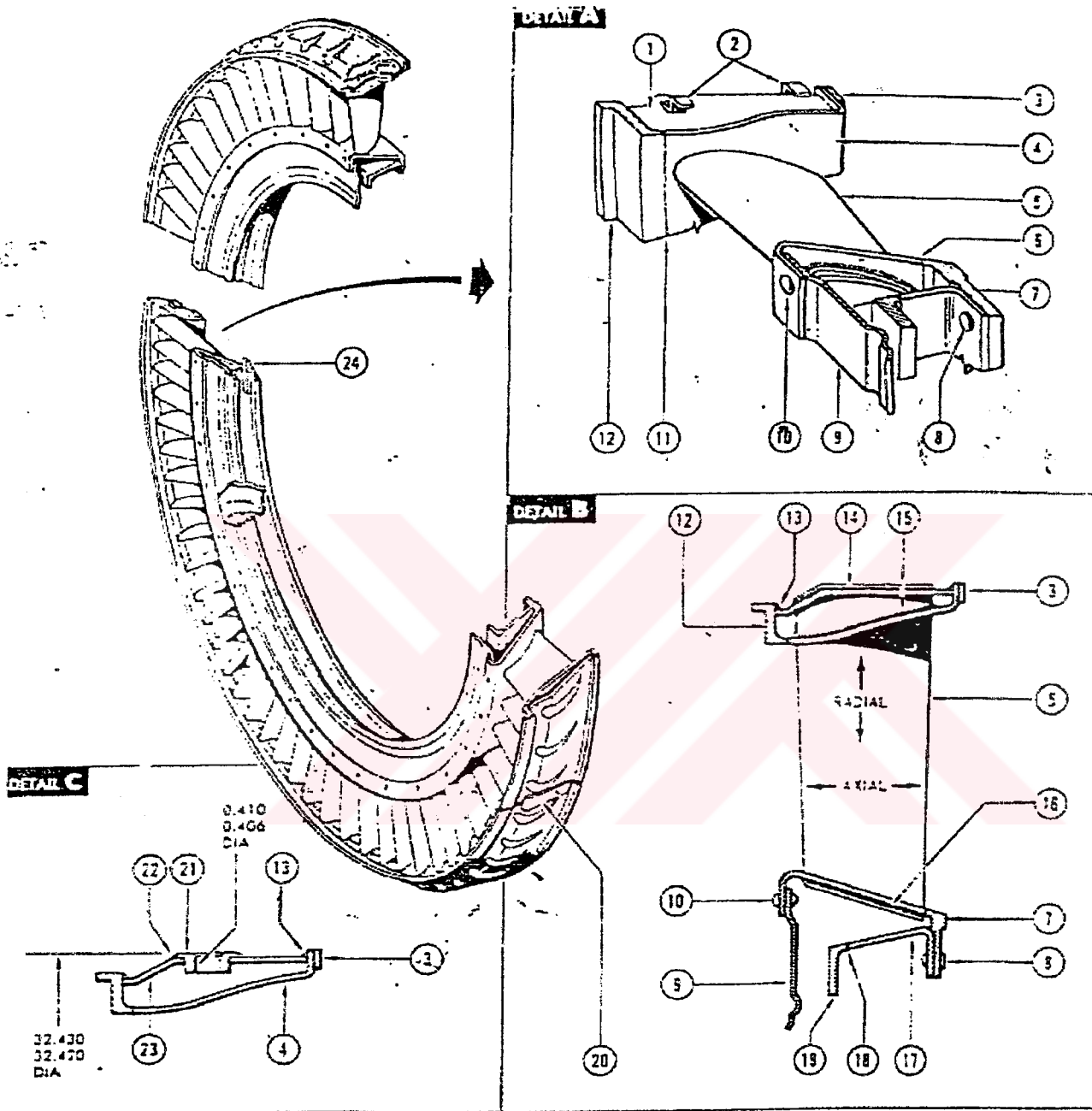


LW1500-1291 0-82

Ek Şekil 10: Birinci kademe türbin nozulu.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"

## EK 11



## LEGEND:

- |                                     |                                       |                                   |
|-------------------------------------|---------------------------------------|-----------------------------------|
| 1. END PLATE                        | 7. REAR FLANGE OF INNER BAND          | 15. WELD — OUTER BAND TO VANES    |
| 2. CLIPS                            | 8. RIVET                              | 16. WELD — INNER BAND TO VANES    |
| 3. SHIM STRIP                       | 9. BAFFLE                             | 17. SUPPORT RING                  |
| 4. OUTER BAND                       | 10. RIVET                             | 18. WELD — FLANGE TO SUPPORT RING |
| 5. VANE                             | 11. WELD — OUTER BAND TO FRONT FLANGE | 19. FLANGE                        |
| 6. WELD — INNER BAND TO REAR FLANGE | 12. FRONT FLANGE OF OUTER BAND        | 20. SEALING STRIPS                |
|                                     | 13. WELD — SEGMENTS TO FLANGES        | 21. BOSS                          |
|                                     | 14. WELD — SEGMENTS TO VANES          | 22. WELD — BOSS TO SEGMENTS       |
|                                     |                                       | 23. REINFORCING SEGMENTS          |
|                                     |                                       | 24. GUIDE                         |

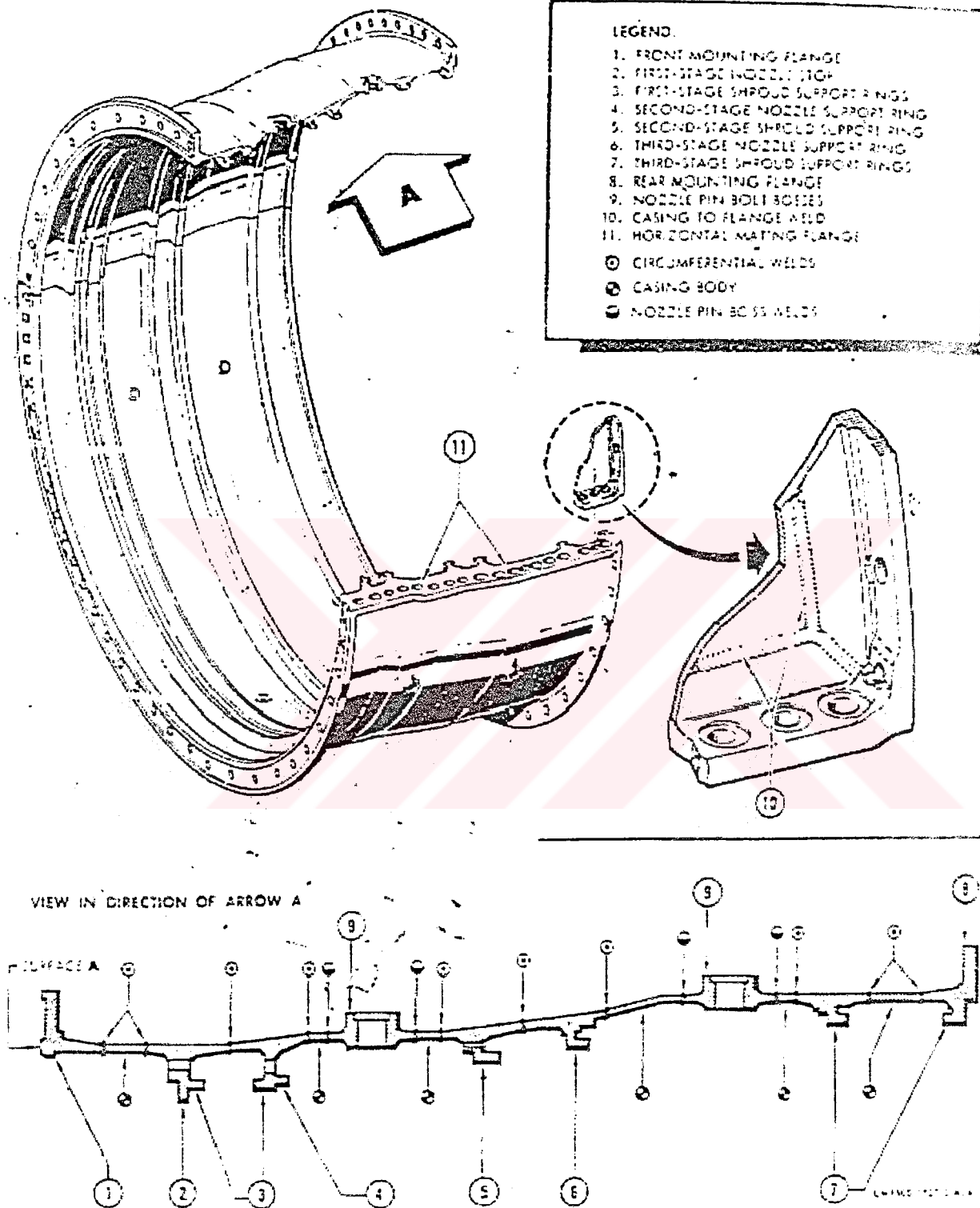
LM 1500-1397-0-22

Ek Şekil 11: İkinci kademe türbin nozulu.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical



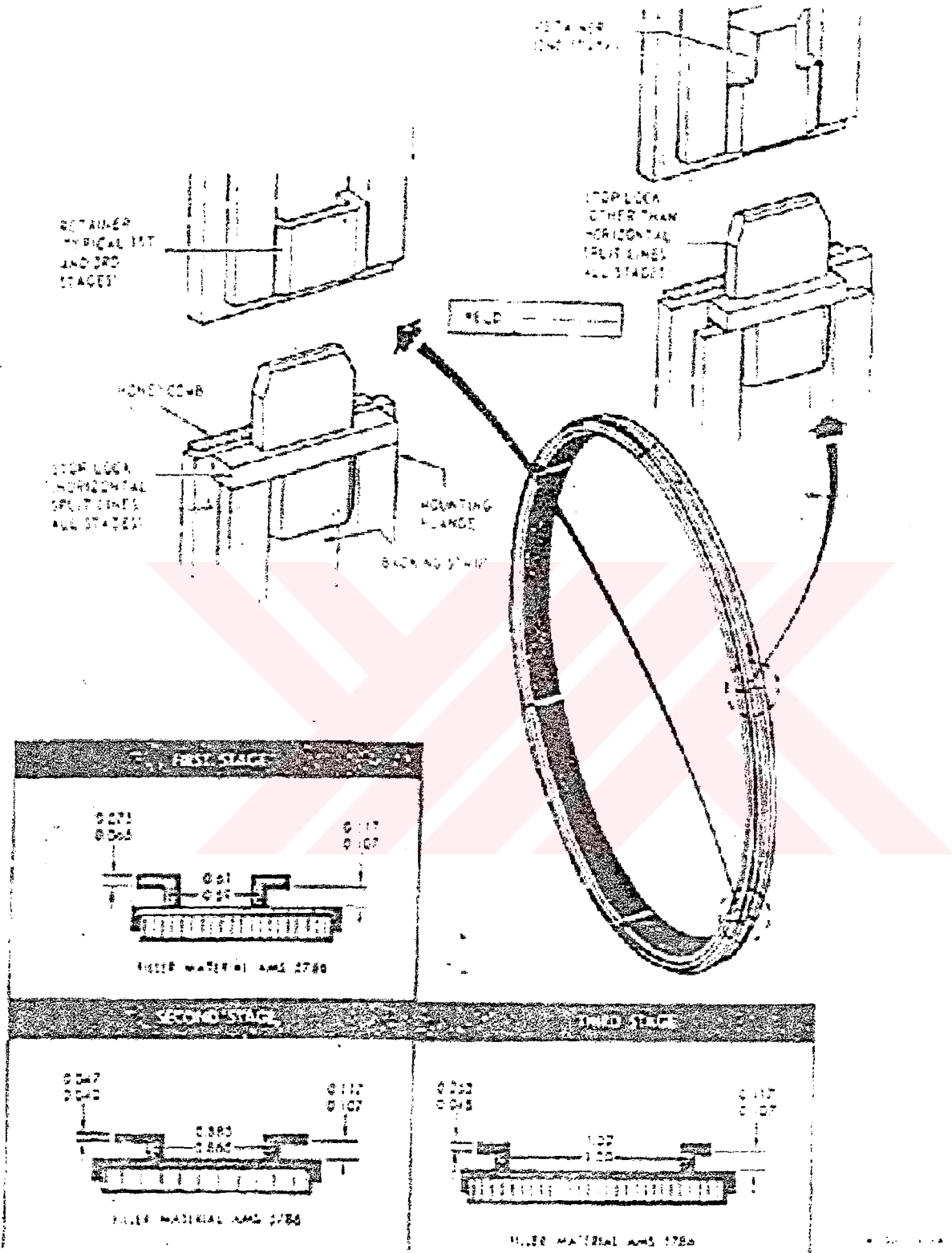
## EK 13



Ek Şekil 13: Türbin çerçevesi.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Turbines", "Volume 1"

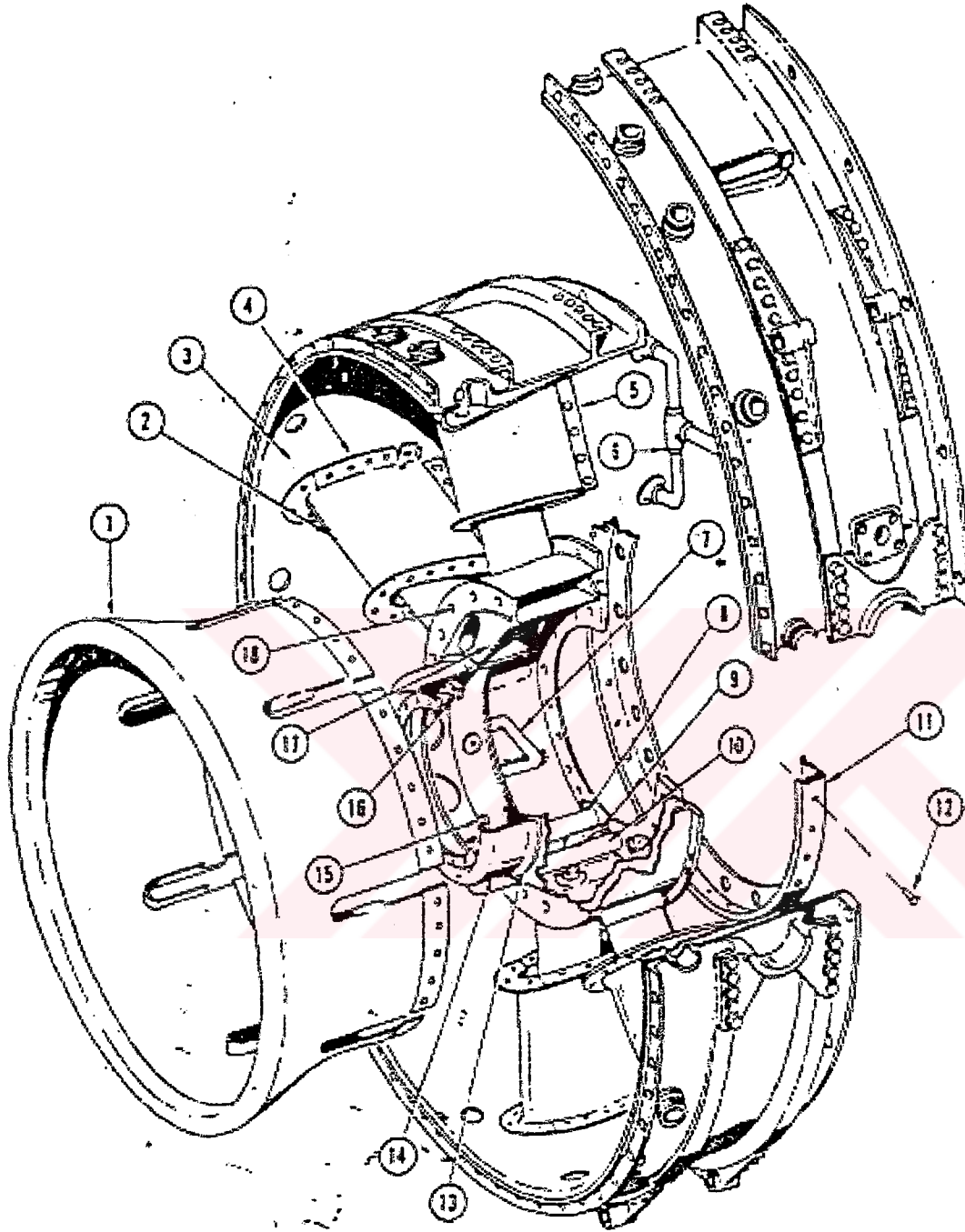
EK 14



Ek Şekil 14: Türbin şrotları.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1"

EK 15



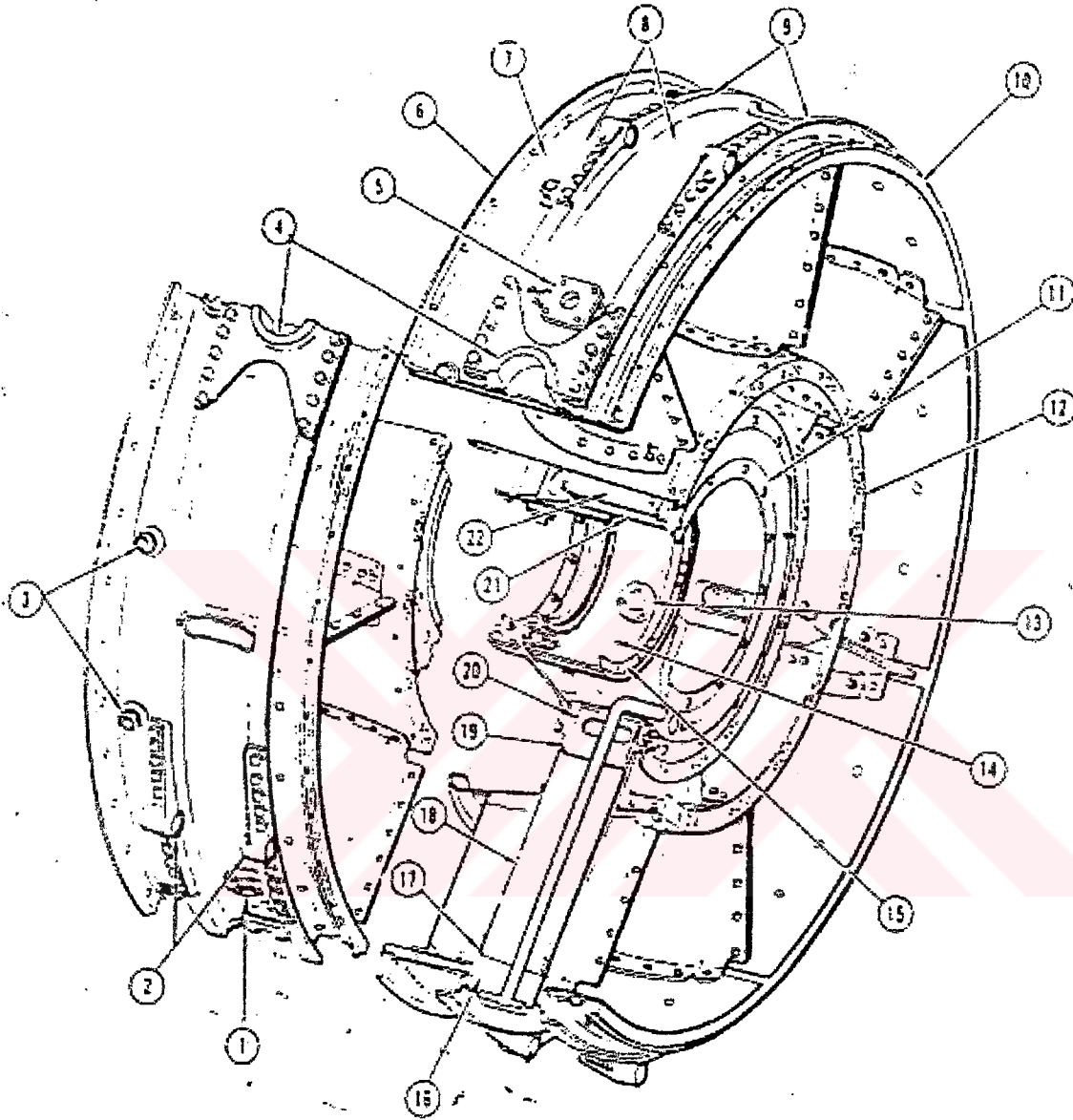
## LEGEND:

- |                                |                                  |
|--------------------------------|----------------------------------|
| 1. INNER CONE                  | 10. REAR SUMP SCAVENGE OIL TUBE  |
| 2. STRUT FAIRING               | 11. INNER CONE FLANGE            |
| 3. OUTER CONE                  | 12. RIVET                        |
| 4. RIVET                       | 13. SEAM WELD                    |
| 5. RIVET                       | 14. FRONT SUMP                   |
| 6. SUMP VENT TUBE              | 15. FRONT OIL SEAL FLANGE        |
| 7. OIL INLET TUBE              | 16. NO. 3 BEARING SUPPORT FLANGE |
| 8. REAR SUMP SCAVENGE OIL TUBE | 17. NO. 3 BEARING SUPPORT CONE   |
| 9. SCAVENGE OUTLET TUBE        | 18. AIR SEAL FLANGE              |

Ek Şekil 15: Türbin çerçevesinin önden görünüşü.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1"

EK 16

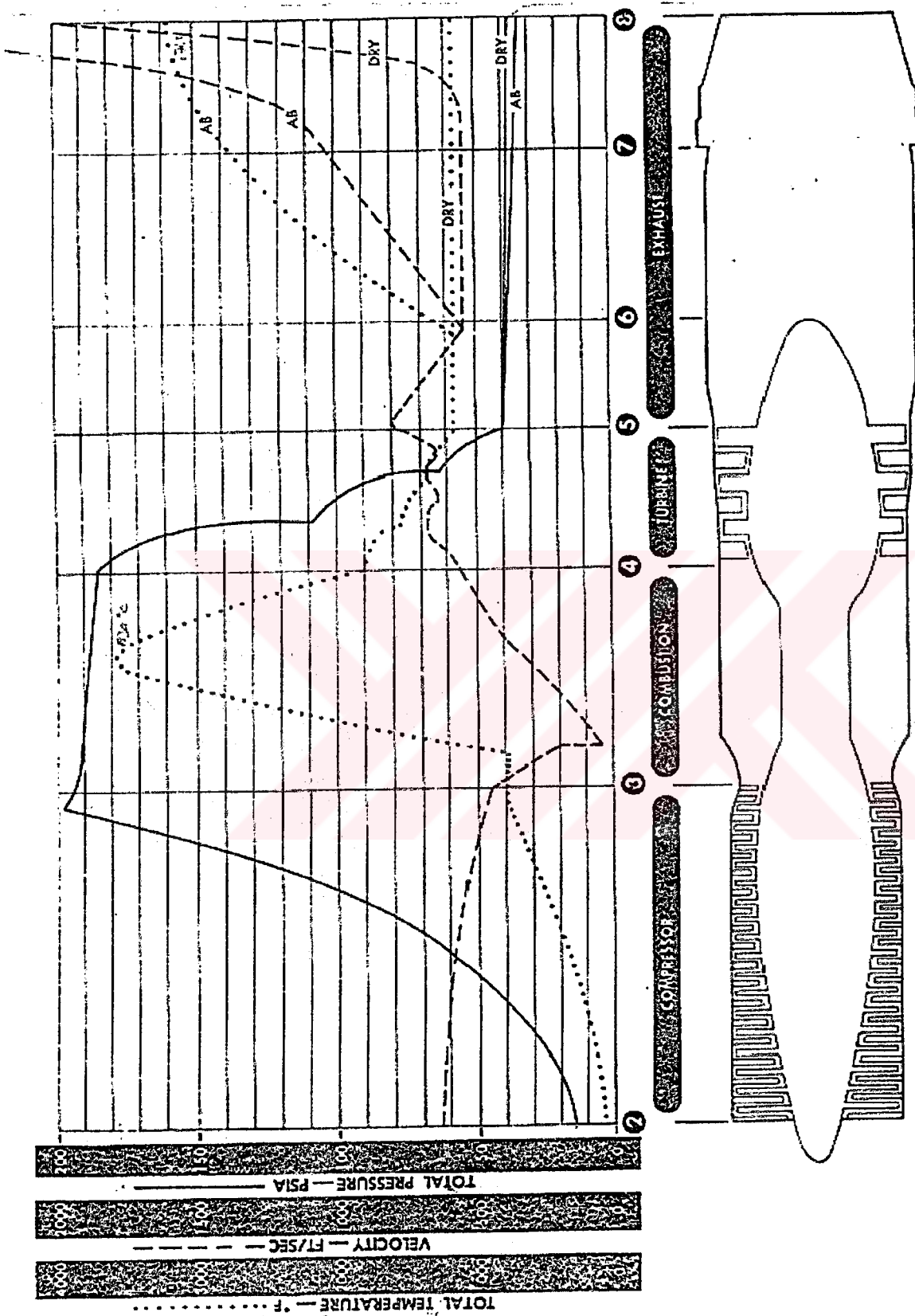


LEGEND:	
1. DRAIN PAD	12. AIRDOOME FLANGE
2. PIN BOSS	13. LUBE OIL JET MOUNTING PADS
3. THERMOCOUPLE BOSS	14. REAR SUMP
4. SPHERICAL BEARING HOUSING	15. REAR OIL SEAL FLANGE
5. PADS	16. OUTER STRUT CASTING
6. FRONT MOUNTING FLANGE	17. WELD—STRUT TO OUTER STRUT CASTING
7. WELD—FRONT FLANGE TO OUTER CONE	18. STRUT
8. OUTER CONES	19. WELD—STRUT TO INNER STRUT CASTING
9. VERTICAL FLANGES	20. INNER STRUT CASTING
10. REAR MOUNTING FLANGE	21. INNER MANIFOLD
11. REAR AIR SEAL FLANGE	22. OUTER MANIFOLD

Ek Şekil 16: Türbin çerçevesinin arkadan görünüşü.\*

\* Department of the Navy Naval Ship Systems Command, (1968), "Navships 0941-032-4010", "Technical Manual General Electric Model 7LM1500-PE101 and 7LM1500-PE102 Gas Türbines", "Volume 1"

EK 17



Ek Şekil 17: J79 turbojet motorunun toplam sıcaklık, hız ve toplam basınç diyagramı.\*

\*General Electric CO., Technical Publications, Aircraft Engine Group, (1969), "Gek-9230" J79-19 turbojet Engines Operation & Service Instructions, Evendale, Ohio, 45215.

EK 18

## CEMS ENGINE TEST COVER SHEET

OPERATORS: MUSTAFA KARA 98001DATE: 20-JAN-98 BASE: L.H.R.M.V.15 SABIT BREMZE

CEMS CONFIG ID &amp; ENGINE S/N: [CEMS.J79-DEPOT.CONF-17C.458286]

REASON FOR TEST: RN

UEL TYPE: JP8  
 UEL HEATING VALUE: 18400  
 UEL SAMPLE TEMPERATURE: <sup>°F</sup> 38  
 UEL SAMPLE SPECIFIC GRAVITY: 0.802 *Clm*

ELLMOUTH AREA: 700.  
 ELLMOUTH FLOW COEFF: 1.

ET BULB TEMP: <sup>°F</sup> 30  
 RT BULB TEMP: <sup>°F</sup> 32  
 HUMIDITY (GRAINS): % 22

INLET PRESS SOURCE: Calculated START NUMBER: 2  
 BASIC ENG OIL PRESS: 44.0 SUMP MODE: Common

INTAKE INSPECTED (Y/N): \_\_\_\_\_ OIL CONSUMPTION: \_\_\_\_\_  
 AIRPIPE INSPECTED (Y/N): \_\_\_\_\_ OIL ANALYSIS: \_\_\_\_\_  
 OIL SYSTEM SERVICED (Y/N): \_\_\_\_\_ OIL ADDED: \_\_\_\_\_

	1st	2nd	3rd	4th	5th
START TIME:	<u>13:32</u>	<u>16:15</u>	<u>8:52</u>	_____	_____
TOP TIME:	<u>13:42</u>	<u>16:32</u>	<u>10:05</u>	_____	_____
TOTAL RUN TIME:	<u>10 dk</u>	<u>15 dk</u>	<u>75 dk</u>	_____	_____
COASTDOWN TIME:	_____	_____	_____	_____	_____

## COMPONENTS REPLACED:

DESCRIPTION	P/N	S/N	REASON
_____	_____	_____	_____
_____	_____	_____	_____
_____	_____	_____	_____

ENGINE ACCEPTED: \_\_\_\_\_ REJECTED: \_\_\_\_\_ ENGINE PRESERVED: YES NO

REMARKS: \_\_\_\_\_  
 \_\_\_\_\_  
 \_\_\_\_\_  
 \_\_\_\_\_  
 \_\_\_\_\_  
 \_\_\_\_\_

Ek Şekil 18: J79 turbojet motorunun Bremze test sonuçları.

CEMS J79 Test Summary Report  
21-JAN-1998 13:26:52  
[CEMS..J79-DEPOT.CONF-17C.456286]

EGT Reset		Date	Time	PLURB	N	WFT	VEN	TA	VVA	PAMB_PSI	THRUST	EGT_DIFF	EGT_DIFZ	EGTRSTSM
MIL RST		19JAN98	16:24:44	42.9	7345.1	33.97	22.5	72.1	20.5	13.3835	10177.9	.....	.....	NORMAL
MIL #R#		19JAN98	16:25:08	42.8	7346.5	34.02	22.2	72.1	20.5	13.3842	8178.2	.....	.....	RESET
MIL RST		19JAN98	16:25:32	42.7	7348.4	33.55	22.1	72.1	20.5	13.3881	10195.4	.....	3.1	NORMAL

Running No.1		Date	Time	PLURB	N	WFT	VEN	TA	VVA	PAMB_PSI	THRUST
Reading		19JAN98	16:25:48	42.6	7346.6	33.67	22.3	72.3	20.5	13.3882	10165.6
MIL BA											
MIL AA											

VVA Schedule		Date	Time	PLURB	FLUR_EXP	N	WFT	FUEL_FLO	VEN	TA	PAMB_PSI	THRUST
Reading		20JAN98	08:52:19	29.0	4997.6	497.3	1214.2	INVALID	91.7	11.5	13.3603	220.7
Idle		20JAN98	08:53:40	31.7	5565.4	31.4	1383.	INVALID	77.2	19.9	13.3601	594.8
5554 RPM		20JAN98	08:54:19	34.8	5993.	493.6	1924.8	INVALID	53.5	28.3	13.3604	1723.1
6408 RPM		20JAN98	08:55:01	38.1	6416.5	568.1	3942.	INVALID	19.7	42.6	13.3603	4754.8
6728 RPM		20JAN98	08:55:40	40.6	6749.2	616.5	5815.6	INVALID	19.7	52.0	13.3603	6964.8
Military		20JAN98	08:56:19	46.2	7126.8	712.9	9032.9	INVALID	22.9	72.2	13.3601	10194.
6728 RPM		20JAN98	08:57:06	38.5	37.3	484.4	5821.3	INVALID	19.8	58.8	13.3599	7063.5
6408 RPM		20JAN98	08:57:46	34.4	6403.1	640.4	5893.	INVALID	19.7	40.9	13.3598	4772.6
5981 RPM		20JAN98	08:58:40	30.0	5984.3	29.05	1874.8	INVALID	53.	27.0	13.3599	1726.4
5554 RPM		20JAN98	08:59:38	25.8	5531.	29.43	1319.9	INVALID	77.4	18.4	13.3599	572.6
Idle		20JAN98	09:00:03	21.8	5072.8	30.18	1143.4	INVALID	91.4	11.5	13.3596	222.2

Idle-Military Burst		Date	Time	PLURB	K	WFT	VEN	TA	VVA	PAMB_PSI	THRUST	FIP	PFUEL	MIL_TIME
Reading		20JAN98	09:01:49	43.7	7327.7	28.35	20.5	72.1	20.4	13.3591	10188.4	36.2	404.9	4.6
Military														

A/B Checks		Date	Time	PLURB	N	WFT	VEN	TA	VVA	PAMB_PSI	THRUST	FIP	PFUEL	TA_AB_DM	TA_AB_OF
Reading		20JAN98	09:04:39	43.9	7324.9	28.60	22.6	72.0	20.5	13.3591	10308.8	36.2	404.3	78.7	75.6
Military															
Reading		20JAN98	09:04:39	AB_STATE	VIBFRY_A	VIBFRY_A	REF_V_A	REF_V_A	VIB_LIN						
Military				AB_OFF	0.55	1.85	0.69	1.12	4.68						

L=Exceeds Low Red h=Exceeds High Yellow H=Exceeds High Red  
Note: Readings shown represent only the LATEST data.

Ek Şekil 19: J79 turbojet motorunun Bremze test sonuçları.

CEMS J79 Test Summary Report  
 21-JAN-1998 13:26:52  
 [CEMS.J79-DEPOT.CONF-17C.4382864]

Pre-Start		TA		IGNIT_1		IGNIT_2		FSP		FIP		P_NZLPH		PFL_STRT		SNP_MODE		START_NO		CIT		SAP		N	
Reading	Date	Time	15.1	OFF	11.6	45.	43.	36.3	22.2	114.5	1	37.69	41.0	1366.8											
Engine Start																									
Reading	Date	Time	PLUBE	N	TA	STRTIME	TSRTHK	N_LITEOF	WFT_STRT	P_NZLPH	CIT	ION_SEL	ACCEL	ACL_TIMR	WFT_TIMR										
Idle	19JAN98	13:33:55	30.4	4977.5	11.6	45.	908.2	1176.4	856.4	78.8	36.76	2	266.6	5.	8.4										
Idle Speed																									
Reading	Date	Time	PLUBE	N	NS	CIT	EGT	WFT	VEN	TA	VVA	FIP	SKL_ICE	ANTI_ICE											
Idle BA	19JAN98	13:34:51	26.6	4986.1	4986.1	35.70	579.2	1223.6	91.3	11.6	-16.2	36.5	OFF	CLOSED											
Idle AA	(This reading was not available.)																								
Antilce On	19JAN98	14:19:00	36.6	6144.8	6144.8	34.61	571.4	2330.9	41.6	37.3	2.4	36.5	ON	OPEN											
Top Speed, EGT																									
Reading	Date	Time	PLUBE	N	NS	CIT	EGT	WFT	VEN	TA	VVA	VIBFRT_A	VIBRER_A	VIBTUR_A	FRTF_V_A	REFR_V_A									
ACCEL PEAK	19JAN98	14:29:38	42.6	7377.8	7377.8	33.51	1269.9	9259.8	21.9	72.1	20.5	0.50	0.91	0.62	0.63	0.98									
Military	19JAN98	14:30:30	42.6	7379.3	7379.3	33.51	1269.9	9259.8	21.9	72.1	20.4	0.50	0.91	0.62	0.63	0.98									
DECEL PEAK	19JAN98	14:30:30	42.6	7379.3	7379.3	33.51	1269.9	9259.8	21.9	72.1	20.4	0.50	0.91	0.62	0.63	0.98									
Reading	Date	Time	TURF_V_A	VIB_LIM	FIP	PAMB_PSI	THRUST																		
ACCEL PEAK	19JAN98	14:29:38	0.83	4.62	35.7	13.3976	10382.6																		
Military	19JAN98	14:30:30	0.83	4.62	35.7	13.3976	10382.6																		
DECEL PEAK	19JAN98	14:30:30	0.83	4.62	35.7	13.3976	10382.6																		
T5 Short																									
Reading	Date	Time	PLUBE	N	NS	CIT	EGTS	WFT	VEN	TA	VVA	PAMB_PSI	THRUST	T5SHRTSM											
MIL RST BA	19JAN98	16:16:23	48.7	7368.5	7368.5	33.72	1156.7h	8440.3	28.2	72.0	20.5	13.3898	9528.6	SHORT											
MIL NRM BA	19JAN98	16:16:50	47.2	7367.3	7367.3	33.69	1266.1	9272.1	21.7	72.1	20.5	13.3897	10293.1	NORMAL											
MIL RST AA	19JAN98	16:24:02	43.1	7346.6	7346.6	33.71	1144.0	8266.1	27.8	72.1	20.6	13.3866	9472.8	SHORT											
MIL NRM AA	19JAN98	16:24:27	43.1	7344.2	7344.2	33.95	1264.4	9013.	22.2	72.1	20.5	13.3866	10116.9	NORMAL											

L=Exceeds Low Red I=Exceeds Low Yellow H=Exceeds High Yellow R=Exceeds High Red  
 Note: Readings shown represent only the LATEST data.

Ek Şekil 20: J79 turbojet motorunun Bremze test sonuçları.

CEMS J79 Test Summary Report  
 21-JAN-1998 13:26:52  
 [CEMS.J79-DEPOT.COMF-17C.458286]

Military to A/B Burst

Reading	Date	Time	PLUBE	N	EGT	WFT	WFT_AB	VEN	TA	VVA	PAMB_PSI	THRUST	PFUEL	PFL_PCDR	CDP
Max A/B	20JAN98	09:05:36	43.8	7328.7	1241.7	31387.8	22261.	76.5	113.0	20.5	13.3591	15537.8	402.3	198.0	152.3
Reading	Date	Time	AC_TIM_M	RB_MAB	RB_TOP_M	RB_DIF_M	RBON_TIM	ABOF_TIM							
Max A/B	20JAN98	09:05:36	7.5	101.8	7337.8	0.3	97.	0.							

Idle to A/B Burst

Reading	Date	Time	PLUBE	N	EGT	WFT	VEN	TA	VVA	PAMB_PSI	THRUST	FIP	PFUEL	AC_TIM_I	RB_IAB
Max A/B1	20JAN98	09:09:43	44.2	7335.	1241.3	31169.9	75.5	113.0	20.5	13.3602	15483.8	26.1	402.6	6.7	242.8
Reading	Date	Time	RB_TOP_I	RB_BOT_I	RB_DIF_I										
Max A/B1	20JAN98	09:09:43	7285.4	7040.6	301.5										

Establishing Basic Oil Pressure

Reading	Date	Time	PLUBE	N	EGT	WFT	VEN	TA	PAMB_PSI	TLUBE	PLUBTANK	P_FILTER	PLUB_NOM	PLUBE_S	LUP
Military	19JAN98	14:30:55	42.5	7379.2	1268.8	9233.8	21.9	72.1	13.3974	126.6	9.7	-0.1	44.0	44.1	40.3
Reading	Date	Time	PSUMP												
Military	19JAN98	14:30:55	-2.2												

Sump Pressure

Reading	Date	Time	PLUBE	N	CIT	EGT	WFT	VEN	TA	VVA	PAMB_PSI	THRUST	SNP_MODE	PSUMP_HG	SP2	SP3
Idle			(This reading was not available.)													
Military			(This reading was not available.)													
Idle			(This reading was not available.)													

L=Exceeds Low Red h=Exceeds High Yellow H=Exceeds High Red  
 Note: Readings shown represent only the LATEST data.

Ek Şekil 21: J79 turbojet motorunun Bremze test sonuçları.

T.C. YÜKSEKÖĞRETİM KURULU  
 DOKÜMANTASYON MERKEZİ



**ÖZGEÇMİŞ**

<b>Doğum Tarihi</b>	17.10.1962	
<b>Doğum Yeri</b>	Kırıkkale	
<b>Lise</b>	1977 – 1980	Gebze Lisesi
<b>Lisans</b>	1981 – 1986	Yıldız Üniversitesi Mühendislik Fak. Makine Mühendisliği Bölümü
<b>Yüksek Lisans</b>	1996-	Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Müh. Ana bilim Dalı Enerji Makinaları Programı