

**J79-19 TURBOJET MOTORUNUN
PERFORMANS DEĞERLENDİRMESİ
VE
HAVA GİRİŞ SÜZGECİNİN
TEPKİ KUVVETİNE OLAN ETKİSİ**

**Mustafa BİNTAŞ
Yüksek Lisans Tezi
Makina Mühendisliği Anabilim Dalı
1992**

**Makina Mühendisliği
Anabilim Dalı**

J79-19 TURBOJET MOTORUNUN
PERFORMANS DEĞERLENDİRMESİ
VE HAVA GİRİŞ SÜZGEÇİNİN TEPKİ KUVVETİNE
OLAN ETKİSİ

MUSTAFA BINTAŞ

ANADOLU ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
LİSANSÜSTÜ YÖNETMELİĞİ UYARINCA
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI
MAKİNA DİNAMİĞİ İMALAT VE KONSTRÜKSİYON
BİLİM DALINDA
YÜKSEK LİSANS TEZİ
OLARAK HAZIRLANMIŞTIR.

DANIŞMAN : YRD. DOÇ. DR. İLKER GÜRKAN

EYLÜL-1992

Mustafa BİNTAŞ'ın YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak hazırladığı
"J79-19 Turbojet Motorunun Performans Değerlendirmesi ve Hava
Giriş Süzgecinin Tepki Kuvvetine Olan Etkisi" başlıklı bu
çalışma, jürimizce lisansüstü yönetmeliğinin ilgili maddeleri
uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir. 09 EKİM 1992

Uye : Yrd. Doc. Dr. İlker GURKAN

Uye : Prof. Dr. Kemal TANER

Uye : Doc. Dr. L. Berrin ERBAY

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulunun 14 EKİM 1992
gün ve329.-9..... sayılı kararıyla onaylan-
mıştır.

Prof. Dr. Rüstem KAYA
Enstitü Müdürü

Ö N S Ö Z

Cumhuriyetimizin kuruluşunda başlatılan uçak sanayi kurma çalışmalarına üç kez teşebbüs edilmiş, fakat çeşitli tarihlerde kurulan uçak fabrikaları tutunamamış bazı nedenlerden dolayı üretime son verilmiştir. Bir ara duraklayan çalışmalar 1974' den sonra hızlandırılmış ve neticesinde 1987 yılında uçak ve motor fabrikası hizmete girmiştir. Tüm bu çalışmalar ve uçak endüstrisinin gerektirdiği modern teknolojiler, ancak üniversiteler ve araştırma enstitülerinin çabaları oranında ülkemize mal edilebilir.

Bu inançla yola çıkarak Ekim 1988 yılından itibaren çalışmakta olduğum ülkemizin güzide uçak sanayi merkezlerinden 1. HiBMK. lığında karşılaşılan problemlerden biri olan J79-19 motorlarının bremze testinde kullanılan 1C 5171 G01 Parça Nolu hava giriş süzgecinin tepki kuvvetine olan etkisini master tezi olarak inceledim. Temennim bu tür çalışmaların yaygınlaşmasıdır.

Çalışmalarım sırasında yardımlarını esirgemeyen sayın hocam Yrd. Doç. Dr. İlker GURKAN ve 1.HiBMK.lığı personeline, ayrıca bilgisayar yazılımını gerçekleştiren Aykut UMay' a teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET.....	V
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	VI
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	VII
1- GİRİŞ.....	1
2- TEORİK TEPKİ.....	2
2.1. Sabit Akış Ortamında Momentumun Değişimi....	2
2.2. Akışkan Kütlesi Üzerine Etki Eden Dış Kuvvetler.....	5
2.2.1. Basınç kuvveti.....	5
2.2.2. Yerçekimi kuvveti.....	5
2.2.3. Sürtünme kuvveti.....	5
2.3. Momentum Değişimin Propolsif Sisteme Uygulanması.....	5
2.4. Motor Performans Parametreleri.....	7
2.4.1. İtme randımanı.....	8
2.4.2. Termal randımanı.....	9
2.4.3. Toplam randıman.....	9
2.4.4. Spesifik tepki (özgül itme).....	9
2.4.5. Statik tepki.....	10
2.4.6. Spesifik tepki yakıt miktarı (TSFC)....	11
3- TURBOJET MOTORU.....	12
3.1. Turbojet Motorların Genel Tanımı.....	12
3.2. İdeal Turbojet Motoru.....	13
3.3. Gerçek Turbojet Motoru.....	18
3.3.1. İzantropik difüzör randımanı.....	19
3.3.2. Kompresör randımanı.....	19
3.3.3. Yanma odası ve yanma randımanı.....	19
3.3.4. Türbin randımanı.....	20
3.3.5. Eksozt (lüle) randımanı.....	20

4- J79-19 TURBOJET MOTORU.....	23
4.1. Motor Elemanları.....	23
4.1.1. Kompresör bölümü.....	23
4.1.2. Yanma odası.....	25
4.1.3. Türbin bölümü.....	26
4.1.4. Art yanma odası.....	27
4.1.5. Eksozt bölümü.....	28
4.1.6. Aksesuar tahrik bölümü.....	29
4.2. J79-19 Motoru Hava Akışı.....	30
4.3. J79-19 Motor Sistemleri.....	32
4.3.1. Ana yakıt kontrol sistemi.....	33
4.3.2. Yağlama sistemi.....	34
4.3.3. Ateşleme sistemi.....	36
4.3.4. Art yanma odası (A/B) yakıt sistemi...	37
5- J79-19 MOTORLARINDA HAVA GİRİŞ SÜZGEÇ KAYIP FAKTÖRÜNÜNİRDELENMESİ (INLET SCREEN LOSS FACTOR)	39
5.1. Deneyde Kullanılan Teçhizatlar.....	41
5.1.1. M37T41 Model motor bremzesi.....	41
5.1.2. 20250 Serinolu J79-19 motoru.....	41
5.1.3. Basınç propları.....	41
5.2. Performans Testi Degerlendirmesi.....	43
5.2.1. Tepki kuvvetinin düzeltilmesi.....	43
5.3. Deney.....	44
5.3.1. Elde edilen veriler.....	44
5.3.2. Hesaplama.....	45
5.3.2.1. pt2 probsuz.....	45
5.3.2.2. pt2 proplu.....	46
6- SONUÇ.....	48
7- KAYNAKLAR DİZİNİ.....	49

8- EKLER.....	50
1. Nem Grafiđi.....	50
2. Nem Faktörleri.....	51
3. CIT Düzeltilmesi.....	52
4. Askeri (military) Tepki Kuvveti Tablosu.....	53
5. Bilgisayar Programı Akış Diyagramı.....	54
6. Bilgisayar Programı.....	56

Ö Z E T

Tepkili uçak motorlarının tepki kuvveti hava debisi ekzost çıkış hızı ile doğrusal olarak artmakta, uçak hızı ile azalmaktadır. Ekzost çıkış hızının uçuş hızına oranı arttıkça, motor itme verimi artmaktadır.

Bir turbojet motorunun kompresör, yanma, türbin ve ekzost lüle verimleri artırılabilirdiği oranda ideal turbojet motoruna ulaşılabilinecektir.

J79-19 turbojet motoru Türk Hava Kuvvetleri envanterinde bulunan F-104S uçaklarında kullanılmaktadır. Uçuş güvenilirliğinin arttırılması için belirli periyotlarda bu motorlara bakım işlemleri uygulanmaktadır. Bakım işlemleri gören motorun sahip olduğu performans değerlerinin, uçuş güvenilirliğini sağlayabilecek seviyede olup olmadığı uçuş öncesi yapılan deneylerle tespit edilmektedir. Uygulanan deneylerde gerçekçi bir değerlendirme yapılabilmesi için, performansı etkileyen faktörlerin belirlenmesi gereklidir.

Bu tez çalışmasında, J79-19 turbojet motorlarının performans testinde motoru yabancı madde hasarından korumak için kullanılan hava giriş süzgecinin tepki kuvvetine olan etkisi irdelenmiştir.

SEKİLLER DİZİNİ

<u>SEKİL</u>	<u>SAYFA</u>
2.1 Sabit akışkan ortamında momentum değişimi.....	2
2.2 Momentum hareketi	3
2.3 Tepkinin propolsif sisteme uygulanması	5
3.1 Turbojet motoru	11
3.2 İdeal turbojet motor T-s diyagramı	13
3.4 Gerçek turbojet motoru T-s diyagramı	17
4.1 J79-19 Turbojet motor.....	21
4.2 J79-19 turbojet motor elemanları.....	22
4.3 Kompresör bölümü	23
4.4 Yanma odası bölümü	24
4.5 Türbin bölümü	25
4.6 Art yanma odası	26
4.7 Ekzost bölümü	27
4.8 Aksesuar tahrik bölümü	28
4.9 J79 Turbojet motoru hava akışı	30
4.10 Ana yakıt kontrol sistemi	32
4.11 Yağlama sistemi	34
4.12 Ateşleme sistemi	35
4.13 A/B yakıt sistemi	36
5.1 Hava giriş süzgecinin motora montesi	39
5.2 M37T41 bremzesi	42
5.3 Toplam basınç probu.....	43

SIMGELER VE KISALTMALAR

<u>SIMGELER</u>	<u>AÇIKLAMA</u>
F_H	Harici Kuvvetler
F_B	Basınç Kuvveti
P	Basınç
G	Yerçekimi
M_a	Havanın Debisi
M_f	Yakıtın Debisi
T_p	İtme Randımanı
T_{th}	Termal Randıman
T_o	Toplam Randıman
I_a	Spesifik Tepki
v	Efektif Hız
F	M_f/M_a Yakıt Hava Oranı
V_a	Ekzost Çıkış Hızı
V_∞	Uçuş Hızı
M	Momentum
T_o	Tepki Kuvveti
$T1$	Okunan Tepki
D	Dara
BF	Bremze Faktörü
NF	Nem Faktörü

SİMGELERAÇIKLAMA

BB.....	Barometrik Basınc
BD.....	Basınc Deprasyonu
CIT.....	Komresör Giriş Sıcaklığı
CITF.....	Sıcaklık Faktörü
T3.....	Düzeltilmiş Tepki Faktörü
GB.....	Gerçek Basınc
GCIT.....	Gerçek Kompresör Giriş Sıcaklığı
IT.....	Referans Tepki Kuvveti

B Ö L Ü M 1

1. GİRİŞ

Turbojet, turbofan ve turboprop uçak motorları, bakım veya revizyon işlemlerinden sonra uçuş için gerekli performans özelliklerine sahip olup olmadığının tespiti amacıyla bremzede bir dizi testlere tabii tutulmaktadır. Brezme testinde motorların yabancı madde hasarından korunması için hava alığı önüne süzgeç (screen) takılmaktadır. Bu çalışmada; Türk hava kuvvetleri envanterinde bulunan J79-19 turbojet motorlarının bremzesinde kullanılan süzgecin tepki kuvvetine olan etkisi irdelenmiştir.

Bu amaca yönelik olarak çalışmalar aşağıda ki adımlarda yürütülmüştür.

(1) Sabit akış ortamında momentum değişimi ve momentum değişiminin propalsif sisteme uygulanmasıyla tepki denklemi ve performans parametrelerinin elde edilmesi.(Bölüm-2)

(2) ideal turbojet motoru çevrimi ve idealden olan sapmaların tepki kuvvetine olan etkileri.(Bölüm-3)

(3) J79-19 turbojet motorunun yapısı ve özelliklerinin tanıtılması. (Bölüm-4)

(4) J79-19 turbojet motorunun performans testi ve hava giriş süzgecinin tepki kuvvetine olan etkisinin bulunması için yapılan deney ve hesaplamaların anlatılması (Bölüm-5)

B Ö L Ü M 2.

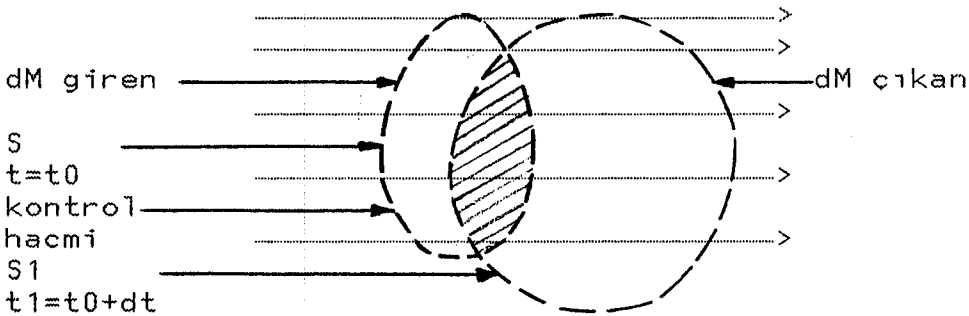
T E O R İ K T E P K İ

2.1. Sabit Akış Ortamında Momentumun Değişimi

Sabit kontrol yüzeyi içerisinde Şekil 2.1.de gösterildiği gibi bir ortamı sınırlayalım. Sabit kontrol yüzeyi içerisinde bulunan akışkanın $t = t_0$ anında kütlelerinin dt gibi bir zaman artımı içerisinde momentum değişimini inceleyelim. Daha sonraki $t_1 = t_0 + dt$ zamanında sabit kontrol yüzeyi içerisinde bulunan akışkanın kütlesi yeni bir bölgeye hareket ederek $t = t_0$ anında S sınırı $t_1 = t_0 + dt$ anında S_1 olmuştur.

Akışkan kütleisindeki momentum değişimi; $t_1=t_0+dt$ anında S_1 sınırı içerisinde bulunan kütleinin M_1 momentumu ile, $t=t_0$ anında sabit kontrol hacmi içerisinde bulunan M_0 momentumu arasında bulunan farkın dt gibi zaman aralığında değişimidir.

$$\frac{dM}{dt} = \frac{M_1 - M_0}{dt} \dots\dots\dots 2.1$$



Şekil 2.1 Sabit akışkan ortamında momentum değişimi [1]

$t = t_0$ anında S kontrol hacmi içersindeki momentum M_{t_0} ise

$$M_0 = M_{t_0} \text{ 'dir.} \dots\dots\dots 2.2$$

$t = t_0 + dt$ anındaki momentum:

$$M_1 = M_{t_1} + dM_{(çıkan)} - dM_{(giren)} \dots\dots\dots 2.3$$

(2.2) ve (2.3) denklemlerini (2.1) denkleminde yerine konulduğunda;

$$\frac{dM}{dt} = \frac{M_1 - M_0}{dt} = \frac{M_{t_1} - M_{t_0}}{dt} + \frac{dM_{(çıkan)} - dM_{(giren)}}{dt} \dots 2.4$$

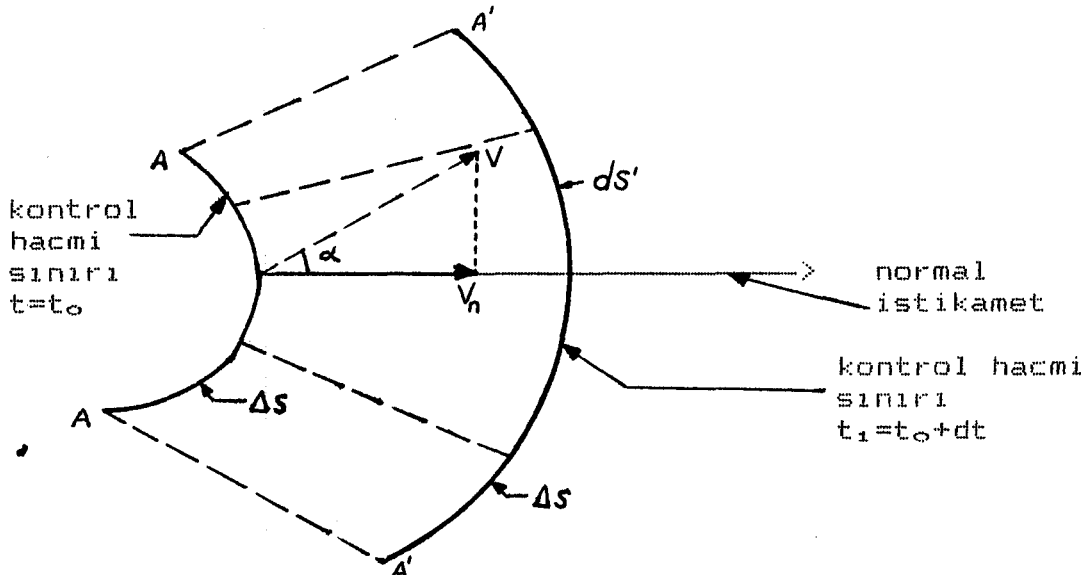
S kontrol hacmi içerisinde (2.4) eşitliği ile gösterilen momentum değişimi iki kısımda incelenir.

a) Momentumun S kontrol hacmi içindeki değişme miktarı.

b) S kontrol hacmine giren ve çıkan momentum farkının zamana göre değişme miktarı

(2.4). eşitlikte gösterilen $\frac{dM_{(çıkan)} - dM_{(giren)}}{dt}$

terimi şu şekilde hesaplanır:



Sekil 2.2 Kontrol Hacminin Hareketi [1]

$t = t_0$ anında Şekil 2.2' de gösterildiği gibi sabit kontrol yüzeyini S 'nin AA kısmını alalım. $t_1 = t_0 + dt$ anında akışkan yüzeyi A'A' olarak kaymış ve sabit kontrol hacmi AA'yı kateden bir akış momenti meydana gelmiştir.

Zaman aralığı dt anında dS elemanından geçen akışkanın kütlelerini:

$$\rho dS V \cos\alpha dt = \rho dS V_n dt \dots\dots\dots 2.5$$

dS elemanını dt anında geçen momentum:

$$\rho dS V_n V dt = \rho dS \vec{V} V dt \dots\dots\dots 2.6$$

Kontrol yüzeyinin tamamı için ;

$$\begin{aligned} dM_{(çıkan)} - dM_{(giren)} &= \int \rho dS \vec{V} V dt = \int \rho dS V_n V dt \\ \frac{dM_{(çıkan)} - dM_{(giren)}}{dt} &= \int \rho dS V_n V \dots\dots\dots 2.7 \end{aligned}$$

(2.7) eşitliğin (2.4) eşitliğinde yerine konulursa;

$$\frac{dM}{dt} = \frac{M_{t_1} - M_{t_0}}{dt} + \int \rho dS V_n V dt \dots\dots\dots 2.8$$

elde edilir.

Momentum ifadesine göre: " Belirli bir kütle için momentumunda zamanla değişme miktarı kütle üzerine net olarak etkiyen kuvvete eşittir.....[1]

$$0 \text{ halde: } F = \frac{dM}{dt} \dots\dots\dots 2.9$$

(2.4) eşitliğinde yüzey ve hacim olarak genel ifade ;

$$F = \frac{a}{at} \int \int \int_V \rho dH + \int \int_V \rho V_n dS \dots\dots\dots 2.10$$

$$\text{Sürekli akış için ; } \frac{M_{t_1} - M_{t_0}}{dt} = 0$$

$$(2.10) \text{ eşitlikten } \frac{a}{at} \iiint_H v \rho \, dH = 0$$

$$\text{Kuvvet } F = \int \int_S v \rho \, v_n \, dS \dots\dots\dots 2.11$$

2.2. Akışkan Kütlesi Üzerine Etki Eden Dış Kuvvetler.

Akış kütlesi üzerine tesir eden kuvvetler başlıca aşağıda belirtilen gruplar altında toplanır.

2.2.1. Basınç kuvveti : Kontrol yüzeyi üzerine tesir eden basınç kuvveti daima yüzeye normal yöndedir ve negatif olarak alınır. Yüzeye etki eden kuvvet integral olarak;

$$F_b = - \int_S P \, dS \dots\dots\dots 2.12$$

şeklinde gösterilir.

P basıncı kontrol yüzeyi S üzerine etki eden mutlak basınçtır. Kontrol hacmi içerisindeki basınç ise ayrıca farklıdır.

2.2.2. Yerçekimi kuvveti : Kontrol hacminde bulunan akışkanın ağırlığına eşittir. Bu kuvvetin yönü dik olarak aşağıya doğrudur ve G ile gösterilir.

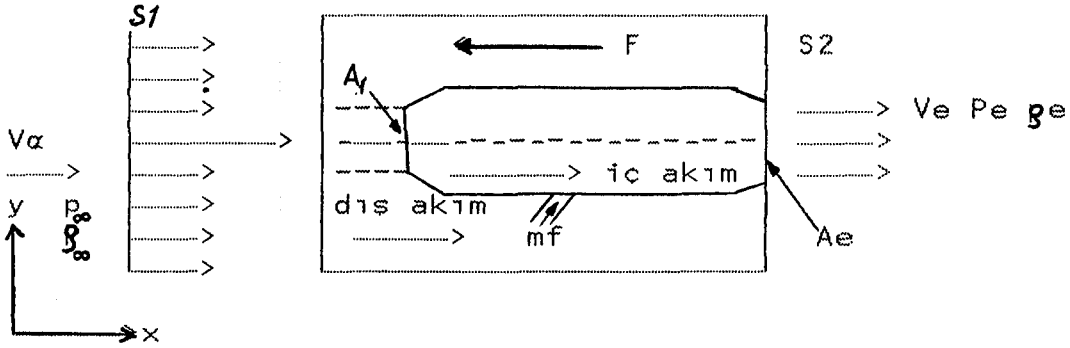
2.2.3. Sürtünme kuvveti : Akışkanın yüzeyle yaptığı temas sonucu akışkanı çeviren yüzeyle, yüzey kütlesi arasında meydana gelen çekme kuvvetidir ve R ile gösterilir. Genel olarak dış kuvvetlerin toplamı ;

$$F_H = F_B + G + R \dots\dots\dots 2.13$$

2.3. Momentum Değişiminin Propolsif Sisteme Uygulanması:

Bir uçağın belirli bir yükseklikte düzgün uçuş yaptığını düşünelim. Uçak ön tarafında bulunan durgun kontrol hacmindeki akışkan, uçak yaklaştığında harekete geçer. Uçak geçtikten belli bir süre sonra eski haline döner fakat uçak içinde bir gözlemcinin gördüğü hareket ise duran bir cismin (uçak) etrafındaki akışkanın daimi hareketidir. Bu durumda uçakla beraber hareket eden koordinat sistemi "İzafi Koor -

dinat Sistemidir". İzafi koordinat sisteminde her noktadaki akışkanın özellikleri zamanla değişmez. Böylece izafi koordinat sistemi, zamana bağlı bir hareket yerine daimi bir hareketin alınabilmesine imkan sağlayacaktır. Bazen cisme nazaran akışkanın izafi hareketine " Ters Akım " adı da verilir. Bu hareketi aşağıdaki şekilde grafikte gösterebiliriz



Sekil 2.3. Tepkinin Propolsif Sisteme Uygulanması.[2]

Bölüm 2.1 de elde ettiğimiz (11) nolu momentum denklemini propolsif (turbojet motoru) sistem için uygulanırsa momentum değişiminden;

$$F = \int_S \rho V_n V_x dS \text{ kuvvetini elde ederiz.}$$

Tepki kuvveti momentum değişiminden elde edilen kuvvet ile net dış kuvvetlerin farkına eşittir. O halde $F_H = F_B + G + R$ Akışkanın yoğunluğu çok küçük olduğundan G ve R ihmal edilmiştir.....[2]

$$F = \int \rho V_n V_x dS + \int p dS \dots\dots\dots 2.14$$

V hızının P basınç kuvvetinin X istikametindeki bileşelerini alınırsa;

$$F_x = \int \rho V_n V_x dS + \int p_x dS \dots\dots\dots 2.15$$

İç kontrol hacminin yüzeyine tesir eden vizkozite kuvvetleri, basınç kuvvetlerine kıyasla ihmal edilebilir.

$$F_x = \int M_{x2} dS - \int M_{x1} dS + \int p dS - \int p ds$$

$$M_{x2} = \int p V_n V_x dS = p_2 V_2^2 A_2 + (S_2 - A_2) p_2 V_2^2$$

$$M_{x1} = \int p V_n V_x dS = p_1 V_1^2 A_1 + (S_1 - A_1) p_1 V_1^2$$

$(S_2 - A_2) p_2 V_2^2$ ve $(S_1 - A_1) p_1 V_1^2$ terimleri propolsif sistemin dışında hareket eden akışkanın momentumunu ifade eder ve birbirine esittir.

$$(S_2 - A_2) p_2 V_2^2 = (S_1 - A_1) p_1 V_1^2 \dots\dots\dots 2.16$$

$$\int P_x dS = (P_2 - P_1) A_2 \dots\dots\dots 2.17$$

(2.16) ve (2.17)nolu ifadeleri (2.15)denkleminde yerine konulursa ;

$$F_x = p_2 V_2^2 A_2 - p_1 V_1^2 A_1 + (P_2 - P_1) A_2 \dots\dots\dots 2.18$$

$$M_2 = p_2 V_2 A_2$$

$$M_1 = p_1 V_1 A_1$$

$$F_x = M_2 V_2 - M_1 V_1 + (P_2 - P_1) A_2 \dots\dots\dots 2.20$$

Newton'un 3. kanunundan (Etki = Tepki)

Bu X kuvvetinin reaksiyonu $F = X$ Tepkidir.

Böylece propolsif bir sistemde genel tepki Formülü ;

$$T_0 = M_2 V_2 - M_1 V_1 + (P_2 - P_1) A_2 \dots\dots\dots 2.21$$

$$M_2 = M_1 + M_F \quad \text{ve} \quad F = \frac{M_F}{M_1}$$

$$T_0 = M_1 [(1+F) V_2 - V_1] + (P_2 - P_1) A_2 \dots\dots\dots 2.22$$

2.4. Motor Performans Parametreleri :

Bir uçağı atmosferde V_0 hızında doğrusal ve ivmesiz bir hareket yaptıran bir motor göz önüne alalım. Böyle bir motora tesir eden bileşke kuvvet T sıfırdır. O halde;

$$T_G = D \dots\dots\dots 2.23$$

Bu harekette faydalı iş ;

$$P_t = T_G V_G = D V_G \dots\dots\dots 2.24$$

Her hangi bir sistemde iç sürtünmeden dolayı enerji kaybı olur. Bu nedenle sistemden yüksek ekzost hızlarıyla dışarı atılan kinetik enerjinin bir kısmı sistemdeki bu kayıpları yenmeye çalışır. Toplam itme gücü (P) kayıp ve faydalı güçlerin toplamıdır.

$$P = P_t + P_e \dots\dots\dots 2.25$$

2.4.1 itme randımanı

Bir motorun performans parametrelerinden biri; faydalı itme gücünün mukayesesidir. Buna itme randımanı denir.

$$\eta_p = \frac{\text{Faydalı itme gücü}}{\text{Toplam itme gücü}} = \frac{P_t}{P_t + P_e} \dots\dots\dots 2.26$$

Sürtünme kayıpları meydana gelmediği kabul edilirse güç kaybı sadece eksozdan çıkan gazların kinetik enerjisine eşittir ve P_l ile gösterilir. Bu güç kaybı esas alınarak tarif edilen itme randımanına ideal itme randımanı denir.

$$\begin{aligned} \eta_p &= \frac{P_t}{P_t + P_e} \\ &= \frac{T_G V_G}{T_G V_G + \frac{M_e}{2} (V_e - V_G)^2} \dots\dots\dots 2.27 \end{aligned}$$

Ve (2.22) denklemini yerine konursa,

$$\eta_p = \frac{V_G \{M_1 [(1+F)V_e - V_G] + (P_e - P_G)A_e\}}{V_G \{M_1 [(1+F)V_e - V_G] + (P_e - P_G)A_e\} + \frac{M_1 (1+F)}{2} (V_e - V_G)^2} \dots\dots\dots 2.28$$

$(P_e - P_G) A_e$ terimi diğerlerine nazaran çok düşüktür ve

ihmal edilebilir. Ve de hava yakıt oranı $f \approx 0$ alınır;sa;

$$\eta_p = \frac{2 V_\infty / V_\infty}{1 + V_\infty / V_\infty} \dots\dots\dots 2.29$$

2.4.2. Termal randıman (η_{th})

Net faydalı işin ısı enerjisinin verdiği toplam işe oranına "Termal randıman" denir.

$$\begin{aligned} \eta_{th} &= \frac{\text{Toplam İtme Gücü}}{\text{İlave Enerji}} \\ &= \frac{(1+F) V_\infty^2 - (1-F) V_\infty^2}{2F Q_R} \dots\dots\dots 2.30 \end{aligned}$$

2.4.3. Toplam randıman (η_0)

Güç sisteminin yeterliliğini izah etmek için kullanılır, faydalı tepkinin harcanan enerjiye oranına eşittir.

$$\begin{aligned} \eta_0 &= \frac{\text{Faydalı Tepki Gücü}}{\text{İlave Edilen Enerji}} \\ &= \frac{V_\infty [(1+F) V_\infty - V_\infty]}{F Q_R} \dots\dots\dots 2.31 \end{aligned}$$

2.4.4. Spesifik Tepki (Özgül İtme) I_s

Birim hava kütlesi için elde edilen itmeye "Spesifik tepki" denir. Bu aynı tepkiye sahip motorların boyutları hakkında bilgi veren bir büyüklüktür. Zira motorun boyutları öncelikle gerekli hava akımıyla tayin edilir.

$$\begin{aligned} I_s &= \frac{T_\infty}{M_a} \\ &= (1+F) V_\infty - V_\infty + \frac{A_\infty (P_\infty - P_\infty)}{M_a} \dots\dots 2.32 \end{aligned}$$

$$P_{\infty} \approx P_{\infty}, \quad F \approx 0 \quad \text{ve} \quad \lambda = \frac{V_{\infty}}{V_{\infty}} \quad \text{ise,}$$

$$\begin{aligned} I_{\infty} &= V_{\infty} \left(\frac{1}{\lambda} - 1 \right) \\ &= 2 V_{\infty} \left(\frac{1 - \eta_p}{\eta_p} \right) \dots\dots\dots 2.33 \end{aligned}$$

Görüldüğü gibi sabit bir uçuş hızı için özgül itme, yalnız, ideal itme randımanının azalması ile artabilir. Buna göre "maksimum itme şartları optimum motor performans şartlarına tekabül etme mecburiyetinde değildir" sonucuna ulaşırlar..... [2]

Fazla spesifik tepki elde etmek için "v" oranının küçük olması gerekmektedir. " V_{∞} " hızını sabit tutup uçuş hızı " V_{∞} " u artırırsak spesifik tepki " I_{∞} " gittikçe düşer. " I_{∞} " spesifik tepki uçuş hızı $V_{\infty} = 0$ olduğunda maksimum durumdadır. Bu değer ise bize kalkış anında lüzumlu tepkiyi verir. Buna "Statik Tepki" denir.

2.4.5. Statik tepki

Uçağın kalkış anındaki yeterli tepkidir. $V_{\infty} = 0$ için spesifik tepki statik tepkiyi verir.

$$\begin{aligned} I_{\infty(\text{stat})} &= V_{\infty} \left(\frac{1}{\lambda} - 1 \right) \\ I_{\infty(\text{stat})} &= V_{\infty} \dots\dots\dots 2.34 \end{aligned}$$

Bilhassa kalkış rulesinin kısalığını temin etmek maksadıyla statik tepki yani ekzost çıkış hızı, çeşitli sistemler ile arttırılır.(örneğin art yanma odası)

**2.4.5. Spesifik Tepki Yakıt (Özgül Yakıt İmpulsu) miktarı
(TSFC Thrust Specific Fuel Consumption)**

Tüketilen yakıtın elde edilen net tepkiye oranıdır.
Bazen özgül yakıt sarfiyatı da denir.

$$I_r = \text{TSFC} = \frac{M_r}{T_w}$$

$$= \frac{F}{(1+F) V_w - V_w} \dots\dots\dots 2.35$$

B Ö L Ü M - 3

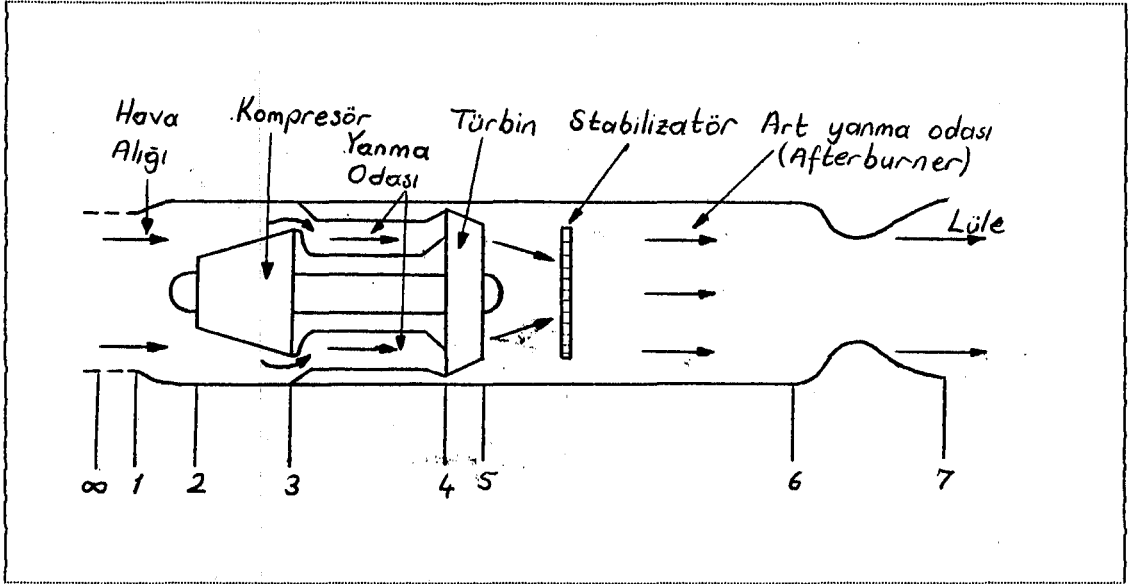
T U R B O J E T M O T O R

3.1. Turbojet Motorlarının Genel Tanımı.

Turbojet motoru etki-tepki prensibiyle çalışan bir tepkili motordur. Şekil.3.1'de de şematik olarak görüldüğü gibi Turbojet motor 5 ana bölümden meydana gelir.

Bunlar;

- a) Hava Alığı b) Kompresör Bölümü
- c) Yanma Odası Bölümü
- d) Ekzost Bölümü
- e) Aksesuarlar.



Şekil 3.1 Turbojet motoru [2]

Hava P_0 , T_0 ve V_0 şartlarında atmosferden alınır. Hava (∞) ile gösterilen hava alığına (difüzör) gelirken hafif bir sıkışmaya maruz kalır. Ancak bu sıkışma, çoğu kez ihmal edilebilecek mertebededir. Hava "1" şartlarından "2" şartlarına kadar Hava Alığında (diffüzörde) sıkışır "Difüzörde havanın sıkışması, uçuş Mach sayısına bağlıdır"..[4]

"2" şartlarındaki hava kompresör kısmına girer. Kompresör kısmında hava üzerinde iş yapılarak sıkıştırılır ve "3" halindeki nihai değerine ulaşır. Bu işlem esnasında hava akışı motor eksenine dik ise, santrifüj akışlı kompresör paralel ise Eksenel Akışlı denir. Bundan sonra bir veya bir kaç yanma odasına dağılan hava yakıtla karışarak yanar ve "4" ile gösterilen türbin giriş haline ulaşır. Yanma sonucu oluşan yüksek sıcaklık ve enerjiye sahip gazlar eksenel Türbinde genişler ve "5" halinde türbini terkeder. Bu esnada elde edilen dönme enerjisi, Kompresör ve Aksesuar ünitelerinin döndürülmesinde kullanılır. Art yanma odasına sahip (After Burner) motorlarda türbini terkeden yüksek enerjili hava karışımına tekrar yakıt püskürtülür ve böylece "6" kesitinde çok daha yüksek enerjili bir akışkan elde edilir. Art yanma odasında ulaşılacak maksimum sıcaklık, Art yanma odasının duvarlarının yapıldığı malzemenin mukavemet edeceği thermal gerilimlerle sınırlanır. "6" şartlarına sahip olan akışkan egzost çıkış lülesinde genişler ve (V_7) hızında dışarı atılır. Egzost lülesi yakınsak veya yakınsak-ıraksak bir kanal olabilir. Günümüzdeki çoğu Turbo jet motorlarında değişken kesitli lüle kullanılır.

3.2. İdeal Turbojet Motor

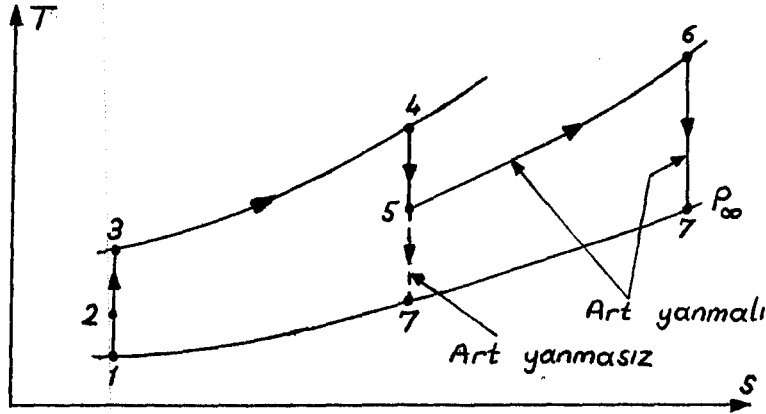
Turbojet motoru çalışma ve çevrim analizini yaparken kullanacağımız termodinamik yaklaşımda ; önce basitleştirilmiş ve yukarıda anlatılan motor modelini göz önüne alacağız. Bu modelde akışkanın tersinir bir değişime maruz kaldığı kabul edilir. Böyle bir modelde yapılacak incelemeler sonucunda ulaşılacak neticeler pratikte ulaşılamayacak performans kriterlerini verir. Bu kriter, tersinmezlik sıfıra doğru azalırken, gerçek bir motorun yaklaşabildiği sınırları gösterir. Bu sebeple bu motora ideal motor ; Motor çevrimine de, turbojetin ideal çevrimi adı verilir.

Gerçek çevrimin performanslarının bulunmasında idealden olan sapmalar göz önüne alınır. Böylece idealize Turbojet motorun incelenmesiyle gerçek turbojet motorun çalışmasına tesir eden parametreler anlaşılabilir.

Yukarıdaki açıklamaların ışığı altında ideal turbojet motoru çevrimini incelemeyen önce birçok basitleştirici hipotezleri kabul edilmelidir. Bu kabuller şu şekilde sıralanabilir.

- Akım süreklidir.
- Motoru çalıştıran akışkan havadır ve mükemmel bir gaz gibi hareket eder.
- Yanma odasında yapılan yakıt ilavesi, akışkanın bileşimini değiştirmez.
- Sıkıştırma, ve genişleme işlemleri tersinir ve adyabatik olup dolayısıyla izantropiktir.
- Egsozt (lüle) çıkış düzleminde ki statik basınç serbest akımın P_{∞} basıncına eşittir.
- Yanma sabit basınç altında olur ve bütün yakıt yanar.
- 2 ile 6 arasındaki kesitlerde hız ihmal edilir.

[2]



Sekil 3.2 Turbojet Motor T-s diyagramı [2]

Sekil 3.2 ideal bir turbojet motorun çalışma diyagramı analiz edelim. "1" hali serbest akım şartlarına tekabül eder. Hava bu şartlarda "2" haline kadar Hava alığında (difüzörde) izantropik olarak sıkıştırılır. Bu sıkıştırma neticesinde $V_2 = 0$ olur. Böylece 2 hali serbest akım şartlarına tekabül eden izantropik durma halini gösterir. Gaz dinamiğinden ;

$$\left. \begin{aligned} \frac{T_{0\infty}}{T_0} &= \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right) \\ \frac{P_{0\infty}}{P_0} &= \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \end{aligned} \right\} \begin{aligned} T_{0\infty} &= T_{02} \\ P_{0\infty} &= P_{02} \end{aligned}$$

Kompresör girişinde "2" halindeki şartlara sahip olan hava, kompresörde izantropik olarak sıkıştırılır. Böylece basınç ve sıcaklık yükselir.

$$\frac{P_{03}}{P_{02}} = \left(\frac{T_{03}}{T_{02}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad 3.2$$

$\frac{P_{03}}{P_{02}}$ = oranına kompresör sıkıştırma miktarı denir.

Teknoloji ilerledikçe bu oran arttırılmaktadır.

Kompresör akışında "3" halindeki şartlara sahip olan havaya yanma odasında sabit basınç altında yakıt ilavesi ve hava, yanma odası çıkışında "4" şartlarına ulaştırılır.

Sayet "3" ve "4" istasyonları arasında daimi akımlar halinde enerji denklemi yazılırsa ve bu yazılışa ilave edilen yakıt kitlesi hesaba katılırsa ;

$$m_a h_{03} + m_f h_{0f} + m_f Q_R = (m_a + m_f) h_{04} \quad \dots\dots 3.3$$

denklemini elde edilir.

Burada, "h_{0f}" yakıtın durma entalpisini, "h₀₃" yanma odasına girişteki havanın durma entalpisini ve Q_R yakıtın reaksiyon ısısını gösterir.

İdeal turbojet motorunda m_f h_{0f} terimi, m_a h₀₃ terimine kıyasla ihmal edilebilir seviyededir. Yukarıdaki (2.3) denklemini "m_a" ile böler ve c_p = sabit olarak kabul edilirse, yakıt-hava oranı için ;

$$F_1 = \frac{1 - \frac{T_{04}}{T_{03}}}{\frac{T_{04}}{T_{03}} - \frac{Q_R}{C_p T_{03}}} = \frac{M_{f1}}{M_a} \quad \dots\dots 3.4$$

Burada "1" indisi ilk yanmayı veya ilk yanma odasını işaret etmek için kullanılır. "m_a" ise hava debisini verir.

$$M_a = \sqrt{\frac{P_o}{R} \frac{1}{\sqrt{T_o}} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} A} \quad \dots 3.5$$

Türbindeki genişleme izantropik olduğuna göre "4" ve "5" halleri,

$$\frac{P_{o5}}{P_{o4}} = \left(\frac{T_{o5}}{T_{o4}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{P_{o5}}{P_{o4}} \right)^{\gamma} \quad \dots 3.6$$

Yüksek enerjiye sahip gazların Türbinde genişlemesinden elde edilen enerji ile Kompresörün sıkıştırma işleminde kullanılır. O halde enerji dengesinden $W_t = W_c$

$$\frac{P_{o5}}{P_{o4}} = \left\{ 1 - \frac{T_{o2}}{T_{o4}} \frac{\left[\left(\frac{P_{o3}}{P_{o2}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]}{1 + f_1} \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \dots 3.7$$

bağıntısı bulunur.

Eğer Turbojet motor art yanmasız ise $T_{o5} = T_{o6}$ 'dir. Sayet, art yanma var ise, " $T_{o6} > T_{o5}$ " dir ve hesaplarda, gaza enjekte edilen yakıt kitlesi gözönüne alınmalıdır.

Daha önce "3" ve "4" arasındaki yanma için yazdığımız enerji denklemini "5" ve "6" için yazabiliriz. Buradan;

$$F_2 = \frac{(1+F_1) \left(\frac{T_{o6}}{T_{o5}} - 1 \right)}{\frac{Q_R}{C_p T_{o5}} - \frac{T_{o6}}{T_{o5}}} \quad \dots 3.8$$

İster art yanma olsun, ister olmasın "7" ile gösterilen lüle çıkış düzlemindeki özellikler, lüle geometrisi ve "6" ile gösterilen gaz şartlarından tayin edilir. "6" dan "7"ye kadar olan genişleme işleminin tersinir ve adyabatik olduğu kabul edilirse, daimi akımlar enerji denkleminin (V_7) hızı bulunabilir.

$$V_7 = \sqrt{2 C_p T_{06} \left(1 - \frac{T_{07}}{T_{06}} \right)}$$

Genişlemenin izantropik olması sebebiyle,

$\frac{T_7}{T_{06}}$ sıcaklık oranı, $\frac{P_{07}}{P_{06}}$ ile verilen basınç oranına,

$$\frac{T_7}{T_{06}} = \left(\frac{P_{07}}{P_{06}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots 3.9$$

Buradan (V) hızı,

$$V_7 = \sqrt{2 C_p T_{06} \left[1 - \left(\frac{P_7}{P_{06}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \dots\dots 3.10$$

Burada $\frac{P_{06}}{P_7}$ ile verilen lüle basınç oranı, diğer basınç oranlarına,

$$\frac{P_{06}}{P_7} = \frac{P_{06}}{P_{05}} \cdot \frac{P_{05}}{P_{04}} \cdot \frac{P_{04}}{P_{03}} \cdot \frac{P_{03}}{P_{02}} \cdot \frac{P_{02}}{P_0} \cdot \frac{P_0}{P_7} \dots\dots 3.11$$

İdeal Turbojet motoru için,

$$\frac{P_{06}}{P_{05}} = 1, \quad \frac{P_{04}}{P_{03}} = 1 \quad \text{ve} \quad P_7 = P_0$$

0 halde;

$$\frac{P_{06}}{P_{07}} = \frac{P_{03}}{P_{02}} \left\{ 1 - \frac{T_{02}}{T_{04}} \frac{\left[\left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]}{1 + F_1} \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\cdot \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots 3.12$$

Böylece (V_7) çıkış hızını serbest akım şartlarına, sıkıştırma oranına, yanma odası sıcaklığına bağlı olarak tayin edilebileceği görülüyor.

İdeal Turbojet motorunun vereceği itme kuvveti;

$$T_a = M_a [(1 + F) V_7 - V_\infty]$$

Buradaki (F) değeri (F_1) ve (F_2) nin toplamına eşittir.

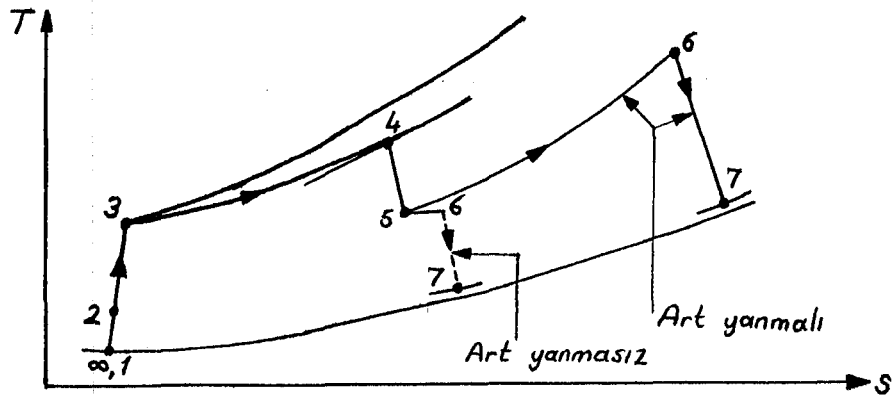
3.3. Gerçek Turbojet Motoru

Pratikte, ideal turbojet motoru gerçekleştirmek imkansızdır. Bunun nedenleri aşağıda açıklanmıştır:

a) Hava alığı girişinde ve lüledeki akım, sürtünme ve akım ayrılmasının sonucunda tersinmez bir değişime maruz kalır. Süpersonik bir turbojet motor göz önüne alındığında bunlara ilaveten hava alığı girişinde meydana gelen şok dalgalarının sonucunda ilave bir tersinmezlik oluşur.

b) Türbin ve kompresörlerdeki akımda, sürtünme ve diğer kayıplar sonucu tersinmez bir değişime maruzdur. Sonuçta kompresörü çevirmek için gerekli güç idealden fazla, türbinin verdiği güç ise idealdekinden azdır.

c) Gerçek birinci ve gerekirse art yanma odasında ki yanma işleminde, tersinmez ısı ilavesi ve sürtünme sebebiyle kayıplar mevcuttur. Diğer taraftan ideal halde, yakıt-hava karışımının yanmasında, gazın bileşiminin değişmediği kabul edilmmişti. Halbuki gerçek bir motorda, bu kabul gerçekleştirilemez.



Şekil 3. 4. Gerçek turbojet T-s diyagramı [2]

Şekil 3.4. gerçek bir turbojet motorunun T-s diyagramını göstermektedir. "2" haline kadar hava alığında ve

buradan "3" haline kadar kompresörde oluşan sıkışmada sürtünme sebebi ile entropi artmaktadır. Benzer tesirler türbin ve lüledeki genişleme içinde mevcuttur. Yanma odasında 3 → 4 arasında sürtünme nedeniyle durma basıncı azalır. İdeal art yanmasız motor için, "5" ve "6" halleri identiktir. Gerçek halde ise türbinden sonraki boru içinde devam eden akım sürtünmeli olduğundan, "5" ve "6" halleri farklıdır. Ayrıca gerçek motorda lüle çıkış basıncı, P_7 , P_8 basıncından farklıdır.

İdeal turbojete ulaşmada sınırlar getiren tersinmezliğin tayini, bir boyutlu olmayan kompleks bir akımın incelenmesini gerektirir. Burada, motor elemanlarının randımanlarını tayin ederek, motor performanslarını hesaplamaya çalışacağız.

3.3.1. İzantropik difüzör randımanı (η_d)

İzantropik entalpi farkının gerçek entalpi farkına oranı olarak tarif edilir.

Buna göre:

$$\eta_d = \frac{(h_{02})_m - h_w}{h_{02} - h_w}$$

$$= \frac{(P_{02} / P_w)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\frac{\gamma-1}{2} M_w^2} \dots\dots\dots 3.13$$

3.3.2 Kompresör randımanı (η_c)

İzantropik sıkışma için gerekli gücün, gerçek sıkışma için gerekli güce oranıdır. Buna göre:

$$\eta_c = \frac{(h_{03})_m - h_{02}}{h_{03} - h_{02}} \dots\dots\dots 3.14$$

yazılabilir.

3.3.3. Yanma odası ve Yanma randımanı (η_{c1} , η_{c2} , η_b)

Yanma odasında ve art yanma odasında oluşan yanma adyabatik değildir. m_{1d} ve m_{1c} 'ye benzer adyabatik randıman tarif edilemez. Bu nedenle Yanma odasında oluşan kayıplar, yanmadan önce ve sonraki durma basıncı oranı yardımıyla gösterilirler. Buna göre Yanma odası için ;

$$\tau_{c1} = \frac{P_{04}}{P_{03}} \dots\dots\dots 3.15$$

ve art yanma odası için ;

$$\tau_{c2} = \frac{P_{06}}{P_{05}} \dots\dots\dots 3.16$$

Yanmanın tam olarak olmamasından ileri gelen kaybı ise " η_b " yanma randımanı ile ifade edilir.

3.3.4. Türbin randımanı (η_t)

Gerçek halde akışkanın verdiği işin izantropik haldekine oranı olarak tarif edilir Buna göre ;

$$\eta_t = \frac{h_{04} - h_{05}}{h_{04} - (h_7)_m} \dots\dots\dots 3.17$$

3.3.5. Ekzost (lüle) randımanı (η_n)

Gerçek halde akışkanın genişlemesinde ortaya çıkan enerjinin izantropik haldekine oranıdır.
0 halde ;

$$\eta_n = \frac{h_{06} - h_7}{h_{06} - (h_7)_m} \dots\dots\dots 3.18$$

Yukarıda tarif edilen bu randımanlar iyi dizayn edilmiş bir motor için şu aralıklarda değişirler:

$$\begin{aligned} 0.7 &< \eta_d < 0.9 \\ 0.85 &< \eta_c < 0.9 \\ 0.97 &< \eta_b < 0.99 \\ 0.9 &< \eta_t < 0.95 \\ 0.95 &< \eta_n < 0.98 \dots\dots\dots [2] \end{aligned}$$

Burada " τ_d " Uçuş Mach sayısına bağlıdır. τ_{c1} ve τ_{c2} durma basınç oranları "3" ve "5" ile gösterilen başlangıçta ki halinin, yakıt ısı ilavesinin, Yanma odası sürtünmesinin ve türbin sonrası lülenin fonksiyonudurlar.

Bu paragrafta, yukarıda açıklanan randımanların ve

durma basınçlarının sabit olduğu kabul edilerek, gerçek turbojet motorunun tepki formülü elde edilecektir.

$$T_w = M_w [(1 + F) V_7 - V_w] + A_7 (P_7 - P_w) \quad \dots 3.19$$

Burada;

A_7 : Eksoz nozul alanı bilinir. Tek problem " V_7 " hızını bulmaktır. V_7 hızı adyabatik akımlar halinde yazılacak enerji denklemlerinden:

$$V_7 = \sqrt{2 (h_{06} - h_7)} = \sqrt{2 \eta_n [h_{06} - h_7]_w} \quad \dots 3.20$$

veya izantropik akım bağlantıları yardımıyla basınç oranı cinsinden.

$$V_7 = \sqrt{2 C_p \eta_n T_{06} \left[1 - \left(\frac{P_7}{P_{06}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad \dots 3.21$$

Buradan $\frac{P_7}{P_{06}}$ basınç oranını bulmamız gerekmektedir.

$$\frac{P_7}{P_{06}} = r_{o2} \left(\frac{P_{05}}{P_{04}} \right) r_{o2} \left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right) \frac{P_{02}}{P_w} \frac{P_w}{P_7} \quad \dots 3.22$$

Burada r_{o2} , r_{o1} , P_{03}/P_{02} ve P_w/P_7 ' nin bilindiği kabul edilecektir. P_{02}/P_w basınç oranı τ_d ve M_w cinsinden 3.10 denklemiyle verilir. İdeal turbojet motorunda yapıldığı gibi P_{05}/P_{04} türbin basınç oranı, W_t türbin işiyle W_c kompresör işini eşitleyerek (P_{03}/P_{02}) kompresör basınç oranı cinsinden ifade edilebilir. τ_t ve τ_c kullanılarak yapılan işlem sonucunda ;

$$\frac{P_{05}}{P_{04}} = \left\{ 1 - \frac{T_{02}}{T_{04}} \frac{1}{\eta_c \eta_t (1+F_1)} \left[\left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

bağıntısı bulunur. F_1 ve F_2 yakıt - hava oranları, yanmanın tersinmezliğinden etkilenmezler. Ancak yanmanın tam olmamasından etkilenirler. O halde, yanma odası ve art yanma odası için yazılacak enerji denklemlerinden ;

$$F_1 = \frac{1 - \frac{T_{04}}{T_{03}}}{\frac{T_{04}}{T_{03}} - \eta_b \frac{Q_R}{C_p T_{03}}} \dots\dots\dots 3.23$$

$$F_2 = \frac{(1+F_1) \left(\frac{T_{06}}{T_{05}} - 1 \right)}{\eta_b \frac{Q_R}{C_p T_{05}} - \frac{T_{06}}{T_{05}}} \dots\dots\dots 3.24$$

bağıntıları bulunur.

B Ü L Ü M 4

J 79-19 T U R B O J E T M O T O R U

J79 motoru aksenel akışlı, değişken alanlı ekzost lülesine sahip, art yanmalı, tipik bir turbojet motorudur.

4.1. Motor Elemanları

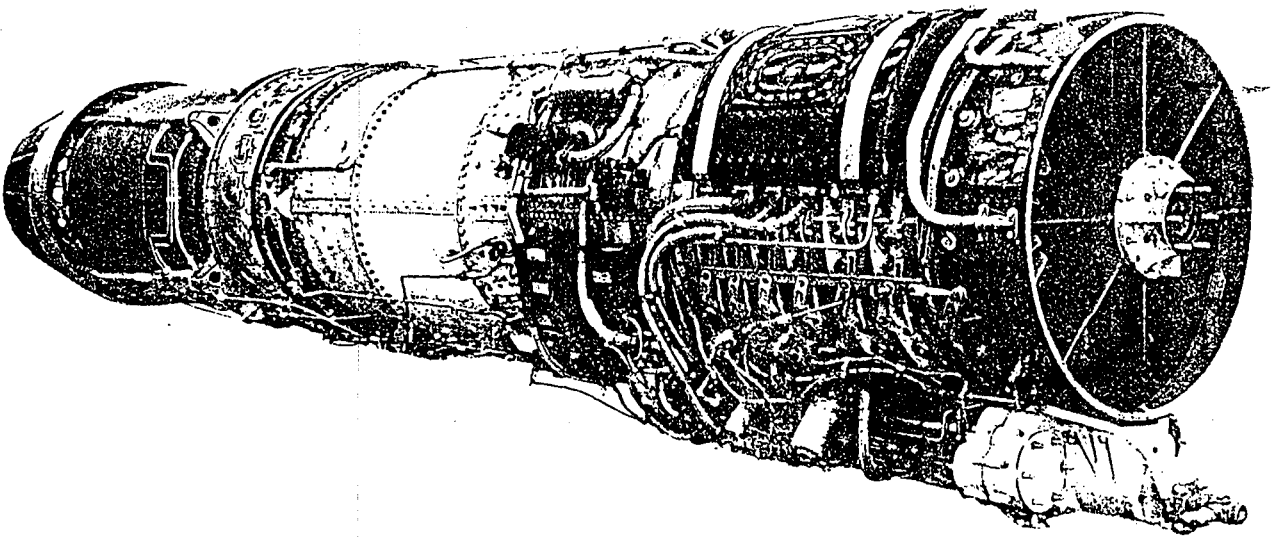
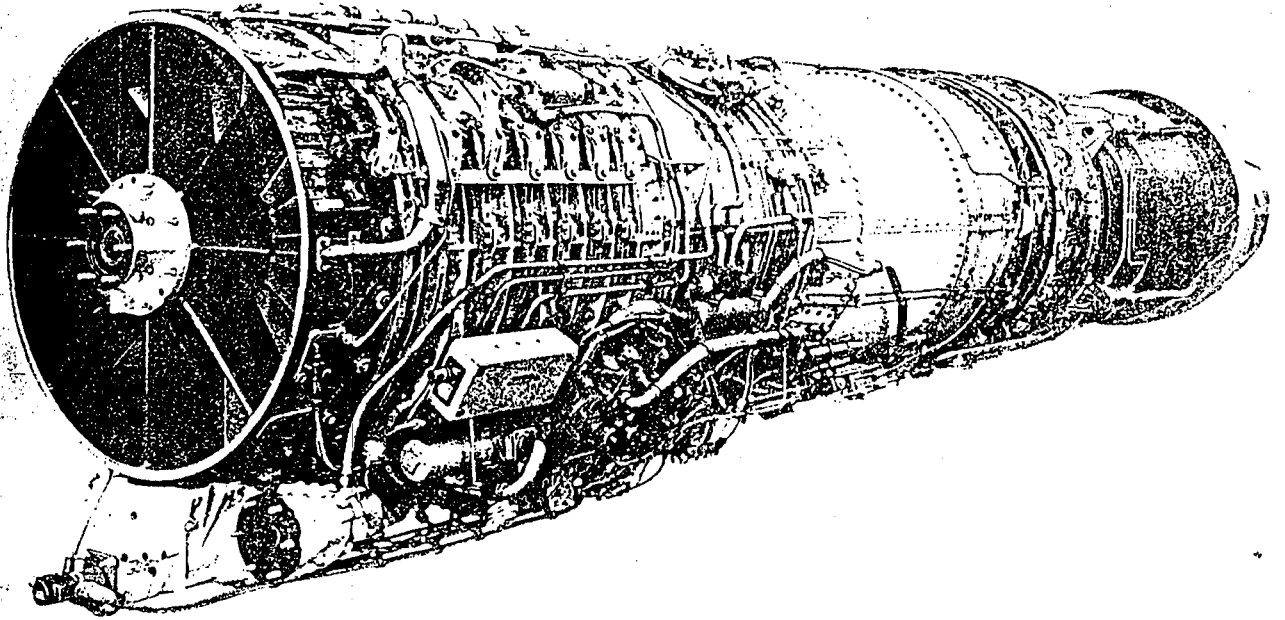
J79-19 motoru aksenel akışlı kompresör, boru halka tipi yanma odası, üç kademeli türbin art yanma odası ve değişken alanlı eksoz lülesinden oluşmaktadır. Herbir kısmın kısaca açıklaması aşağıdadır.

4.2.1 Kompresör bölümü

Kompresör bölümü 17 kademeli kompresör rotor ve stator bölümünden oluşmaktadır. Kompresör rotor ve stator paletleri kanat profiline sahiptir. Türbin tarafından tahrik edilen kompresör rotor, dönme esnasında hava akımı üzerinde iş yaparak havayı sıkıştırır. Motorun maksimum dönüş hızı 760 devir/dak. dir ve bu hızda kompresörün sıkıştırma oranı 12,1 dir.

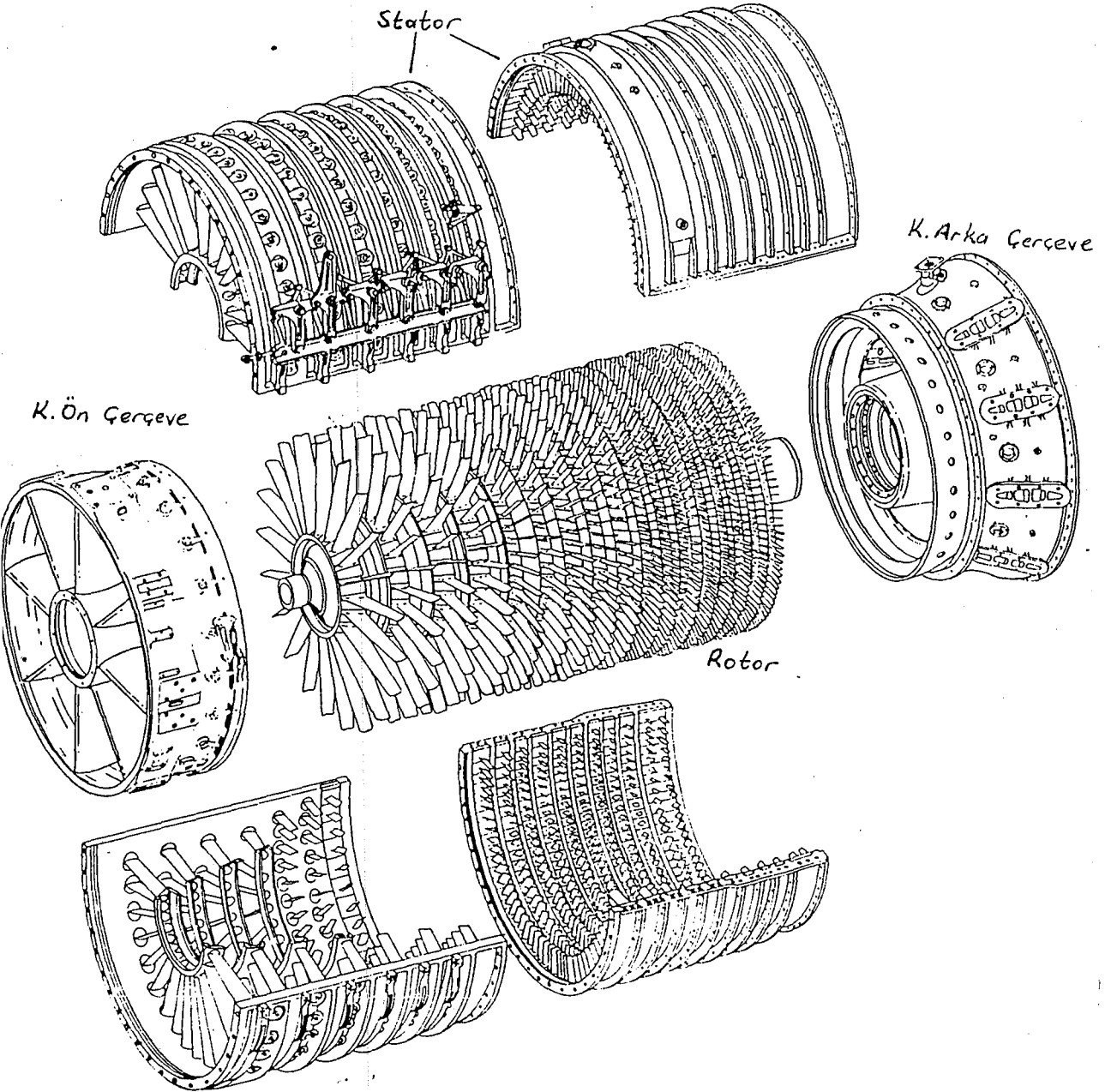
Kompresör veriminin yükseltilmesi amacıyla ilk altı kademedeki statör paletleri kendi etrafında dönebilme kabiliyetine sahiptir. Böylece otomatik olarak stator paletleri hücum açısı değiştirilerek hava debisi ayarlanmaktadır.

Kompresör rotor 7. kademesinde hava delikleri mevcuttur. Buradan kompresör rotor içine giren hava ile kompresör ve türbin diskleri soğutulmaktadır. Aynı şekilde statorun 9. kademesinde de hava delikleri mevcuttur ve buradan alınan hava ile yataklardaki yağ kaçağı önlenmektedir.



Şekil 4.1 J79-19 Turbojet Motoru [4]

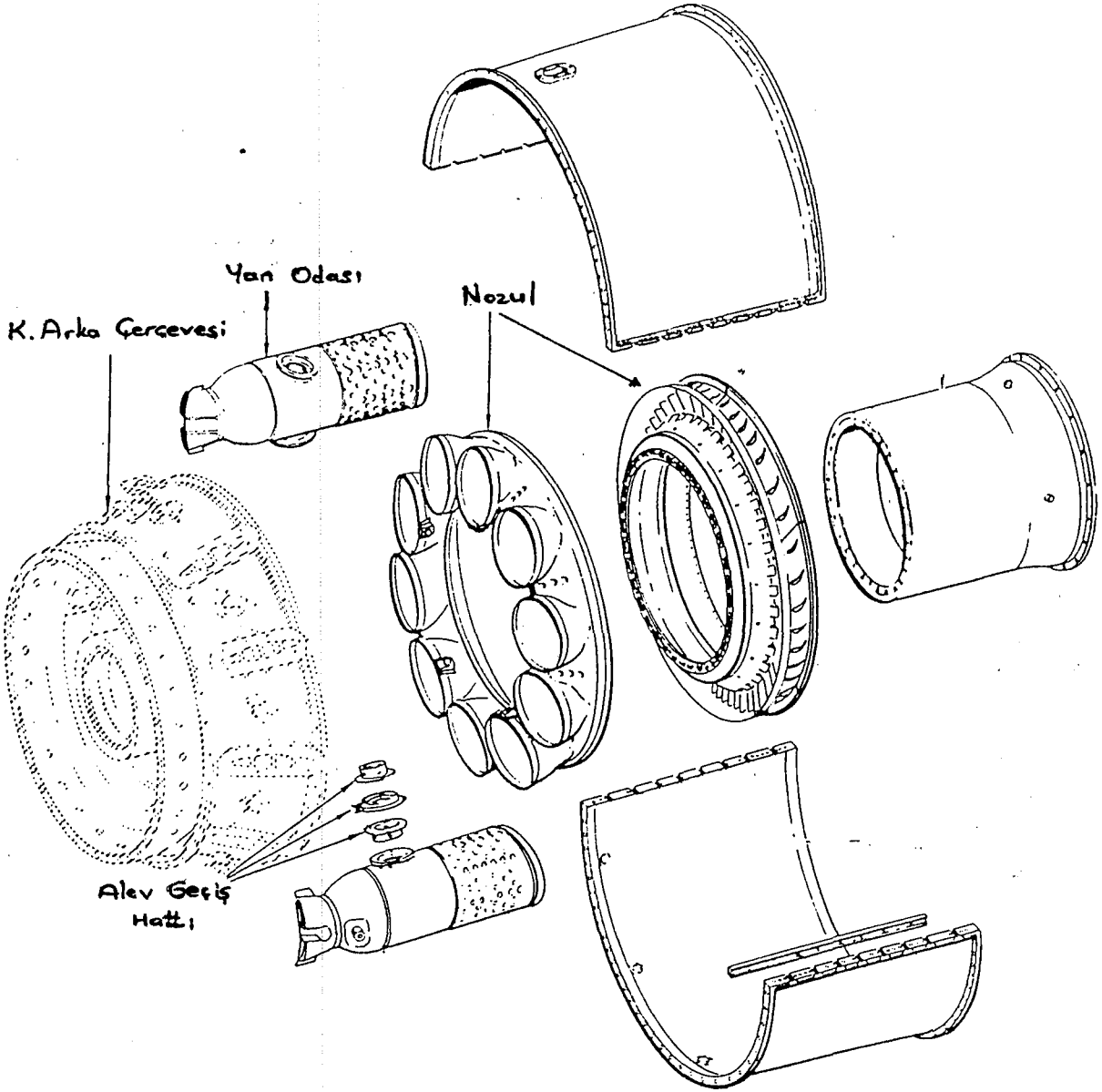
Ayrıca kompresör kısmı (şekil 4.3 de görüldüğü gibi) ön çerçeve ve arka çerçeveyi içermektedir. Kompresör öncerçeve de radial yükleri taşıyan 1 nolu masuralı yatak vardır. Kompresör arka çerçeve ise hem aksensel hemde radial yükleri taşıyan 2 numaralı ana yatağı içermektedir. Kompresörün türbine bağlantısı 2 numaralı yatakta yapılmaktadır.



Şekil 4.3. Kompresör bölümü [4]

4.2.2. Yanma odası

J79 Motoru boru-halka tipi bir yanma odasına sahiptir. Yanma bölümü 10 adet (boru tipi) iç yanma odası ile halka tipi iç ve dış gömlekten, (casing) oluşmaktadır. (Şekil 4.4)



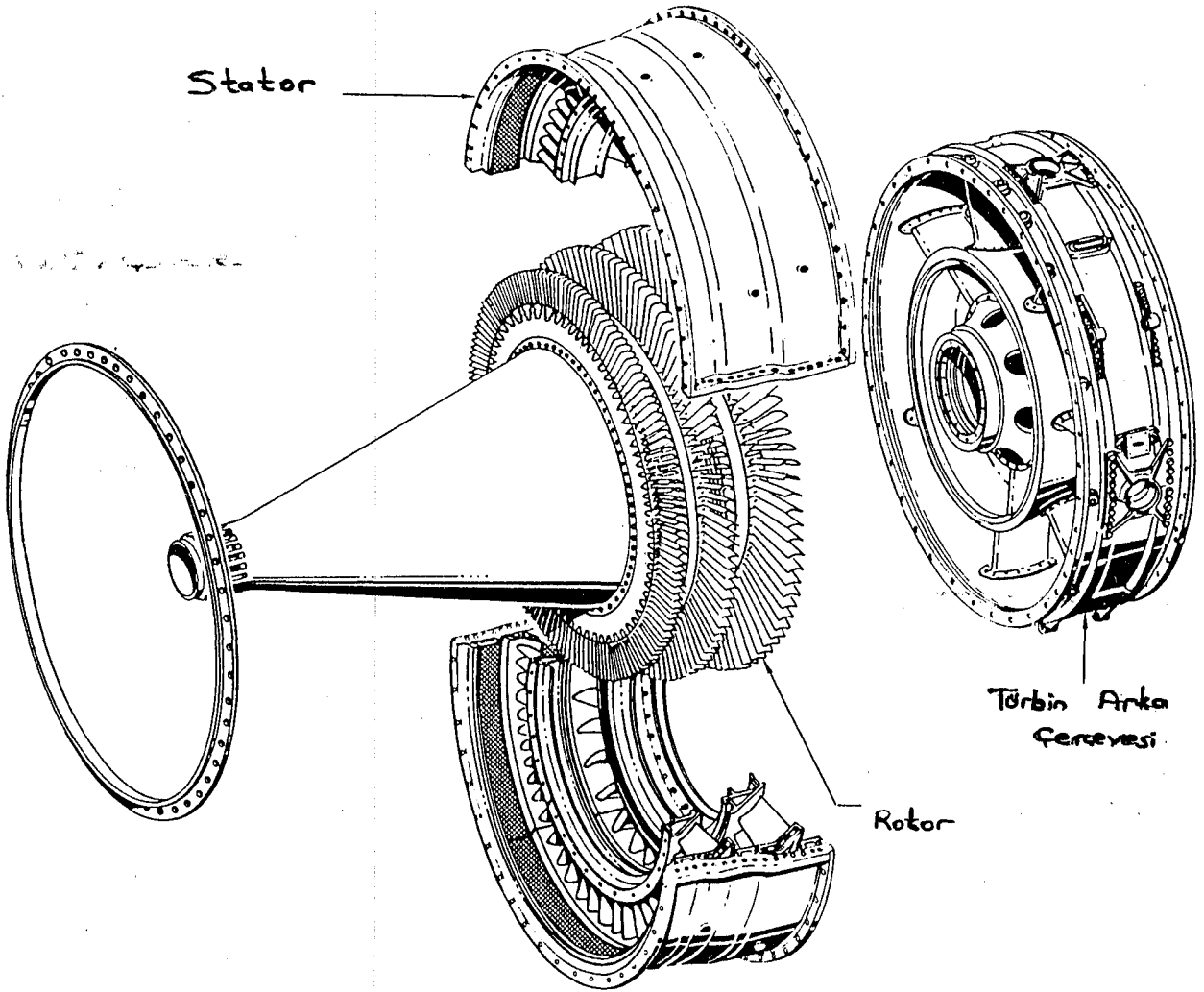
Şekil 4.4. Yanma odası bölümü [4]

Boru tipinde olan 10 adet iç yanma odası dairesel olarak dizilmiş ve birbirlerine bağlantılıdır. Bunlar üzerinde çeşitli aç ve çaplarda hava delikleri mevcuttur. Kom

presörü terkeden yüksek basınçlı hava bu deliklerden iç yanma odasının içerisine girer. Her bir yanma odası içerisine 10 adet yakıt püskürtme memesinden yakıt püskürtülmektedir. Bunun sonucunda oluşan yakıt - hava karışımı iki adet buji ile ateşlenerek yanma gerçekleştirilmektedir. İç yanma odası etrafından geçen hava akımı hem yanma odasını soğutur, hemde yanma odası çıkışında homojen bir ısı dağılımı yaratır.

4.2.3. Türbin bölümü

Türbin bölümü 3 ana elemandan oluşur. Bunlar ; Türbin, rotor ve stator ile türbin çerçevesi'dir. (Şekil 4.5)



Şekil 4.5. Türbin bölümü [4]

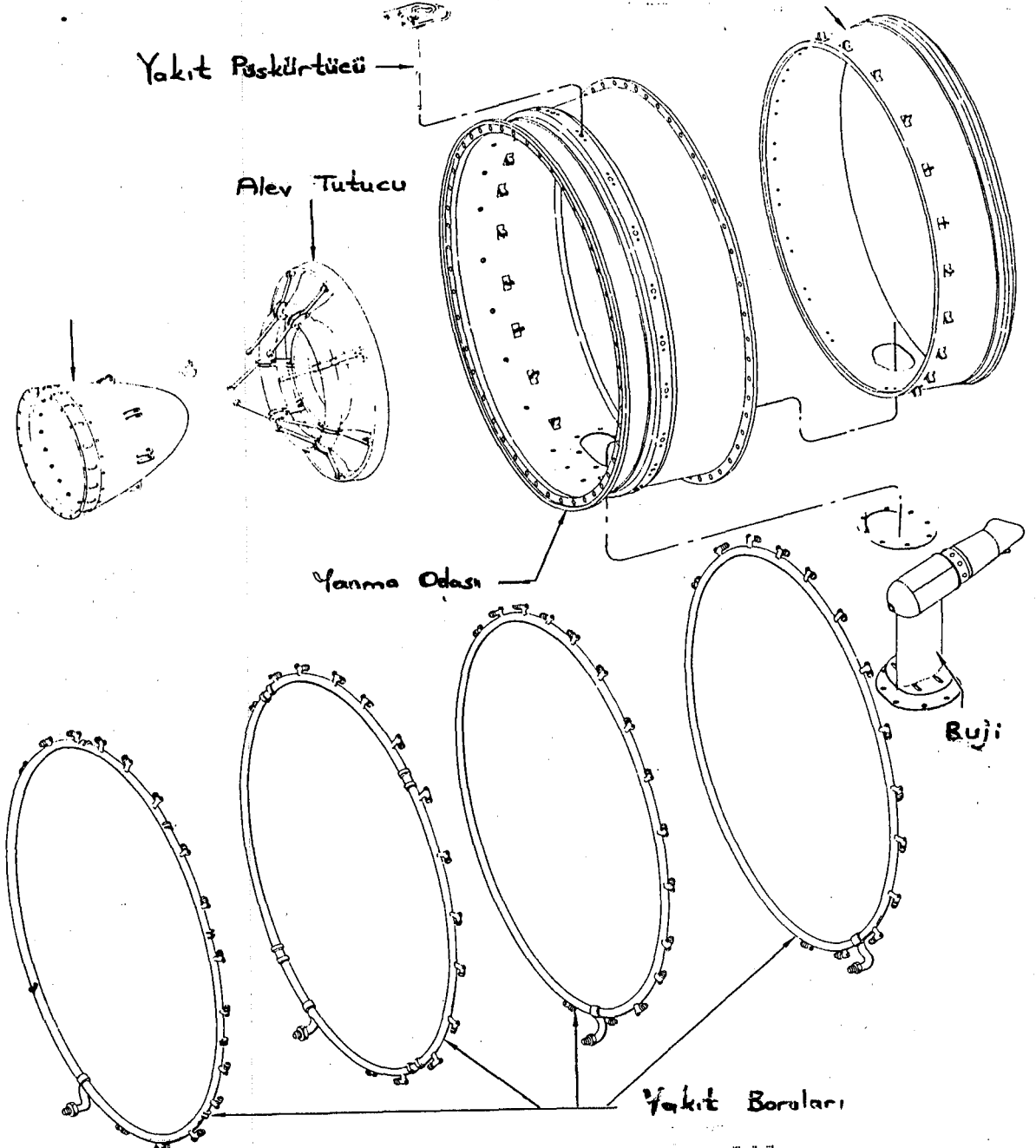
Türbin rotor, yanma sonucu oluşan yüksek ısı enerjisinin bir kısmını kinetik (dönü) enerjiye dönüştürür. Elde edilen

enerji ile kompresör ve aksesuar kısmı tahrik edilir. Türbin giriş sıcaklığı yaklaşık olarak 1800°F (983°C) civarındadır, bu nedenle türbin kısmı yüksek sıcaklığa dayanıklı malzemeden yapılmıştır. Ayrıca 1. ve 2. kademe Türbin stator paleleri hava soğutmalıdır.

Türbin rotoru 2 numaralı yatak ve Türbin arka çevrede bulunan 3 numaralı masuralı yatak ile yataklanmıştır.

4.2.4. Art Yanma Odası

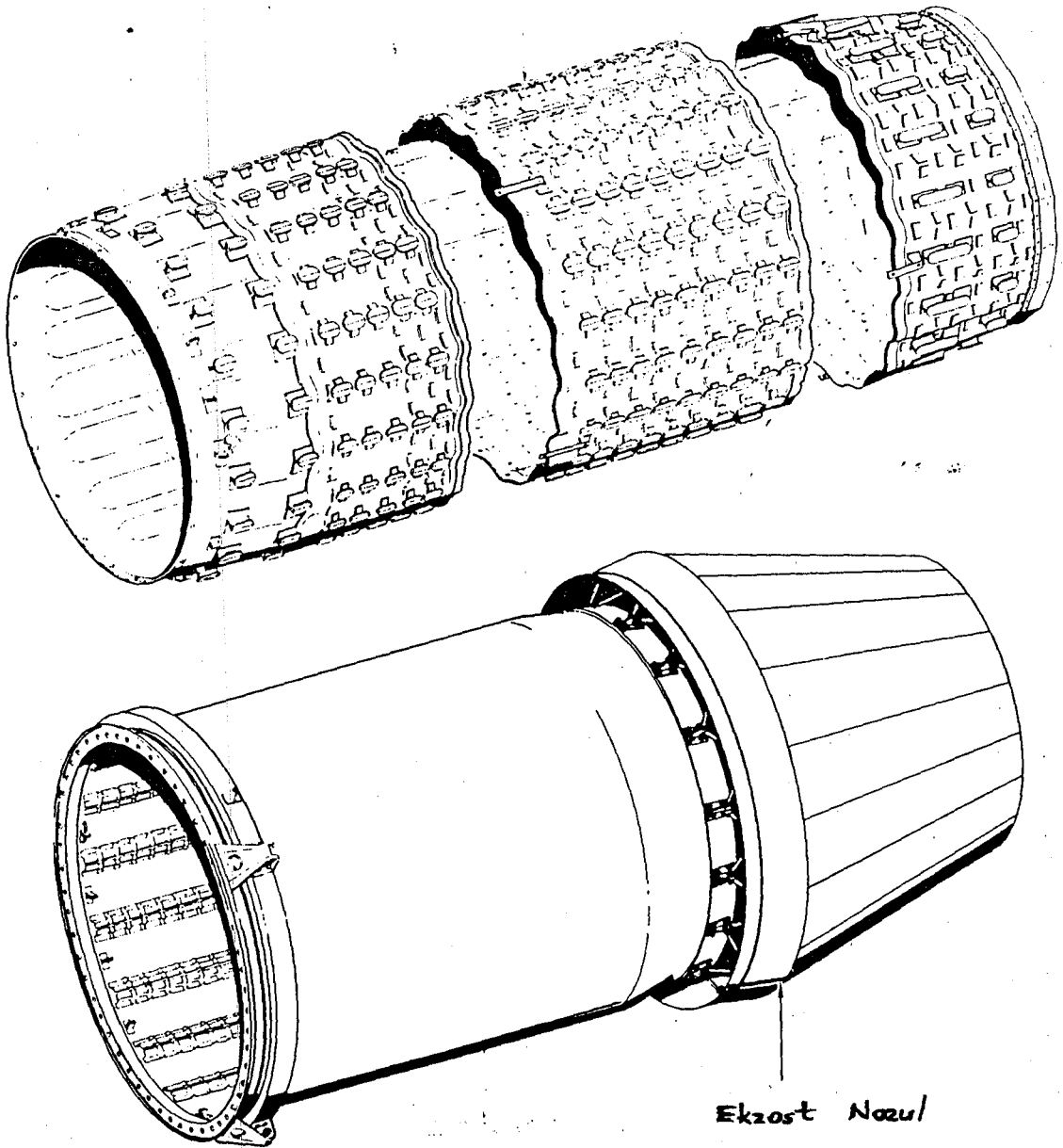
Uçağın kalkışı ve supersonik uçuşa geçmek için ($\text{Mach} > 1$) ihtiyaç duyulan ek takatın elde edilebilmesi amacıyla türbin çıkışından sonra tekrar yüksek enerji elde etmek amacıyla ikinci yanmanın oluşturulduğu kısma art yanma odası veya ikinci yanma odası denir. (Şekil. 4.6.)



Şekil 4.6 Art Yanma Odası [4]

Art yanma odası alev tutucu, yakıt püskürtücüler ve bu - jiden oluşur. Yanmanın gerçekleşebilmesi için alev tutucu tarafından türbin çıkışında ki gazların hızı düşürülür. Ho - mojen bir yanma oluşturmak için yakıt 4 farklı basınçta ve cesitli açılarda yakıt püskürtücülerden pülverize olarak püskürtülür. Bu yakıt hava karışımı buji ile ateşlenerek yanma gerçekleştirilir.

4.2.5. Ekzost bölümü

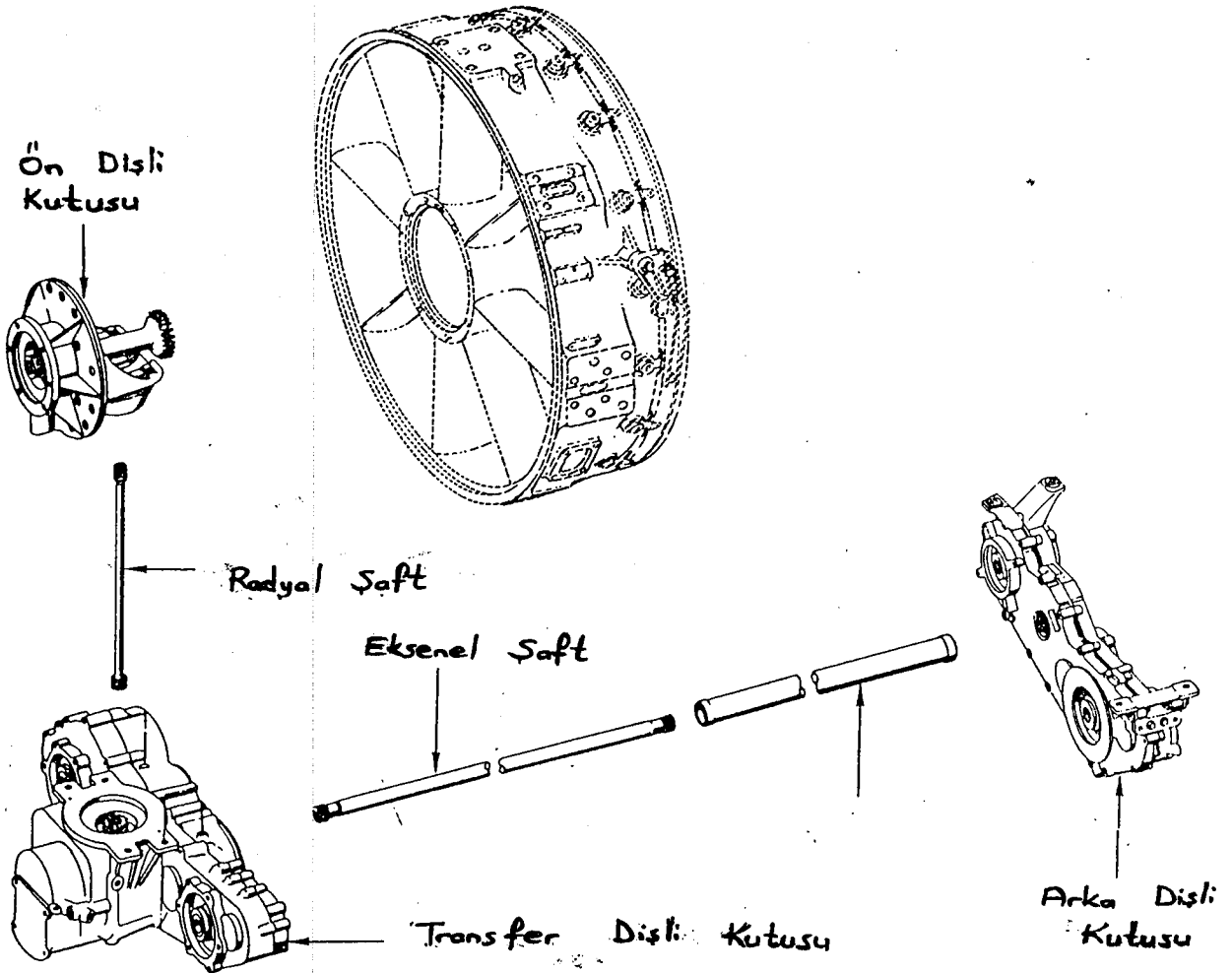


Şekil 4.7. Ekzost Bölümü [4]

Eksozt bölümü değişken çıkış alanına sahip bir lüleden ibarettir. (Şekil. 4.7) Motorun çalışması neticesinde elde edilen yüksek ısı enerjisine sahip gazlardan maksimum takat elde edilmesini sağlar. Eksozt çıkış kesit alanı motor devrine göre azaltılarak gazların çıkış hızı arttırılır. Böylece yüksek eksozt çıkış hızı temin edilir. Tepki denkleminde de görüleceği gibi yüksek eksozt çıkış hızı ile yüksek tepki elde edilir.

4.2.6. Aksesuar tahrik bölümü

Aksesuar tahrik kısmı ; ön dişli kutusu, transfer dişli kutusu ve arka dişli kutusundan oluşmaktadır. (Şekil 4.8)



Şekil 4.8. Aksesuar Tahrik Bölümü [4]

Ön dişli kutusu, motor kompresöründen aldığı dönü kuvvetini radial şaftla transfer dişli kutusuna, buradan da eksenel şaftla arka dişli kutusuna iletilmektedir. Bu dönü kuvveti ile Transfer ve Arka dişli kutularına bağlanan yağ, yakıt.... v.b. motor sistem elemanları tahrik edilmektedir.

4.3 J79-19 Motoru Hava Akışı

J79-19 motorunda 3 tip hava akışı vardır:

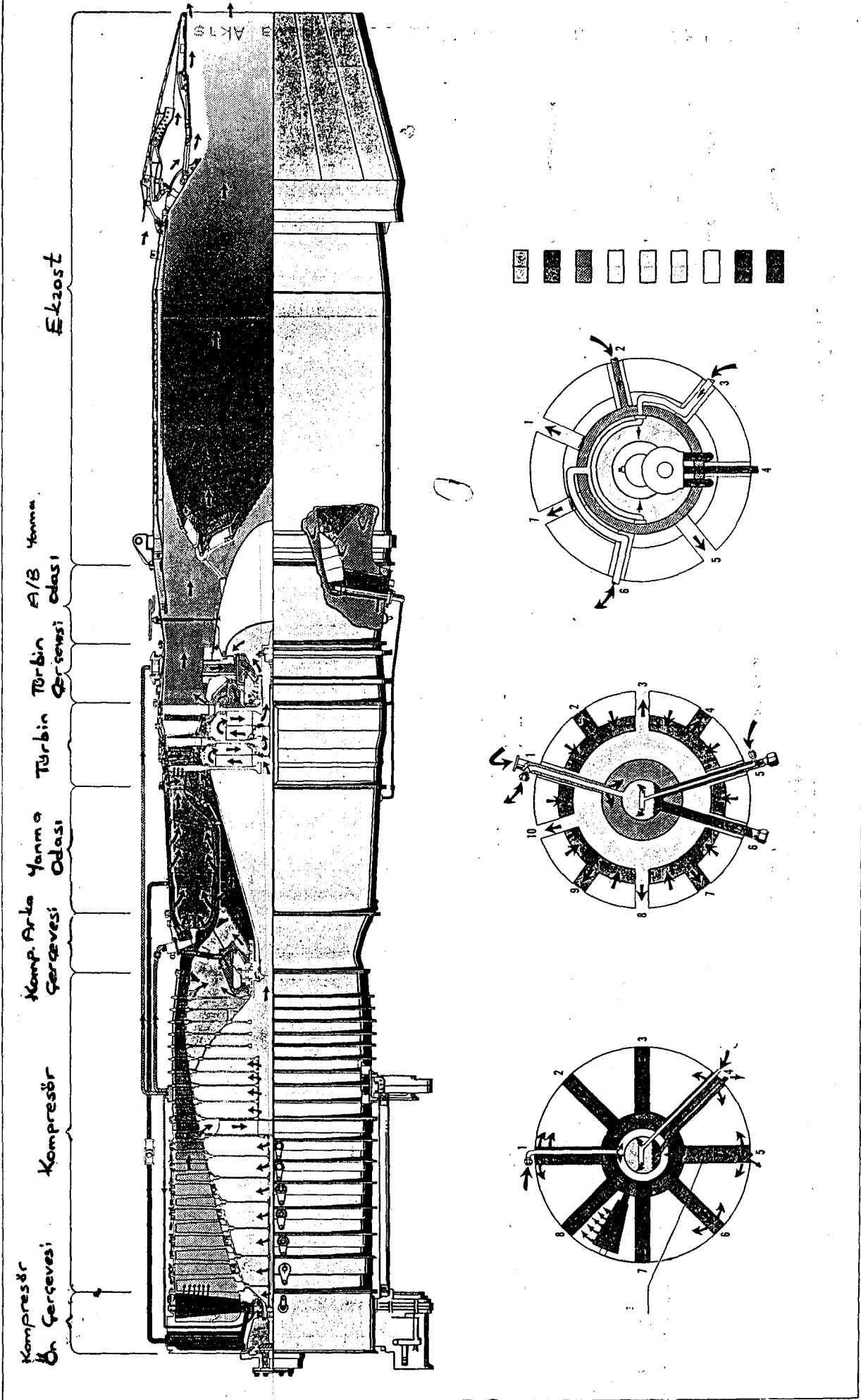
- a) **Birincil (primary) hava akışı:** Motor içinden akan tepki kuvvetini oluşturan ana hava akışıdır.
- b) **İkincil (secondary) hava akışı:** Motor etrafından akan ve taşıyıcıyla motorun soğutulmasını sağlayan hava akımıdır. Bu akım hareketli eksoz nozul kısmından birincil hava akımıyla karışarak eksoz olur.
- c) **Soğutma ve tazyikleme hava akışı:** Birincil hava akımının bir kısmı taşıyıcıyla kompresör, yanma odası ve türbinin soğutulmasında kullanılır. Kompresörün 9. kademesinden alınan bir miktar basınçlı hava ile de yataklardaki yağ kaçağı önlenmektedir.

Uçuş esnasında Uçak hava alıkları difüzör vazifesi görür. Difüzörde; hava akımının hızı belli bir miktar düşürülerek motor girişine yönlendirilir. Motor girişine gelen hava akımı giriş rehber palallerince (Inlet Guide Vane IGV) motor kompresör bölümüne yönlendirilir. Kompresörün 1. kademesinden itibaren sıkıştırılmaya başlanan hava akımının bir kısmı kompresör rotorun 7. kademesinde bulunan hava deliklerinden kompresör rotor içine girer. Bu hava akımı kompresör rotor içinden türbin rotor kısmına akar ve taşıyıcıyla türbin rotor disklerinin soğutulmasında kullanılır. Diğer bir kısım hava akımında kompresör statorun 9. kademesinde bulunan hava deliklerine girer ve yataklardaki yağın balansında kullanılır. Kompresörü kateden birincil hava akımının hızı düşürülerek basıncı $P03/P02 = 12.1$ oranında arttırılır.

Kompresör akısından hava akımı difüzöre (Kompresör arka çerçevesi) girer. Stabil bir yanmanın oluşması için difüzörde de hava akımının hızı bir miktar daha düşürülür ve yanma odasına girer.

İç yanma odası üzerinde bulunan hava deliklerinden yanma bölgesine giren hava üzerine yakıt püskürtülerek yakıt+hava karışımı elde edilir. Bu karışım iki adet bujinin çakılmasıyla yakılır. Turbojet motorda yanma sürekli bir kısım hava akımında yanma odası çeperlerinde akar. Böylece bir hava filmi oluşturarak elemanları alevden korur ve soğutma işlemi yapar.

Yanma sonucu oluşan yüksek ısı enerjisine sahip gazlar ile yanma odası etrafından akan hava akımı yanma odası çıkışına doğru birbiriyle karışarak uniform bir ısı dağılımıyla türbin kısmına akar.



Sekil 4.9 J79-19 Turbojet Motoru Hava Akışı [4]

1. kademe türbin nozula giren yüksek ısı enerjisine sahip gazların hızı arttırılarak türbin palalarına yöneltir. Türbin kısmında havanın akışı sonrasında yüksek ısı enerjisinin bir kısmı mekanik (dönü) enerjiye dönüştürülür. Elde edilen mekanik enerji kompresör ve aksesuar elemanları tahrik edilmesinde kullanılır.

Türbin kısmını kateden akım; 3. kademe türbin palelerinden, türbin çerçevesinin (türbin frame) dış ve iç muhafazaları arasındaki çevresel difüzöre akar.

Difüzörü kateden hava akımı art yanma odasından geçerek ekzost lülesinde düzgün akıma dönüştürülür. Daha sonra hareketli ekzost flablarında dışarı atılır.

Motor devri yükseldikçe ekzost çıkış alanı otomatik olarak azalır. Ekzost çıkış alanı azaldıkça ekzost çıkış hızı V_7 artar. Böylece (1-18) nolu tepki denkleminde de görüldüğü üzere doğrusal olarak tepki kuvveti artar.

Kalkış rülesinde, ses hızının aşılmasında v.b. askerî manevralarda ek tepki kuvveti gerekmektedir. Bunun elde edilmesi için art yanma odasına giren hava akımı üzerine tekrar yakıt enjekte edilerek ikinci yanma gerçekleştirilir. Bunun sonucunda ekzost gazları ısı enerjisi artırılır ve yüksek takat kuvveti elde edilir.

Art yanma gerçekleştiğinde ekzost çıkış alanı otomatik olarak artar ve rolanti pozisyonunu alır.

4.4. J79-19 Motor Sistemleri

Motorun kontrollü olarak istenilen şartlarda çalışmasını sağlamak için çeşitli motor sistemleri mevcuttur. Bunlar gördüğü göreve göre ana ve talî sistemler olmak üzere ikiye ayrılmaktadırlar. Ana motor sistemleri; yağlama, yakıt, ilk hareket ve ateşleme sistemleridir.

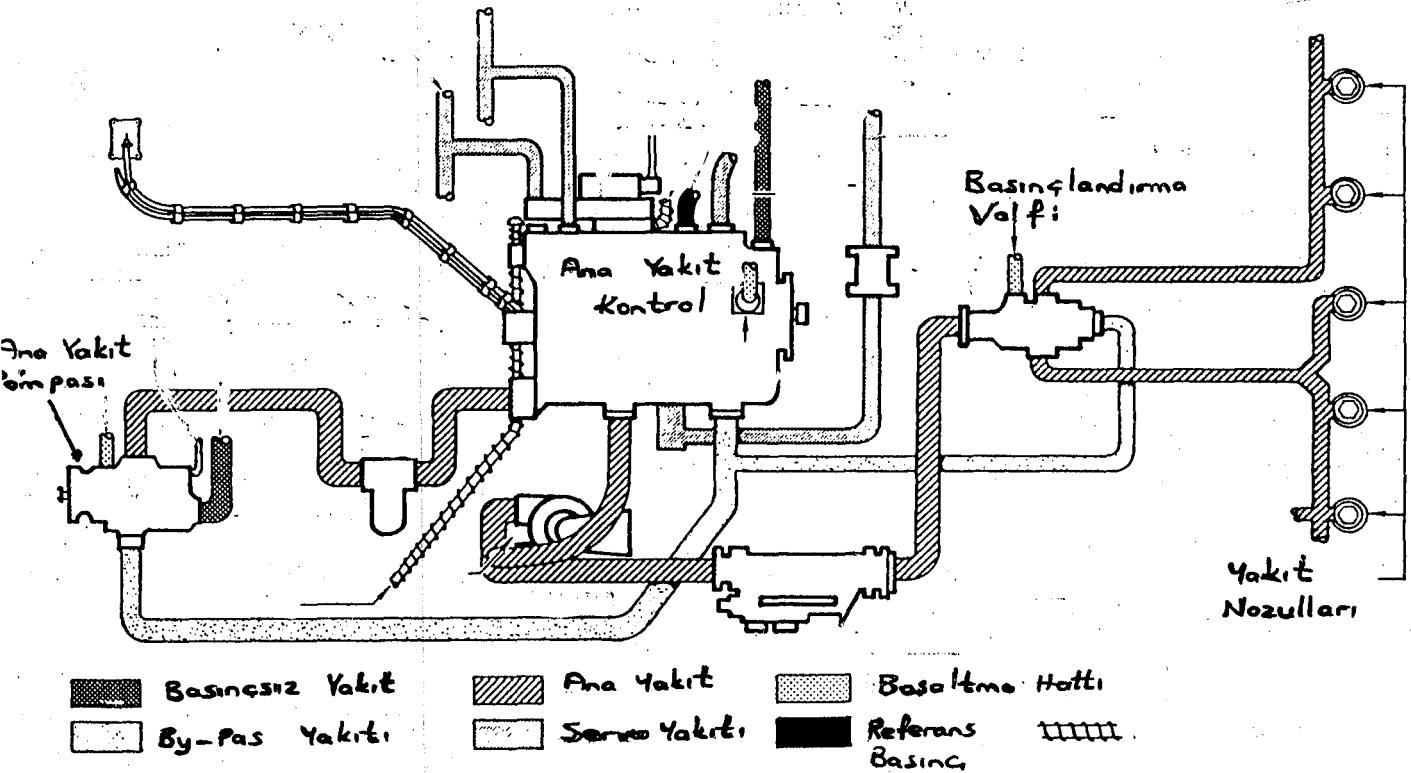
Talî sistemler; motorun sürekli çalışmasında birinci derece rol oynamayan, fakat motorun verimli ve emniyetli olarak çalışmasını temin etmektedir. Bunlar motor çalışma şartlarını bildiren v.b. sistemlerdir. Durum bildirme sistemleri, motorun çalışma esnasındaki ekzost gaz sıcaklığı, motor devri, yakıt akışı ve basıncı, yağ basıncı v.b. bilgileri pilota bildirmektedir. Ayrıca J79-19 turbojet motorunda buzlanmayı önleyici sistem vardır ki bu sistem motor giriş palelerinde buzlanma olduğu zaman otomatik olarak devreye girer ve motor yanma kısmından alınan sıcak havayı giriş rehber paleleri (**Inlet Guide Vane**) üzerinden akıtarak buzlanmayı önler.

J79-19 motoru aşağıdaki ana sistemlere sahiptir.

- a) Ana yakıt kontrol sistemi
- b) Yağlama sistemi
- c) Ateşleme sistemi
- d) Art yanma odası yakıt sistemi

4.4.1. Ana yakıt kontrol sistemi

Motor yanma odasına giren yakıt akışını düzenlemek sureti ile motorun çalışmasına kumanda eder. Sistem şekil (4.10) de görüldüğü gibi aşağıdaki elemanlardan oluşmaktadır.



Şekil 4.10. Ana Yakıt Kontrol Sistemi [4]

- a) Ana yakıt kontrol ünitesi
- b) Ana yakıt pompası
- c) Kompresör giriş sıcaklık sensörü
- d) Basınçlandırma ve boşaltma valfi
- e) Yakıt nozullar
- f) Filtreler

Ana yakıt pompası uçağın yakıt sisteminden aldığı yakıtı basınçlandırarak ana yakıt kontrol ünitesine gönderir. Ana yakıt kontrol ünitesi, kompresör giriş sıcaklık sensöründen alınan ısı değeri, gaz kolu açısı, kompresör çıkış basıncı ve motor devri girdilerini kullanarak yakıt akışını düzenler. Böylece motorun rejimini artırarak veya azaltarak motorun istenilen şartlarda çalışmasını sağlar. Ana yakıt, kontrolden çıkan yakıt yağ soğutucularından geçtikten sonra basınçlandırma ve boşaltma valfine gelir. Bu valf yakıtı 10 adet yakıt nozuluna sevk eder. Yakıt, yakıt nozullarından yanma odasına püskürtülür. Ayrıca ana yakıt kontrol, motordan optimum performans elde edilmesi için hareketli palelelere kumanda eder ve Art yanma sistemini devreye sokar.

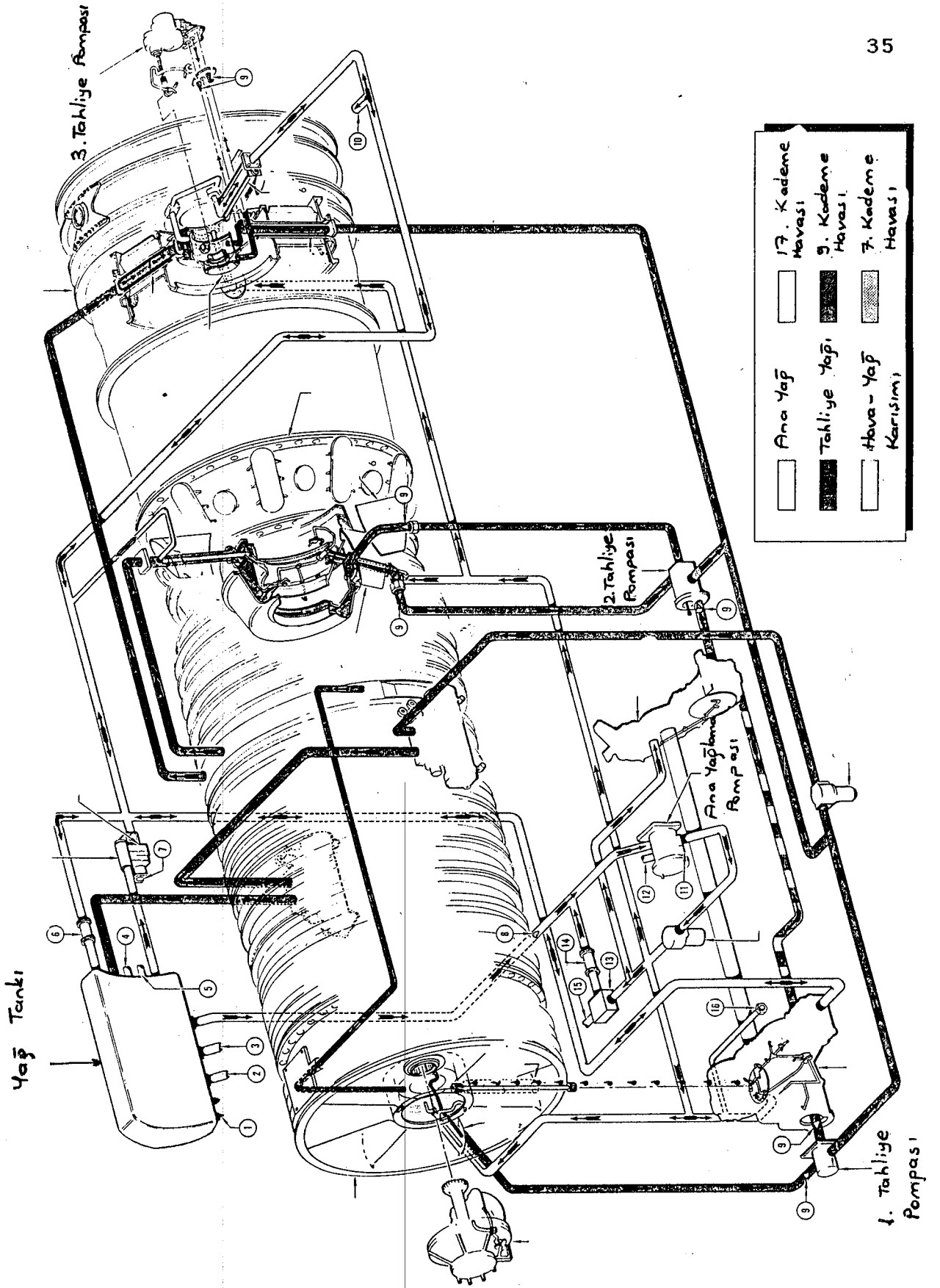
4.4.2. Yağlama sistemi

Motorun güvenli bir şekilde devamlı olarak çalışması için tüm yataklara yağ ikmali yapan sistemdir. Sistem şekil (Şekil 4.11) de görüldüğü gibi aşağıdaki elemanlardan oluşmaktadır.

- a) Yağ deposu
- b) Ana yağlama pompası
- c) 1, 2 ve 3 nolu tahliye pompaları
- d) Çek valfler
- e) Yağ soğutucuları
- f) Yağ filtreleri

Ana yağlama sistemi; ikmal, tazyikleme ve tahliye olmak üzere üç kısım alt sistemden oluşmaktadır.

Yağ deposundan alınan yağlama yağı ana yağlama pompası tarafından basınçlandırılarak, 1, 2, 3 nolu ana yataklara ve dişli kutularına gönderilir. Yataklarda yağlama görevi gören yağ tahliye sistemi tarafından toplanır, süzülür ve yağ soğutucularda soğutulduktan sonra yağ deposuna gönderilir. Böylece motorun çalışması esnasında yağlama sistemi devamlı olarak dönüşüm yaparak yataklardaki aşınmayı önler.



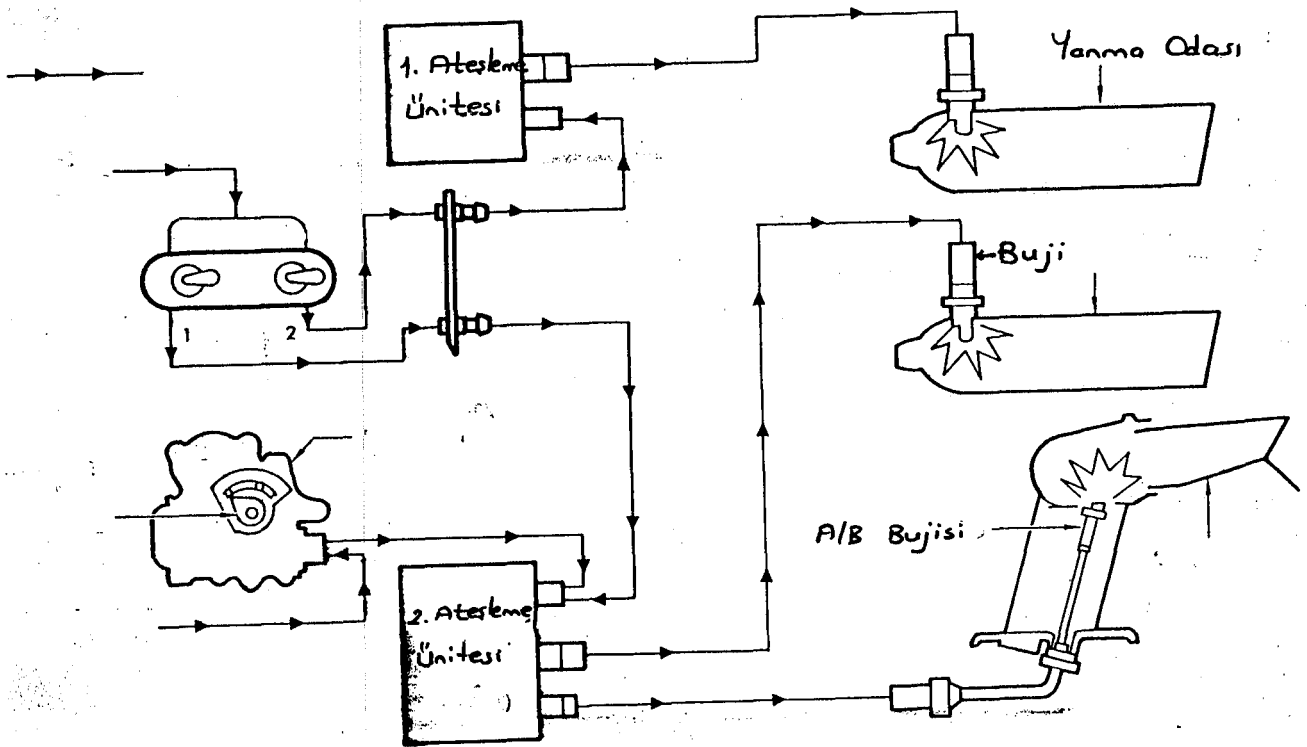
Sekil 4.11. Yağlama Sistemi [4]

3.4.3. Atesleme sistemi

Yanma odasında atomize olarak bulunan yakıt-hava karışımını ateşleyerek yanmasını sağlayan sistemdir. Atesleme Sistemi Şekil 3.12.de görüldüğü gibi aşağıdaki elemanlardan oluşmaktadır.

- a) 1 ve 2 nolu atesleme Ünitesi
- b) Bujiler
- c) Elektrik devreleri

Atesleme sistemi iki bağımsız devreden oluşmaktadır. Uçak elektriği olan 28 V. DC akımla çalışır. Motor ilk çalıştırmada 4 ve 5 nolu yanma odalarında bulunan bujiler çakılarak yanma gerçekleştirilir. Yanma odaları birbirine geçişli olduğundan tüm yanma odalarında yanma oluşur. Turbojet Motorlarda yanma sürekli. Bu nedenle bujiler tekrar çakılmaz.

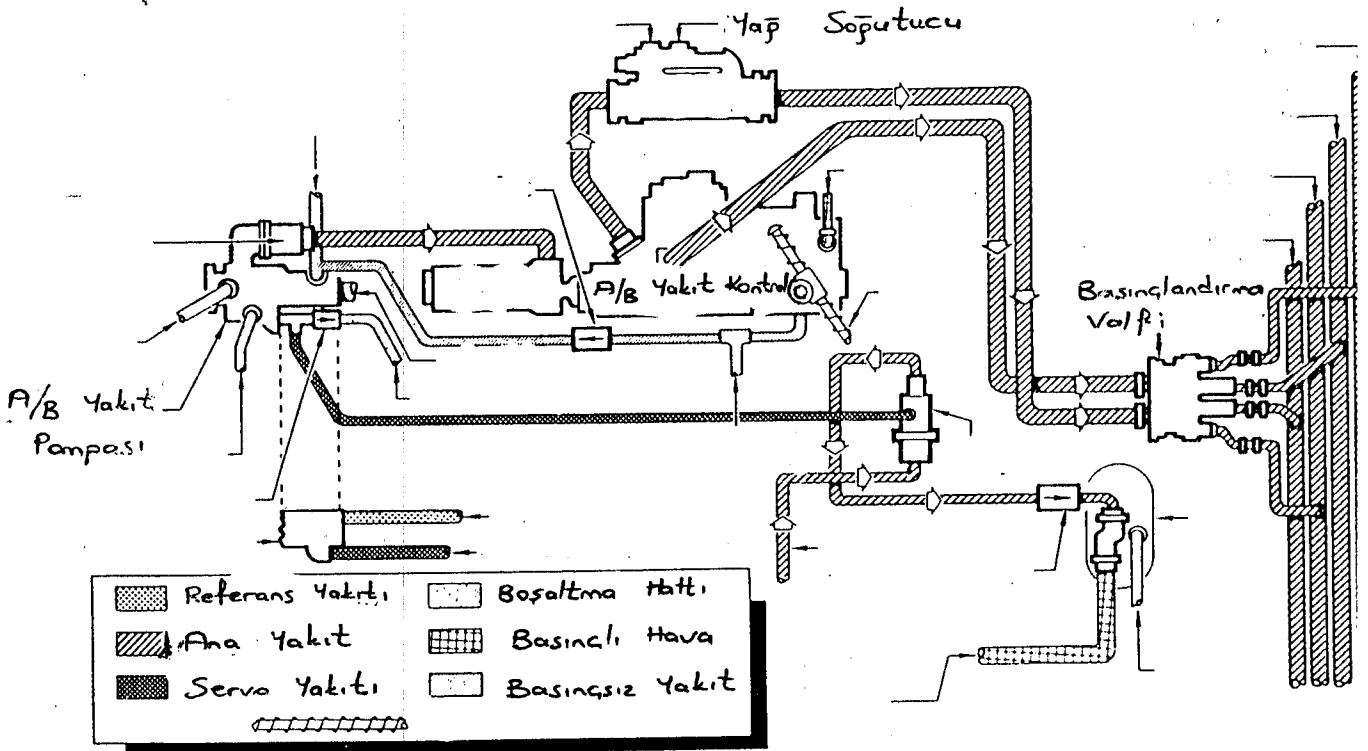


Şekil 4.12. Atesleme Sistemi [4]

Art yanma odası bujisi küçük bir yanma odası içine yerleştirilir. Motorun tüm rejim değişikliklerinde bu küçük yanma odasındaki yanma devam eder.

4.4.4. Art yanma odası (A/B) yakıt sistemi

Motor art yanma odasına (ekzost lülesi girişi) yakıt akışını kumanda etmek suretiyle art yanmanın oluşmasını temin eder. Art yanma odası Yakıt sistemi Şekil (4.13) de görüldüğü gibi aşağıdaki elemanlardan oluşmaktadır.



Sekil 4.13. A/B Yakıt Sistemi [4]

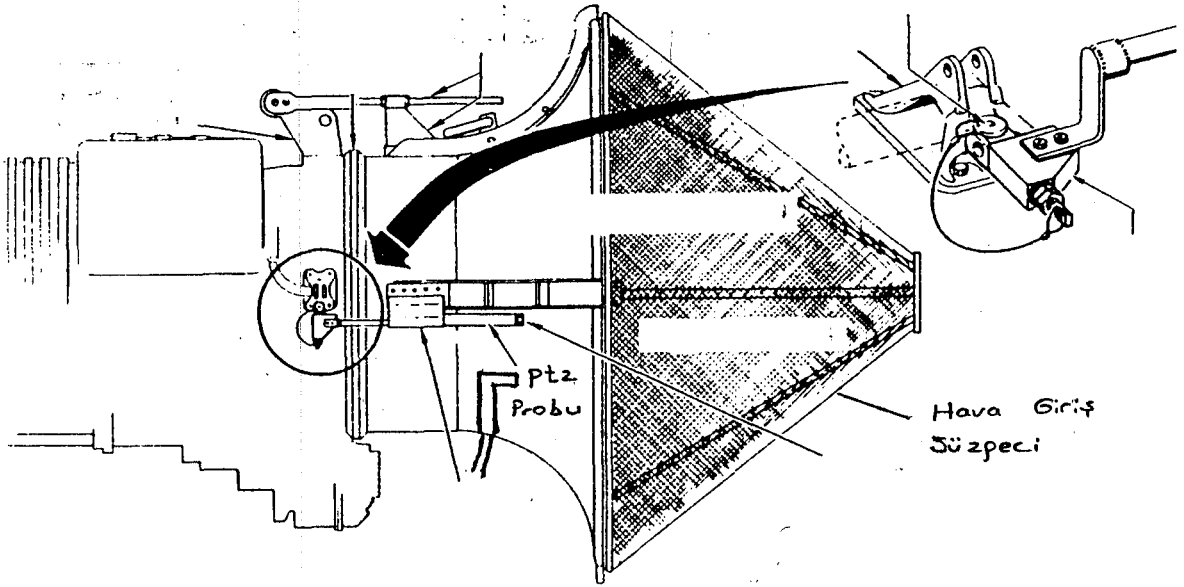
- a) A/B yakıt pompası
- b) A/B yakıt kontrol Ünitesi
- c) Çesitli valfler ve filtreler

Uçağın görevini başarabilmesi için yüksek tåkata ihtiyaç duyulduğunda Art Yanma Odasında; ikinci bir yanmanın gerçekleştirilebilmesi için A/B Yakıt Sistemi devreye girer. Ana yakıt kontrol Ünitesinin gönderdiği sinyal ile A/B Yakıt Pompası devreye girer. Uçak Yakıt Sisteminden aldığı yakıtı basınçlandırarak A/B Yakıt Kontrol Ünitesine gönderir. A/B Yakıt Kontrol Ünitesi; gaz kolu açısı ve kompresör çıkış basıncı girdilerini kullanarak Art Yanma Odasına gidecek olan yakıt miktarını düzenler. A/B Yakıt Kontrol Ünitesinden çıkan iki farklı basınca sahip yakıt, basınçlandırma valfinde 4. hata ayrılarak yakıt manifoldlarına gönderilir. Homojen bir yanmanın gerçekleştirilmesi için 4 farklı basıncıdaki yakıt, manifoldlar vasıtasıyla farklı açılarda ekzost girişi lülesine püskürtülür ve yanma gerçekleşir.

B O L O M 5

**J79-19 MOTORLARINDA HAVA GİRİŞ SÜZGEÇ KAYIP
FAKTÖRÜNÜN İRDELENMESİ (INLET SCREEN LOSS FACTOR)**

Turbojet motorlarının bremze testinde, motorun yabancı maddelerden korunması için hava alığı önüne süzgeç, filtre (screen) takılmaktadır. Şekil 5.1.



Şekil 5.1. Hava giriş süzgecinin motora montesi [6]

Performans testinin değerlendirilebilmesi için basınç kaybının tepki kuvvetine etkisi tespit edilmelidir. Burada J79-17 motorlarında kullanılan 1C5171 G01 parça nolu süzgecin J79-19 motorları tepki kuvvetine ve performans parametrelerine olan etkisi irdelenecektir.

Bir adet J79-19 turbojet motoru bremzede 1C5171 G01 parça nolu süzgeç kullanılarak pt2 problu ve probsuz iki ayrı performans testi yapılmıştır. Bu iki test sonucunda elde edilen veriler kullanılarak süzgeç faktörü tespit edilecektir.

5.1. Deneyde Kullanılan Teçhizatlar

Deney teçhizatı olarak M37T 41 model kapalı motor brem zesi, 20250 seri nolu J79-19 motoru ve 4 adet pt2 toplam basınç probu kullanılmıştır.

5.1.1. M37T41 model motor bremzesi

Motorun bakım sonrası fonksiyonel ve performans testlerinin yapıldığı yerdir.

Deney odası, kontrol kabini ve motor hazırlama kısmı diye adlandırılan üç ana bölümden oluşmaktadır. (Şekil 5.2) Motor, tepki (thrust) sehпасına bağlanmakta ve kontrol kabiniinden verilen komutları ile uçak üzerinde ki gibi çalıştırılmaktadır. Burada bremzenin yapısından ziyade motorun çalışması esnasında bremze teçhizatı ile okunan önemli motor değerleri üzerinde durulacaktır.

a) **Dara** : Motor çalışmaz iken tepki saatinden okunan değerdir.

b) **Kompresör giriş sıcaklığı** : Bellmouth çemberi ile kompresör girişine monte edilen 4 adet termokupilden elde edilen T2 sıcaklığıdır.

c) **Motor devri** : Motor üzerinde bulunan takometreden alınan kompresörün dakikadaki dönüş hızıdır. Bu değer hız (rpm) ve yüzde olarak okunabilmektedir.

d) **Tepki kuvveti** : Motorun monte edildiği sehpa redresör ve load cell' lerle donatılmıştır. Motorun çalışması sonrasında oluşan tepki kuvveti load celler' le hidromekaniki olarak öğrenilmektedir.

e) **Eksoz gaz sıcaklığı** : Motor türbin çıkışında bulunan termokupilerden alınan T5 sıcaklığıdır.

f) **Yakıt akışı** : Yakıt temin sistemine bağlı olan akış metreden alınan değerdir. Bu değer motor yakıt akışını vermektedir.

g) **Sarsıntı** : Motor ana yatakları çerçevelerine bağlanan alıcılardan alınan değerdir.

h) **I6V Inlet Guide Vane Açısı** : Hareketli paleler üzerine bağlanan bir açı ölçer ile palelerin açısı okunmaktadır.

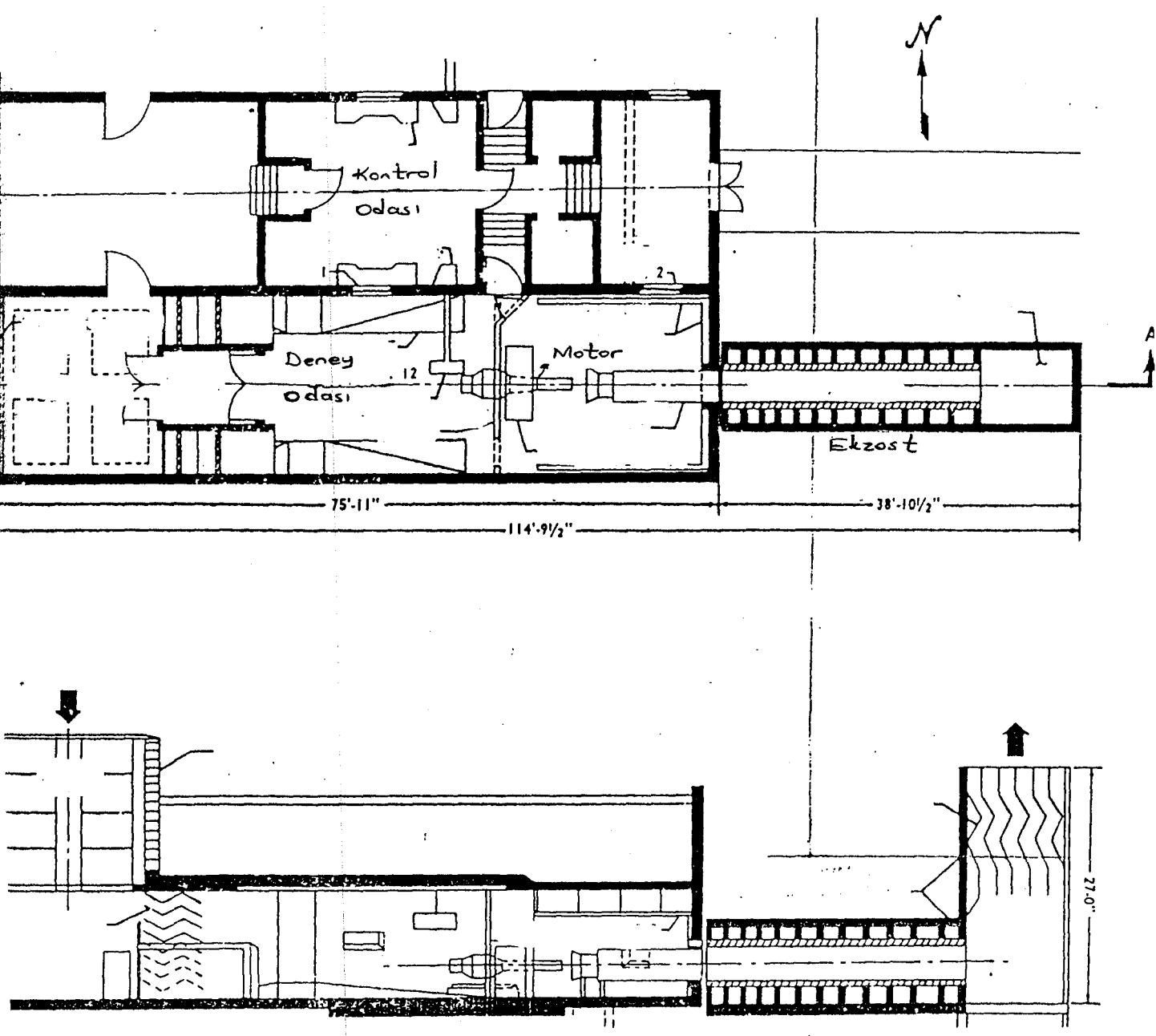
ı) **Ortam şartları** : Motor çalıştığı andaki barometrik basınç, kuru ve nemli hava değerleri meteorolojiden öğrenilmektedir.

5.1.2. 20250 Seri nolu J79-19 motoru

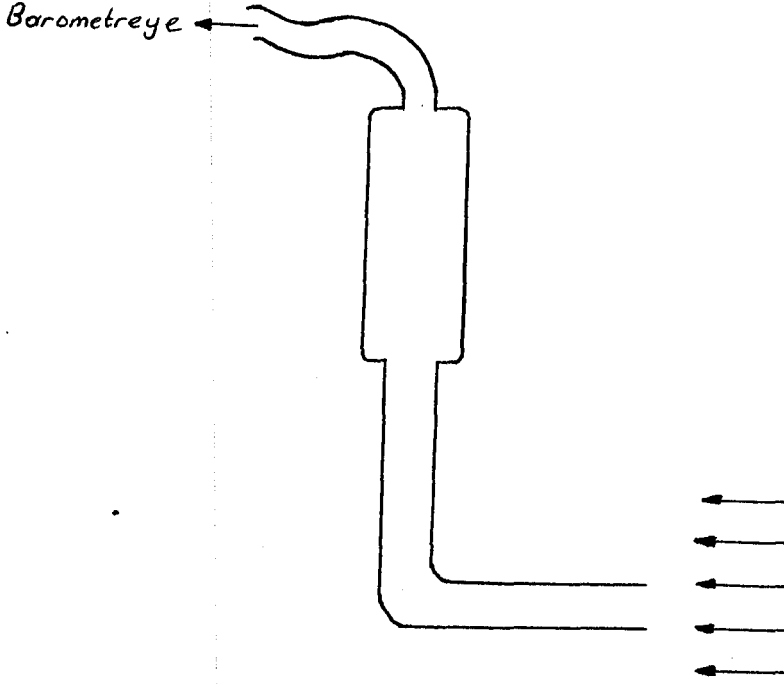
J79-19 turbojet motoru 3. bölümde ayrıntılı olarak anlatılmıştır.

5.1.3. Basınç problemleri

Bellmouth çemberi ile kompresör önüne monte edilmiştir. 4 adet toplam basınç probu ile kompresör girişindeki ortalama toplam basınç elde edilmektedir. Şekil 5.3



Sekil 5.2 M37T41 Bremzesi [6]



Şekil 5.3 Toplam basınç probu

5.2. Performans Testi Değerlendirmesi

Performans testine başlamadan önce motor çalışmaz halde iken takat saatinden okunan dara değeri kaydedilir. Daha sonra motor çalıştırılarak askeri (military) pozisyonuna getirilir. Motor askeri pozisyonunda dengeli hal aldıktan sonra bremze kontrol kabinindeki göstergelerden bölüm 5.1.1.1. de açıklanan değerler kaydedilir.

Performans değerlendirme motorun sahip olduğu düzeltilmiş tepki kuvveti değeri ve özgül yakıt akışı (bölüm-2) ile imalatçı firma tarafından verilen değerler karşılaştırılarak yapılır. Aşağıdaki paragrafta tepki kuvveti ve özgül yakıt akışı düzeltilmesi açıklanmıştır. Ayrıca bu hesaplamalar için bilgisayar programı da verilmiştir.

5.2.1. Tepki kuvvetinin düzeltilmesi

Tepki kuvveti düzeltilmesi aşağıdaki adımlar takip edilerek yapılır. Bu işlemde her bir adımda elde edilen tepki değeri T ve adım numarası ile tanımlanmıştır.

(1) Tepki (thrust) indikatöründen okunan tepki kuvvetinden, ilk başta okunan dara kuvveti çıkartılır. " T1 " elde edilir.

(2) " T1 " değeri bremze düzeltme faktörü ile çarpılarak " T2 " değeri bulunur. Deney yapılan bremzenin düzeltme faktörü "1,071" dir.

(3) Kuru ve nemli havanın sıcaklık değerleri ile Ek-1' deki grafikten nem faktörü bulunur.

(4) Bulunan nem faktöründen Ek-2. deki tablodan tepki düzeltme faktörü okunur. Bu değer ile " T2 " çarpılarak " T3 " değeri elde edilir. " T3 " düzeltilmiş tepki kuvvetini verir.

(5) Kompresör giriş sıcaklığı kullanılarak Ek-3 de verilen grafikten CIT kompresör giriş sıcaklığı düzeltme faktörü okunur. Bu değer okunan CIT değerine eklenerek düzeltilmiş CIT değeri elde edilir.

(6) Barometreden okunan basınç değerinden bremze depresyon basıncı çıkartılarak motor önündeki gerçek basınç elde edilir.

(7) Ek- 4 te verilen tablolardan (5). adımda bulunan CIT değeri ile (6). adımda bulunan basınç değerine karşılık gelen tepki kuvveti bulunur.

(8) (4). adımda bulunan motorun sahip olduğu düzeltilmiş tepki kuvveti ile (7). adımda bulunan motorun sahip olması gereken tepki kuvveti karşılaştırılır. Eğer (4). adımdaki değer (7). adımdakinden büyükse motor çalışabilir. Düşükse motor çalışamaz.

5.3. Deney

Elde edilecek verilerin karşılaştırılmasının gerçekçi bir şekilde yapılması ve hava şartlarının etkisinin minimum seviyeye indirgenmesi amacıyla iki aynı günde (27-5-1992 ve 28-5-1992) aynı saatlerinde 20250 seri nolu motor üzerinde iki kez performans testi yapılmıştır.

İlk gün 20250 seri no motor fonksiyonel kontrole tabii tutulmuştur. Motor fonksiyonel kontrolü geçtikten sonra performans testi yapılmıştır. İkinci gün motor üzerinde hiçbir değişiklik yapılmadan Bellmouth çemberine 4 adet toplam basınç probu bağlanmıştır. Pt2 toplam basınç probu olarak ikinci performans testi yapılmıştır.

5.3.1. Elde Edilen Veriler

Bu kısımda sadece performans değerlendirmesinde kullanılacak olan değerler verilecektir. Motorun fonksiyonel ve performans testinde alınan tüm veriler Ek-5 te verilmiştir.

Motor Modeli	:	J79-19 turbojet
Motor Seri No	:	20250
Deneme Tarihi	:	27-28/5/1992
Deneme Yeri	:	1.HİBMK.LİGİ kapalı bremzesi ESKİŞEHİR

Tablo 5.1. 20250 seri nolu turbojet motoru performans test degerleri.

OKUNAN DEGERLER	P _{t2} PROBSUZ	P _{t2} PROBLU
Barometrik Basınc	27.44 inchHG	27.42 inchHG
Kuru Hava	63° F (17° C)	63° F (17° C)
Nemli Hava	41° F (5° C)	41° F (5° C)
Dara	İlk = 20 lb Son = -20 lb	ilk = 200 lb Son = 200 lb
Devir	7507 RPM	7500 RPM
Gaz Kolu Açısı	72°	72°
Tepki Kuvveti	9900 lb	10100 lb
Yakıt Akısı	9300 pph	9300 pph
IGV Açısı	19 ⁵⁰ Açık	19 ⁵⁰ Açık
EGT	1245°F(674°C)	1245°F(674°C)
CIT	60°F (15.5°C)	62°F (15.5°C)
Deprasyon	1 inch H ₂ O	1.1 inch H ₂ O
Pt2 Probundan Okunan Basınc Düşüşü	—	0.2 inch HG

5.3.2. Hesaplama

Bölüm 5.2.1.de açıklanan yöntemle tepki kuvvetinin düzeltilmesi ve performans değerlendirmesi her iki durum için aşağıda verilmiştir.

5.3.2.1 Pt2 probsuz durum

İlk ve son daranın ortalaması 0 olduğundan T₁ değeri T₂ değerine eşittir.

Kuru ve nemli hava sıcaklıkları için Ek 1. deki grafik

ten nem faktörü 2 dir. Bu değer için Ek 2. deki tablodan tepki kuvveti düzeltme faktörü **1.00005** dir. Bremze düzeltme faktörü **1.071** dir. Ohalde düzeltilmiş tepki kuvveti değeri

$$\begin{aligned} T3 &= 9900 \times 1.071 \times 1.00005 \\ &= 10603 \text{ lb} \end{aligned}$$

Meteorolijiden alınan barometrik basınç (ortam basıncı) dan deney odası deprasyon miktarı değeri çıkarıldığında elde edilen gerçek basınç değeri.

$$\begin{aligned} GB &= 27.44 - 1 \times 0.0736 \\ &= 27.37 \text{ inch HG} \end{aligned}$$

Ek 3. deki grafikten CIT düzeltme faktörü **2.7** dir. O halde düzeltilmiş CIT değeri.

$$\begin{aligned} GCIT &= 60 + 2.7 \\ &= 62.7^\circ \text{ F} \end{aligned}$$

Ek 4. deki tablodan **GB = 27.37 inch HG** **GCIT = 62.7° F** değerlerine karşı gelen tepki kuvveti değerler interpolasyonla elde edilir.

	<u>27.3</u>	<u>27.37</u>	<u>27.4</u>
62	10760		10800
62.7	10746	10774	10786
63	10740		10780

Deney motorumuzun sahip olması gereken tepki kuvveti değeri **10774** lb dir. Her iki tepki kuvveti arasındaki fark

$$\begin{aligned} \text{Tepki Kuvveti Farkı} &= 10603 - 10774 \\ &= -171 \text{ lb} \end{aligned}$$

Bu sonuca göre deney motorumuz servise verilemez.

5.3.2.2 Pt2 problu durum

İlk ve son dara değeri **200** lb olduğundan T2 değeri.

$$\begin{aligned} T2 &= 10100 - 200 \\ &= 9900 \text{ lb} \end{aligned}$$

Kuru ve nemli hava sıcaklıkları için Ek 1. deki grafikten nem faktörü 2 dir. Bu değer için Ek 2. deki tablodan tepki kuvveti düzeltme faktörü **1.00005** dir. Bremze düzeltme faktörü **1.071** dir. Ohalde düzeltilmiş tepki kuvveti değeri

ri.

$$\begin{aligned} T3 &= 9900 \times 1.071 \times 1.00005 \\ &= 10603 \text{ lb. dir.} \end{aligned}$$

Meteorolijiden alınan barometrik basınç (ortam basıncı dan deney odası deprasyon miktarı değeri ve Pt2probuile ölçülen basınç düşüşü çıkarıldığında elde edilen gerçek basınç değeri.

$$\begin{aligned} GB &= 27.44 - 1 \times 0.0736 - 0.2 \\ &= 27.14 \text{ inch HG} \end{aligned}$$

Ek 3. deki grafikten CIT düzeltme faktörü 2.7 dir. 0 halde düzeltilmiş CIT değeri.

$$\begin{aligned} GCIT &= 62 + 2.7 \\ &= 64.7^\circ \text{ F} \end{aligned}$$

Ek 4. deki tablodan $GB = 27.14$ inch HG $GCIT = 64.7^\circ \text{ F}$ değerlerine karşı gelen tepki kuvveti değeri interpolasyonla elde edilir.

	<u>27.1</u>	<u>27.14</u>	<u>27.2</u>
64	10640		10680
64.7	10626	10642	10666
65	10620		10660

Deney motorumuzun sahip olması gereken tepki kuvveti değeri **10642** lb dir. Her iki tepki kuvveti arasındaki fark

$$\begin{aligned} \text{Tepki Kuvveti Farkı} &= 10603 - 10642 \\ &= -39 \text{ lb dir.} \end{aligned}$$

Bu sonuca göre deney motorumuz servise verilemez.

B Ö L Ü M 6

6. SONUÇ

Tepkili uçak motorlarının tepki kuvveti hava debisi, eksozt çıkış hızı ile doğrusal olarak artmakta uçak hızı ile doğrusal olarak azalmaktadır. Eksozt çıkış hızının uçus hızına oranı arttıkça motor optimum performansı şartlarına ulaşmaktadır.

Turbojet motorlarının kompresör, yanma, türbin ve eksozt verimleri arttırıldığı oranda ideal turbojet motora yaklaşılabilmektedir. Motor performansı uçus için yeterli seviyede olamadığı zaman sözkonusu verimlerin arttırılması için gerekli olan çalışmalar yapılmalıdır.

Turbojet motorların performans testinin gerçekçi bir şekilde değerlendirilebilmesi için çalışma şartlarının performans parametrelerine olan etkileri belirlenmelidir. Bu radan hareketle J79-19 motorlarının performans testinde motorları yabancı madde hasarından korumak için kullanılan hava giriş süzgecinin tepki kuvvetine olan etkisinin tespit edilmesi amacıyla iki deney yapılmıştır. Deney sonuçlarının karşılaştırılabilmesi için aynı J79-19 turbojet motoru aynı şartlarda Pt2 toplam basınç probu ve probsuz olarak iki kez performans testine tabii tutulmuştur. Probsuz halde referans olarak motor hava giriş süzgeci önündeki basınç değeri alınarak, imalatçı tarafından verilen performans parametreleri belirlenmiştir. Bu parametrelere göre yapılan performans değerlendirmesinde motorun tepki kuvveti 171 lb. düşük olduğu kararına varılmıştır.

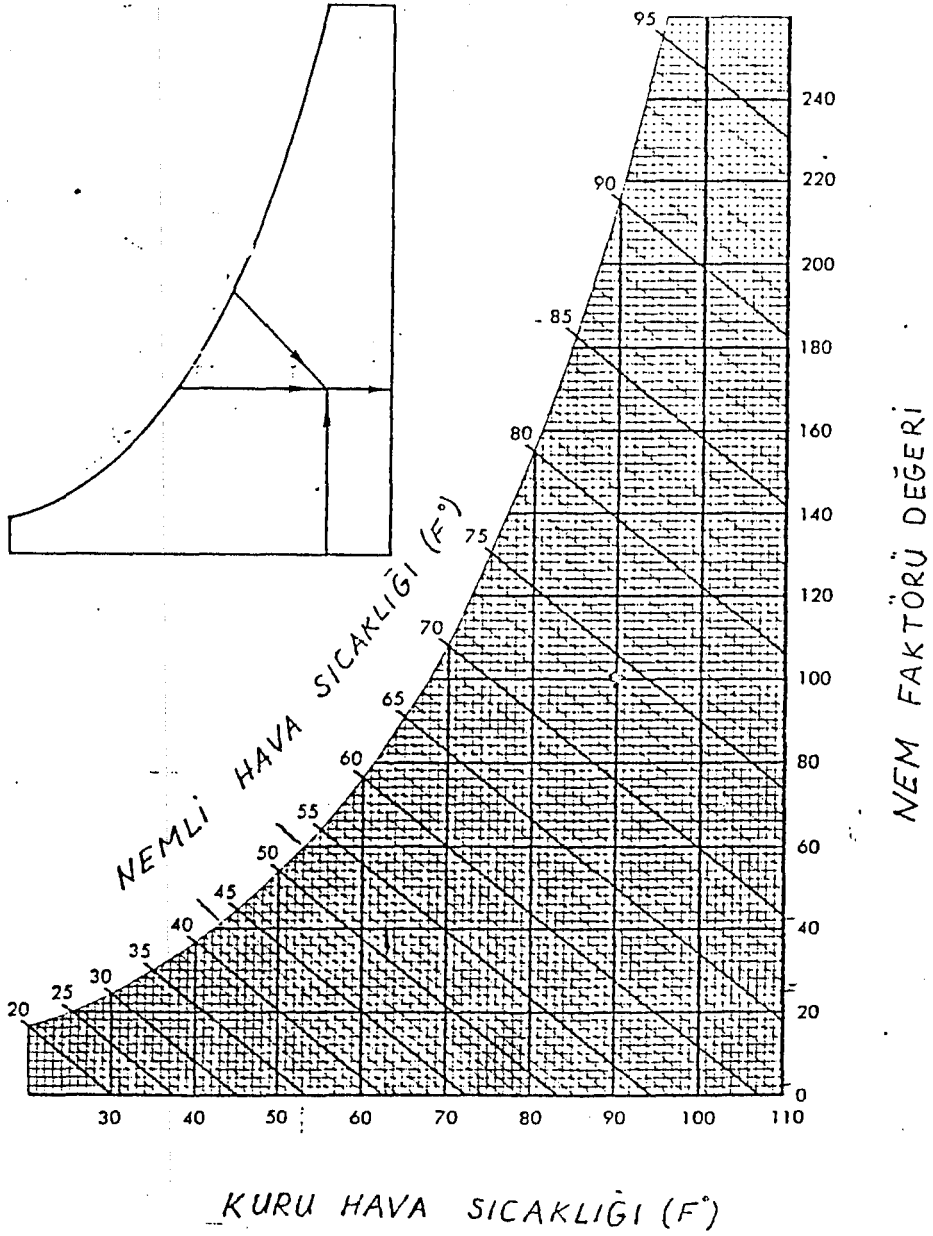
Pt2 toplam basınç probu ile hava giriş süzgecinden sonra motorun kompresör girişinde ki toplam basınç değeri ölçülmüştür. Bu basınç değeri referans alınarak; imalatçı tarafından verilen performans parametreleri belirlenmiştir. Bu parametrelere göre yapılan performans değerlendirmesinde motorun tepki kuvveti 39 lb. düşük olduğu kararına varılmıştır. Her iki deneyde elde edilen tepki kuvvetleri farkı 138 lb. dir.

İmalatçı tarafından J79-17 turbojet motorlarının bremze testinde kullanılmak üzere dizayn edilen 1C5171G01 parça nolu hava giriş süzgeci; J79-19 turbojet motorlarının bremze testinde kullanılması durumunda gerçekçi bir performans değerlendirmesinin yapılabilmesi için süzgecin oluşturduğu 138 lb. tepki kuvveti azalması hesaplamalara ilave edilmelidir. Yapılan deneydeki kayıplar ve algılama hataları göz önünde bulundurulduğunda bu değer 150 lb. olarak alınması ve performans değerlendirilmesinin ikinci adımında elde edilen tepki kuvveti değerine ilava edilmesi uygun olacaktır.

KAYNAKLAR

- [1] TUZUNALPER, Akin, Turbojet Motorlarında Teorik ve Tatbiki Tepki, 1973
- [2] ERİM, M. Zeki, Tepki Tahrik, İ.T.Ü., 1978
- [3] ERİM, Zeki, Gaz Dinamigi, İ.T.Ü., 1978
- [4] GENERAL ELECTRIC, J79-19 Operation and Servis Instruction, 1969
- [5] KERREBROCK, Jack, Aircraft Engines and Gas Turbines, 1981
- [6] CASAMASSA, Jack V, Jet Aircraft Power Systems Principles and Maintenance, Mc Graw Hill Book Company,

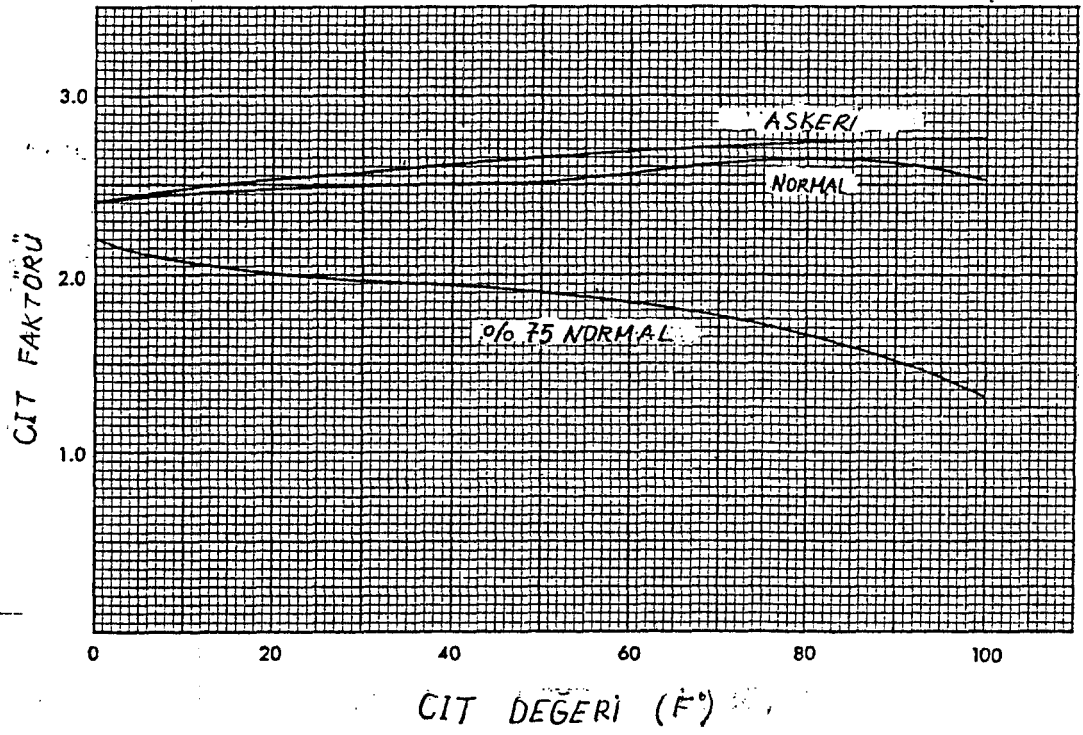
EK-1 NEM FAKTÖRÜ GRAFIĞI



EK-2 DÜZELTME FAKTÖRLERİ TABLOSU

NEM FAKTÖRÜ	TEPKİ FAKTÖRÜ	YAKIT AKIS FAKTÖRÜ	NEM FAKTÖRÜ	TEPKİ FAKTÖRÜ	YAKIT AKIS FAKTÖRÜ	NEM FAKTÖRÜ	TEPKİ FAKTÖRÜ	YAKIT AKIS FAKTÖRÜ
0	1.00000	1.00000	65	1.00137	.99545	130	1.00273	.99097
1	1.00025	.99992	66	1.00139	.99538	131	1.00275	.99090
2	1.00050	.99984	67	1.00141	.99531	132	1.00277	.99083
3	1.00075	.99976	68	1.00143	.99524	133	1.00280	.99076
4	1.00100	.99968	69	1.00145	.99517	134	1.00282	.99069
5	1.0012	.99960	70	1.00147	.99510	135	1.00284	.99062
6	1.0014	.99953	71	1.00149	.99504	136	1.00286	.99055
7	1.0016	.99946	72	1.00151	.99498	137	1.00288	.99048
8	1.0018	.99939	73	1.00153	.99492	138	1.00290	.99041
9	1.0020	.99932	74	1.00155	.99486	139	1.00292	.99034
10	1.0022	.99925	75	1.00157	.99480	140	1.00294	.99027
11	1.0024	.99917	76	1.00160	.99472	141	1.00296	.99020
12	1.0027	.99909	77	1.00162	.99464	142	1.00299	.99013
13	1.0029	.99901	78	1.00164	.99456	143	1.00301	.99006
14	1.0031	.99893	79	1.00166	.99448	144	1.00303	.98999
15	1.0033	.99885	80	1.00168	.99440	145	1.00305	.98992
16	1.0035	.99879	81	1.00170	.99434	146	1.00307	.98985
17	1.0037	.99873	82	1.00172	.99428	147	1.00309	.98978
18	1.0039	.99867	83	1.00174	.99422	148	1.00311	.98971
19	1.0041	.99861	84	1.00176	.99416	149	1.00313	.98964
20	1.0044	.99855	85	1.00178	.99410	150	1.00315	.98958
21	1.0046	.99848	86	1.00181	.99402	151	1.00318	.98951
22	1.0048	.99841	87	1.00184	.99394	152	1.00320	.98944
23	1.0050	.99834	88	1.00187	.99386	153	1.00322	.98937
24	1.0052	.99827	89	1.00189	.99378	154	1.00324	.98930
25	1.0054	.99820	90	1.00191	.99370	155	1.00326	.98923
26	1.0056	.99812	91	1.00192	.99363	156	1.00328	.98916
27	1.0058	.99804	92	1.00194	.99356	157	1.00330	.98909
28	1.0060	.99796	93	1.00196	.99349	158	1.00332	.98902
29	1.0062	.99788	94	1.00198	.99342	159	1.00334	.98895
30	1.0065	.99780	95	1.00200	.99335	160	1.00337	.98888
31	1.0067	.99774	96	1.00203	.99329	161	1.00339	.98881
32	1.0069	.99768	97	1.00205	.99323	162	1.00341	.98874
33	1.0071	.99762	98	1.00207	.99317	163	1.00343	.98867
34	1.0073	.99756	99	1.00209	.99311	164	1.00345	.98860
35	1.0075	.99750	100	1.00211	.99305	165	1.00347	.98853
36	1.0077	.99744	101	1.00213	.99298	166	1.00349	.98846
37	1.0079	.99738	102	1.00215	.99291	167	1.00351	.98839
38	1.0081	.99732	103	1.00217	.99284	168	1.00353	.98832
39	1.0084	.99726	104	1.00219	.99277	169	1.00356	.98825
40	1.0086	.99720	105	1.00221	.99270	170	1.00358	.98819
41	1.0088	.99712	106	1.00223	.99263	171	1.00360	.98812
42	1.0090	.99704	107	1.00225	.99255	172	1.00362	.98805
43	1.0092	.99696	108	1.00227	.99247	173	1.00364	.98798
44	1.0094	.99688	109	1.00229	.99240	174	1.00366	.98791
45	1.0096	.99680	110	1.00231	.99233	175	1.00368	.98784
46	1.0098	.99673	111	1.00234	.99227	176	1.00370	.98777
47	1.00100	.99667	112	1.00236	.99220	177	1.00372	.98770
48	1.00101	.99661	113	1.00238	.99214	178	1.00374	.98763
49	1.00103	.99655	114	1.00240	.99207	179	1.00377	.98756
50	1.00105	.99649	115	1.00242	.99200	180	1.00379	.98749
51	1.00107	.99642	116	1.00244	.99192	181	1.00381	.98742
52	1.00110	.99635	117	1.00246	.99184	182	1.00383	.98735
53	1.00112	.99629	118	1.00248	.99176	183	1.00385	.98728
54	1.00115	.99622	119	1.00250	.99168	184	1.00387	.98721
55	1.00117	.99615	120	1.00252	.99166	185	1.00389	.98714
56	1.00119	.99607	121	1.00254	.99159	186	1.00391	.98707
57	1.00121	.99599	122	1.00256	.99152	187	1.00393	.98700
58	1.00123	.99591	123	1.00258	.99145	188	1.00396	.98693
59	1.00125	.99583	124	1.00261	.99138	189	1.00398	.98686
60	1.00127	.99575	125	1.00263	.99131			
61	1.00129	.99569	126	1.00265	.99124			
62	1.00131	.99563	127	1.00267	.99117			
63	1.00133	.99557	128	1.00269	.99110			
64	1.00135	.99551	129	1.00271	.99103			

EK-3 CIT DÜZELTME GRAFIGİ



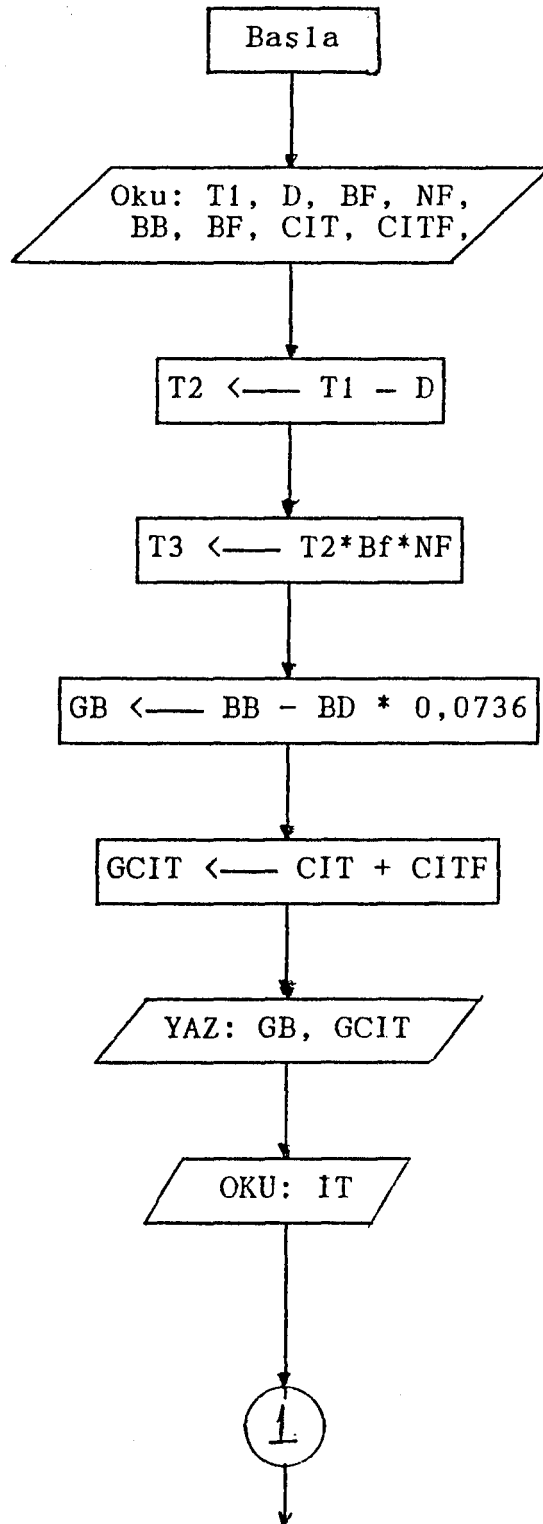
BASINÇ (INCH-HG)

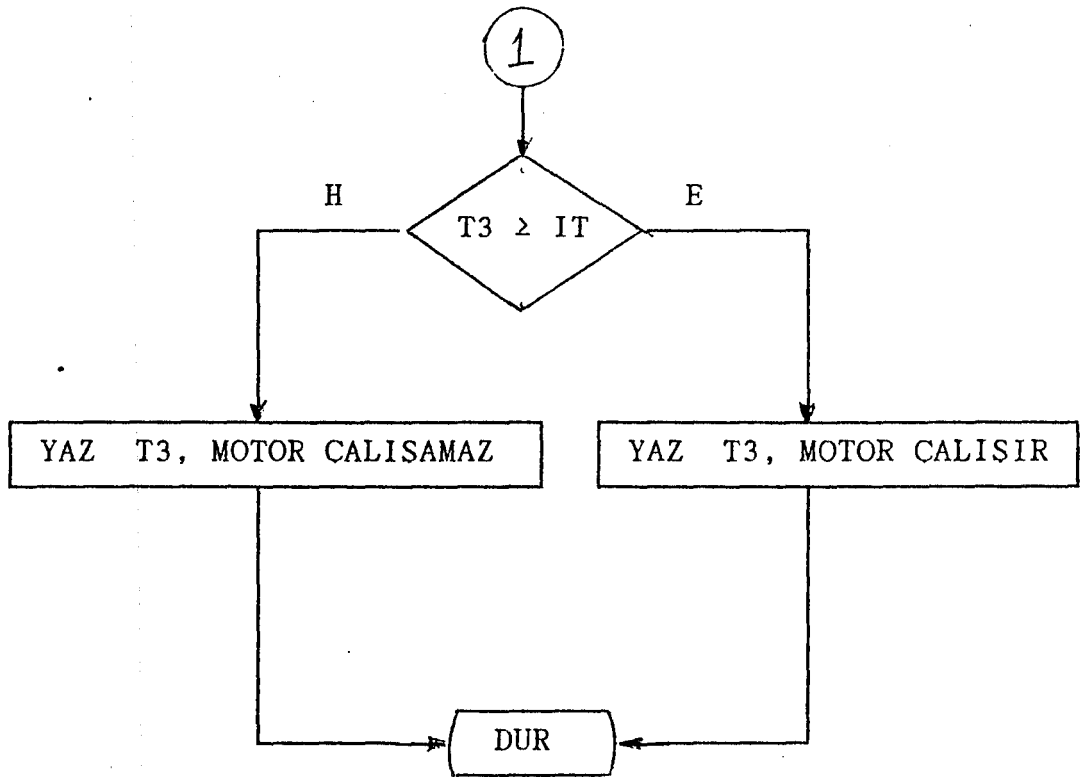
DEG F	27.0	27.1	27.2	27.3	27.4	27.5	27.6	27.7	27.8	27.9	28.0	28.1	28.2	28.3
28	11120	11160	11200	11240	11280	11320	11370	11410	11450	11490	11530	11570	11610	11650
29	11110	11150	11190	11230	11270	11320	11360	11400	11440	11480	11520	11560	11600	11650
30	11100	11140	11180	11230	11270	11310	11350	11390	11430	11470	11510	11550	11600	11640
31	11090	11130	11180	11220	11260	11300	11340	11380	11420	11460	11500	11550	11590	11630
32	11090	11130	11170	11210	11250	11290	11330	11370	11410	11450	11500	11540	11580	11620
33	11080	11120	11160	11200	11240	11280	11320	11360	11400	11450	11490	11530	11570	11610
34	11070	11110	11150	11190	11230	11270	11310	11350	11400	11440	11480	11520	11560	11600
35	11060	11100	11140	11180	11220	11260	11300	11350	11390	11430	11470	11510	11550	11590
36	11050	11090	11130	11170	11210	11250	11300	11340	11380	11420	11460	11500	11540	11580
37	11040	11080	11120	11160	11200	11250	11290	11330	11370	11410	11450	11490	11530	11570
38	11030	11070	11110	11150	11190	11240	11280	11320	11360	11400	11440	11480	11520	11560
39	11020	11060	11100	11140	11190	11230	11270	11310	11350	11390	11430	11470	11510	11550
40	11010	11050	11090	11140	11180	11220	11260	11300	11340	11380	11420	11460	11500	11540
41	11000	11050	11090	11130	11170	11210	11250	11290	11330	11370	11410	11450	11490	11530
42	11000	11040	11080	11120	11160	11200	11240	11280	11320	11360	11400	11440	11480	11520
43	10990	11030	11070	11110	11150	11190	11230	11270	11310	11350	11390	11430	11470	11520
44	10980	11020	11060	11100	11140	11180	11220	11260	11300	11340	11380	11420	11470	11510
45	10960	11000	11040	11080	11120	11160	11200	11240	11280	11320	11370	11410	11450	11490
46	10940	10980	11020	11060	11100	11140	11190	11230	11270	11310	11350	11390	11430	11470
47	10920	10960	11010	11050	11090	11130	11170	11210	11250	11290	11330	11370	11410	11450
48	10910	10950	10990	11030	11070	11110	11150	11190	11230	11270	11310	11350	11390	11430
49	10890	10930	10970	11010	11050	11090	11130	11170	11210	11250	11290	11330	11370	11410
50	10870	10910	10950	10990	11030	11070	11110	11150	11190	11230	11270	11310	11350	11390
51	10850	10890	10930	10970	11010	11050	11090	11140	11180	11220	11260	11300	11340	11380
52	10840	10880	10920	10960	11000	11040	11080	11120	11160	11200	11240	11280	11320	11360
53	10820	10860	10900	10940	10980	11020	11060	11100	11140	11180	11220	11260	11300	11340
54	10800	10840	10880	10920	10960	11000	11040	11080	11120	11160	11200	11240	11280	11320
55	10780	10820	10860	10900	10940	10980	11020	11060	11100	11140	11180	11220	11260	11300
56	10760	10800	10840	10880	10920	10960	11000	11040	11080	11120	11160	11200	11240	11280
57	10750	10790	10830	10870	10910	10950	10990	11030	11070	11100	11140	11180	11220	11260
58	10730	10770	10810	10850	10890	10930	10970	11010	11050	11090	11130	11170	11210	11250
59	10710	10750	10790	10830	10870	10910	10950	10990	11030	11070	11110	11150	11190	11230
60	10690	10730	10770	10810	10850	10890	10930	10970	11010	11050	11090	11130	11160	11200
61	10670	10710	10750	10790	10830	10870	10900	10940	10980	11020	11060	11100	11140	11180
62	10650	10690	10720	10760	10800	10840	10880	10920	10960	11000	11040	11080	11120	11160
63	10620	10660	10700	10740	10780	10820	10860	10900	10940	10980	11020	11060	11100	11140
64	10600	10640	10680	10720	10760	10800	10840	10880	10920	10960	11000	11030	11070	11110
65	10580	10620	10660	10700	10740	10780	10820	10850	10890	10930	10970	11010	11050	11090
66	10560	10600	10640	10680	10710	10750	10790	10830	10870	10910	10950	10990	11030	11070
67	10540	10570	10610	10650	10690	10730	10770	10810	10850	10890	10930	10970	11000	11040
	27.0	27.1	27.2	27.3	27.4	27.5	27.6	27.7	27.8	27.9	28.0	28.1	28.2	28.3

SICAKLIK (F°)

EK-4 REFERANS TEPKİ KUUVETİ TABLOSU

EK-5 BILGİSAYAR PROGRAMI AKIŞ DİYAGRAMI





EK-6 BILGISAYAR PROGRAMI

```
C   BU PROGRAM J79-19 TURBOJET MOTORUNUN BREMZE DENEMESİ SIRASINDAKI
C   PERFORMANS HESABINI YAPAR.
C
  READ(*,*) T1,D,NF,BB,BD,CIT,CITF
  BF=1.071
  T2=T1-D
  T3=T2*BF*NF
  GB=BB-0.0736*BD
  GCIT=CIT+CITF
10  WRITE(*,10) GB,GCIT
  FORMAT(5X,'BASINÇ = ',F5.2,' inch HG',5X,'CIT = ',F5.2,' ° F')
  READ(*,*) IT
  IF(T3.GE.IT) GO TO 20
  GO TO 50
20  WRITE(*,30) T3
30  FORMAT(5X,'MOTOR UÇAR',5X,'DÜZELTİLMİŞ TEPKİ KUVVETİ = ',
  * F8.2,' lb')
  WRITE(*,*)
  WRITE(*,40) IT
40  FORMAT(5X,'İSTENEN TEPKİ KUVVETİ = ',F8.2,' lb')
  GO TO 80
50  WRITE(*,60) T3
60  FORMAT(5X,'MOTOR UÇAMAZ',5X,'DÜZELTİLMİŞ TEPKİ KUVVETİ = ',
  * F8.2,' lb')
  WRITE(*,*)
  WRITE(*,70) IT
70  FORMAT(5X,'İSTENEN TEPKİ KUVVETİ = ',F8.2,' lb')
80  STOP
  END
```

A) PT2 PROFSUZ YAPILAN DENEY SONUÇLARI:

BASINÇ = 27.37 inch HG CIT = 62.70° F

MOTOR UÇAMAZ DÜZELTİLMİŞ TEPKİ KUVVETİ = 10602.90 lb

İSTENEN TEPKİ KUVVETİ = 10774.00 lb

B) PT2 PROPLU YAPILAN DENEY SONUÇLARI:

BASINÇ = 27.34 inch HG CIT = 64.70° F

MOTOR UÇAMAZ DÜZELTİLMİŞ TEPKİ KUVVETİ = 10602.90 lb

İSTENEN TEPKİ KUVVETİ = 10642.00 lb