

248640

**Gaz Türbinli Motorların
Motor Kontrol Sistemleri
ve
CFM 56-7B Örneği**

Nail ÖZBAYRAKTAR
Yüksek Lisans Tezi

**Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Anabilim Dalı
Şubat - 2004**

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Nail ÖZBAYRAKTAR'ın Gaz Türbinli Motorların Motor Kontrol Sistemleri ve CFM 56-7B Örneği başlıklı Sivil Havacılık Anabilim Dalındaki, Yüksek Lisans tezi 17/02/2004.tarihinde, aşağıdaki jüri tarafından Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

	Adı-Soyadı	İmza
Üye (Tez Danışmanı)	: Prof.Dr.T.Hikmet KARAKOÇ	
Üye	: Doç.Dr. Mustafa CAVCAR	
Üye	: Yrd.Doç.Dr.Suat CANARSLAN	

Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun 17.02.2004 tarih ve ...6/6... sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Enstitü Müdürü

Prof. Dr. Altuğ İFTAR
Fen Bilimleri Enstitüsü
Müdürü

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

GAZ TÜRBİNLİ MOTORLARIN MOTOR KONTROL SİSTEMLERİ ve CFM 56-7B ÖRNEĞİ

Nail ÖZBAYRAKTAR

**Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Anabilim Dalı**

**Danışman: Prof.Dr.T. Hikmet KARAKOÇ
2003, 147 sayfa**

Havayolu işletmecileri ve uçak üreticileri yakıt tasarrufu sağlayan, güvenilirliği arttıran, uçuş ekibi çalışma yükünü ve bakım maliyetlerini azaltan motor kontrol sistemleri geliştirmek için birlikte çalışmışlar. Bu ortak çabalar bir çok motor kontrol sisteminin ortaya çıkmasını sağlamıştır. Her bir motorun ihtiyaç duyacağı motor kontrol sistemleri farklıdır. Bu sebeple bu tezde önce günümüzde kullanılan motor kontrol sistem çeşitleri, bu sistemleri oluşturan ana elemanlar ve bu elemanların sistem içerisindeki görevleri anlatılmış ve çeşitli motorlarda kullanılan kontrol sistemleri tanıtılmıştır. Daha sonra günümüzde hava yolu şirketleri tarafından en çok tercih edilen Boeing 737-800 yeni nesil uçaklarında kullanılan CFM 56-7B motorunun motor kontrol sistemi incelenmiştir. Ayrıca günümüzde mevcut ve gelecekte düşünülen motor performans analiz yöntemi anlatılmıştır. Bu tez ile aynı zamanda Türkçe'ye tam olarak yerleşmemiş motor kontrol sistemi terimleri ile CFM 56-7B motoru motor kontrol sistemi ile ilgili detaylı bilgilere ulaşılabilir.

Anahtar Kelimeler: Hidropnömatik, hidromekanik, elektronik motor kontrol sistemi, CFM 56-7B motor kontrol sistemi, motor performans analizi

ABSTRACT**Master of Science Thesis****ENGINE CONTROL SYSTEMS of GAS TURBINE ENGINES
and
EXAMPLE on CFM 56-7B****Nail ÖZBAYRAKTAR****Anadolu University
Graduate School of Natural and Applied Sciences
Civil Aviation Program****Supervisor: Prof.T. Hikmet KARAKOÇ
2003, 147 pages**

Because of the need to control precisely the many factors involved in the operation of modern gas turbine engines, airlines and manufacturers have worked together to develop engine control systems that prolong engine life, save fuel, improve reliability, reduce flight-crew workload, and reduce maintenance costs. Engine control systems that all one engine needs will be different from others. Because of this reason, firstly engine control systems used engines on today and main components on engine control systems presented and main components' functions in the system are explained at this study and it is presented that various engine control systems. After that it is researched engine control system used on new generation Boeing 737-800 most preferred by airliners on today's. In addition to engine performance analyze system that used on today's and will be used on future is explained. With this study it is assured to engine control system terminology not used on Turkish and detailed information CFM 56-7B engine control system.

Keywords: Hydropneumatic, hydromechanic, electronic engine control system, CFM 56-7B engine control system, engine performance analyze.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	i
ABSTRACT	ii
İÇİNDEKİLER	iii
ŞEKİLLER DİZİNİ	viii
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	xii
1. GİRİŞ	1
#2. GAZ TÜRBİNLİ MOTORLARDA MOTOR TEPKİSİNE ETKİ EDEN FAKTÖRLER	5
2.1. Motor Devir Sayısının Etkisi.....	5
2.2. Egsoz Lülesi Kesit Alanının Etkisi.....	6
2.3. Yakıt Debisinin Etkisi.....	6
2.4. Kompresörden Geçen Hava Debisinin Etkisi.....	6
2.5. Türbin Giriş Sıcaklığının Etkisi.....	7
2.6. Su Enjeksiyonu.....	7
2.7. Uçuş Hızının Etkisi.....	7
2.8. Ram Etkisi.....	8
2.9. Hava Sıcaklığının Etkisi.....	9
2.10. Hava Basıncının Etkisi.....	10
2.11. Uçuş İrtifasının Etkisi.....	10
3. GAZ TÜRBİNLİ MOTORLARDA YAKIT KONTROL PRENSİBİ	12

4. MOTOR KONTROL SİSTEMİ ANA ELEMANLARI (GENEL).....	15
4.1. Ölçme Elemanı.....	16
4.2. Programlama Elemanı.....	16
4.3. Kumanda Elemanı ve Devresi.....	16
5. MOTOR KONTROL SİSTEMLERİNDE KONTROL ÇEVİRİMİ.....	18
6. GAZ TÜRBİNLİ MOTORLARDA KULLANILAN YAKIT KONTROL SİSTEMLERİ.....	21
6.1. Hidromekanik Yakıt Kontrol Sistemi.....	23
6.1.1. Ölçme bölümü.....	25
6.1.2. Hesaplama bölümü.....	26
6.2. Hidropnömatik Yakıt Kontrol Sistemi.....	28
6.2.1. Motor çalıştırma.....	30
6.2.2. Hızlanma.....	31
6.2.3. Ayarlama.....	31
6.2.4. İrtifa dengelenmesi.....	31
6.2.5. Yavaşlama.....	32
6.2.6. Güç türbini sınırlaması.....	32
6.2.7. Durdurma.....	32
6.3. Elektronik Yakıt Kontrol Sistemi.....	32
6.3.1. Denetleyici elektronik motor kontrol sistemi (Supervisory Electronic Engine Control System-SEECs).....	36
6.3.2. Tam yetkili elektronik motor kontrol sistemi (Full Authority Electronic Engine Control - FADEC).....	37
6.4. Artyanma Yakıt Kontrol Sistemleri.....	39

7. MOTOR HAVA AKIŞ KONTROLÜ.....	43
7.1. Türbin Boşluk Kontrol Sistemi.....	44
7.2. Kompresör Hava Akış Kontrol Sistemi.....	44
8. GAZ TÜRBİNLİ MOTORLARDA KULLANILAN YAKIT KONTROL SİSTEMLERİ İÇİN BAZI ÖRNEKLER (GENEL).....	46
8.1. J85-13 Motoru Yakıt Kontrol Sistemi.....	46
8.2. CF6-6 Motoru Yakıt Kontrol Sistemi.....	50
8.3. J57 Motoru Yakıt Kontrol Sistemi.....	53
8.4. CF6-80 Motoru Yakıt Kontrol Sistemi.....	54
9. CFM 56-7B MOTORU MOTOR KONTROL SİSTEMİNİN İNCELENMESİ.....	57
9.1. Motor Yakıt Dağıtım Sistemi.....	59
9.1.1. Yakıt pompa tertibatı.....	60
9.1.2. Yakıt filtresi.....	60
9.1.3. IDG yakıt/yağ soğutucusu.....	61
9.1.4. İç hat yakıt filtresi.....	62
9.1.5. Yakıcı kademe valf.....	62
9.1.6. Yakıt manifoldları ve yakıt memesi.....	65
9.1.7. Servo yakıt ısıtıcısı.....	66
9.1.8. Yakıt dağıtım sisteminin fonksiyonel anlatımı.....	67
9.2. Motor Yakıt Kontrol Sistemi.....	70
9.2.1. Elektronik motor kontrolü (EEC).....	78
9.2.2. EEC alternatörü.....	85
9.2.3. EEC'nin elektriksel güç ikmali.....	87
9.2.4. EEC operasyonu.....	88

9.2.5. Hidromekanik unite (Hydromechanic Unit-HMU).....	88
9.2.6. Motor tanımlandırma fişi (Rating Plug).....	93
9.2.7. PT ₂₅ sensörü.....	94
9.2.8. T ₁₂ sensörü.....	95
9.2.9. T ₃ sensörü.....	96
9.2.10. Yüksek basınç türbini aktif açıklık kontrol (HPTACC) sensörü.....	97
9.2.11. Motor kontrol ışığı ve EEC sivici.....	97
9.2.12. Motor yakıt kontrol sisteminin fonksiyonel anlatımı.....	100
9.2.13. Yakıt kontrol sisteminin çalışması.....	105
9.3. Motor Yakıt Gösterge Sistemi.....	106
9.3.1. Motor yakıt gösterge sisteminin fonksiyonel anlatımı.....	109
9.4. Motor Hava Akış Kontrol Sistemi.....	110
9.4.1. Yüksek basınç türbini aktif açıklık kontrolü (High Pressure Turbine Active Clearance Control-HPTACC).....	114
9.4.2. Alçak basınç türbini aktif açıklık kontrolü (Low Pressure Turbine Active Clearance Control-LPTACC).....	117
9.4.3. Değişken açılı sabit kanatçık (Variable Stator Vanes -VSV) sistemi.....	119
9.4.4. Değişken hava akış valf (Variable Bleed Valve -VBV) sistemi.....	122
9.4.5. Geçici hava akış valfi (Transient Bleed Valve-TBV).....	124
9.5. Motor Rolanti Devir Kontrolü.....	126
9.6. Motor Tepki Kontrolü.....	128
10. MOTOR PERFORMANS ÖN İZLEME KONTROLÜ (CFM).....	131

11. SONUÇ.....	136
EKLER.....	138
SÖZLÜK.....	141
KAYNAKÇA.....	146

ŞEKİLLER DİZİNİ

2.1. Motor devir sayısının tepki kuvvetine etkisi.....	6
2.2. Uçak hızının tepki kuvvetine etkisi.....	8
2.3. Ram etkisi iki faktörün bileşiminden meydana gelir.....	8
2.4. Toplam etki; uçuş hızının etkisi ile ram basınç etkisinin bileşkesidir.....	9
2.5. Hava sıcaklığının tepki kuvvetine etkisi	
Sıcak ve soğuk günlerde tepki kuvveti %20 oranında değişebilir.....	10
2.6. Hava basıncının tepki kuvvetine etkisi.....	10
2.7. İrtifanın tepki kuvvetine etkisi.....	11
2.8. Pratt&Whitney JT15D-5 turbofan motorundaki tepki kuvveti değişimi.....	11
3.1. Yakıt kontrol ünitesinin çalışması (Genel).....	14
4.1. Motor kontrol sisteminin motor/uçak etkileşimi.....	15
5.1. Açık çevrim.....	18
5.2. Kapalı çevrim.....	18
5.3. Açık çevrim örneği-Arabanın yakıt sistemi.....	19
5.4. Kapalı çevrim örneği	
Gaz türbinli motorda egsoz sıcaklığının sınırlandırılması.....	19
5.5. Gaz türbinli motorda fan devrinin programa göre ayarlanması.....	20
6.1. Hidromekanik yakıt kontrol ünitesi.....	24
6.2. Hidromekanik yakıt kontrol sisteminin yakıt pompası, ana ölçüm valfi, basınç düzenleme valfi ve yakıt kapatma valfini içeren yakıt ölçme bölümü.....	26
6.3. Yakıt kontrol sisteminin pilot servo valf, hız düzenleyici (governor) ve iki basınç algılayıcı körükten oluşan hesaplama bölümü.....	27

6.4. PT6 motor ve pervane kontrol sistemi.....	29
6.5. PT6 turboprop motorlarda kullanılan hidropnömatik yakıt kontrol sistemi.....	30
6.6. Bir EEC' nin iç yapısı.....	34
6.7. Elektronik motor kontrol sistemleri tüm parametreleri tam, doğru olarak ölçen, maksimum verimlilik, güvenilirlik ve yakıt ekonomisi sağlayan sinyaller üreten bilgisayar içerir.....	35
6.8. Artyanma yakıt kontrol ünitesi.....	40
6.9. Hidrolik olarak çalışan artyanmalı lüle sistemi.....	41
6.10. J85-13 artyanma sistemi.....	42
8.1. J85-13 ana yakıt sistemi.....	47
8.2. J85-13 motoru yakıt pompası ve filtresi.....	48
8.3. J85-13 motoru ana yakıt sistemi bölümleri.....	49
8.4. J85-13 motoru yüksek devir düzenleyicisi.....	49
8.5. CF6-6 motorunun yakıt kontrol sistemi.....	51
8.6. CF6-6 motorunun ana yakıt pompası.....	51
8.7. CF6-6 motorunda basınçlandırma ve boşaltma valfi.....	52
8.8. CF6-6 motoru yakıt sistemi yakıt manifold tertibatı ve yakıt memesi.....	52
8.9. J57 motoru yakıt kontrol sistemi.....	54
8.10. CF6-6 motorunun yakıt kontrol sistem şematığı.....	56
9.1. CFM 56-7B motoru.....	57
9.2. Motor yakıt ve kontrol sisteminin alt sistemleri.....	58
9.3. Motor yakıt dağıtım sisteminin elemanları.....	59
9.4. Yakıt pompa tertibatı ve yakıt filtresi.....	61
9.5. IDG yağ / yakıt soğutucusu.....	62
9.6. İç hat yakıt filtresi.....	62

9.7. Yakıcı kademe valfi.....	63
9.8. BSV' nin fonksiyonel anlatımı.....	64
9.9. Yakıt manifoldları ve yakıt memeleri.....	65
9.10. Servo yakıt ısıtıcısı.....	67
9.11. Motor yakıt dağıtım sistemi.....	68
9.12. Motor yakıt dağıtım sisteminin fonksiyonel anlatımı.....	69
9.13. Motor yakıt kontrol sistemi bilgi akışı.....	73
9.14. Motor yakıt ve kontrol sisteminin uçak sistemleri ile dijital ve analog bilgi alışverişi.....	75
9.15. Elektronik motor kontrol (EEC)' nin elektriki bağlantıları.....	80
9.16. EEC.....	81
9.17. EEC alternatörü.....	86
9.18. EEC alternatörü.....	86
9.19. EEC elektriksel güç ikmalinin fonksiyonel anlatımı.....	87
9.20. Hidromekanik ünite (HMU).....	89
9.21. HMU.....	90
9.22. HMU fonksiyonel anlatımı.....	92
9.23. Tanımlandırma fişi (identification plug).....	93
9.24. PT ₂₅ sensörü.....	94
9.25. T ₁₂ sensörü.....	95
9.26. T ₃ sensörü.....	96
9.27. HPTACC sensörü.....	97
9.28. Motor kontrol ışığı ve EEC sivici.....	98
9.29. Motor yakıt kontrol sisteminin fonksiyonel anlatımı.....	101
9.30. Motor yakıt gösterimi genel gösterimi.....	107

9.31. Motor yakıt gösterge sisteminin fonksiyonel anlatımı.....	109
9.32. Motor hava akış kontrol sistemi hava kaynakları.....	111
9.33. Motor hava akış kontrol sistemi fonksiyonel anlatımı.....	113
9.34. HPTACC sistemi genel gösterimi.....	115
9.35. HPTACC fonksiyonel anlatımı.....	116
9.36. LPTACC sistemi genel gösterimi.....	118
9.37. LPTACC sistemi fonksiyonel anlatımı.....	119
9.38. VSV sistemi elemanları.....	120
9.39. VSV sisteminin fonksiyonel anlatımı.....	121
9.40. VBV sistemi elemanları.....	122
9.41. VBV sisteminin fonksiyonel anlatımı.....	124
9.42. TBV sistemi.....	125
9.43. TBV sistemi fonksiyonel anlatımı.....	125
9.44. Rölanti devri (idle) kontrol mantığı.....	127
9.45. Tepki kontrol mantığı.....	129
10.1. Gelişmiş uçak performans analiz yöntemi.....	133

SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

A/B	:Art yanma (After burner)
A/C	:Hava taşıtı, uçak (Aircraft)
AD	:Uçuşa elverişlilik yönergesi (Airworthiness Directive)
ADIRU	:Hava veri dahili referans ünitesi (Air Data Internal Reference Unit)
AGB	:Aksesuar dişli kutusu (Accessory Gearbox)
ALF	:Motora arkadan öne bakmak (Aft Looking Forward)
ALTN	:Alternatif (Alternate)
AMM	:Uçak bakım manueeli (Airplane Maintenance Manuel)
AOG	:Uçak yerde (Aircraft on Ground)
A/P	:Uçak (Airplane)
ASM	:Otomatik gaz kelebeği servo-motoru (Autothrottle Servo-Motor)
A/T	:Otomatik gaz kelebeği (Autothrottle)
BITE	:Dahili sistem testi (Built In Test Equipment)
BSV	:Yakıcı kademe valfi (Burner Staging Valve)
C	:Sıcaklık birimi, derece (Celcius/Centigrate)
CAS	:Kalibre edilmiş hava hızı (Calibrated Air speed)
CB	:Akım kesici (Circuit Breaker)
CCDL	:Çapraz, karşılıklı veri bağlantısı (Cross Channel Data Link)
CDP	:Kompresör çıkış basıncı (Compresor Discharge Pressure)
CDS	:Ortak gösterge sistemi (Common Display System)
CDU	:Kontrol gösterge ünitesi (Control Display Unit)
CFMI	:Uluslararası ticari fan motoru (Commercial Fan Motor International)
CH A/B	:Kanal A ve B (Channel A and B)
CHAP	:Bölüm (Chapter)
CIP	:Kompresör giriş basıncı (Compressor Inlet Pressure)
CIT	:Kompresör giriş sıcaklığı (Compressor Inlet Temperature)

cm	:Santimetre
CONT	:Devamlı (Continuous)
CSD	:Sabit hız sürücüsü (Constant Cspeed Drive)
CSI	:Bir parçanın yerleşimden itibaren kullanım frekansı (Cycle Since Installation)
CTRL	:Kontrol, kumanda
DEU	:Elektronik gösterge ünitesi (Display Electronics Unit)
DCV	:Yön kontrol valfi (Directional Control Valve)
DOD	:Yerel madde hasarı (Domestic Object Damage)
DMD	:Talep (Demand)
EAU	:Motor aksesuar ünitesi (Engine Accessory Unit)
EBU	:Motor yapılandırma ünitesi (Engine Buildup Unit)
ECS	:Çevre kontrol sistemi (Enironmental Control System)
EE	:Elektronik teçizat (Electronic Equipment)
EEC	:Elektronik motor kontrolü (Electronic Engine Control)
EGT	:Egsoz gaz sıcaklığı (Exhaust Gas Temperature)
EHSV	:Elektrohidrolik servo valf (Electrohydraulic Servo Valve)
ELEC	:Elektrik
ENG	:Motor (Engine)
ESN	:Motor seri numarası (Engine Serial Number)
F	:Sıcaklık birimi, fahrenheit (Fahrenheit)
F/I	:Uçuş rölantisi (Flight Idle)
FADEC	:Tam yetkili dijital elektronik kontrol (Full Authority Digital Electronic Control)
FCC	:Uçuş kumanda bilgisayarını (Flight Control compitür)
FDAU	:Uçuş veri toplama ünitesi (Flight Data Acquisition Unit)
FDR	:Uçuş veri kaydedicisi (Flight Data Recorder)
FF	:Yakıt akışı (fuel flow)

FFCCV	:Fan gövdesi kompresör muhafaza dikey sensörü (Fan Frame Compressor Case Vertical Sensor)
FIM	:Hata giderme el kitabı (Fault Isolation Manuel)
FIT	:Fan giriş sıcaklığı (Fan Inlet Temperature)
FLA	:Önden arkaya bakış (Forward Looking Aft)
FLT	:Uçuş (Flight)
FMC	:Uçuş yönetim bilgisayarı (Flight Management Computer)
FMCS	:Uçuş yönetim bilgisayar sistemi (Flight Management Computer System)
FMV	:Yakıt ölçüm valfi (Fuel Metering Valve)
FN	:Net thrust
FOD	:Yabancı nesne hasarı (Foreing Object Damage)
FQIS	:Yakıt miktar gösterge sitemi (Fuel Quantity Indicating System)
ft	:Feet
FWD	:Ön (Forward)
g in	:gram inch
G/I	:Yer rölantisi (Ground Idle)
GEM	:Yer-temelli motor izlemesi (Ground-Based Engine Monitoring)
GPH	:Saattaki galon miktarı (Gallons Per Hour)
GPM	:Dakikadaki galon miktarı (Gallons Per Minute)
GRD,GND	:Yer (ground)
GSE	:Yer destek teçizatı (Ground Support Equipment)
HIV	:Hidrolik izolasyon valfi (Hydraulic Isolation Valve)
HMU	:Hidromekanik ünite (Hydromechanical Unit)
HPC	:Yüksek basınç kompresörü (High Pressure Compressor)
HPCR	:Yüksek basınç kompresör rotoru (High Pressure Compressor Rotor)
HPSOV	:Yüksek basınç kapama valfi (High Pressure Shutoff Valve)
HPT	:Yüksek basınç türbini (High Pressure Turbine)

HPTACC	:Yüksek basınç türbin aktif boşluk kontrolü (High Pressure Turbine Active Clearance Control)
HPTCCV	:Yüksek basınç türbin aktif boşluk kontrol valfi (High Pressure Turbine Clearance Control Valve)
HPTR	:Yüksek basınç türbin rotoru (High Pressure Turbine Rotor)
I/O	:Girdi/Çıktı (Input/Output)
IAS	:Görüntülenen hava hızı (Indicated Air Speed)
IDG	:Birleştirilmiş sürücü jeneratörü (Integrated Drive Generator)
IFSD	:Uçuşta motor kapama (In-Flight Shutdown)
IGB	:Giriş dişli kutusu (Inlet Gearbox)
in	:İnç
INBD	:İç taraf (Inboard)
Ind	:Gösterge (Indication)
IPC	:Resimli parça kataloğu (Illustrated Parts Catalog)
ISV	:İzolasyon valfi (Isolation Valve)
J	:Bağlantı noktası (Junction)
K	:Kelvin
Kg	:Kilogram
KPH	:Bir saatte motorun harcadığı yakıt miktarı (Kilo per hour)
L/H	:Sol taraf (Left hand)
L/E	:Hücum kenarı (Leading Edge)
Lbs	:Pound
LP	:Düşük basınç (Low Pressure)
LPC	:Düşük basınç kompresörü (Low Pressure Compressor)
LPT	:Düşük basınç türbini (Low Pressure Turbine)
LPTACC	:Düşük basınç türbini aktif boşluk kontrolü (Low Pressure Turbine Active Clearance Control)
LRU	:Hatta değiştirilebilir ünite (Line Replaceable Unit)

LVDT	:Lineer değişken diferansiyel güç çeviricisi (Linear Variable Differential Transducer)
M	:Bakım (Maintenance)
MCD	:Manyetik çip detector
MISC	:Çeşitli, türlü (Miscellaneous)
Mo	:Mach sayısı
N_1	:Alçak basınç kompresörünün rotor hızı
N_2	:Yüksek basınç kompresörünün rotor hızı
NG	:Yeni nesil (Next Generation)
OAT	:Dış hava sıcaklığı (Outside Air Temperature)
OD	:Dış çap (Outside Diameter)
OSG	:Aşırı hız düzenleyici (Overspeed Governor)
P	:Basınç (pressure)
P	:Panel
Pb	:Bypass basıncı
PDL	:Portatif veri yükleyicisi (Portable Data Loader)
PO	:Uçak statik hava basıncı (Aircraft Static Air Pressure)
Prox	:Yakınlık (proximity)
PT	:Uçak toplam hava basıncı (Aircraft Total Air Pressure)
psid	:Fark basıncı birimi (Pound-Per-Square-Inch Differential)
PWR	:Güç (power)
QAD	:Hızlı bağlantı sökmü (Quick Attach Detach)
R/H	:Sağ taraf (right)
REF	:Referans
RPM	:Dakikadaki dönüş sayısı (Revolutions Per Minute)

RTO	:Pist başında uçağın kalkışının son anda iptali (Rejected Take Off)
RUN	:Çalışma,
RVDT	:Döner değişken diferansiyel güç çeviricisi (Rotary Variable Differential Transducer)
Sn	:Saniye (Seconds)
SAV	:Starter hava valfi (Starter Air Valve)
SFC	:Özgül yakıt sarfiyatı (Specific Fuel Consumption)
SN	:Seri numarası
Styb	:Yedekte çalışmadan hazır beklemek (Standby)
SW	:Anahtar, sivic (Switch)
Sync	:Senkronizasyon, eş çalışma (Synchronizing)
Sys	:Sistem
T	:Sıcaklık (Temperature)
T ₃	:Kompresör çıkış hava sıcaklığı (Compressor Discharge Air Temperature)
T ₁₂	:Fan giriş toplam hava sıcaklığı (Fan Inlet Total Air Temperature)
T ₂₅	:HCP giriş hava sıcaklığı (HCP Inlet Air Temperature)
T _{49,5}	:Eksoz gaz sıcaklığı (EGT)
Tach	:Takometre (tachometer)
TAI	:Isıl buz önleme (Thermal Anti-Ice)
TAT	:Toplam hava sıcaklığı (Total Air Temperature)
TBV	:Geçici hava akış valfi (Transient Bleed Valve)
TCCV	:Türbin boşluk kontrol valfi (Turbine Clearance Control Valve)
T/L	:Gaz kolu (Thrust Lever)
TLA	:Gaz kolu açısı (Thrust Lever Angle)
TLR	:Gaz kolu açısı limitleyici (Thrust Lever Angle Resolver)
T/P sensor	:Sıcaklık/basınç sensörü (Temperature/Pressure Sensor)
T/R	:Tepki yön çeviricisi (Thrust Reverser)

TRA	:Tepki yön çevirici açısı (Thrust Resolver Angle)
TRF	:Türbin arka çerçevesi (Turbine Rear Frame)
UTC	:Uluslararası zaman koordinatı (Universal Time Coordinate)
Vib	:Titreşim (Vibration)
VBV	:Değişken hava akış (boşaltım) valfi (Variable Bleed Valve)
VSV	:Değişken açılı sabit kanatçık (Variable Stator Vane)
Wf	:Yakıt veya yakıt akışının ağırlığı

1. GİRİŞ

Günümüzde kullanılan son model araçlar seyir kontrol sistemiyle donatılmışlardır. Bu otomatik özellik, sürücünün arzu edilen hızı ayarladıktan sonra koltuğuna yaslanıp sürüşün keyfini çıkarmasını sağlar. Seyir kumandası, yokuş yukarı çıkarken meydana gelen durumları düzeltmek ve seyir sırasında motorda meydana gelen değişimleri en aza indirmek için motor gücünü ayarlar. Seyir kumandası bu işlemle yakıt verimi artırır. Gaz türbinli motorlarda daha gelişmiş, benzer sistemler kullanılmaktadır.

Gaz türbinli motorlar, özellikle uçuş sırasında hızlı bir şekilde değişen çevre şartlarında çalışmaktadır. Bu değişken çevre şartları altında motorlardan, pilotun gaz kolu ile belirlemiş olduğu referansa göre belirli bir güç üretmesi beklenir. Ancak kontrol dışında bulunan çevre etkenleri nedeni ile motorun istenen referans değerinde verimli olarak çalışması mümkün olmayabilir. Motorun devir, egsoz gazı sıcaklığı v.b. gibi parametrelerini gözleyen, uygun yakıt/hava oranını hesaplayan ve istenen referans değerine en kısa zamanda ulaşmasını sağlayan sistemlere motor kontrol sistemleri adı verilir.

Otomobillerdeki seyir kontrol sistemleri gibi uçaklarda da motor kontrol sistemleri uçuş işlemlerinin güvenilirliğini ve verimini artırır. Motor kontrol sistemleri gaz kollarının kumandasını sağlayan bir otomatik tepki yönetici sistemidir. Otomatik tepki sistemleri 40 yıldan beri ticari havacılığın içindedir ve bu endüstri içindeki bir çok sistem gibi bu sistemin de evrimi çok önemlidir.

Motor kontrol sistemi, herhangi bir uçak manevrası için gereken yeterli tepkiyi sağlayabilmek için pilotla aynı bilgiye ihtiyaç duyar. Bu veriler, motor mekaniğini kapsadığı gibi ısı sınırlandırmaları, verilen sıcaklık ve basınç durumları için gerekli tepki ayarlarını, kalkış, tırmanma, düz uçuş, alçalma ve iniş gibi uçağın durumlarını da içerir.

Çok fonksiyonlu kritik olmayan olaylar için güvenlik modu kaybını, sistem doğru şekilde çalışmadığında otomatik olarak kesilmesini sağlayan sistemler de motor kontrol sistemlerinde mevcuttur. Ayrıca pilot motor güç seçimini kendi üstüne geçirmek istediğinde elle kumandasına izin veren bazı

otomatik bir kısmı da uçuş mürettebatı tarafından kullanılan güvenlik cihazları da mevcuttur.

Türbin motor gücü çok değişik yollarla belirlenir. Diğer uygulamalar motor basınç oranını (EPR) kullanırken turbofan motorları çoğunlukla fan devrini kullanır.

Motor kontrol sistemi içinde kullanılan komponentler tepki bilgisayarının değişik bir şeklini içerir. Bu komponentler elektronik motor kontrolünü (Electronic Engine Control-EEC) içeren dahili bir cihaz veya tek başına bir bilgisayar olabilir. Hatta temel otomatik uçuş sistemine ilave edilmiş bir devre bile olabilir. Motor kontrol sistemlerinde servo akçüatörler, güç kollarını hareket ettirmek için sıkça kullanılır. Bu özellik, otomatik gaz kolu sistemi tarafından başlatılan güç değişimlerine karşılık gaz kollarının fiziksel olarak hareket etmesi anlamına gelir [1].

Pilotlar motorları motor kontrol sistemleri aracılığı ile kontrol eder. Gaz kolu vasıtası ile pilot, motor kontrol sistemine ne kadar tepki istediğini bildirir. Motor kontrol sistemi de bazı değişkenleri okuyarak (gaz kolu hareketi, hava sıcaklığı ve basıncı, motor devri, motor sıcaklığı ve kompresör basıncı gibi...) istenen tepkiyi temin eder ve motorun çalışma limitlerini aşmayacak uygun yakıt ve hava akışını sağlar.

Motorda yakıt akışının değişmesi sonucu, yanma sıcaklığı artar veya azalır. Eğer yakıt akışı arttırılırsa yanma odasından geçen gazın sıcaklık ve basıncı artarak türbin ve kompresörü etkiler. Bu işlem ile yanam odası ve türbin lülesi daha yüksek sıcaklık ve basınca maruz kalır. Yanma odasında meydana gelen bu yüksek sıcaklıktan dolayı türbin daha yüksek devirde dönmeye zorlanır. Türbinden etkilenen kompresör de yenmesi gereken ilave basınca rağmen ivmelenir ve motora daha fazla hava alınır. Böylece yakıt akışının arttırılması tepkinin artmasıyla sonuçlanır. Yakıt akışının azalmasıyla da yanma sıcaklığı düşer ve tepki azalır.

Türbin giriş sıcaklığı, motorun çalışmasını sınırlayan en önemli faktördür. Bu nedenle, motorlarda tepki dereceleri türbin ve yanma odasında

kullanılan malzemelerin izin verdiği türbin giriş sıcaklığını esas alınarak belirlenir.

Isıl verimliliği ve maksimum tepkiyi sağlayabilmek için türbin giriş sıcaklığı müsaade edilebilirlik sınırında tutulur. Fakat, bu sıcaklık direk olarak ölçülemez. Bu ölçümü almak önemlidir. Ancak teknik sınırlılıklar nedeni ile değişik durumlarda oluşan türbin giriş sıcaklığı için şemalar üretilmiştir.

Modern uçaklarda motor, gaz kolundan motor kontrol sistemine elektronik sinyaller gönderilerek (fly by wire) kumanda edilmektedir. Turbojet ve turbofan motorlarda tepki, motorun dakikadaki devir sayısının (revolution per minute-rpm) değiştirilmesi ile kontrol edilir. Soğuk günlerde, mümkün olan en yüksek tepkiyi elde edebilmek ve sıcak günlerde sıcak hava şartlarına rağmen motoru koruyabilmek için türbin giriş sıcaklığını sabit değerde tutarak devir sayısını değiştirebilmek gerekir. Bu, motor kontrol sisteminin görevidir.

Motor kontrol sistemleri, kompresör giriş sıcaklığı, kompresör devri ve kompresör çıkış basıncı gibi bir çok parametreyi ölçer. Bu parametreler, belirli bir yakıt akış miktarı için motorun üreteceği tepkiyi doğrudan etkiler. Pilottan belirli tepki için gaz koluna bir kumanda geldiği zaman motor kontrol sistemi bu parametreleri değerlendirir ve gerekli yakıt miktarını ayarlar. Gaz kolu aynı konumda kaldığı müddetçe motor kontrol sistemi, değişken çevre şartlarına göre ölçtüğü parametreleri referans alarak yakıt ve hava akışını ayarlayıp tepkiyi sabit tutar.

Motoru değişken çevre şartlarına göre stabil olarak çalıştırmak, motor kontrol sisteminin sorumluluğunun sadece bir kısmıdır. Motor ivmelendirileceği zaman türbine stabil durumdan daha fazla enerji sağlanmalıdır. Ancak yakıt akışı çok hızlı arttırılırsa aşırı zengin karışım oluşur. Bu da, aşırı yüksek türbin giriş sıcaklığına veya kompresör stoluna ya da alev sönmesine (flame out) sebep olabilir. Motor kontrol sistemi yakıt/hava oranını öyle sınırlar dahilinde tutmalıdır ki; motor ivmelenmesi (acceleration) veya motor devir azalması (deceleration) sırasında alev sönmesi olmasın, egsoz çıkış sıcaklığı (Exhaust Gas Temperature-EGT) artmasın, stol meydana gelmesin [2].

Motor kontrol sisteminin sağlaması gereken temel görevler genelleştirilebilir. Fakat günümüzde kullanılan bir çok motor ve bu motorlar için geliştirilen kontrol sistemleri mevcuttur. Her bir motorun ihtiyaç duyacağı motor kontrol sistemleri motorun dizayn özelliklerine bağlı olarak değişir. Bu sebeple motor kontrol sistemlerinin anlayabilmek için çeşitli motorlarda kullanılan motor kontrol sistemlerini, bu sistemleri oluşturan ana elemanları ve bu elemanların sistem içerisindeki görevlerini bilmek gerekir.

2. GAZ TÜRBİNLİ MOTORLARDA MOTOR TEPKİSİNE ETKİ EDEN FAKTÖRLER

Gaz türbinli motor, diğer tip motorlara göre motor tepkisine etki eden değişkenlere daha fazla duyarlıdır. Bu değişkenler iki guruba ayrılır:

I- Tasarım ve motor çalışma karakteristiklerine bağlı olan değişkenler

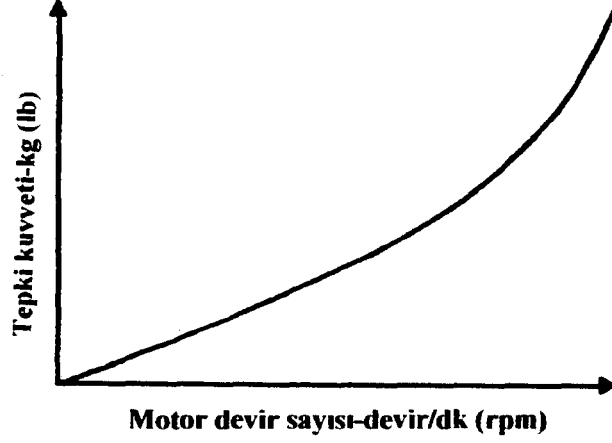
- 1- Motor devir sayısı,
- 2- Egsoz lülesi kesit alanı,
- 3- Yakıt debisi,
- 4- Kompresörden geçen havanın debisi,
- 5- Türbin giriş sıcaklığı,
- 6- Su enjeksiyonunun kullanımı.

II- Uçuş ortamına bağlı değişkenler

- 1- Uçağın hızı (ram basınç artışı),
- 2- Hava sıcaklığı,
- 3- Hava basıncı,
- 4- Havadaki nem miktarı.

2.1. Motor Devir Sayısının Etkisi

Şekil 2.1' de gösterildiği gibi düşük devirlerde, yüksek devirlerdekine göre çok küçük bir tepki kuvveti üretilmektedir. Ayrıca büyük devirlerde yapılan küçük devir değişiklikleri, tepki kuvvetinde de büyük değişikliklere neden olmaktadır. Kompresör tarafından sağlanan hava miktarı, motor devrinin bir fonksiyonudur.



Şekil 2.1. Motor devir sayısının tepki kuvvetine etkisi [3]

2.2. Egsoz Lülesi Kesit Alanının Etkisi

Uçak imalatında en önemli konulardan birisi de egsoz lülesinin tasarımıdır. Çünkü gaz türbinli motorun performansı, egsoz lülesi kesit alanındaki küçük değişikliklere bile aşırı derecede hassastır. Örneğin; tipik bir motorun egsoz lülesi çapındaki 3 mm' lik bir değişiklik kalkış tepki kuvvetinde yaklaşık 60 kgf' lik değişikliğe neden olur. Günümüzdeki uçakların uygun egsoz lülesi kesit alanı ve tipleri, lüle sıcaklığını da kontrol etmek koşulu ile çeşitli deneyler sonucu tesbit edilmektedir.

2.3. Yakıt Debisinin Etkisi

Yakıt debisinin artması, yanma sonu gazının hızını arttıracak ve dolayısı ile tepki kuvveti artacaktır. Bu artış, yanma odası ve türbindeki sıcaklığı yükselteceğinden, malzeme faktörü ile sınırlıdır.

2.4. Kompresörden Geçen Hava Debisinin Etkisi

Kütlesel hava debisi üzerinde çok sayıda faktörün etkisi vardır. Bunlardan en önemlileri:

- 1- Hava sıcaklığı,
- 2- Hava basıncı

olup, bu faktörler motora giren havanın yoğunluğunu belirlerler. Ayrıca motor devir sayısı konusundaki incelemede de görüldüğü gibi, kütleli hava debisi motor devir sayısı ile orantılı olarak artmakta, bunun sonucunda tepki kuvvetinde de bir artış meydana gelmektedir. Fakat soğutma, uçak kabin içi iklimlendirme gibi amaçlar ile kompresörden alınıp kullanılan hava, bir miktar tepki kuvveti kaybına neden olur.

2.5. Türbin Giriş Sıcaklığının Etkisi

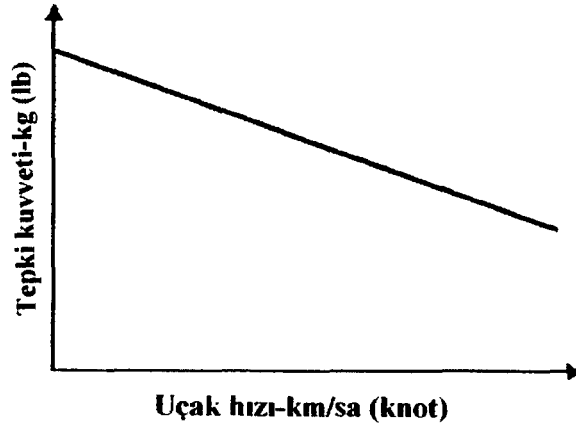
Türbin giriş sıcaklığının artışı, hava akışının hızını arttıran bir faktördür. Dolayısı ile gazlar, lüle çıkış hızını artırıp tepki kuvvetine olumlu yönde katkı yapar. Fakat türbin giriş sıcaklığı malzemenin ısıya dayanıklılığı ile sınırlıdır. Özellikle 9 145 m (30 000 ft)' nin üzerindeki irtifalarda türbin giriş sıcaklığındaki ani artışlar performans kaybına neden olabilir. Bunun nedeni, türbin sıcaklığının malzemenin dayanacağı limit değerini geçmesinin önlenmesi amacı ile yakıt debisinin otomatik olarak azaltılmasıdır. Gaz türbinli motorun yakıt sisteminde bulunan yakıt kontrol ünitesi, yakıt akışını türbin sıcaklığına bağlı olarak otomatik bir şekilde kontrol eder.

2.6. Su Enjeksiyonu

Kompresörde yapılan su enjeksiyonu, akan havanın sıcaklığını düşürerek hava debisi ve sıkıştırma oranında bir artış sağlar. Böylece tepki kuvveti doğrudan artar.

2.7. Uçuş Hızının Etkisi

Yer test cihazına bağlı olan veya yerde hareketsiz duran uçaktaki bir motor, dışarıdaki havayı emer ve sıfır hızdan motorun jet lülesindeki egsoz hızına ivmelendirilir. Ancak; uçak harekete geçtiği zaman uçağın hızından dolayı motora giren havanın hızı da artar. Şekil 2.2' de gösterildiği gibi motora giren havanın hızı arttıkça tepki kuvveti de orantılı olarak azalır.

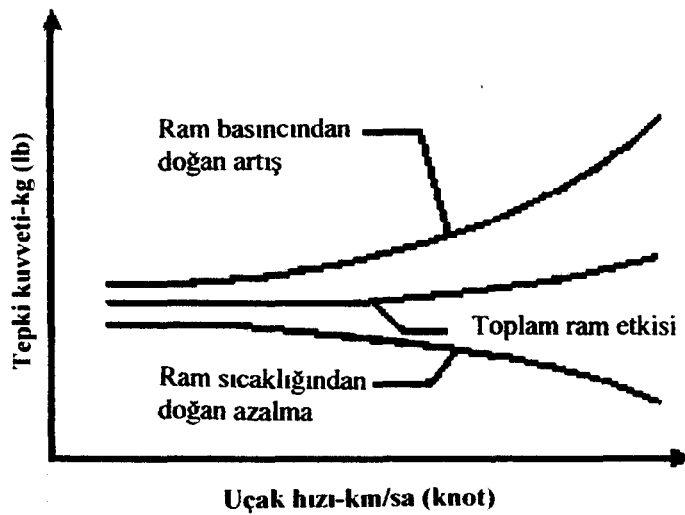


Şekil 2.2. Uçak hızının tepki kuvvetine etkisi [3]

2.8. Ram Etkisi

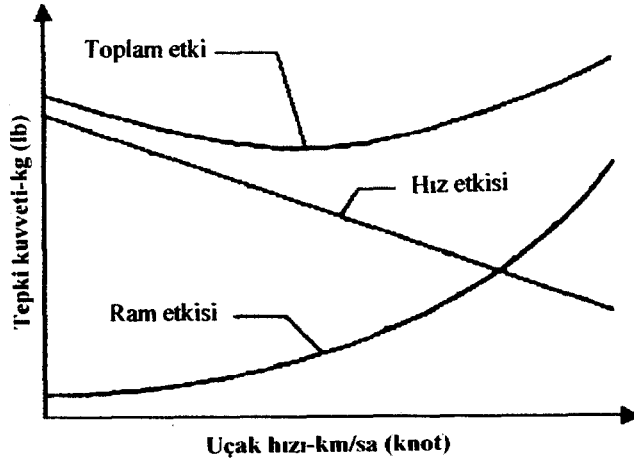
Bir hava alığının, hava içerisinde ileriye doğru hareketi sonucunda motora giren havanın basıncında meydana gelen artışa ram etkisi adı verilir. Ram etkisi motora giren havanın miktarını artırır, dolayısıyla tepki kuvvetinde de bir artış meydana gelir.

Yüksek uçuş hızlarında, motora giren havanın basıncındaki artışa ilaveten büyük miktarlarda bir sıcaklık artışı da meydana gelmektedir. Motora giren hava miktarı ise basınç artışı ile doğru orantılı iken sıcaklık artışının kare kökü ile ters orantılıdır. Şekil 2.3' de ram etkisinden dolayı tepki kuvvetinde oluşan toplam ram etkisi görülmektedir.



Şekil 2.3. Ram etkisi iki faktörün bileşiminden meydana gelir [3]

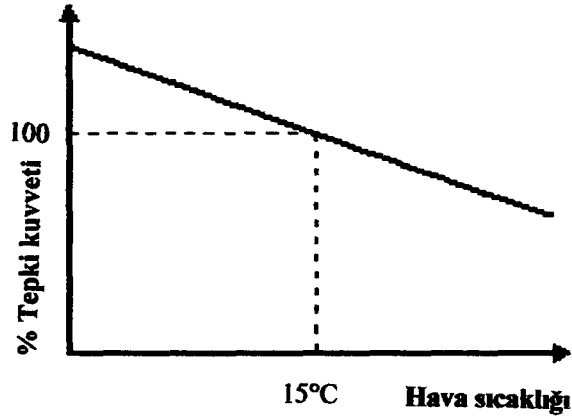
Daha önce de açıklandığı gibi, artan hava hızı tepki kuvvetini azaltıcı rol oynarken ram etkisi tepki kuvvetini arttırmaktadır. Bu iki farklı etkenin bir araya gelmesi sonucunda, net tepki kuvvetinde çok büyük miktarlarda olmasa da bir artış görülmektedir (Şekil 2.4).



Şekil 2.4. Toplam etki; uçuş hızının etkisi ile ram basınç etkisinin bileşkesidir [3]

2.9. Hava Sıcaklığının Etkisi

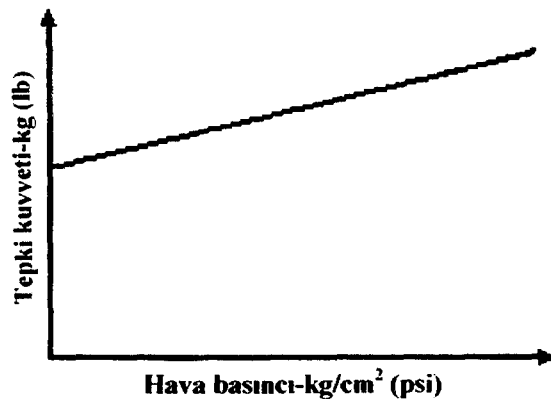
Gaz türbinli motorlar hava sıcaklığındaki değişimlere karşı çok duyarlıdır. Tepkili motorların anma tepki kuvvetleri 15 °C standart sıcaklık için verilir. Eğer motor, standart sıcaklık değerinden daha büyük sıcaklıklarda çalışıyorsa daha düşük tepki kuvveti üretir. Buna karşılık olarak, standart gün koşullarından daha soğuk havada çalışan bir motor daha büyük bir tepki üretir. Bunun nedeni, soğuk havada yoğunluğun artması, dolayısı ile kompresörden geçen hava debisinin artması; sıcak havada yoğunluğun azalması, dolayısı ile kompresörden geçen hava debisinin azalmasıdır. Şekil 2.5' de hava sıcaklığının tepki kuvveti üzerine etkisi görülmektedir.



Şekil 2.5. Hava sıcaklığının tepki kuvvetine etkisi
Sıcak ve soğuk günlerde tepki kuvveti %20 oranında değişebilir [3]

2.10. Hava Basıncının Etkisi

Basıncı artan havanın yoğunluğu da artar. Bu durumda, kompresörden geçen havanın debisi, dolayısıyla tepki kuvveti artar. Bununla birlikte, uçuş irtifası arttıkça hava basıncının azaldığı, dolayısıyla tepki kuvvetinin düştüğü kabul edilmektedir (Şekil 2.6).

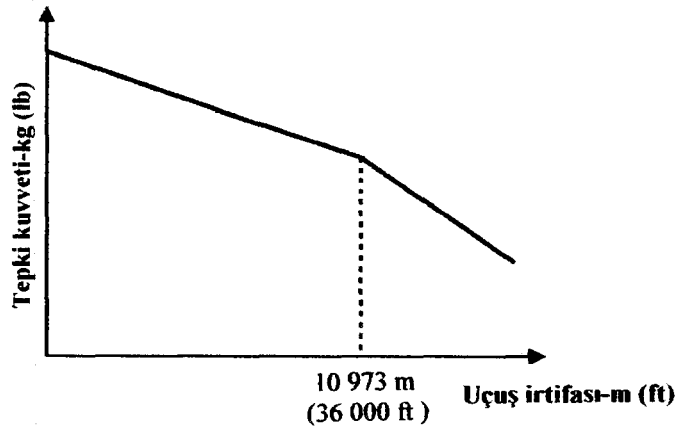


Şekil 2.6. Hava basıncının tepki kuvvetine etkisi [3]

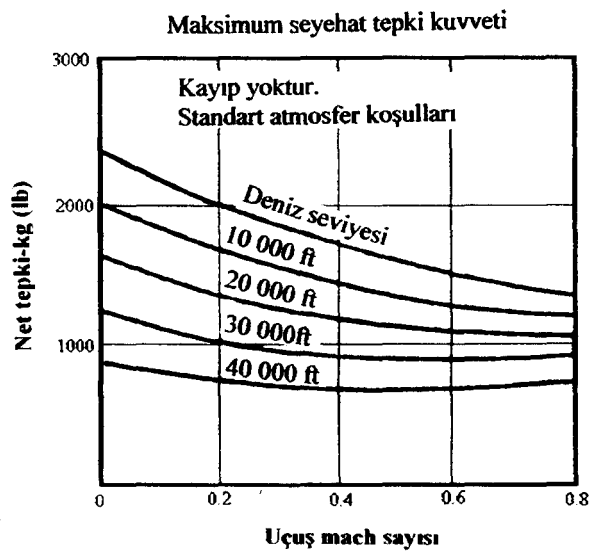
2.11. Uçuş İrtifasının Etkisi

Yoğunluğun irtifa ile değişimi dikkate değer bir özelliktir. İrtifa değişiminin tepki kuvveti üzerindeki etkisi yoğunluğun bir fonksiyonudur. Şekil 2.7, Şekil 2.5 ve Şekil 2.6' nın bileşimini göstermektedir. İrtifa ne kadar yüksekse basınç da o derece azdır. Bunun sonucunda Şekil 2.7' de gösterildiği gibi bir tepki

kuvveti azalması görülür. Fakat, irtifa arttığında sıcaklık düşeceğine göre Şekil 2.5' deki gibi bir tepki artışı olmalıdır. Bununla beraber, basınç sıcaklıktan daha hızlı azaldığından, irtifa arttığında tepki kuvvetinde de bir azalma meydana gelmektedir. Tropopoz'un başlangıcı olarak kabul edilen 10 973 m (36 000 ft) civarında, sıcaklığın irtifaya bağlı azalması durur ve sıcaklık sabitken, irtifa arttıkça basınç düşüşü devam eder. Sonuç olarak; 10 973 m (36 000 ft) üzerinde irtifa arttıkça tepki kuvveti daha büyük oranda azalır. Çünkü, bu irtifa üzerinde sıcaklık düşmesi ile sağlanan tepki kuvveti kazancı duracaktır. Şekil 2.8'de Pratt&Whitney JT15D-5 turbofan motorunun çeşitli irtifalarda uçuş hızına göre net tepki kuvvetindeki değişimi görülmektedir[3].



Şekil 2.7. İrtifanın tepki kuvvetine etkisi [3]



Şekil 2.8. Pratt&Whitney JT15D-5 turbofan motorundaki tepki kuvveti değişimi [3]

3. GAZ TÜRBLİNİ MOTORLARDA YAKIT KONTROL PRENSİBİ

Gaz türbinli motorlar için motor kontrol sistemlerinin bir çok tip ve modeli dizayn edilmiştir. En basit ve en ilkel tipi elle kumanda edilen valflerden oluşan kontrol sistemleridir. Çünkü; bu tip kontrol sistemlerinde pilot, bazı göstergeleri izlemek zorundadır ve motorun sürekli uygun şartlarda çalışmasını sağlayıp motorun hasarlanmasını önleyerek sürekli ayarlamalar yapması gerekir. Eğer, hava basıncına ve hızına göre uygun yakıt miktarı ayarlanamazsa motorun uygun performansta çalışması sağlanamaz. Eğer, çok fazla miktarda yakıt yanma odasına gönderilirse türbin bölümü aşırı sıcaklıktan dolayı hasarlanabilir veya yanma odasındaki aşırı basınçtan dolayı kompresör stolu meydana gelebilir. Eğer, az miktarda yakıt, yanma odasına gönderilirse zayıf bir yanma veya alev sönmesi meydana gelebilir ve motor, gerekli performansı sağlayamaz.

Bir gaz türbinli motorda;

- Çevre basıncı ($P_{amb}-P_0$),
- Kompresör giriş sıcaklığı (Compressor Inlet Temperature-CIT),
- Motor devri (N_1, N_2),
- Kompresöre giren havanın hızı,
- Kompresör giriş basıncı (Compressor Inlet Pressure-CIP),
- Kompresör çıkış basıncı (Compressor Discharge Pressure-CDP),
- Türbin giriş sıcaklığı (Turbine Inlet Temperature-TIT),
- Eksoz gaz sıcaklığı (Exhaust Gas Temperature-EGT) ve
- Gaz veya güç kolunun pozisyonu (Thrust Lever Angle-TLA)

gibi değerler motor için gerekli yakıt akışını, yakıt kontrol ünitesi vasıtası ile artırılmasında veya azaltılmasında rol oynar.

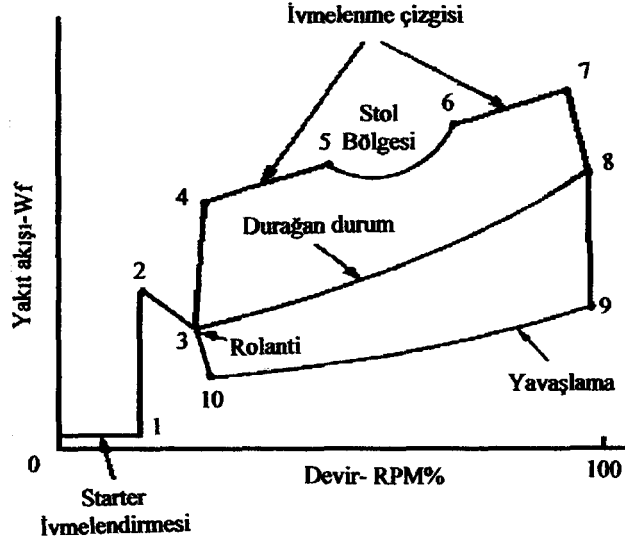
Belirtilen bu parametreler birbirleri ile bağıntılı olduğundan yakıt kontrol sistemine iletilen parametreler çevre basıncı (P_{amb}), kompresör giriş sıcaklığı (CIT), kompresör çıkış basıncı (CDP), yüksek basınç kompresör rotor devri (N_2) ve gaz kolu pozisyon bilgisi olarak indirgenir. Çift kompresör rotorlu bir gaz türbinli motorda ilk rotor (alçak basınç) hızı N_1 ve ikinci rotor (yüksek basınç) hızı N_2 olarak kabul edilir.

Şekil 3.1’ de motor çalışma rejimlerine, hava basıncına, sıcaklığına ve gaz kolunun pozisyonuna göre bir yakıt kontrol ünitesinin çalışması gösterilmektedir.

Bu şekle göre;

- 1- Motor starter tarafından uygun motor çalışma devrine ulaşıncaya kadar ivmelendirilir.
- 2- Gaz kolu motora yakıt göndermek için rölanti pozisyonuna (IDLE) getirilir.
- 3- Motor devri yükselince, yakıt akışı ivmelenme seviyesindeki değerinden rölanti devrini destekleyen gerçek değerine düşer.
- 4- Gaz kolu tam gaz pozisyonuna getirilir ve yakıt akışı 4 nolu nokta ile gösterilen değere ani olarak yükselir.
- 5- Motor devri yükseldiği zaman yakıt akışı 5 nolu nokta ile gösterilen değere kadar çıkar ve daha sonra stol ve güç dalgalanmaları olabilecek bölgeyi atlatabilmek için düşer. 5 ve 6 nolu noktalar arasındaki devir limitlerinde yakıt akışı stol ve güç dalgalanmalarına sebep olacak basıncın yanma odasına geri dönmesini önlemek için azaltılır.
- 6- 6 nolu noktada yakıt akışı motor maksimum devre (7 nolu nokta) ulaşıncaya kadar normal maksimum ivmelenme seviyesinde tutulur.
- 7- Maksimum devre ulaşılmadan hemen önce hız düzenleyici (speed governor), aşırı devir hızlanmasını önlemek için yakıt akışını azaltır. Yakıt akışı 8 nolu noktada gösterildiği üzere motor devrini % 100 oranında tutabilecek miktarda kontrol edilir.
- 8- Motor devri rölanti devrine düşürülmek istendiğinde gaz kolu rölanti (IDLE) pozisyonuna getirilir. Yakıt akışı da 9 nolu noktada gösterilen değere ani olarak düşer. Bu değer maksimum devir düşmesini gösterir. Fakat yakıt-hava karışımını alev sönmesine sebep olacak değere düşmesine izin vermez.
- 9- Motor devri 9 ve 10 nolu noktalarda gösterildiği gibi ani düşer ve yakıt akışı da yavaşça azalır.

- 10- Motor devri rölanti devrine ulaşınca yakıt akışı rölanti devrini sağlayacak değere yükselir. Bu, şekilde 10 ve 3 nolu noktalar arasında gösterilmektedir [5].



Şekil 3.1. Yakıt kontrol ünitesinin çalışması (Genel) [5]

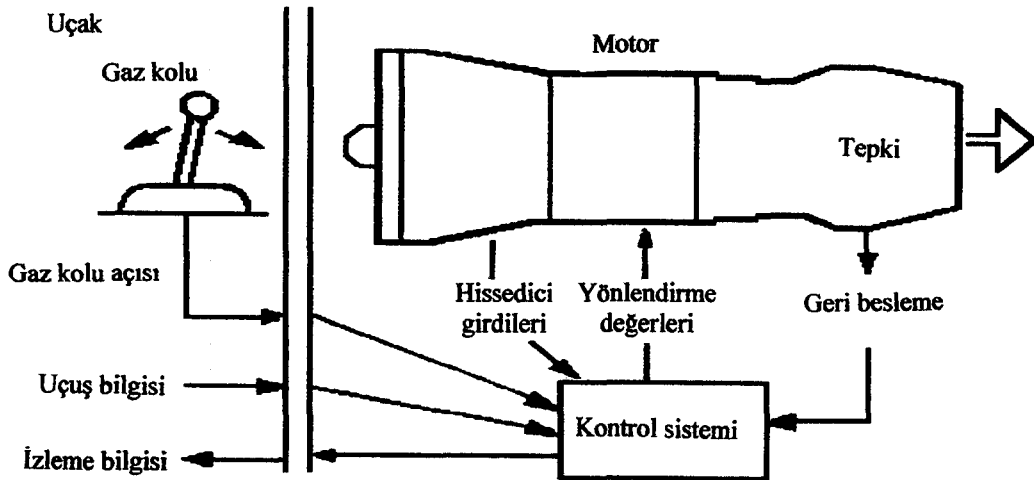
4. MOTOR KONTROL SİSTEMİ ANA ELEMANLARI (GENEL)

Bir motor kontrol sisteminin sağlaması gereken temel görevler genelleştirilebilir. Ancak ne kadar motor çeşiti varsa o kadar motor kontrol sistemi vardır. Ayrıca farklı tip ve dizayndaki her bir motorun ihtiyaç duyacağı motor kontrol sistemi de farklıdır. Motor kontrol sistem elemanları da farklı tip motorlara göre farklılık içerebilir. Bu nedenle motor kontrol sistemi ana elemanlarını aşağıdaki gibi genellemek yerinde olur.

Kontrol sistemi, motoru mekanik, aeromekanik, aerodinamik ve sıcaklık sınırları içerisinde korurken, tepkinin (ya da gücün) kararlı bir durum ve geçiş düzenlemeleri için yöntemler sağlar. Bu limitler içerisinde motorun verimliliği için en uygun durumu bulur.

Kontrol sistemi, birbirleri ile ilişki içerisinde bulunan üç ana bileşenin düzenlenmesi yöntemlerini ifade eder. Şekil 4.1 'de bir motor kontrol sistemi şematik olarak gösterilmektedir. Motor kontrol sistemi ana elemanları şunlardır:

- 1- Ölçme elemanı (sensörler),
- 2- Programlama elemanı,
- 3- Kumanda elemanı.



Şekil 4.1. Motor/uçak etkileşimi [2]

Bir kontrol sistemi ölçme, programlama ve kumanda elemanı/devresinden oluşur. Bu ana elemanların amaçları ve içerdikleri alt sistemler aşağıdaki gibidir.

4.1. Ölçme Elemanı

Sistem çıkışındaki değişimlerin izlenmesi genellikle çıkış büyüklüğü değişmelerinin bilgi iletme ve işleme için daha uygun fiziksel büyüklük değişimlerine çevrilmesi ile yapılır. Ölçme elemanı, sabit gaz kolu açısında hızın ayarlanması için gerekli bilgi sağlayıcılarıdır. Ölçme elemanı ve devresi algılayıcı eleman ve yükseltici devresi olmak üzere iki bölümden oluşmaktadır.

4.2. Programlama Elemanı

Programlama elemanının temel fonksiyonları, sistem çıkışının kontrol amaçlarına uygunluğunu belirlemek ve sistemi bu amaçlar doğrultusunda yönetmek için gerekli kontrol değişmelerini belirlemek, üretmektir. Programlama elemanı gaz kolu açısı ile sensörlerden gelen bilgilerle hızın programlanmasını sağlar.

Bu temel fonksiyonların gerçekleştirilebilmesi için üç ana bölüme ihtiyaç vardır. Birinci bölüm referans girişi bölümüdür. Bu bölüm, kontrol amaçlarının tanımlandığı ve bu amaçların seçilen kontrol teknolojisine uygun fiziksel büyüklüklere çevrildiği bölümdür. İkinci bölüm karşılaştırma bölümü; ölçülen değerlerin referans ile karşılaştırıldığı bölümdür. Üçüncü ve son bölüm ise kontrol edilen sistemin yapısı ve istenen performans gözetilerek önceden belirlenen “kontrol kanunu”, ”kontrol algoritması”na göre sapma değerlerini üreten kontrol hesaplama bölümüdür.

4.3. Kumanda Elemanı ve Devresi

Kumanda elemanı ve devresi, kontrol edilen sistemi doğrudan etkileyen son kontrol elemanıdır. Sistemin istenilen çıkış değerine ulaşabilmesi için gerekli hareketi gerçekleştirir. Kumanda elemanı sistemin çalışma karakteristiklerine uygun olmalıdır.

Kontrol çevrimi oluşturulurken gerek ölçme elemanı ve devresi, gerekse kumanda elemanı ve devresi, sistemin yapısına ve özelliklerine uygun olarak seçilir.

Kontrol sistemlerinde elektronik, analog-elektronik, elektro-mekanik, pnömatik ve hidrolik teknolojiler kullanılmaktadır [2].

5. MOTOR KONTROL SİSTEMLERİNDE KONTROL ÇEVİRİMİ

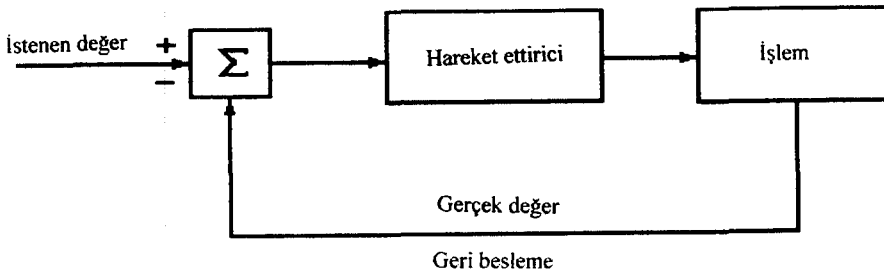
Kontrol sistemlerinde iki kategori bulunmaktadır. Bunlar açık çevrim (open loop) ve kapalı çevrim (close loop)' dir.

Açık çevrimde kontrol hareketi, işlem çıktısından bağımsızdır. Açık çevrim kontrol sistemlerinde istenen değer ile sistemin sonuç değeri karşılaştırılmaz. İşlem çıktısının kontrol hareketine girdide bulunmasına geri besleme (feedback) adı verilir. İşlem sonucunda geri besleme yoktur (Şekil 5.1).



Şekil 5.1. Açık çevrim [2]

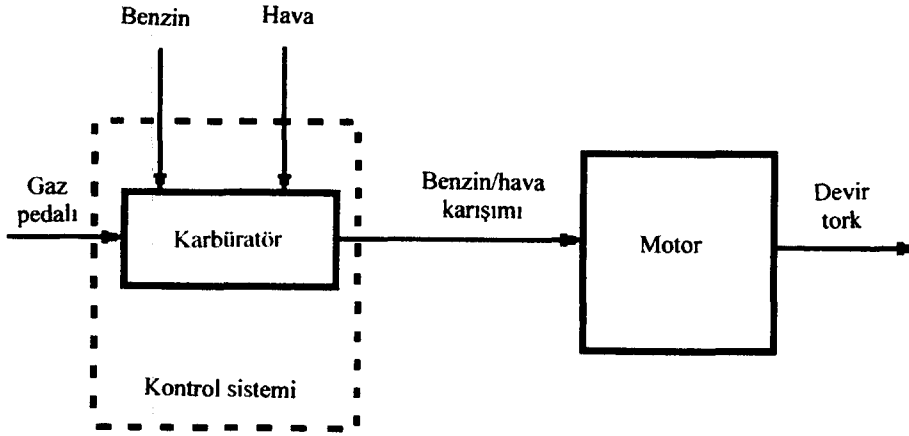
Kapalı çevrimde ise kontrol hareketi işlem çıktısına bağlıdır. İşlem sonucunda geri besleme mevcut olup sisteme bilgi girişi sağlar (Şekil 5.2).



Şekil 5.2. Kapalı çevrim [2]

Açık çevrim için bir araba motoru örnek verilebilir. Şekil 5.3' de açık çevrim örneği için araba motorunun yakıt sistemi görülmektedir. Bu sistem açık çevrim kontrol sisteminin sahip olduğu tüm dezavantajlara sahiptir. Motor karbüratörünün göndermiş olduğu yakıt/hava karışımına göre belirli bir devirde çalışacaktır. Ancak araç dik bir bayır tırmanırken ve düz bir yolda giderken karbüratöre aynı gaz pedalı ve aynı vites konumunda aynı yakıt/hava oranı sağlanırken motor farklı devirlerde çalışacaktır. Motorun uygun olan devirde

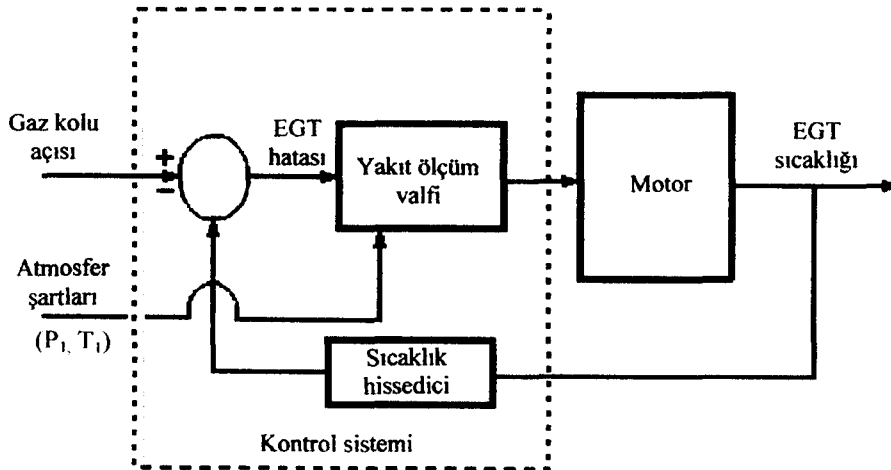
çalışması ancak sürücü tarafından vitesin ve gaz pedalı konumunun ayarlanması ile olacaktır.



Şekil 5.3. Açık çevrim örneği-Arabanın yakıt sistemi [2]

Kapalı bir çevrime örnek olarak da turboprop bir motorda egsoz gazı sıcaklığını kontrol eden bir sistemi ele alalım (Şekil 5.4).

Bu sistemin avantajı, egsoz gazı sıcaklığının istenen sınırlar içerisinde tutulmasını sağlamasıdır. Dezavantajı ise sürekli kararsız halde ve karmaşık bir yapıda olmasıdır.

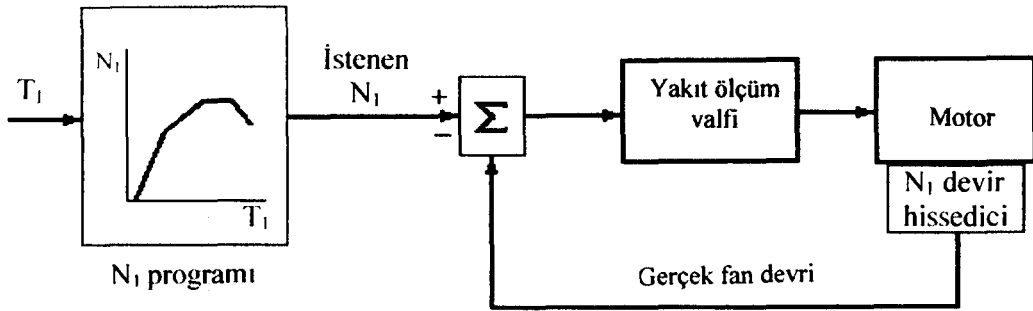


Şekil 5.4. Kapalı çevrim örneği

Gaz türbinli motorda egsoz sıcaklığının sınırlandırılması [2]

Kapalı kontrol çevriminde geri besleme, hareket ettiricinin işlem üzerindeki etkisine ait bilgiyi, istenen değerin karşılaştırılarak çıktı hatasının üretildiği, hata fonksiyonuna getirir. Bu sayede kontrolör istenen çıktı değeri elde edilinceye kadar hareket ettiriciyi ayarlamaya devam edecektir. Jet motorlarındaki devir kontrolü, tork kontrolü ve hareketli egsoz lülesi sistemi kapalı tip kontrol sistemidir.

Şekil 5.5' de T_1 sıcaklığına göre fan devrinin kontrol edilmesini sağlayan bir kapalı çevrim kontrol sistemi gösterilmektedir. T_1 ' e bağlı N_1 programı sayesinde en uygun performansın elde edilmesi mümkün olmaktadır. Hidromekanik kontrol ünitesinin içerisindeki yakıt ölçüm valfi, istenen fan devri sağlanıncaya kadar yakıtı ayarlamaktadır [2].



Şekil 5.5. Gaz türbinli motorda fan devrinin programa göre ayarlanması [2]

6. GAZ TÜRBİNLİ MOTORLARDA KULLANILAN YAKIT KONTROL SİSTEMLERİ

Yüksek by-pass oranlı turbofan ve turbojet motorlarının çalışması ile ilgili bir çok faktörü kontrol etmek ihtiyacı için havayolu işletmecileri ve uçak motor üreticileri, motorun ömrünü uzatan, yakıt tasarrufu sağlayan, güvenilirliği arttıran, uçuş ekibi çalışma yükünü ve bakım maliyetlerini azaltan motor kontrol sistemlerini geliştirmek için birlikte çalışmışlar ve bu ortak çabalar birçok motor kontrol sisteminin ortaya çıkmasını sağlamıştır [5].

Gaz türbinli motorda güç, kompresörden geçen hava miktarına ve yanma odasında meydana gelen sıcaklığa bağlı olarak artar veya azalır. Yanma odasındaki sıcaklık, buraya gönderilen yakıt miktarı ile orantılıdır. Buna dayanarak, gaz türbinli motorda yakıt kontrol sistemleri pilot tarafından belirlenen gücü sağlamak için uygun yakıt miktarını yanma odasına göndermelidir. Yüksek miktardaki hava akışının değişimi motorun güç dengesini bozmaktadır. Gaz türbinli motorda yakıt kontrol sistemi, gaz koluna hareket vermeden bu güç değişimlerini önleyen bir özelliğe sahiptir. Örneğin; motor yavaşladığı ve yakıt akışı, motor içinden geçen hava miktarından daha fazla oranda ani olarak düştüğünde yanma için uygun olmayan yakıt/hava karışımı yani fakir karışım meydana gelir. Diğer taraftan; motor ani olarak ivmelenirse türbin yeterince ivmelenmeden yüksek oranda yakıt, yanma odasına gönderilir ve zengin karışım meydana gelir. Bu sebeplerden dolayı; gaz türbinli motorlarda motor kontrol sistemi, ivmelenme ve yavaşlanma oranını motor durumuna göre kontrol etmelidir.

Motor kontrol sistemi, pilot gaz kolunu hareket ettirdiğinde motora gerekli yakıt ve hava akışını sağlar. Bu görevi yapabilmek için motor kontrol sistemi, gaz kolu pozisyonu, motor devri, kompresör hava giriş sıcaklığı ve basıncı ile kompresör çıkış basıncı gibi parametreleri kontrol eder. Buna ek olarak bir çok motor kontrol sistemi çeşitli otomatik; alev sönmesi, aşırı ısı ve devir önleme fonksiyonlarına sahiptir.

Tipik kontrol sistemleri, motor tarafından hareket alan hidromekanik, hidropnömatik ve elektronik kuvvetleri kullanarak motora giden yakıtı kumanda

eden yakıt kontrol tertibatlarından oluşur. Günümüzde, hidromekanik ve elektronik yakıt kontrol sistemleri kullanılmaktadır. Diğer taraftan, hidropnömatik yakıt kontrol sistemleri çeşitli turboprop motorlarda kullanılmıştır [6].

Motor kontrol sistemleri için bir çok farklı çalışma metodu kullanılmıştır. Uzun yıllar boyunca yakıt kontrol ünitesi olarak hidromekanik çalışan ve hidromekanik yakıt kontrol ünitesi (HMU) olarak adlandırılan kontrol üniteleri kullanılmıştır. Günümüzde en son tip gaz türbinli motorlar, elektronik motor kontrol sistemleri tarafından kumanda edilmektedir. Bu sistemler tüm parametreleri tam ve doğru olarak ölçen ve maksimum verimlilik, güvenilirlik ve yakıt ekonomisi sağlayan sinyaller üreten bilgisayarlar içerir.

Motor kontrol sistemi oldukça karmaşık sistemlere sahiptir. Hidromekanik ve hidropnömatik sistemlerde hız düzenleyiciler (speed governor), servo sistemler, sürgülü ve klavuz valfler (sleeve and pilot valves), geri besleme ve sıralama valf tertibatları (feedback and follow up accessory), ölçme sistemleri ve benzerleri mevcuttur. Elektronik motor kontrol sistemi ise termal elemanlardan (termocouple), yükselticilerden (amplifier), rölelerden, elektronik servo sistemlerden, siviçlerden ve selonoidlerden oluşmaktadır.

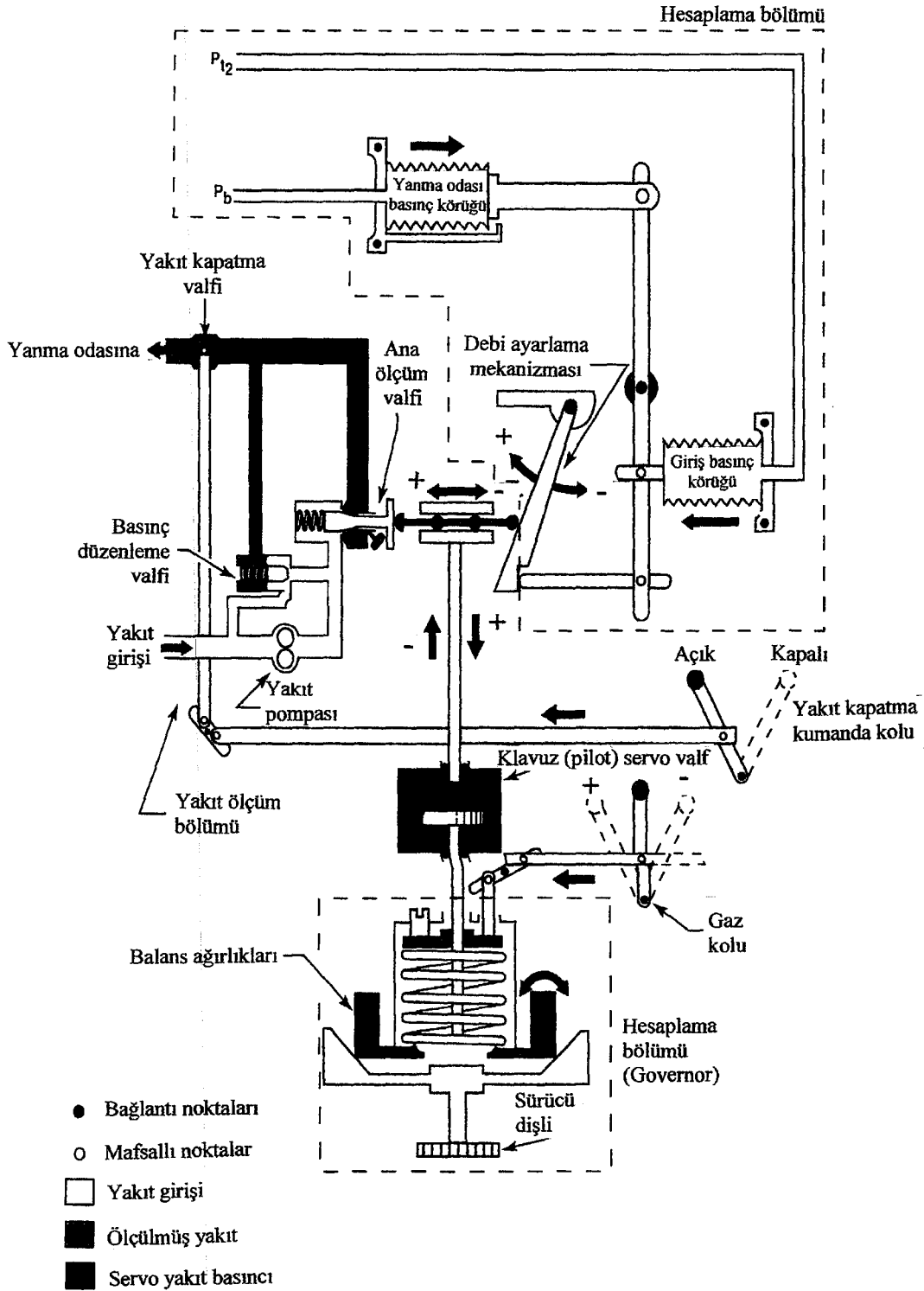
Yeni nesil motorlarda motor performansının izlenmesi ve korunması için motor parametrelerinin belirlenen sınırlar içerisinde kontrol edilmesi amacı ile elektronik kontrol sistemi kullanılmaktadır. Kontrol edilen ana parametreler motor devri ve egsoz gaz sıcaklığıdır. Bazı elektronik sistemler, sadece sınırlayıcı görevi görmektedir. Örneğin; EGT açısından limitlere yaklaşıldığında, kontrol sistemi yakıt kontrol valfine yakıtı azaltması yönünde sinyal gönderir. Böylece, motorun emniyetli sahada çalışması sağlanır. Yönlendirici kontrol sistemi de temelde sınırlandırma fonksiyonuna sahiptir. Ancak, uçak tarafından üretilen verileri kullanarak pilot tarafından doğru ve hızlı bir şekilde uygun tepkinin ayarlanması mümkün hale getirilir. Daha küçük ayarlamalar ile motor tepkisinin pilot tarafından ayarlanmış değere ulaşması sağlanır.

Motor kontrol sistemleri, genel olarak günümüzde pek tercih edilmeyen turboprop motorlarda kullanılan hidropnömatik ve günümüz yeni nesil motorlarda kullanılan hidromekanik ve elektronik yakıt kontrol sistemleri olarak

sınıflandırılabilir. Tipi ne olursa olsun bütün motor kontrol sistemleri aynı temel fonksiyonları yerine getirir. Ancak elektronik olanların daha fazla sayıdaki parametreleri değerlendirme potansiyeli vardır. Anlamak için her bir yakıt kontrol sisteminin üzerinde durmak gerekir [2].

6.1. Hidromekanik Yakıt Kontrol Sistemi

Bir hidromekanik yakıt kontrol sisteminin temel bölümleri yakıt ölçme bölümü (fuel metering section) ve hesaplama bölümü (computing section) olarak ayrılır. Şekil 6.1’ de bir hidromekanik yakıt control sistemi görülmektedir. Hidromekanik yakıt kontrol sisteminin yakıt ölçme bölümü; yakıt pompası, basınç düzenleme valfi (pressure regulating valve), yakıt ölçme valfi (fuel metering valve) ve yakıt kesme valfinden (fuel shut-off valve) oluşmaktadır. Yakıt ölçme valfinden geçen yakıt akışı, valfin açılma derecesine bağlıdır ve yakıt kontrol ünitesinin hesaplama bölümü ile gaz kolu pozisyonu tarafından kontrol edilir. Yakıt kontrol ünitesinin hesaplama bölümü ise motordan ve pilottan gelen bilgilerle motorun aşırı sıcaklık hasarlanmalarını, stol olayını, güç dalgalanmalarını veya alev sönmesi gibi olayları engelleyebilmek için yakıt nozullarına ne kadar yakıt gönderilmesi gerektiğini bir çok faktöre bağlı olarak hesaplar. Eğer gaz koluna ileri doğru hareket verilirse hesaplama bölümü yakıt ölçme valfini motorun yeterli derecede ve kademeli olarak ivmelenmesini sağlayacak şekilde açmaya başlar. Böylece, yanma odasına giden yakıt miktarı artar. Bu işlem ile birlikte aynı anda yanma için uygun karışımı oluşturabilmek ve motor soğutulmasını sağlamak için motor içinden geçen hava akış miktarı da artar. Bu olay, motorun hasarlanmadan maksimum ivmelenmesini sağlar. Eğer kompresör çıkış basıncı, motor güç dalgalanmaları veya stol yaratacak seviyelere ulaşırsa hesaplama bölümü yakıt akışını, hava akışı gerekli düzeye gelinceye kadar sınırlar. Bazı yakıt kontrol sistemlerinde hava akış kontrol ünitesi mevcuttur. Bu sistemler aşırı basınç oluşumlarında kompresör akış havasını hava tahliye valfleri ile ikincil hava akışına yönlendirir ve kompresörde oluşabilecek aşırı basıncı engeller. Böylece, stol veya güç dalgalanmaları engellenir [5].



Şekil 6.1. Hidromekanik yakıt kontrol ünitesi [6]

6.1.1. Ölçme bölümü

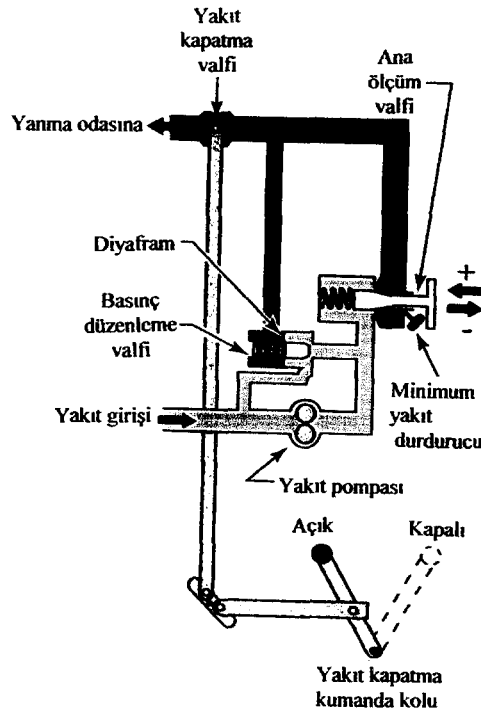
Hidromekanik yakıt kontrol sisteminin yakıt ölçüm bölümünün birincil görevi; yakıtı, uygun basınçta ve gerekli miktarda yanma odasına göndermektir. Bunu yapabilmek için tipik bir yakıt ölçüm bölümü, dişli tip yakıt pompasına, ana ölçüm valfine ve basınç düzenleyici valfe ihtiyaç duyar. Burada dişli tip pompa kullanılmasının sebebi motor durduğunda yakıtı tamamen kesme ihtiyacındandır.

Yakıt ölçme bölümünün nasıl çalıştığı Şekil 6.2' de gösterilmiştir. Motor çalıştırıldığında ilk olarak besleme (booster) pompası, ana ölçüm valfine basınçsız yakıtı gönderen ana yakıt pompasına yakıtı gönderir. Tipik bir yakıt ölçüm valfi, gaz kolu pozisyonu, kompresör giriş ve çıkış basıncına göre yanma odasına yakıt akışını yönlendiren konik bir valften meydana gelmektedir. Uygun basınç ve miktardaki yakıt, ana ölçüm valfine (main fuel metering valve) paralel yerleştirilmiş basınç düzenleme valfi (pressure regulating valve) ile sağlanır. Basınç düzenleme valfi, yakıt pompa girişine by-pass edilen yakıtın miktarını kontrol eden yay yüklü bir emniyet valfidir. Bununla beraber, yakıt ölçüm valfi ile basınç düzenleme valfinin arasında sabit basınç farkı sağlamak için pompa basınç tarafı ile ölçülmüş yakıt tarafını birbirinden ayıran bir diyafram kullanılmıştır. Bu sayede yay basıncı vasıtası ile yakıt basıncı sabitlenmiş olur.

Fark basınç düzenleme valfinin çalışması aşağıda daha detaylı anlatılmıştır. Gaz kolu ile kokpitten bir güç ayarlaması yapıldığında yakıt pompası yakıt ölçüm valfine aşırı miktarda yakıt gönderir. Bununla beraber basınç düzenleme valfi pompa girişine fazla yakıtı by-pass eder. Devir yükseldiğinde ana ölçüm valfi yuva içerisinde içeriye doğru hareket ederek yakıt akışını arttırır. Bu olay gerçekleştiği zaman ölçülendirilmemiş yakıt basıncının düşmesi basınç düzenleme valfinin kapanmasına neden olur. Böylece, pompa girişine daha az yakıt gönderilir.

Rolanti güç ayarlamalarına yardımcı olmak için minimum yakıt durdurucu (minimum fuel stop) yerleştirilmiştir. Minimum yakıt durdurucunun amacı rolanti devirlerinde ölçme valfinin çok fazla kapanarak oluşabilecek düzensiz basınç dalgalanmalarını önlemektir.

Minimum yakıt durdurucu, yakıt ölçülendirme valfinin yanma odasına gönderdiği yakıtı tamamen durdurmasına engel olur. Yakıt kapama valfi (fuel shutoff valve) motor durduğunda yakıt akışını tamamen durdurmak için yerleştirilmiştir. Ek olarak; yakıt kapama valfi, motor çalıştırma sırasında uygun yakıt basıncı sağlamaya yardımcı olur. Yakıt kapama valfinin kumandası mekaniki, elektriki veya pnömatik olarak kokpitteki yakıt kapatma kolundan hareket alır.

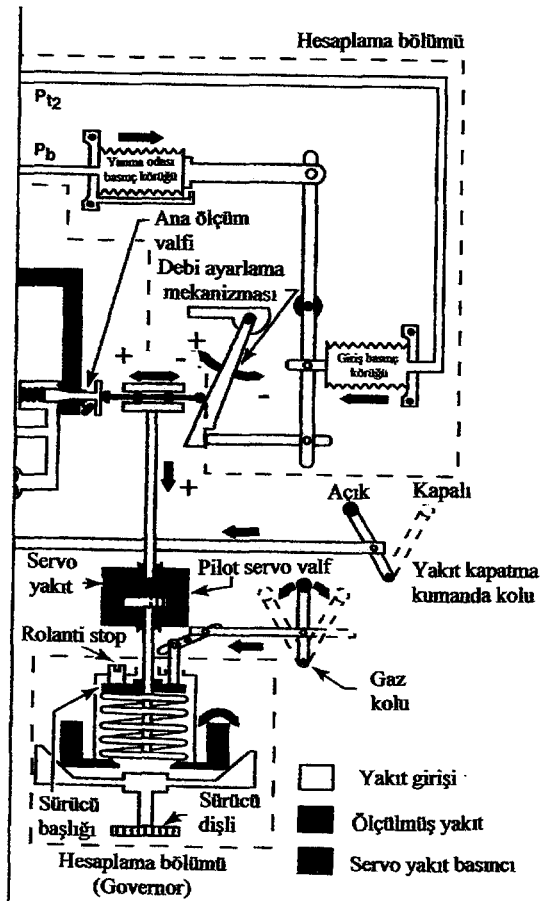


Şekil 6.2. Hidromekanik yakıt kontrol sisteminin yakıt pompası, ana ölçüm valfi, basınç düzenleme valfi ve yakıt kapatma valfini içeren yakıt ölçme bölümü [6]

6.1.2. Hesaplama bölümü

Yakıt kontrol ünitesinin hesaplama bölümünün görevi, ölçme valfinin pozisyonunu uygun güç çıkışını için ayarlamak ve ivmelenme ile yavaşlama oranlarını kontrol etmektir. Şekil 6.3' de hidromekanik yakıt kontrol sisteminin hesaplama bölümü görülmektedir. Hesaplama bölümü uygun güç çıkışını ayarlamak ve ivmelenme ile yavaşlama oranlarını kontrol etmek için bir hıza duyarlı düzenleyici (governor), bir servo valf ve iki basınca duyarlı körüğü kullanır.

Motor çalışması sırasında gaz kolunun (power lever) ileri hareketi, yay başlığının klavuz (pilot) servo valf rodunu aşağıya doğru ittirir ve balans ağırlık hız yaylarına baskı yapar. Bu hareket düşük hızlarda balans ağırlıkların hızını azaltır. Klavuz (pilot) servo valf hidrolik yağlayıcıdır. Bu işlem durağan konumdan ani gaz kolu hareketinin düzgün ve ana ölçülendirme valfinin rahat bir şekilde eski konumunu almasını sağlar. Sürgü (slider), debi ayarlama mekanizmasını aşağıya doğru ittirdiğinde ana ölçüm valfini sola doğru hareket ettirerek valfin açılmasını sağlar. Ana ölçüm valfi açıldığı anda daha fazla yakıt yanma odasına gönderilir ve motor çıkış gücü artar. Motor çıkış gücü arttığı zaman, hız düzenleyici (governor) dişlisinin daha hızlı dönmesini sağlayan motor devri de artar. Artan devir hızı, balans ağırlıklarının merkezkaç kuvveti ile açılarak daha önceki pozisyonunu almasını sağlar.



Şekil 6.3. Yakıt kontrol sisteminin pilot servo valf, hız düzenleyici (governor) ve iki basınç algılayıcı körükten oluşan hesaplama bölümü [6]

Bir çok motorda yanma odasındaki statik basınç, hava akış miktarı için kullanılır. Örneğin; hava akış miktarı biliniyorsa hava/yakıt akış oranı çok daha dikkatli kontrol edilebilir. Bu sebeple birçok yakıt kontrol ünitesinde bir körük yanma odası ile irtibatlandırılmıştır. Yanma basıncı (P_b) arttığı zaman, yanma basınç körüğü sağa doğru hareket eder. Eğer klavuz servo valf sabit duruyorsa debi ayarlama mekanizması sürgüyü sola doğru hareket ettirir ve ana ölçüm valfi açılır. Böylece yakıt akışı, hava akış oranı seviyesinde yanma odasına gönderilir.

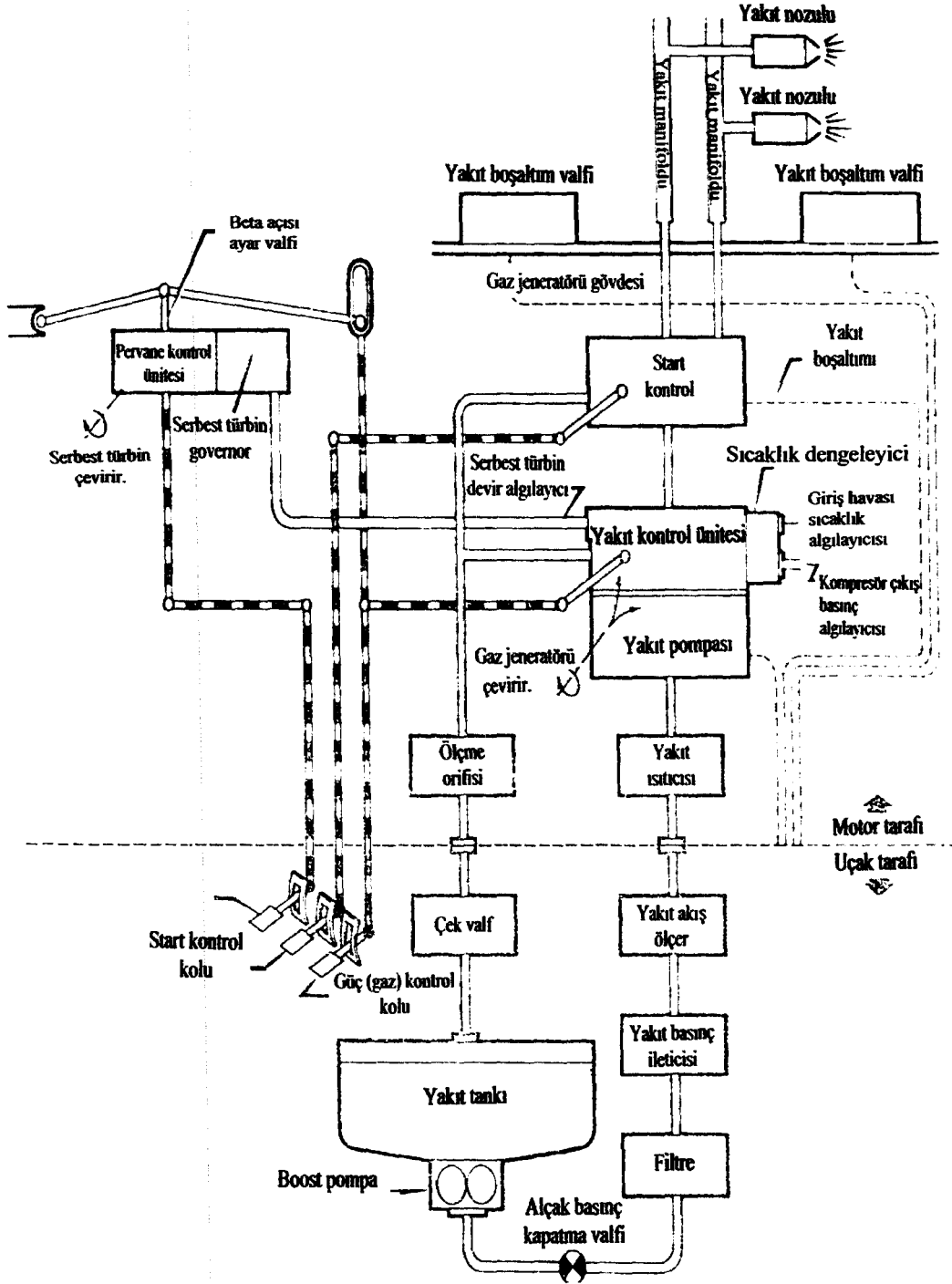
Diğer bir faktör, motora giren yakıt/hava oranının uygun yoğunluk ve basınçta sağlanmasıdır. Motora giren havanın basıncını belirlemek için yakıt kontrol ünitelerine ikinci bir körük yerleştirilmiştir. Bu körük motor giriş basıncını algılar. Bu yolla motor giriş basıncı arttığı zaman körük şişer ve debi ayarlama mekanizmasını sola kaydırarak sola iter ve yakıt akışı artırılır [6].

6.2. Hidropnömatik Yakıt Kontrol Sistemi

İlk yakıt kontrol sistemi olan hidropnömatik yakıt kontrol sistemi turboprop motorlarda oldukça sık kullanılmıştır. Bir hidropnömatik yakıt kontrol sistemi, hidromekanik yakıt kontrol sisteminden gaz kolu, N_1 devri, kompresör çıkış basıncı (P_3) ve dış hava basıncına (P_0) göre yakıt akışını hesaplayan pnömatik hesaplama bölümü ile ayrılır.

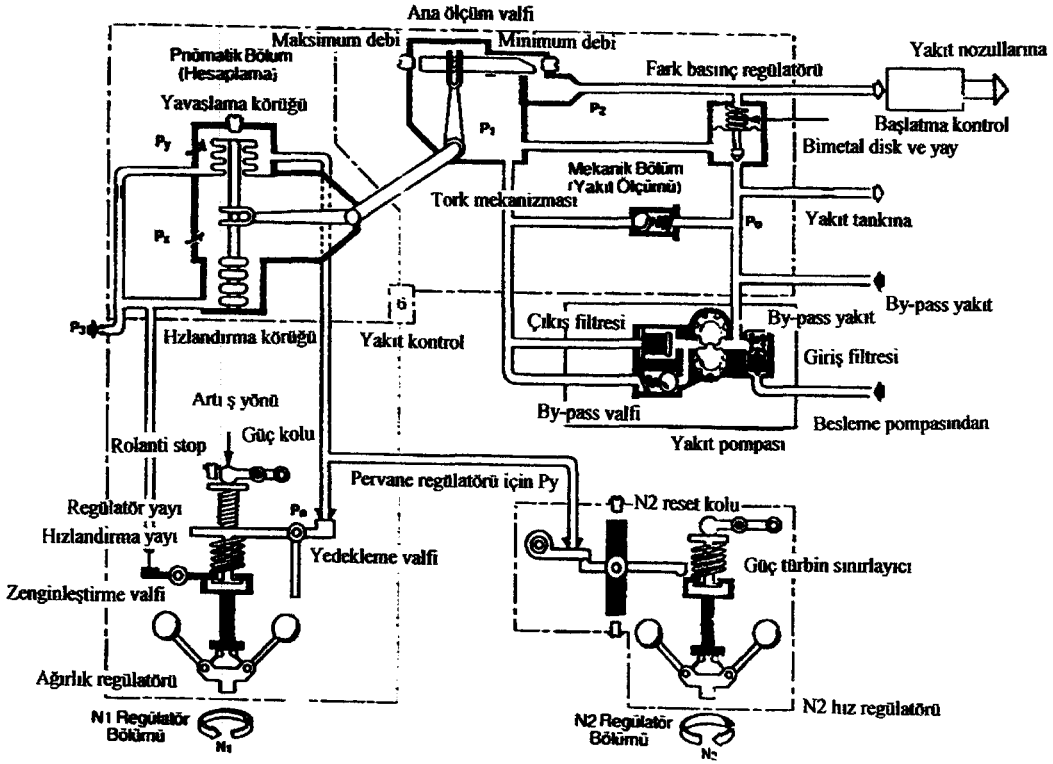
İki hız düzenleyiciden (speed governor) biri, N_1 devir düzenleyicisi diğeri, N_2 devir düzenleyicisi bu tip yakıt kontrol sisteminde kullanılmıştır. N_2 hız düzenleyicisi güç türbini devrini kontrol ederken N_1 hız düzenleyicisi kompresör devrini kontrol eder. Serbest türbin tip motorun pervanesi N_2 tarafından çevrilir ve pervane devri N_2 hız düzenleyici tarafından kontrol edilir. Her iki hız düzenleyici kompresör çıkış havasını algılar ve pnömatik hesaplama bölümüne irtibatlandırılmıştır. Bununla beraber hız düzenleyicisinin ve pnömatik hesaplama bölümünün fonksiyonları birbirleri ile bağlantılıdır [6].

PT6 turboprop motorda kullanılan hidropnömatik motor ve pervane kontrol sistemi Şekil 6.4' de gösterilmektedir. Bu tip yakıt sistemi ile ilgili açıklamalar, Şekil 6.5' deki hidropnömatik sistem ele alınarak yapılacaktır.



Şekil 6.4. PT6 motor ve pervane kontrol sistemi [6]

Yakıt pompası dişli tip bir pompa olup giriş ve çıkış filtreleri ile donatılmıştır. By-pass valfi ise filtrelerin tıkanması durumunda devreye girecektir. Yakıt ölçüldükten sonra yanma odasındaki yakıt memelerine yollanacaktır. Sistem, yakıt kontrol ünitesi tarafından kontrol altında tutulmaktadır.



Şekil 6.5. PT6 turboprop motorlarında kullanılan hidropnömatik yakıt kontrol sistemi [7]

6.2.1. Motor çalıştırma

Motor çalıştırılırken güç kolu (power lever), rölanti durumunda; başlatma kolu (starting control lever) ise kapatma (cut-off) konumundadır. Ateşleme ve starter açık durumdadır. N₁ devreye alınmak istendiği zaman başlatma kontrol kolu çalıştırma (run) pozisyonuna itilir. Başarılı bir ateşleme, 10 saniye içerisinde olur. Ateşlemeden sonra motor rölantiye geçer.

Ateşleme sırasında yakıt kontrol ünitesi ölçme valfi (fuel control unit metering valve) düşük debi pozisyonundadır. Motor hızlanırken kompresör çıkış basıncı (P₃) artar. Motorun hızlanma esnasında P_x ve P_y aynı anda artar (P_x= P_y). Basınç artışı hızlandırma körüğünü etkiler. Hızlandırma körüğü, ana ölçüm valfine doğrudan bağlı olduğundan ana ölçüm valfini devreye sokar. N₁ rölantiye yaklaşırken ağırlıkların merkezkaç etkisinden dolayı regülatör (governor) yay kuvvetini yener ve regülatör valf açılır. Bu, rolanti akışı elde edilene kadar ana ölçüm valfi kapalı duruma getirmeye neden olan P_x= P_y basınç farkını yaratır.

Seçilen motor hızındaki değişiklikler, regülatör ağırlıkları tarafından hissedilecektir ve ağırlık kuvvetinin azalması veya artması ile sonuçlanacaktır. Ağırlık kuvvetindeki bu değişiklik regülatör valfinin hareket etmesine neden olacaktır. Böylece öngörülen uygun hızlar için gerekli yakıt debi değişiklikleri gerçekleştirilebilecektir.

6.2.2. Hızlanma

Güç kontrol kolu rölanti pozisyonunun üzerine ilerlerken governor yay kuvvetini artırır. Governor yayı daha sonra ağırlık gücünü yener ve manivela hareket eder, governor valf kapanır, zenginleştirme valfi (enrichment valve) açılır. P_x ve P_y basınçları aniden artar ve ana ölçüm valfinin açılmasını sağlar. Hızlanma $P_x = P_y$ ' nin artmasından sonra oluşur.

Yakıt akışının artışı ile kompresör devri, N_1 hızlanacaktır. N_1 önceden belirtilen noktaya (yaklaşık % 70-75) ulaştığı zaman ağırlık kuvveti zenginleştirme yay kuvvetini yener ve zenginleştirme valfi kapanmaya başlar. Zenginleştirme valfi kapanmaya başladığı zaman P_x ve P_y basınçları artar. Bunun sonucunda regülatör körüğü ve ölçme valfinin hareketi artar. N_1 ve böylece N_2 artarken pervane regülatörü, pervane açısını seçilen N_2 hızına kadar artırır. Bu da, sisteme ek bir güç sağlar. Pervane regülatörünün N_2 governor bölümünün çalışma prensibi, N_1 governor bölümünün çalışma prensibi ile aynıdır.

6.2.3. Ayarlama

Hızlanma tamamlandığında seçilen hızdaki herhangi bir değişiklik governor ağırlıklarını etkiler ve sonuçta ağırlık kuvveti artar veya azalır. Governor ağırlık kuvvetindeki bu değişiklik governor valfinin açılmasına ya da kapanmasına neden olacaktır. Yakıt debisinde yapılan değişikliklerle uygun hızın tekrar elde edilmesi sağlanır.

6.2.4. İrtifa dengelenmesi

İrtifa dengelenmesi, yakıt kontrol sisteminde hızlandırma körüğü (acceleration bellows) ile otomatik olarak yapılır. P_3 kompresör çıkış basıncı, motor hızı ve hava yoğunluğunun bir ölçüsüdür. P_x , kompresör çıkış basıncı ile

orantılıdır. Hava yoğunluğunun azalması, P_x ' i azaltacaktır. Bu durum hızlandırma körüğü tarafından algılanır ve yakıt akışı azaltılır.

6.2.5. Yavaşlama

Güç kontrol kolu geri çekildiği zaman governor yay kuvveti azalır. Böylece governor valfi açılır. Sonuçta, P_y ' nin azalması ile ölçme valfi minimum yakıt durdurucu (minimum fuel stop) ile temas edinceye kadar kapatma yönünde hareket eder. Bu hareket alev sönmesini önleyecek miktardaki yakıtta kadar devam eder. Yavaşlama, governor ağırlık kuvveti azalınca, yeni ayar pozisyonunda governor yay kuvveti denge buluncaya kadar devam eder.

6.2.6. Güç türbini sınırlaması

Pervane kolunun N_2 governor bölümü, yakıt hattındaki bir hat vasıtası ile P_2 basıncını algılar. Eğer güç türbininde aşırı hız meydana gelirse N_2 hava boşaltma orifisi açılarak P_y basıncı boşaltılır. P_y basıncındaki bu azalma, yakıt kontrol ünitesindeki ana ölçüm valfinin kapatma yönüne doğru ilerlemesine sebep olacaktır. Bu da yakıt debisinde ve gaz jeneratör hızında azalmaya neden olacaktır.

6.2.7. Durdurma

Başlatma kolu (starting control lever) durdurma (cut-off) pozisyona getirildiğinde motor durdurulmuş olur [7].

6.3. Elektronik Yakıt Kontrol Sistemi

Geçmiş on yıl içerisinde gaz türbinli motorlarda elektronik kontrol standart haline gelmiş ve bu, bakım kolaylığı ve pilotun çalışma yükünü azaltmada, motor performansında büyük faydalar sağlamıştır.

Eski motorlarda motora kumanda işlemi, pilotun gaz koluna müdahalesi ile hız ve sıcaklık göstergelerini kullanarak hidromekanik ve pnömatik cihazları kumanda ederek yapılıyordu. Bu da, açıkça motor çalışması ve pilot çalışma yükü açısından limitlemeler getiriyordu.

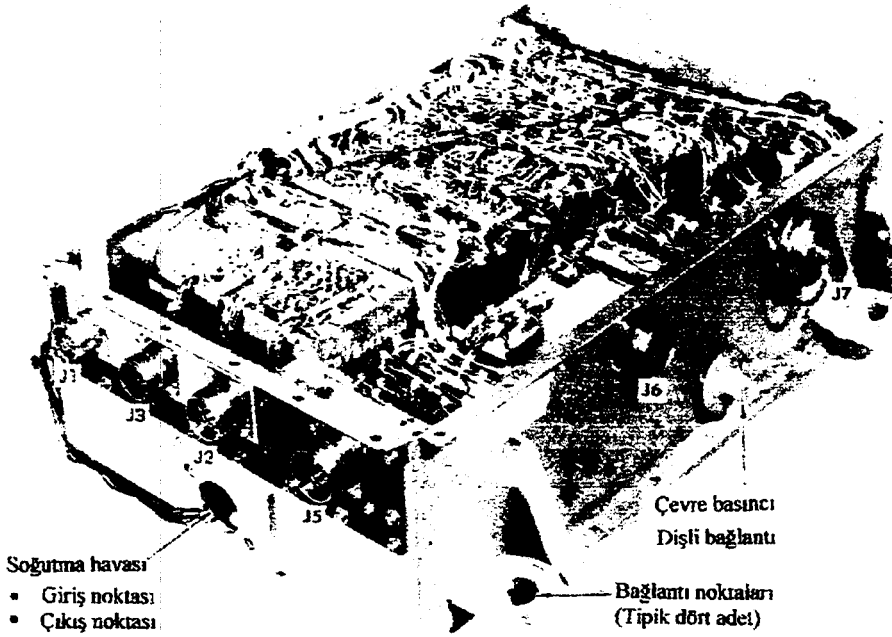
Motor çalışması, sıcaklık ve devir etrafında kapalı döngü sağladığı için elektronik kontrolün kullanımıyla daha da gelişmiştir. Bu sayede dalgalanma ve alevlenme korkusu olmaksızın ivmelenme ve yavaşlamaya müsaade edilmiştir. Elektronik kontrolde gaz kolu ile yakıt kontrol ünitesine direk mekanik giriş hala mevcuttur ve gerekli yakıt akışı motor koordinasyonu ve açık hava için hesaplanır.

Elektronik motor kontrolünün ana fonksiyonu, motora uçuş boyunca en uygun yakıt akışını oluşturarak verimli çalışmasını sağlamaktır. Bu, yüksek hızlarda ve atmosferik durumların büyük kısmını kapsamaktadır. Askeri amaçlar için kontrol sistemi büyük miktarda tepki sağlamalı, dalgalanma olmadan, stolsuz, yüksek motor devri (over speed) ve yüksek sıcaklık (over temperature) olmaksızın çalışmalıdır.

Gaz türbünlü motorlarda elektronik motor kontrolü uygulaması, aşağıdaki kolaylıkları ve eski hidromekanik sistemler üzerinde önemli gelişmeler sağlamıştır. Bu kolaylıklar şunlardır:

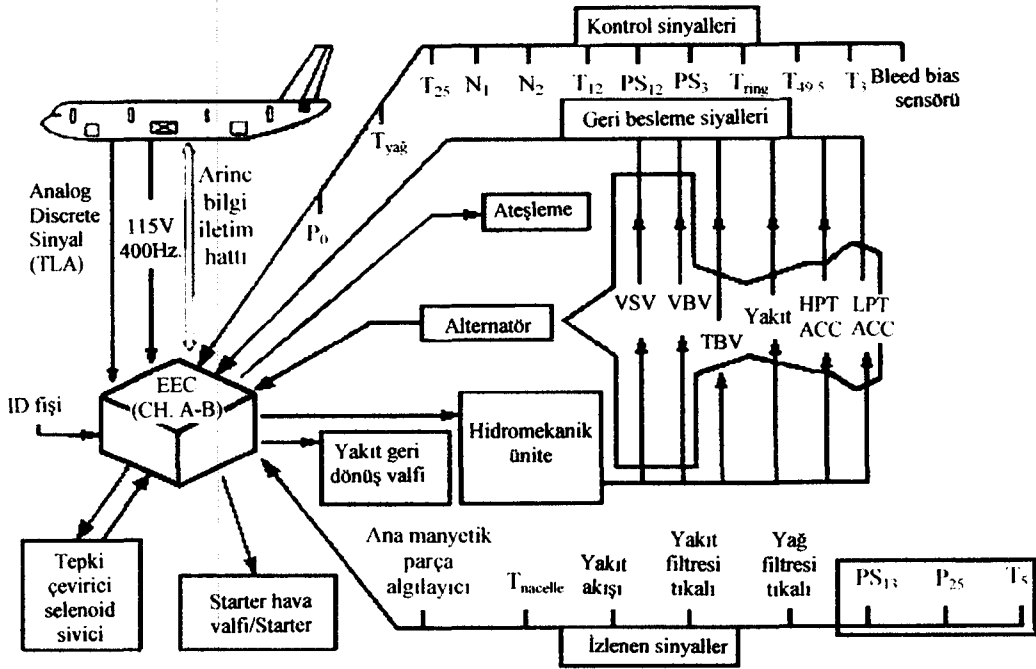
- Azaltılmış pilot iş yükü,
- Gelişmiş motor kontrol ve çalışma şartlarına uyumluluğu,
- Gelişmiş arıza tesbiti.

Elektronik motor kontrolünde ana kumanda elemanı, sistemin beyni EEC' dir ve işlemci (prosesör), kontrol yazılımı ve arıza belirleme mantığı içerir. Şekil 6.6' da bir EEC' nin iç yapısı görülmektedir. Motorda bulunan algılayıcılar (sensörler), motor durumu için gerekli bilgileri sağlar. Uçaktan alınan girdiler (tipik olarak gaz kolunun konumu) bilinir ve EEC, gerekli yakıt akış talebini eşitliğin iki tarafını eşleştirmek için hesaplar. Yakıt akışı, EEC tarafından yakıt ölçme ünitesi (fuel metering unit) vasıtası ile kontrol edilir ve motor ya hızlandırılır ya yavaşlatılır ya da stabil durumda devam eder. Pilotun bütün yaptığı sadece gaz kolunu gerekli pozisyona hareket ettirmektir [8].



Şekil 6.6. Bir EEC' nin iç yapısı [9]

Modern gaz türbinlerinde motor kontrol sistemleri Hatta Değiştirilebilir Unite (Line Replaceable Unit- LRU) olan proses kontrol bilgisayarına sahiptir. Motor kontrol sisteminde görevi, hemen hemen aynı olan bu ünite, motor kontrol sistemlerinde istenilen güç değerini sağlamak için motorun o anki durumunu sensörlerden gelen bilgilerle karakterize eder ve tipik çıkış bilgisi olarak yakıt akış valfını, değişken açılı kanatçık kontrol (Variable Stator Vane-VSV) sistemini, hava tahliye valfi kontrol (Variable Bleed Valve-VBV) sistemini, savaş uçaklarında art yanma ve egzoz alanını kumanda eder. Bu işlemleri termodinamik (kompresör sisteminin stol marjini düşürmek), kimyasal (effektif hava/yakıt oranı), termal (EGT) ve mekanik motor limitleri dahilinde yapar. (Bu LRU komponentler Digital Engine Controller (DEC), Digital Engine Control Unit (DECU), Engine Control Unit (ECU), Electronic Engine Control (EEC), Digital Electronic Engine Control (DEEC) veya Full Authority Engine Control (FADEC) olarak isimlendirilmiştir.) Bu kontrol bilgisayarları motoru ilk çalıştırmadan motor durdurulmasına kadar kumanda eder. Şekil6.7' de bir elektronik motor kontrol sistemi şematik olarak gösterilmektedir [10].



Şekil 6.7. Elektronik motor kontrol sistemleri tüm parametreleri tam, doğru olarak ölçen, maksimum verimlilik, güvenilirlik ve yakıt ekonomisi sağlayan sinyaller üreten bilgisayar içerir [11]

Modern, yüksek by-pass oranlı turbofan motorlarının çalışması ile ilgili birçok faktörü kontrol etmek ihtiyacı için havayolu işletmeleri ve uçak motor üreticileri, motor kontrol sistemlerini geliştirmek için birlikte çalışmışlar ve bu ortak çabalar, elektronik motor kontrolünün farklı tiplerini ortaya çıkarmıştır. Birincisi Denetleyici Elektronik Motor Kontrol Sistemi (Supervisory Elektronik Engine Control System-SEECS) ve diğeri Tam Yetkili Elektronik Motor Kontrol Sistemi (Full Authority Elektronik Engine Control System-FADEC) olarak isimlendirilmiştir.

Denetleyici motor kontrol sistemi, turbofan ve turbojet motorlarda ilk geliştirilen ve servise konulan elektronik sistem olmuş ve askeri uçaklarda ve modern havayolu uçaklarında etkinliğini kanıtlamıştır. Denetleyici elektronik motor kontrol sistemi, ilk önce Boeing 767' ye yerleştirilmiş, JT9D-7R4 tipi motorda kullanılmıştır.

Temel olarak; denetleyici elektronik motor kontrol sistemi, motorun çeşitli çalışma parametrelerini ilgilendiren bilgileri alan bir bilgisayar içerir ve

standart hidromekanik yakıt kontrol ünitesini en etkin motor operasyonunu elde etmek için ayarlar. Hidromekanik ünite, elektronik motor kontrolörün (EEC) direktiflerine cevap verir ve tam anlamı ile motorun çalışması ve korunması için gerekli fonksiyonları yerine getirir.

Tam yetkili elektronik motor kontrol sistemi, motorun çalışması için gerekli bilgileri alan, bu bilgileri en verimli ve en güvenli motor çalışması için gerekli limitler içinde motor parametrelerini kontrol etmek üzere çeşitli tahrik kollarına komutlar geliştiren bir sistemdir. Bu tip sistemler gelişmiş teknoloji motorları olan Pratt & Whitney 2000 ve 4000 serisi motorlarda kullanılmıştır [4].

6.3.1. Denetleyici elektronik motor kontrol sistemi (Supervisory Electronic Engine Control System-SEECs)

İlk önceleleri Hamilton Standart JFC68 olarak tanımlanan Dijital Denetleyici Elektronik Motor Kontrol Sistemi; bir hidromekanik yakıt kontrol ünitesi, bir Hamilton Standart EEC-103 elektronik motor kontrol ünitesi, bir hidromekanik hava akış ve kompresör sabit kanatçık kontrol, uçak elektrik sisteminden ayrı olarak EEC' ye elektrik sağlayan mıknatıslı bir manyetik alternator, motor hava giriş basıncını (P_{12}) ve sıcaklık (T_{12}) değerlerini ölçmek için motor giriş basınç/sıcaklık sensörlerini içeren sistemlerden oluşmaktadır. İlk olarak JT9D-7R4 turbofan motorunda kullanılmıştır. Sistemin hidromekanik ünitesi; otomatik motor çalıştırma, motor hızlanma, yavaşlama, yüksek basınç rotor (N_2) devir kontrolü, değişken açılı kompresör sabit pale pozisyon kontrolü, modülasyonlu ve motor çalıştırma hava akış kontrolü ve kompresör çıkış basınç kontrolü gibi bazı motor fonksiyonlarını kumanda eder. EEC ise, N_2 ve eksoz gaz sıcaklığını (EGT) limitleyerek ve motor basınç oran bilgileri ile hassas motor tepki kontrolü sağlar. EEC, aynı zamanda modülasyonlu olarak türbin gövdesinin soğutulmasını ve gelen çevre bilgilerine göre uçak sistemlerine bilgi akışı sağlar ve sistem koşullarını mümkün olabilen kayıtlar için kontrol eder.

Denetleyici EEC, motor basınç oranını (EPR) ölçerek tamamlayıcı gaz kolu açısı, yükseklik, motor hava giriş basınç (P_{12}), motor hava giriş sıcaklık (T_{12}) ve toplam hava sıcaklık bilgileri vasıtası ile hava sıcaklık, basınç ve uçuş şartlarından etkilenmeyecek sabit bir tepki sağlar. Tepki değişiklikleri sadece gaz

kolu açısı değiştirildiğinde değişir. Kalkış tepkisi, gaz kolunun tam ileri pozisyonunda meydana gelir. Tırmanış ve normal uçuş seyri için tepki ayarlanması, pilot tarafından gaz kolunun istenilen tepki değeri için gerekli EPR' ı sağlayacak bir pozisyona getirilerek yapılır. EEC, motordan istenilen tepki ayarlamasını tehlikeli N₂ ve tehlikeli sıcaklık değerlerine getirmeden çabuk ve tam olarak ayarlayabilecek şekilde dizayn edilmiştir.

Denetleyici EEC, çeşitli uçak sistemleri ile irtibatlandırılmıştır. EEC bazı fonksiyonlar için uçak elektriğini kullanmasına rağmen EEC' nin temel fonksiyonları için gerekli elektrik gücü, motor tarafından hareket verilen mıknatıslı manyetik alternatör tarafından sağlanır.

Motorun çalışmasını kontrol altında tutan Denetleyici EEC' dir. Denetleyici EEC' den gönderilen sinyallerle hidromekanik yakıt kontrol ünitesinin ayarlanması, türbin gövdesinin soğutulması ve türbinin soğutma havasının modülasyonlu kontrolü sağlanır. Bu işlemler, hidromekanik yakıt kontrol ünitesinin içinde bulunan selonoidli kumanda alan valflere hareket vererek gerçekleşir [5].

6.3.2. Tam yetkili elektronik motor kontrol sistemi (Full Authority Electronic Engine Control - FADEC)

Tam yetkili elektronik motor kontrol sistemi bir turbofan motorunun motor çalıştırma, motor devrinin artırılması, azaltılması, kalkış, tırmanış, normal uçuş seyri ve rölantide çalışma gibi tüm çalışma modlarında motorun verimli ve güvenli çalışabilmesi için tüm fonksiyonları sağlar. Tam yetkili EEC, tüm bilgileri uçak ve motor sistemlerinden alır ve uçak sistemlerine bilgi akışı sağlar. Gelen bilgileri de motor kontrol tahrik kollarını kumanda etmek için kullanır.

Bu bölümde verilen bilgilerde Pratt & Whitney 2037 ileri teknoloji motoru için dizayn edilen Hamilton Standart EEC-104 elektronik motor kontrol sistemi örnek alınmıştır. Bu kontrol sistemi, çift kanallı bir ünedir. Çift kanallı olması herhangi bir arızanın oluşması durumunda etkili motor çalışmasını devam ettirmesini sağlayarak yüksek güvenilirlik sağlar. Kanal A, birincil kanal, kanal B, ikincil veya yedek kanaldır.

Uçak sistemlerinden EEC' ye gelen bilgiler gaz kolu açısı, servis hava akış durumu, uçak irtifa, toplam hava basıncı ve toplam hava sıcaklığı bilgileridir. İrtifa, sıcaklık ve basınç bilgileri motor giriş kısmındaki P_{12}/T_{12} algılayıcıları vasıtası ile Air-Data Computer' den gelir.

Motordan EEC' ye gelen bilgiler yüksek devir ikaz bilgisi, yakıt akış oran bilgisi, hava tahliye tahrik kolu pozisyon bilgisi, hava/yağ soğutucu geri besleme bilgisi, yakıt sıcaklık bilgisi, yağ sıcaklık bilgisi, otomatik türbin boşluk kontrol valf pozisyon bilgisi, türbin aktif boşluk kontrol valfi pozisyon bilgisi, egsoz gaz sıcaklığı bilgisi, yüksek basınç kompresörü çıkış basınç bilgisi, motor giriş toplam basınç bilgisi, alçak basınç rotor devir bilgisi, motor giriş toplam sıcaklık bilgisi, eksoz gazı basınç bilgisidir. Motora yerleştirilmiş algılayıcılar EEC' ye sıcaklık, basınç ve devir bilgileri sağlar. Bu bilgiler, otomatik tepki kontrolü sağlamak ve motoru limit dışı çalışmalardan korumak (yüksek devir, yüksek sıcaklık ve yüksek basınç) için kullanılır.

EEC' den motor kontrolü için gönderilen bilgiler ise yakıt akış tork motor (selonoid valf) kumanda bilgisi, kompresörün sabit kanatçıklarının açısını kontrol eden tork motor kumanda bilgisi, hava/yağ soğutucu valf kumanda bilgisi, hava tahliye kapağı tork motor kumanda bilgisi ve türbin aktif boşluk kontrol tork motor kumanda bilgisidir. Her bir tahrik kolunun üzerinde EEC' nin iki kanalına da geri besleme konum bilgisi gönderen lineer veya döner değişken diferansiyel güç çeviricileri (Linear or Rotary Variable Differential Transducer-LVDT or RVDT) vardır.

Motor kontrol sisteminin çalışması sırasında yakıt, uçak yakıt tankından çift kademeli yakıt pompasının alçak basınç kısmına gider. Yakıt daha sonra bu pompadan yakıtın donmasını engellemek için ısıtan ve yağı soğutan yağ/yakıt ısı değiştiricisine yönlendirilir. Filtre, yakıt sistemini ve pompanın ana dişli kademesini yakıt içerisindeki atıklardan korur. Yakıt pompasının ana dişli kademesinden gelen yüksek basınçtaki yakıt, elektrohidrolik servo valfler vasıtası ile yakıt kontrol ünitesine gönderilir. Yakıt kontrol ünitesinin içinde bulunan yakıt ölçme selonoid valfi, kompresör sabit kanatçık servo valfi (compressor stator vane servo valve) ve türbin aktif boşluk kontrol selonoid valfi, EEC' den gelen elektriki

sinyaller ile yakıt basıncını ilgili tahrik kollarına yönlendirir ve yakıt basıncına göre ilgili tahrik kolları kumanda edilir.

Tam yetkili EEC' nin kullanımı, uçak kullanıcılarına büyük yararlar sağlamıştır. Bu faydalar, uçuş ekibinin iş yükünün azaltılması, düşük yakıt sarfiyatı, artan güvenilirlik ve bakım kolaylığı olarak söylenebilir.

Uçuş ekibinin iş yükü azalır. Çünkü pilot, doğru tepkiyi sağlayabilmek için EPR göstergesini kullanır. Pilot gerekli tepkiyi ayarlayabilmek için sadece gaz kolunu kontrol eder. Gaz kolu pozisyonu ile EEC otomatik olarak EPR göstergelerini kontrol ederek pilota gerek duymaksızın EPR değerine göre motor devrini azaltır veya arttırır.

Düşük yakıt sarfiyatı sağlar. Çünkü EEC, motor parametrelerini kullanarak gerektiği kadar yakıt harcar. Ek olarak, türbin aktif boşluk kontrol sistemi, türbin pale uç boşluklarını minimum değerde tutmak ve kompresör hava akış kontrol sistemi de hava akışını gerekli miktarda tutmak için çalışır. Bu işlem ile oluşabilecek motor hasarlanmaları engellenir.

Motorun hassas ayarlanması, tam yetkili EEC kullanılarak sağlanmıştır. Motor, bir hidromekanik yakıt kontrol sistemi tarafından çalıştırıldığı zaman optimum motor performansı sağlamak için yakıt kontrol ünitesinin ayarlanması gerekmektedir. Motor ayarı için kontrollü devirde ve sıcaklıkta çeşitli periyodlarla motorun yerde test edilmesi gerekmektedir [5].

6.4. Artyanma Yakıt Kontrol Sistemleri

Artyanma ya da tekrar yanma; askeri uçaklarda performansı, kalkış ve tırmanma yeteneğini arttırmak için kullanılır. Artyanma kısa periyotta gücü arttırmanın en iyi yoludur. Artyanma, uçağın ağırlığını ve yakıt sarfiyatını arttırır. Artyanmalı sistem için yakıt kontrolü Şekil 6.8' de gösterilmiştir.

Artyanma yakıt sistemi, artyanma yakıt pompası ve kapatma valfi, ana ve pilot yakıcı, püskürtme çubukları ve türbin sıcaklığını algılayıcı sistemlerden oluşur.

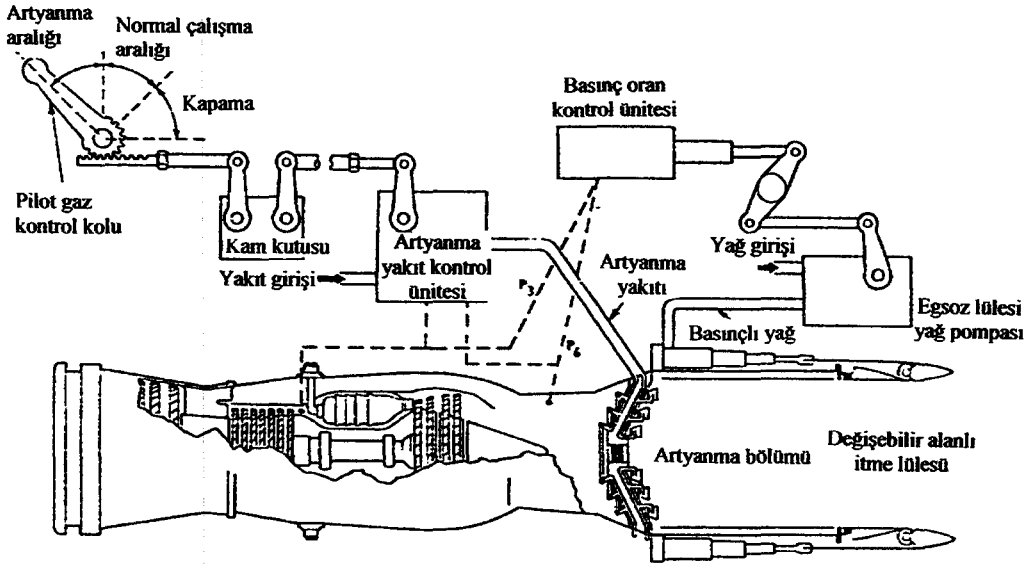
Artyanma sisteminin tatminkar biçimde çalıştırılabilmesi için yakıt akışı ve hareketli jet nozulun (egsoz lülesi) iyi bir şekilde koordine edilmesi gerekir. Bu durum yakıt kontrol sistemi ile yapılır.

Egsoz lüle alanı arttırıldığı zaman artyanma yakıt debisi de arttırılır. Aynı şekilde egsoz lülesi kesit alanı azaltıldığında da yakıt debisi düşer.

Artyanmada çok büyük yakıt debileri gerekli olduğundan ek yakıt pompası kullanılır. Bu pompa, dişli ya da santrifüj tipten olabilir. Artyanma operasyonu seçildiğinde pompa otomatik olarak faaliyete geçer.

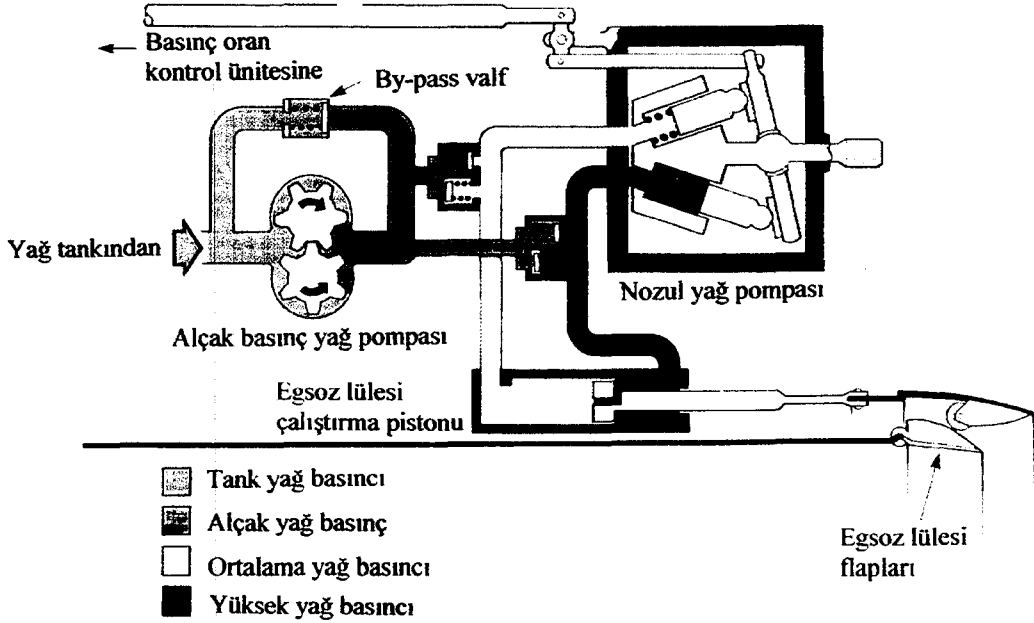
Artyanma operasyonu seçildiğinde, artyanma yakıt kontrol ünitesine mekanik bir sinyal gönderilir. Bu ünite, pompanın yakıt dağıtımını belirler ve yakıcıdaki yakıt dağılımının debisini kontrol eder. Yakıcıya sağlanan yakıt ateşlenir. Bunun sonucunda egsoz lülesindeki basınç (P_6) artar. Bu durum, türbindeki basınç oranını (P_3/P_6) değiştirir. Türbin için doğru (P_3/P_6) basınç oranı sağlanıncaya kadar jet motor çıkış bölgesi alanı otomatik olarak arttırılır.

Artyanma derecesi arttırılması ile türbin için uygun (P_3/P_6) basınç oranı elde edilene kadar jet çıkış bölgesi alanı arttırılmaya devam edilir.



Şekil 6.8. Artyanma yakıt kontrol ünitesi [7]

Egzoz çıkış bölgesi ağzının hareket ettirmek için hidrolik ya da pnömatik bir sistem kullanılır. Şekil 6.9' de hidrolik olarak çalışan bir aryanma lüle kontrol sistemi gösterilmektedir.



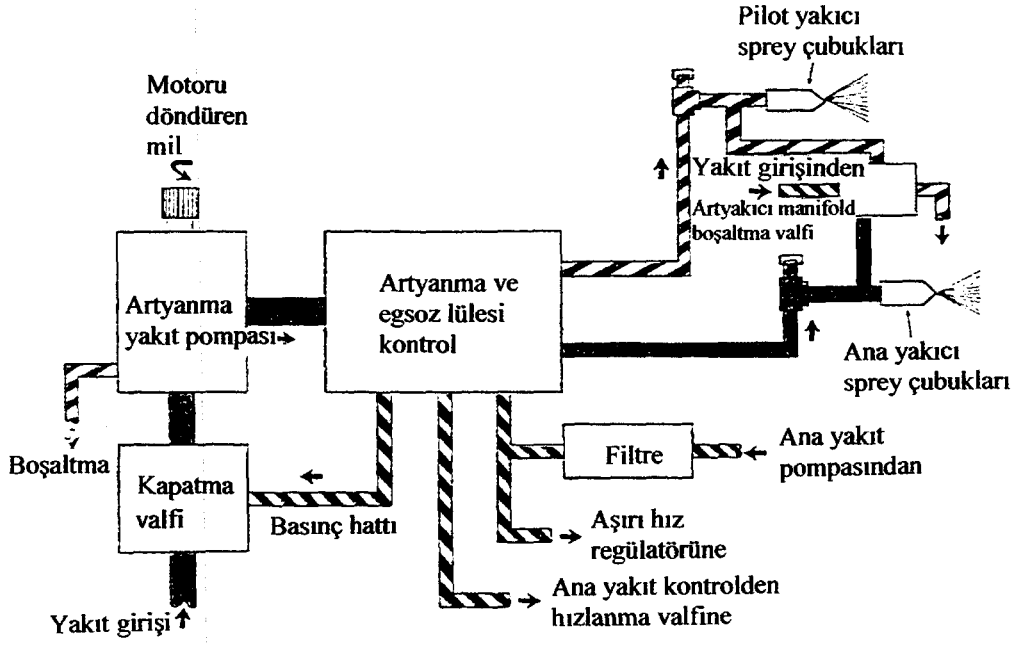
Şekil 6.9. Hidrolik olarak çalışan aryanmalı lüle sistemi [7]

J85-13 aryanma yakıt sistemi, Şekil 6.10' da gösterilmektedir. Kontrol işlemi, hidromekanik yakıt kontrol sistemi ile olup üç ana parçadan oluşmaktadır.

- Yakıt ölçüm kısmı,
- Bilgisayar (hesaplama) kısmı,
- Aryanma egzoz lüle (nozül) kontrol kısmı.

Yakıt ölçüm kısmı, bilgisayar bölümünden alınan bilgilerle ana püskürtme çubukları ve pilot yakıcıya giden yakıt akışını ölçer.

Bilgisayar kısmında, ana pilot yakıcı ölçüm valfi ile kompresör çıkış basıncı ve güç kolu kam açısı pozisyonu verilerinin girişi vardır [7].



Şekil 6.10. J85-13 artyanma sistemi [7]

7. MOTOR HAVA AKIŞ KONTROLÜ

Motorun farklı çalışma şartları altında kompresörün en uygun verimle çalışması, hızlanmanın/yavaşlamanın çabuk ve stol olayı gerçekleşmeden yakıt sarfiyatının en uygun şekilde ayarlanması ve türbinden maksimum verim elde edebilmesi amaçları ile motor hava akış kontrol sistemleri geliştirilmiştir. Bunun için motor devrine ve kompresör kademe sayısına bağlı olarak kompresörün sabit kanatçıklarının açısı kontrol altına alınmıştır. Bu kanatçıklar aynı anda hareket etmeyi sağlayan mekanizmaya, bu mekanizma da hareket ettirici bir tahrik koluna bağlanmıştır. Hareket ettirici tahrik kolu, motor kontrol sisteminin üretmiş olduğu servo yakıt basıncı ile çalışır. Kolun konumu, motor kontrol sistemi tarafından kompresör devri ve kompresör giriş sıcaklığı gibi parametrelere ve kolun konumunun geri besleme sinyaline bağlı olarak kontrol edilir.

Kompresör tarafından sağlanan yüksek basınçtaki hava ile yanma odasında yakıt yandığında meydana gelen tepki, türbinler tarafından tekrar kompresörü çevirmek için kullanılır. Türbin kısmında, yanma odasında oluşan basınçtan maksimum verim elde edebilmek için türbin paleleri ile türbin gövdesi arasındaki boşluk motor kontrol sistemi tarafından kontrol edilir.

Motor yakıt kontrol sistemi, motordan ve pilottan gelen bilgilerle motorun aşırı sıcaklık hasarlanmalarını, stol olayını, güç dalgalanmalarını veya alev sönme gibi olayları engelleyebilmek için yakıt memelerine ne kadar yakıt gönderilmesi gerektiğini, bir çok faktöre bağlı olarak hesaplar. Eğer gaz koluna ileri doğru hareket verilirse yanma odasına giden yakıt miktarı artar. Bu işlem ile birlikte aynı anda yanma için uygun karışımı oluşturabilmek ve motor soğutulmasını sağlamak için motor içinden geçen hava akış miktarının da gerekli oranlarda artırılması gerekir ki motorun hasarlanmadan maksimum ivmelenmesi sağlansın. Eğer kompresör çıkış basıncı, motor güç dalgalanmaları veya stol yaratacak seviyelere ulaşırsa istenmeyen durumlarla karşılaşılabilir. Motor ivmelendirileceği zaman türbine stabil durumdan daha fazla enerji sağlanmalıdır. Ancak; yakıt akışı çok hızlı arttırılırsa aşırı zengin karışım oluşur. Bu da, yüksek türbin giriş sıcaklığına veya kompresör stoluna ya da alev sönmesine (flame out) sebep olabilir. Motor kontrol sistemi, yakıt/hava oranını öyle sınırlar dahilinde

tutmalıdır ki; motor ivmelenmesi (acceleration) veya motor devir azalması (decceleration) sırasında alev sönmesi olmasın. Motor içerisindeki basınç değişimlerini dengeleyen, yakıt için gerekli hava oranını sağlayan sistemlere hava akış kontrol sistemi denir. Bu sistem, istenmeyen stol veya güç dalgalanmalarını engeller.

Gaz türbinli motorda, motor hava akış kontrolü şu alt sistemlerden oluşur:

- 1- Türbin boşluk kontrol (Turbine Clearance Control-TCC) sistemi ve
- 2- Kompresör hava akış kontrol (Compresor Air Flow Control) sistemi.

7.1. Türbin Boşluk Kontrol Sistemi

Hava akış kontrol sistemi, motor hava akışını motor türbin paleleri ve türbin gövdesi arasındaki boşluğu kontrol etmek için kullanır. Kompresör havası, türbin gövdesi üzerine yönlendirildiği zaman türbin gövdesi genişletilir veya büzdürülür. Bu işlem türbin palleri arasındaki boşluğu artırır veya azaltır. Sonuç olarak; türbin verimi istenildiği gibi elde edilir. Türbin kısmına yönlendirilen kompresör havası yüksek basınç (HPT) ve alçak basınç türbin (LPT) kısımlarına ayrı ayrı yönlendirilebilir.

Sistem, genel olarak; HPT paleleri ile türbin gövdesi ve LPT paleleri ile türbin gövdesi arasındaki açıklığı düzenler. Sistem, genellikle türbin rotorları ile türbin gövdesi arasındaki açıklığı düşürür. Bu, motorun daha az yakıt kullanmasına ve performansın artmasına yardım eder. Sistem ayrıca; bazı güç durumları süresince HPT paleleri ve türbin gövdesi arasındaki açıklığı artırır. Bu, HPT pale uçlarının gövdeye sürtmemesini sağlar.

7.2. Kompresör Hava Akış Kontrol Sistemi

Kompresör hava akış kontrol sistemi, tüm güç durumları için LPC ile HPC hava akışını düzenler. Bu ayarlamalar ile motorun stol durumuna girmesi engellenir.

Kompresör hava akış kontrol sistemi, motorun çalışma süresi boyunca kompresör performansının yanma için gereken düzeyde kalmasını sağlar. Sistem, sıkıştırmanın düşük seviyeleri ile yüksek seviyeleri arasında yer alan çeşitli sayıda kompresör kademesinin açısı değiştirilebilir kanatçık setlerini (VSV) ve kompresör basıncının kontrol edildiği tahliye kapaklarını (VBV) içerir.

Gaz türbinli motorda kompresör hava akış kontrol sistemi alt sistemleri şunlardır.

- 1- Değişken açılı kanatçık kontrol (VSV) sistemi,
- 2- Hava tahliye valfi kontrol (VBV) sistemi.

Değişken açılı kanatçık kontrol sistemi, yüksek basınç kompresör (HPC) giriş havasını kontrol eder. Değişken açılı kanatçıkların kademe sayısı, gaz türbinli motorun devrine ve kompresör kademe sayısına bağlı olarak değişir. VBV sistemi, HPC' e giren hava miktarını ayarlar. Bu işlem kompresör verimini ve stola girmeme limitlerini artırır.

Hava tahliye valfi kontrol sistemi, alçak basınç kompresör çıkış havasının bir bölümünü ikincil hava akışına yönlendirir. Ani motor devir düşmelerinde VBV sistemi açılarak, alçak basınç kompresörünün (LPT) stola girmesini engeller. Düşük motor devirlerinde ve tepki yön çevirici (thrust reverser) kullanıldığında açılarak su, toz ve taş gibi istenmeyen materyallerin yüksek basınç kompresörüne (HPC) gitmesini engeller. VBV sistemi bu gibi durumlarda motorun hasarlanmasını ve alev sönmesini engeller [2].

8. GAZ TÜRBLNİ MOTORLARDA KULLANILAN YAKIT KONTROL SİSTEMLERİ İÇİN BAZI ÖRNEKLER (GENEL)

8.1. J85-13 Motoru Yakıt Kontrol Sistemi

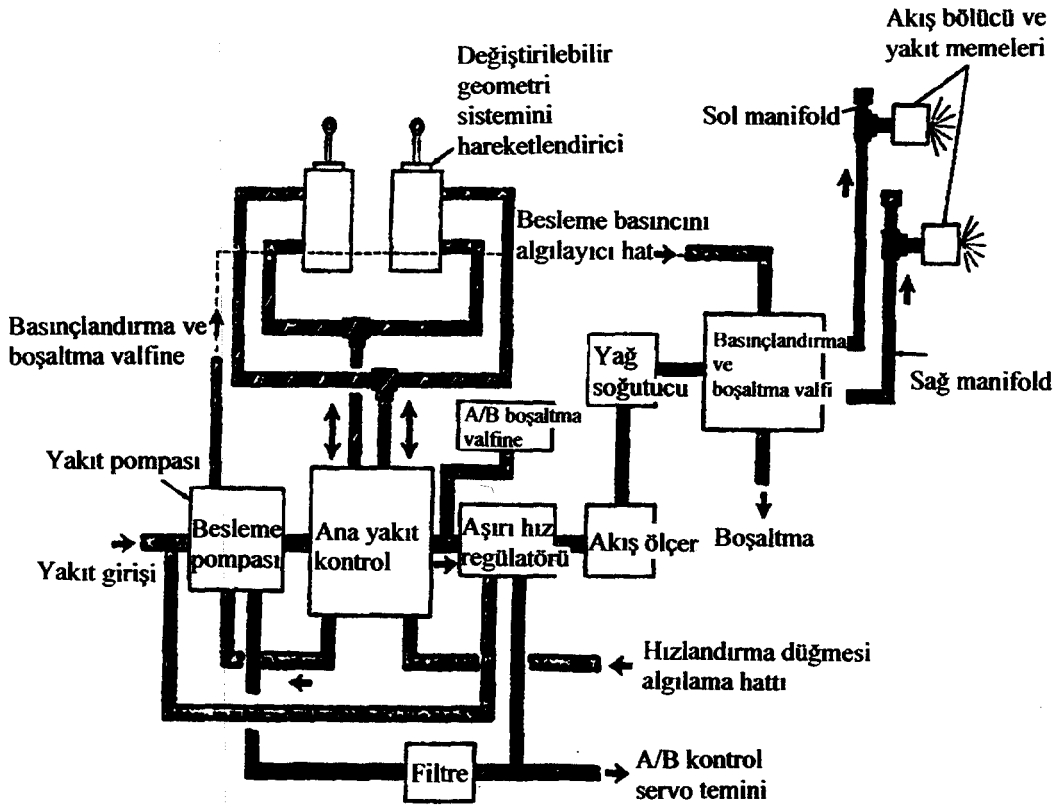
J85-GE-13 turbojet motoru “General Electric Company” nin Uçak Motor Grubu tarafından dizayn edilip üretilmiştir. Yüksek tepki ve düşük ağırlıklı olarak dizayn edilmiş olup üç ana motor yatağına sahiptir. Sekiz kademeli aksnel akışlı kompresör ve iki kademeli türbin vardır. Motorda halka tipi (annular) yanma odası sistemi, hareketli açılı giriş klavuz kanatları, artıyanma ve hareketli alanlı egsoz lülesi vardır.

Şekil 8.1’ de gösterilen J85-GE-13 yakıt sistemi motora, bütün uçuş şartlarında çalışması için uygun miktarda yakıt sağlayacak şekilde dizayn edilmiştir. Motor hızı, dış hava sıcaklığı ve basıncı gibi değişkenleri otomatik olarak karşılar.

Ana yakıt sisteminin önemli parçaları şunlardır:

- Ana yakıt pompası (main fuel pump),
- Ana yakıt kontrolü (main fuel control),
- Aşırı hız düzenleyici (overspeed governor),
- Yağ soğutucu (oil cooler),
- Yakıt basınçlandırma ve boşaltma valfi (fuel pressurizing and drain valve),
- Oniki akış bölücü,
- İki hidrolik akçüatör (two hydroulic variable actuators) [7].

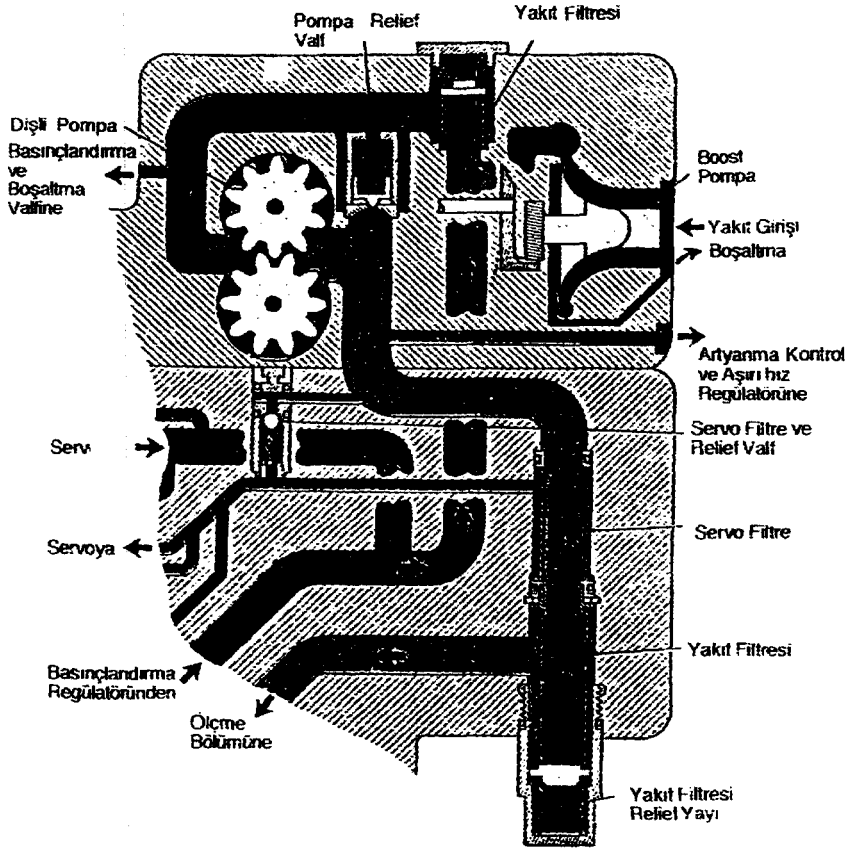
Bu yakıt kontrol sisteminin elemanlarını tek tek incelersek;



Şekil 8.1. J85-13 ana yakıt sistemi [7]

Şekil 8.2.de gösterdiği gibi ana yakıt pompası, çift basınçlandırma kademesine sahiptir. Alçak basınç veya besleme kademesi ve yüksek basınç kademesi. Ana yakıt pompası bu kademelerle beraber yakıt filtresi, emniyet valfi ile donatılmıştır. Pompanın alçak ve yüksek basınç kademeleri aynı shaft tarafından çevrilir.

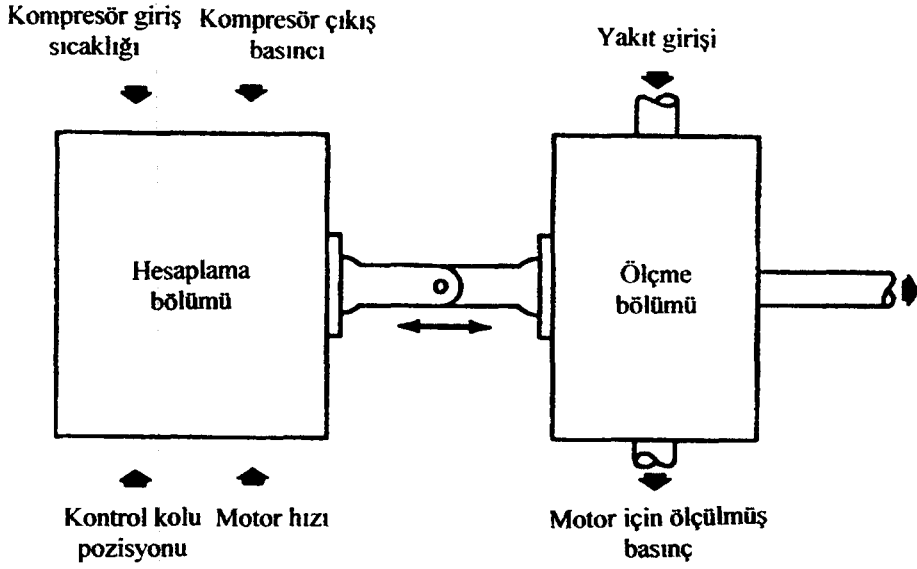
Pompanın alçak basınç kademesi, merkezkaç kuvveti ile yakıtı yaklaşık 2 kg/cm^2 (40 psi)' ye basınçlayan impeller tiptir. Alçak ve yüksek basınç kademelerinin arasında yakıtı temizlemek için yakıt filtresi yerleştirilmiştir. Yüksek basınç kademesinde yüksek yakıt basıncı, dişli tip pompa ile sağlanmaktadır. Dişli tip pompanın giriş ve çıkış noktalarına irtibatlandırılmış emniyet valfi, sistemin 40 kg/cm^2 (800 psi)' ye ayarlanmasını sağlar.



Şekil 8.2. J85-13 motoru yakıt pompası ve filtresi [12]

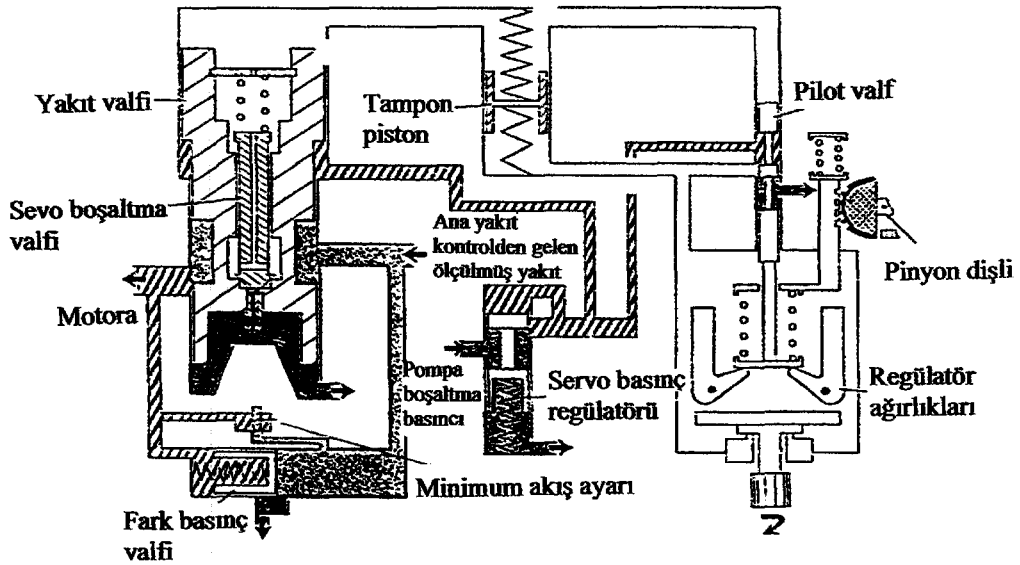
Ana yakıt kontrolü, J85-GE-13 motoruna uygun bir yakıt akışını sağlayan hidromekanik yakıt kontrol sisteminden oluşmaktadır. Motorun ana yakıt sistemi Şekil 8.1' de gösterilmektedir. Ana yakıt kontrolü, ölçme ve hasaplama olmak üzere iki bölümden oluşur (Şekil 8.3).

Hesaplama bölümü kompresör giriş sıcaklığı, motor devri, gaz kolu pozisyonu ve kompresör çıkış basınç parametrelerini kullanır. Bu parametreler, ana yakıt kontrol içerisindeki servoları, camları ve diğer tertibatları hareket ettirerek ölçme bölümünün gerekli yakıt akışını ayarlamasını sağlar.



Şekil 8.3. J85-13 motoru ana yakıt sistemi bölümleri [12]

Ayrıca motor kontrol sistemi, aşırı hız devrine karşı korumalıdır. Aşırı hız regülatörü, motor hızının $\% 95 \pm 1.5$ değerine ayarlanmıştır. Aşırı hız regülatörünün görevi, bu değerlerin dışına çıktığında motorun emniyetle çalışacak şekilde normal çalışma rejimlerine sokmaktır. Aşırı hız regülatör sistemi Şekil 8.4' de gösterilmektedir [12].



Şekil 8.4. J85-13 motoru yüksek devir düzenleyicisi [12]

8.2. CF6-6 Motoru Yakıt Kontrol Sistemi

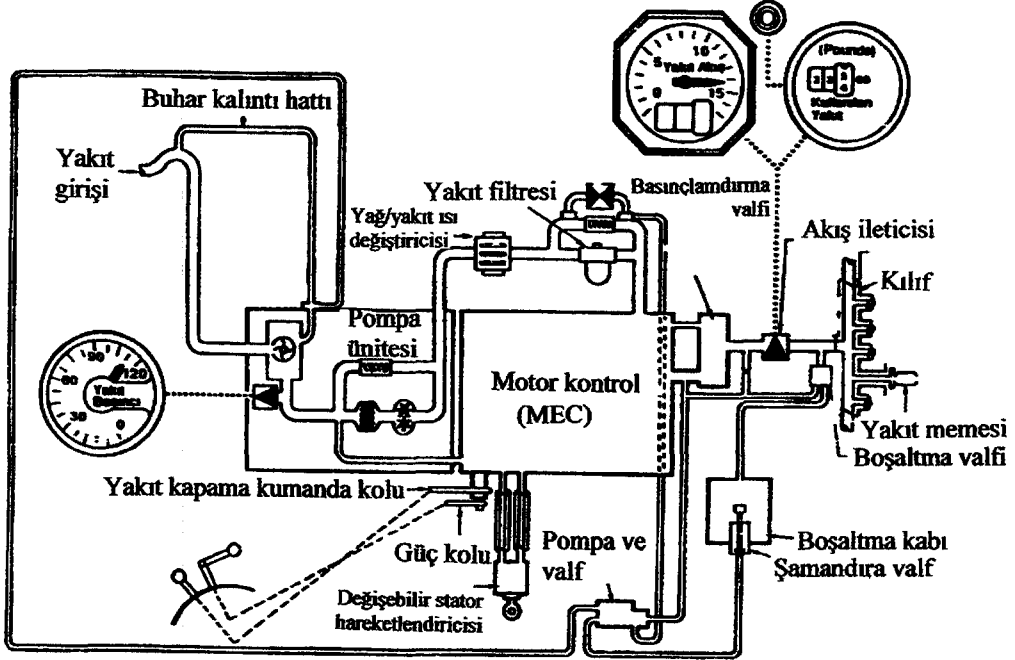
CF6-6 motoru, aksenal akışlı bir turbofan motorudur. Şekil 8.5' de CF6-6' nın yakıt sistemi gösterilmektedir. CF6-6 motorunun yakıt sistemi şu ana elemanlardan oluşmaktadır.

- Ana yakıt pompası (main fuel pump),
- Ana motor kontrol (main engine control),
- Basınçlandırma ve boşaltma valfi (pressurizing and dump vaşve),
- Yakıt manifold tertibatı (fuel manifold assembly).

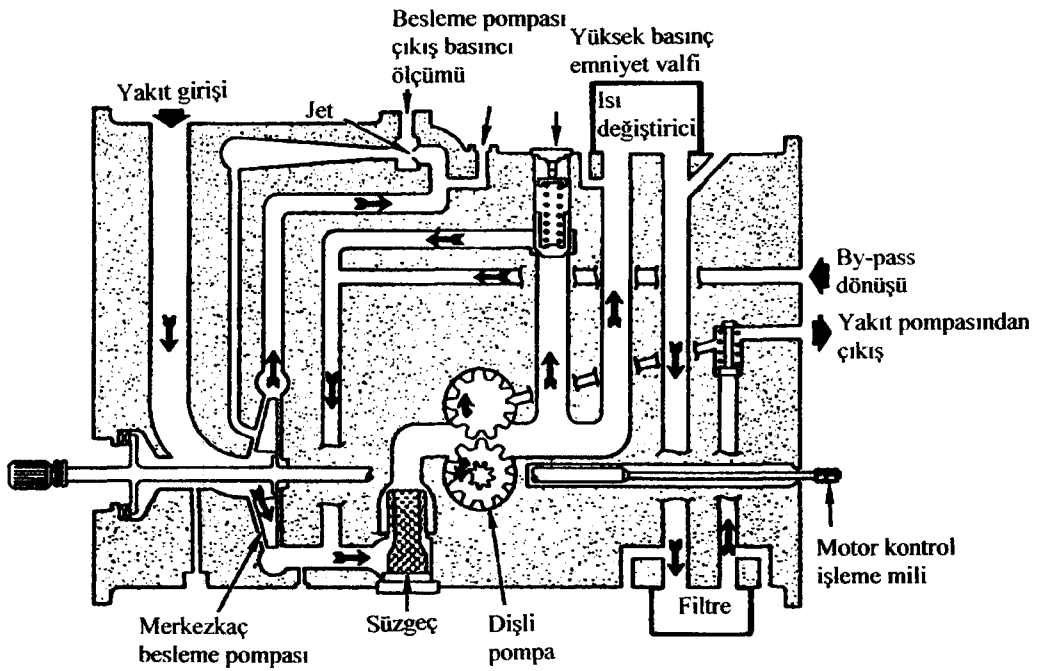
Şekil 8.6' da gösterilen ana yakıt pompası, yanma için gerekli yakıtı basınçlandırır ve motorun çalışması boyunca sistemin gerekli yakıtı servo sistemlere sağlar. Pompanın maksimum kapasitesi 95 kg/cm² (1 350 psi)' dir. Ana yakıt pompasının elemanları merkezkaç besleme pompası (centrifugal boost pump), filtre, yüksek basınç dişli pompası (high pressure gear pump), süzgeç (screen), ısı değıştirici (heat exchanger)' dir.

Merkezkaç besleme pompası, yakıtı seçilmiş motor devrine göre (CF6-6 motorunda tepki çıkış kontrolü, N₁ devrini kontrol ederek sağlanmaktadır. Gaz kolu pozisyonları yer rölanti devri (ground idle), uçuş rölanti devri (flight idle) ve minimum rölanti devridir (minimum idle.) 2.8-3 kg/cm² (40-60 psi)' a basınçlayarak yakıt filtresine gönderir. Yakıt filtresinden temizlenerek dişli tip pompaya gelen yakıtın basıncı artırılır. Yüksek basınç emniyet valfi yakıt basıncını 88-112 kg/cm² (1 250-1 600 psi)' a ayarlar. Yüksek basınç pompasında basıncı artan yakıt, ısı değıştiricisinde yağ ile ısıtılarak sisteme gönderilir. Isı değıştirici, soğuk koşullarda yakıt akışını engelleyebilecek buzların oluşumunu engelleme işlevini yerine getirir. Yakıtın ısıtılması, yağ sisteminden dönen ısınmış yağ tarafından yapılır. Yakıt filtresi ise, yakıt sistemini tıkanmalardan koruyan bir ünedir. Gerek buzlanmadan gerekse çeşitli kir ve parçalardan oluşabilecek tıkanmaları önleyen bir ünedir. Isı değıştiricisinden çıkan yakıt yakıt filtresinde temizlenir.

Ana motor kontrolü, gaz kolu pozisyonu, N₂ devri, kompresör çıkış basıncı ve kompresör giriş basıncı parametrelerini kullanan hidromekanik motor kontrol sistemidir.

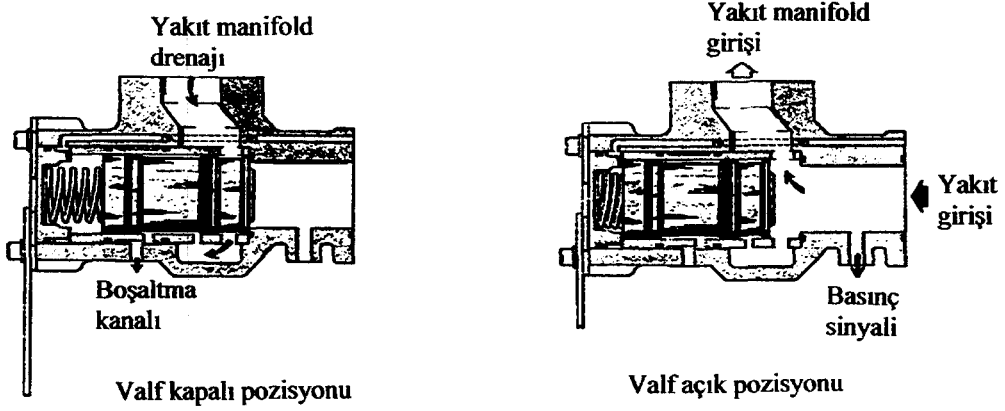


Şekil 8.5. CF6-6 motorunun yakıt kontrol sistemi [13]



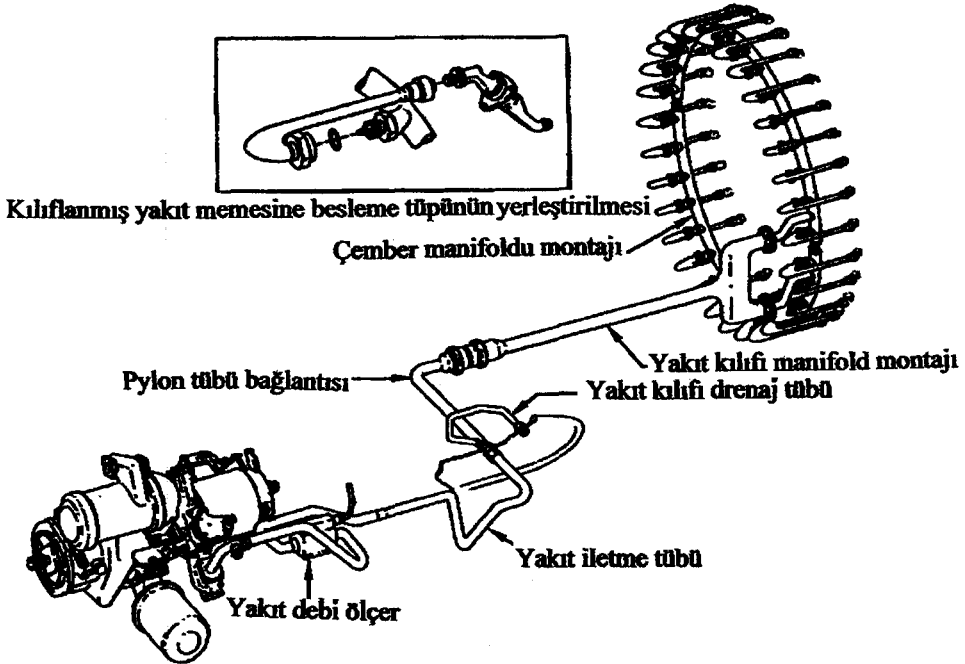
Şekil 8.6. CF6-6 motorunun ana yakıt pompası [13]

Basınçlandırma ve boşaltma valfi, yakıtı ana yakıt kontrolünden (main engine control) yakıt nozullarına belli bir basınçta yollanması amacı ile yerleştirilmiştir. Valfin açık ve kapalı konumu Şekil 8.7' de gösterilmiştir.



Şekil 8.7. CF6-6 motorunda basınçlandırma ve boşaltma valfi [13]

Sistemde çift akışlı yakıt memesi (dual flow nozzle) bulunmaktadır. CF6-6 yakıt sistemindeki yakıt manifold takımı ve yakıt memeleri Şekil 8.8' de gösterilmiştir [13].



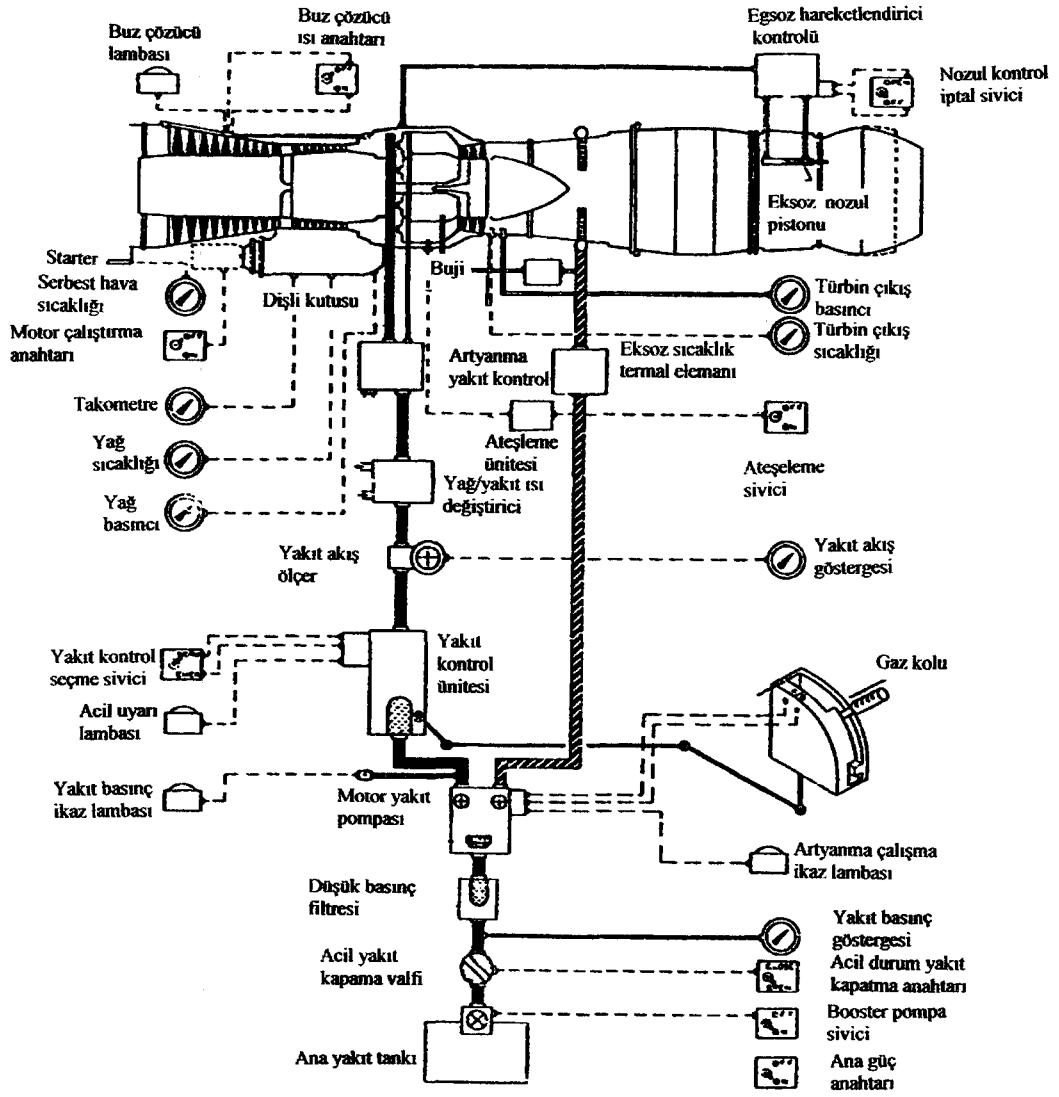
Şekil 8.8. CF6-6 motoru yakıt sistemi yakıt manifold tertibatı ve yakıt memesi [13]

8.3. J57 Motoru Yakıt Kontrol Sistemi

Pratt & Whitney' in J57, çift eksenel akış kompresörlü aryanmalı turbojet motorudur. Bu motorun yakıt kontrol sistemi Şekil 8.9' da gösterilmektedir.

Artyanmalı motorda yakıt pompası diğer yakıt sistemine de yakıt sağlar. Yakıt pompasının üzerindeki yakıt transfer valfi, yakıtı aryanma pompası girişine veya aryanma yakıt kontrolüne yönlendirir. Aryanma yakıt kontrol ünitesi; diffüzör bölümündeki basıncı hisseder ve yakıtı ölçülendirerek aryanma yakıt memelerine (sprey çubukları) gönderir. Yakıt fazlası, pompaya geri gönderilir. Yakıt aryanma manifoldunun içinden geçerken manifoldun içinde bulunan boşaltma valfi (drain valve) kapalıdır. Motor durduğunda, bu valf açılarak manifolddaki yakıt fazlası dışarı atılır.

Aryanma yakıt kontrol sistemi, diffüzördeki basıncı ölçerek motor gücüne bağlı olarak yakıt miktarını belirler. Bu basınç, aryanma yakıt kontrol ünitesindeki bir körüğe gönderilir. Basınç değiştiğinde, körük pozisyonu değişir ve ölçülendirme valfi uygun yakıt akışını sağlamak için devreye girer. Motora ve aryanmaya giden yakıt akışının arasında bir ilişki vardır. Her ikisi de gaz kolunun hareketi ile belirlenir [7].



Şekil 8.9. J57 motoru yakıt kontrol sistemi [14]

8.4. CF6-80 Motoru Yakıt Kontrol Sistemi

CF6-80 motoru çift şaftlı, aksel akışlı CFM International şirketi tarafından geliştirilmiş bir turbofan motordur. CF6-80 serisi motorlar CFM' in geliştirdiği CF6-50 motorunun daha geliştirilmiştir. Airbus bu motorları A310 uçaklarında kullanırken Boeing B767 uçaklarında kullanmıştır.

Motor kontrol sisteminin tek ve en önemli komponenti, yanma odasına giden yakıt miktarını ayarlayan ve kompresör geometrisini (VSV) kumanda eden ana motor kontrol (Main Engine Control-MEC)' dür. MEC, hidromekanik valf

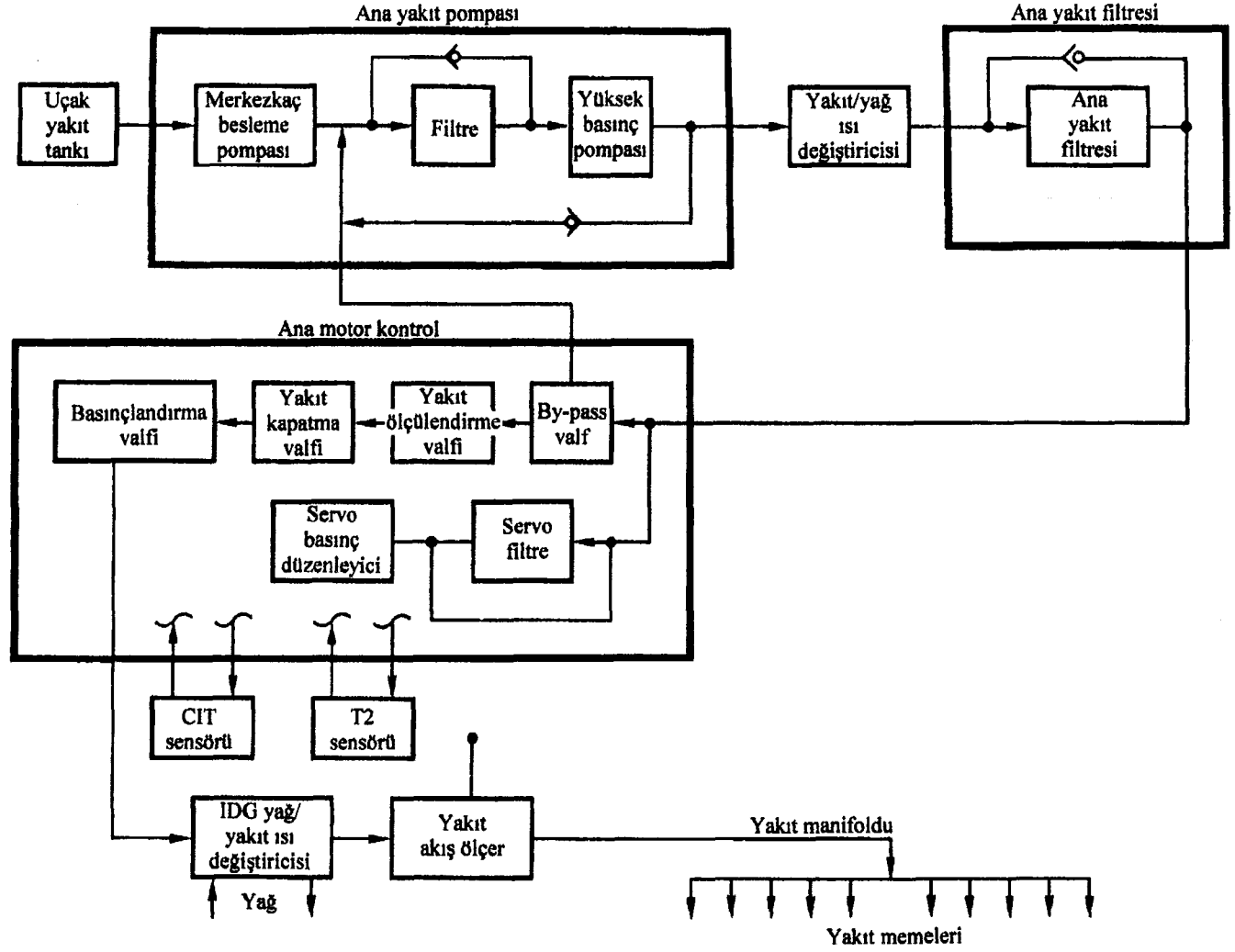
sistemleri ile yakıtın kesilmesi, yakıt ölçülendirilmesi, kompresör hava akışının kontrolü, motor aşırı hız, aşırı basınç ve aşırı sıcaklık limitlendirmesini sağlar [9].

Şekil 8.10' da görüleceği gibi CF6-80 motorunun yakıt kontrol sistem elemanları şunlardır.

- Ana yakıt pompası,
- Yakıt/yağ ısıtıcısı,
- Yakıt filtresi,
- Ana motor kontrol,
- Yakıt akış ölçülendiricisi,
- IDG yağ/yakıt ısı değiştiricisi,
- Dağıtım hatları ve yakıt memeleri.

CF6-80 motorunun motor yakıt kontrol sisteminin çalışması ise şöyledir:

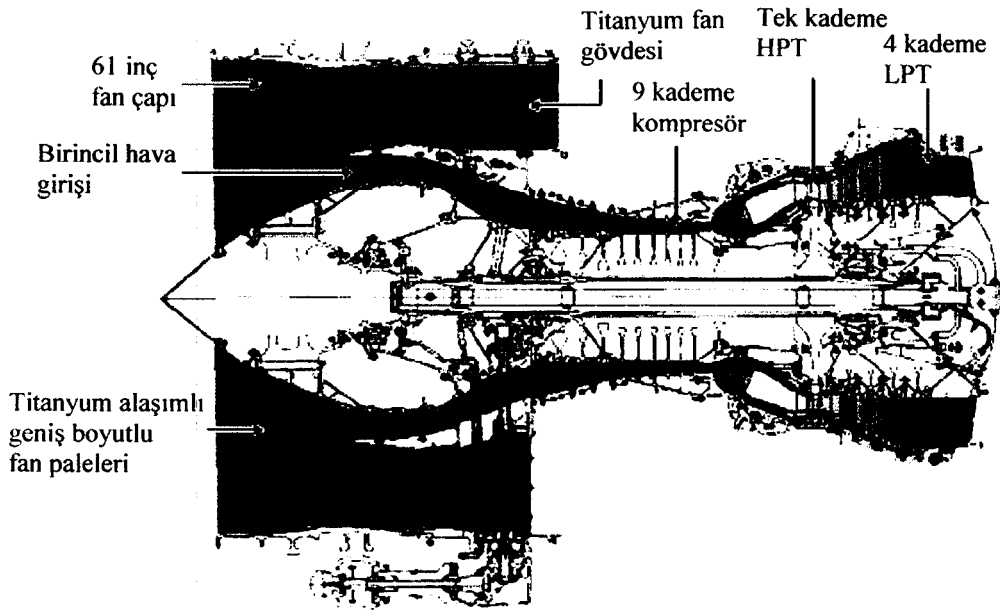
Yakıt ana yakıt pompası içerisindeki merkezkaç besleme pompası vasıtası ile yakıt, yakıt tankından alınır. Yakıtın genel temizliği için yakıt filtresinden (burada yakıt 610 mikron büyüklüğündeki kirlere arıtılır) geçen yakıt ana yakıt pompasının yüksek basınç kısmına gelir. Burada yakıt basıncı 95-113 kg/cm² (1 350-1 600 psi) arasındaki basınca yükseltilir. Yüksek basınç pompasından yakıt/yağ ısıtıcısına gelen yakıt, ana yakıt kontrole gitmeden önce ana yakıt filtresinde (bu filtrede yakıt 10 mikron büyüklüğündeki kirlere arıtılır) gerekli derecede temizlenir. Ana motor kontrole gelen yakıt, buraya uçak ve motor sistemlerinden gelen sinyaller vasıtası ile yeterli miktarda sisteme gönderilir. Yakıt sisteme girmeden önce IDG yağ/yakıt ısı değiştiricisinde ısıtılarak yakıt akış ölçülendirilicisinden geçirilir ve yakıt memeleri vasıtası ile yanma odasına püskürtülür (Şekil 8.10) [15].



Şekil 8.10. CF6-6 motorunun yakıt kontrol sistem şematifi [15]

9. CFM 56-7B MOTORU MOTOR KONTROL SİSTEMİNİN İNCELENMESİ

CFM 56, 1970' lerin ortalarında dizayn edilmiş yüksek by-pass oranlı, çift rotorlu, aksenal akışlı, ileri teknoloji bir turbofan motorudur. İlk olarak B737-300, U.S. Navy E6, AWACS, B707 tanker ve A320 uçaklarında kullanılmıştır. Şekil 9.1' de bir CFM 56-7B motoru şematik olarak gösterilmektedir [7].



Şekil 9.1. CFM 56-7B motoru [6]

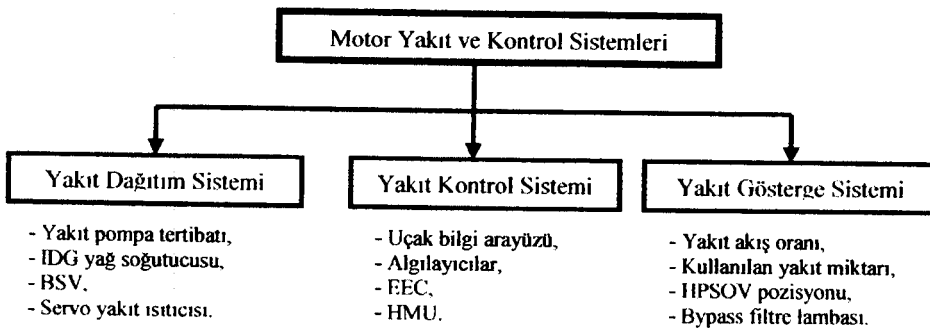
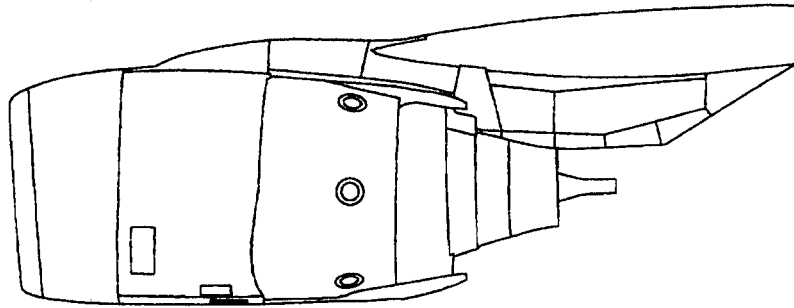
Bir motor kontrol sisteminin sağlaması gereken temel görevler genelleştirilebilir. Ancak daha önce belirtildiği üzere ne kadar motor çeşiti varsa o kadar motor kontrol sistemi vardır. Ayrıca her bir motorun ihtiyaç duyacağı motor kontrol sistemi farklı olacaktır. Bu sebeple motor kontrol sistemlerinin anlayabilmek için yeni nesil uçaklarda kullanılan gaz türbinli yüksek bypass oranlı CFM 56-7B motorları için geliştirilen motor yakıt ve kontrol sistemini, bu sisteme gerekli miktarda hava akışını sağlayan hava akış kontrol sistemini ve bu sistemleri oluşturan elemanları incelemek yerinde olacaktır.

CFM 56-7B motorunda, motor kontrol sistemi, pilot tarafından verilen tepki kumandasını ayarlayabilmek için yakıt ve hava akışını gerektiği oranlarda

ayarlayan sistemlerinden oluşmaktadır. CFM 56-7B motoru kontrol sisteminin beyni elektronik motor kontrol (Electronic Engine Control-EEC)' dir.

Motor yakıt ve kontrol sistemi, yakıt miktarını ölçer ve yanma odasına püskürtür. Motor hava akış kontrol sistemi de aynı zamanda yanma için gerekli hava akışını da sağlayarak uygun bir yanma ortamı sağlar. CFM 56-7B motor yakıt kontrol sistemini aşağıdaki başlıklar altında (Şekil 9.2) ve yakıt akışı için ihtiyaç olan hava akışını gerekli miktarlarda sağlayan motor hava akış kontrol sistemini de inceleyelim.

- 1- Motor yakıt dağıtım sistemi,
- 2- Motor yakıt kontrol sistemi,
- 3- Motor yakıt gösterge sistemi,
- 4- Motor hava akış kontrol sistemi.



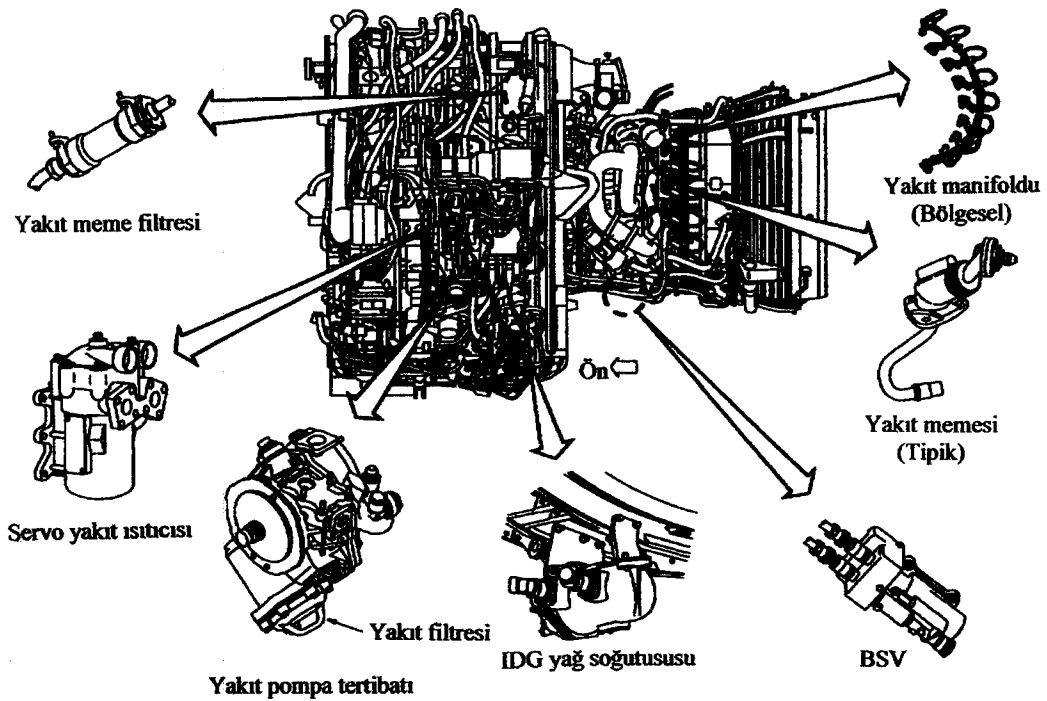
Şekil 9.2. Motor yakıt ve kontrol sisteminin alt sistemleri [16]

9.1. Motor Yakıt Dağıtım Sistemi

Motor yakıt dağıtım sistemi, motora yanma ve servo sistemin çalışması için yakıt temin eder. Uçak yakıt sistemi, motor yakıt dağıtım sistemine yakıt sağlar.

Şekil 9.3' de görüleceği gibi motor yakıt dağıtım sisteminin elemanları şunlardır:

- Yakıt pompa tertibatı,
- Yakıt filtresi,
- IDG yağ/yakıt soğutucusu,
- İç hat yakıt filtresi,
- Yakıcı kademe valfi (Burning Staging Valve-BSV),
- Yakıt manifoldları ve yakıt memeleri (nozzle),
- Servo yakıt ısıtıcısı.



Şekil 9.3. Motor yakıt dağıtım sisteminin elemanları [16]

Motor yakıt dağıtım sisteminin fonksiyonları şunlardır:

- Yakıtı basınçlandırma,
- Yakıtı filtreleme,
- Yakıtı ısıtma (heat exchanger)
- Yakıtı püskürtme.

9.1.1. Yakıt pompa tertibatı

Yakıt pompası, motorun çalışması için basınçlandırılmış yakıt temin eder. Yakıt pompası, iki adet basınç elemanına ve iki adet yakıt filtresine sahiptir. Yakıt pompası, yakıtı temizleyerek yanma ve servo sistemi için yakıtın basıncını artırır.

Yakıt, bir adet yağ soğutucusundan ve bir adet ısı eşanjöründen (değiştirici) geçer. Bu ısı elemanları yağı soğutur, yakıtı ise ısıtır.

Eğer uçağın elektrikli yakıt pompaları arızalanırsa, motor yakıt pompası motorun çalışması için yeterli yakıtı sağlayabilir.

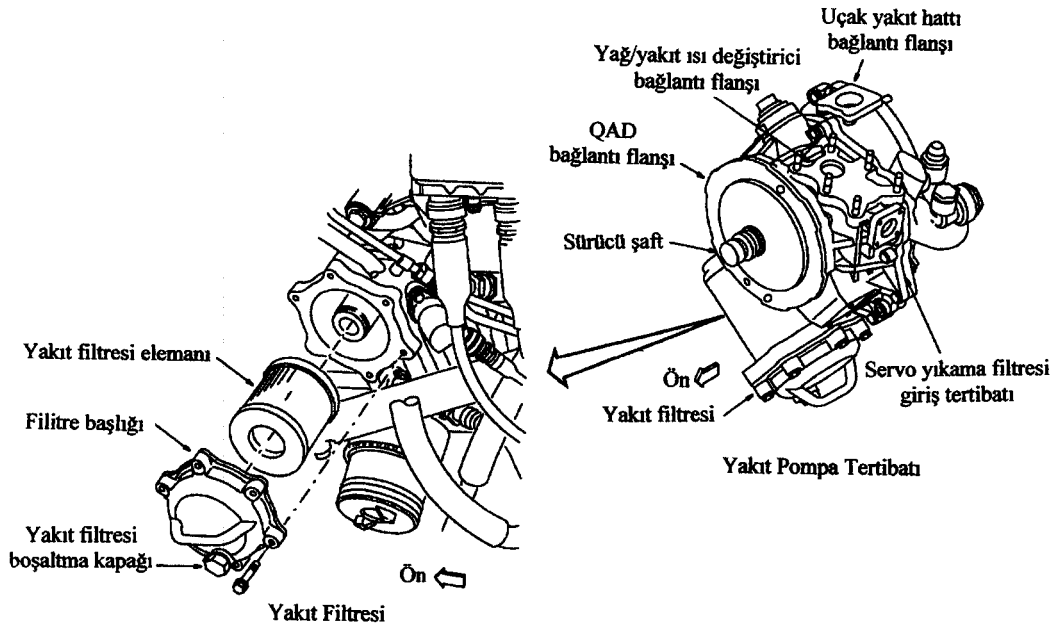
Yakıt pompa tertibatının iç kısmı, bir tane düşük basınç (LP) kademe ve bir tane yüksek basınç kademeye sahiptir. Bu elemanlar, yakıt memelerine yakıt temin etmek ve servo sistemini çalıştırmak için yakıtı basınçlandırır.

Dişli kutusu (Accessory Gear Box-AGB), yakıt pompasını çalıştırmak için bir sürücü şaftı döndürür. Yakıt pompası, AGB' nin arka kısmına bağlıdır. Bir adet hızlı bağlantı sökme yüzüğü (Quick Attach Detach-QAD, ring), pompayı AGB' ye bağlar.

9.1.2. Yakıt filtresi

Yakıt filtresi, yakıt pompasının bir parçasıdır. Bir bybass valfine sahiptir. Eğer filtrenin tıkanmasına yol açacak bir kirlenme başlarsa kokpitteki yakıt kontrol modülünün üzerindeki "FILTER BYPASS" ışığı yanar. Filtre tamamen tıkanırsa bypass açılır ve açılması ile yüksek basınç elemanına gitmeden yakıt filitreden tahliye edilir.

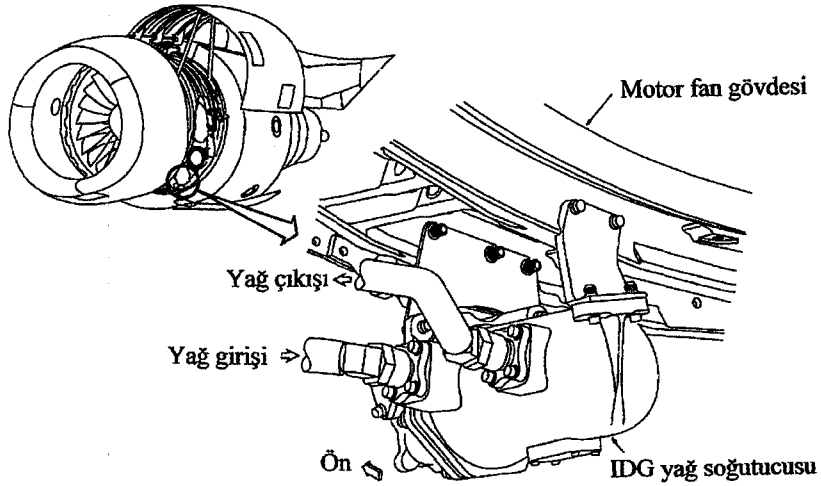
Yakıt filtresinin içerisinde bir adet servo temizleme valfi (servo wash filter) vardır. Bu filtre HMU' nun servo bölümünden gelen yakıtı temizler. Bu filtre için de bir bypass valfi vardır. Temizleme valfi tıkanıldığında bypass valfi açılır. Bypass valfinden HMU' nun servo bölümüne gelen yakıt, temizleme valfinden tahliye edilir. Bypass valfinin açıldığına dair bir gösterge yoktur. Yakıt pompa tertibatı ve yakıt filtresi Şekil 9.4' te gösterilmiştir.



Şekil 9.4. Yakıt pompa tertibatı ve yakıt filtresi [16]

9.1.3. IDG yakıt/yağ soğutucusu

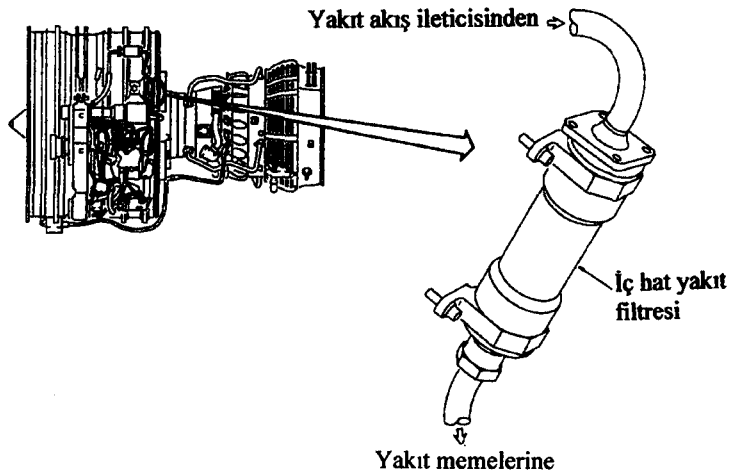
IDG (Integrated Drive Generator) yakıt/yağ soğutucusu IDG yağını soğutur. Bu şekilde motor yakıtı ısıtılır, IDG yağını soğutur. Bu soğutucu, soğuk olan yakıt ısını IDG yağının sıcaklığını düşürmek için kullanan bir ısı eşanjörüdür. IDG yağ/yakıt soğutucusu Şekil 9.5' de gösterilmiştir.



Şekil 9.5. IDG yağ / yakıt soğutucusu [16]

9.1.4. İç hat yakıt filtresi

İç hat yakıt filtresi, yakıt nozul destek manifolduna yakıt gitmeden önce yakıttaki kirleri toplar. İç hat yakıt filtresi, yakıt akış ileticisi çıkışına bağlıdır. Şekil 9.6' da iç hat yakıt filtresi gösterilmektedir.



Şekil 9.6. İç hat yakıt filtresi [16]

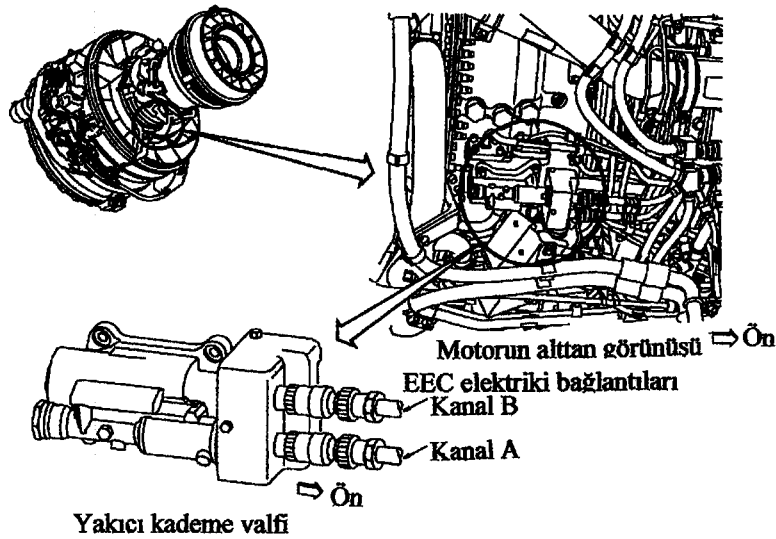
9.1.5. Yakıcı kademe valfi

Yanma odası içinde kademesiz ve kademeli yakıt memeleri vardır. Yakıcı kademe valfi (Burning Staging Valve-BSV), kademeli yakıt memelerine olan yakıt akışını kontrol eder. Açık ve kapalı iki pozisyonu vardır. EEC, motor

gücünde bir kayıp veya düşüş olmasını önlemek için BSV' nin kapalı olduğunu kontrol eder.

Kapandığında kademeli yakıt memelerine yakıt akışını engeller. Yakıt akışı sadece kademesiz yakıt memelerine olur.

Kademeli yakıt memelerinin kapanması ile güçlü bir yakıt akışı kademesiz yakıt memelerine doğru gider. Güçlü yakıt akışı, yakıt memelerinin dışında geniş bir yakıt sprey modeline neden olur. Geniş sprey modeli güçlü bir alev meydana getirir. Bu güçlü alev, düşük yakıt/hava oranında motorun güç kaybının veya düşüşünün önlemesine yardımcı olur.



Şekil 9.7. Yakıcı kademe valfi [16]

Yüksek yakıt/hava oranlarında BSV açılır ve kademeli yakıt memelerine olan yakıt akışına izin verir. Böylece yakıt hem kademeli hem kademesiz yakıt memelerine akar. Şekil 9.7' de yakıcı kademe valfi gösterilmektedir.

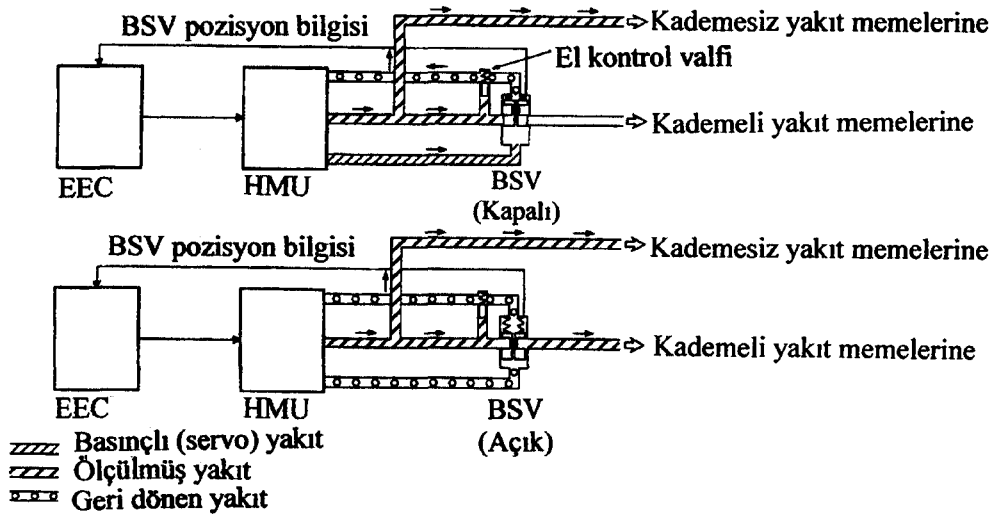
BSV' nin fonksiyonel anlatımı; BSV' nin çalışmasını EEC yazılım programı planlar. Program, BSV' yi çalıştırmak için HMU' i kumanda eder. BSV de, EEC' ye bir gerçek pozisyon geri besleme sinyali gönderir.

EEC yazılımı, BSV pozisyon sinyalini HMU' ya yollar. Düşük yakıt/hava oranında veya belirli iniş rölanlı durumunda HMU, kapanması için

BSV' ye servo yakıt basıncını yollar. Kapanan kademeli yakıt memelerine ölçülmüş yakıt akışını durdurur. Yakıt yanma odasındaki kademesiz yakıt memelerine gider. Bu durumda her kademesiz meme daha yüksek yakıt akışı temin eder. Yakıtın yüksek akışı her memede güçlü bir spreyci modeli oluşmasına neden olur.

Yüksek yakıt/hava oranında HMU, BSV için servo yakıt basıncını kaldırır. BSV açılır ve ölçülmüş yakıt kademesiz yakıt memelerine gider. Böylece ölçülmüş yakıt yanma odasındaki tüm memelerden akar.

BSV bir adet otomatik sistemi, mekanik olarak elle çalıştırılan (manuel override) valfe sahiptir. Yüksek yakıt akışında EEC eğer hala BSV' yi kapatmaya yönelik, HMU' yu servo yakıt basıncı göndermesi için kumanda ediyorsa elle kumanda edilebilen (override valf) valf BSV' yi açar (Şekil 9.8).



Şekil 9.8. BSV' nin fonksiyonel anlatımı [16]

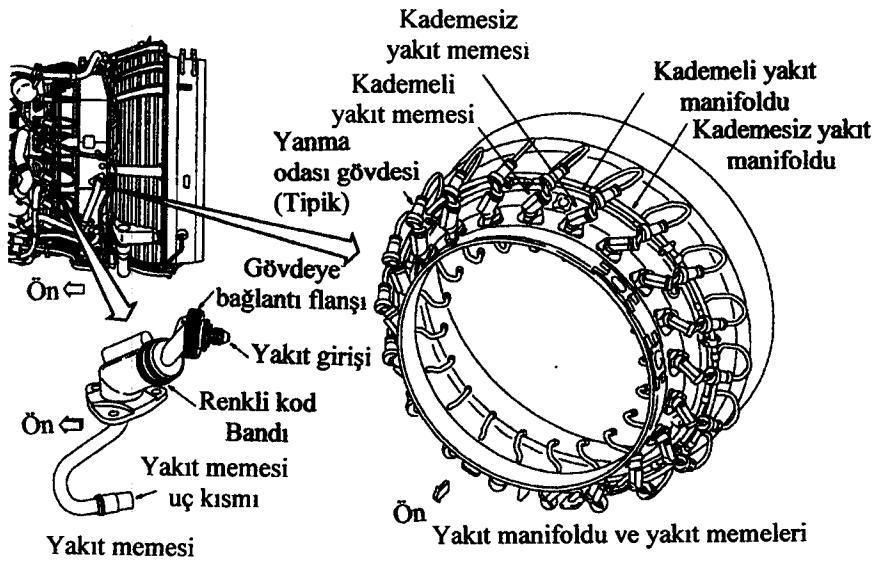
EEC, BSV'yi aşağıdaki çalışma şartlarında açık pozisyonda tutar:

- N_2 hızı % 55' den daha az,
- N_2 hızı % 80' den daha yüksek,
- Yerde sabit çalışma durumundaki bir motorda,
- EEC' nin BSV pozisyonunu okuyamadığında.

9.1.6. Yakıt manifoldları ve yakıt memesi

Yakıt manifoldları, yakıt memelerine yakıt temin eder. Yakıt memeleri ise yanma odalarına yakıtı sprey biçiminde gönderir. Şekil 9.9’ da yakıt manifoldları ve yakıt memeleri görülmektedir.

Yakıt manifoldlarının biri kademeli diğeri kademesizdir. Kademesiz yakıt manifoldu HMU’nun yüksek basınç kapatma valfinin (HPSOV) açılması ile devamlı bir yakıt akışına sahiptir ve kademesiz yakıt memelerine yakıt temin eder. Kademeli yakıt manifoldu, kademeli yakıt memelerine yakıt temin eder. Kademeli yakıt memelerine yakıt girişi BSV’ nin açılması ile sağlanır.



Şekil 9.9. Yakıt manifoldları ve yakıt memeleri [16]

Tüm yakıt memeleri birincil ve ikincil yakıt akışına sahiptir. Yaklaşık 1 kg/cm^2 (15 psig)’ da yakıt memeleri birincil yakıt akış modunda açılır. Yakıt basıncı yaklaşık 8.7 kg/cm^2 (125 psig)’ e yükseltildiğinde ikincil yakıt akışı meydana gelir.

Yakıt memeleri üzerindeki renk kodlu bantlar, yakıt memelerinin tipini belirtir. Gümüş bantlara sahip yakıt memeleri daha yüksek yakıt akışına sahiptir.

Bu yüksek yakıt akışı, güçlü bir spray etkisi oluşturur. Bu tip yakıt memelerinden ikisi yanma odası gövdesi içinde iki ayrı buji ile bitişiktir. Bu yerleşim motorun ilk çalıştırılmasına yardım eder. Ayrıca uçağın yağmur ve buzlanmanın olduğu uçuşlarında motorun çalışmasına yardımcı olur. Gümüş bantlılardan ikisi kademeli diğer ikisi kademesizdir.

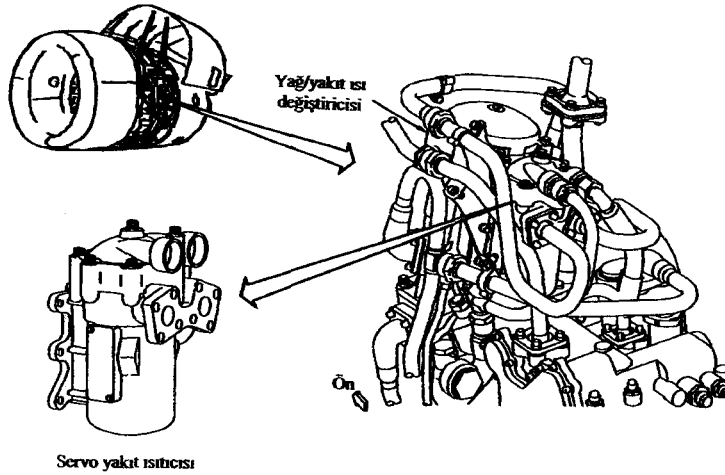
Mavi bantlı yakıt memeleri gümüş bantlılardan daha düşük yakıt akış oranına sahiptir. Bu tip yakıt memelerinden sekiz tanesi kademeli sekiz tanesi kademesizdir.

Yanma odası çevresindeki yakıt memelerinin sıralanışı bir tane kademeli bir tane kademesiz şeklindedir.

Her yakıt memesi koruyucu bir kaplamaya (shroud) sahiptir. Yakıt memelerinin kaplamaları, yakıt manifoldu ile yakıt memesi için yakıt girişinin bağlantısını kaplar. Eğer yakıt manifoldu ile yakıt meme bağlantısı gevşerse kaplama yanma odası içine yakıt sızıntısını önler.

9.1.7. Servo yakıt ısıtıcısı

Servo yakıt ısıtıcısı, hidromekanik ünite içerisindeki servo sisteme giden yakıtı ısıtır. Servo yakıt ısıtıcısı aynı zamanda motor yağını da soğutur. Servo yakıt ısıtıcısı servo yakıt giriş sıcaklığını yükseltmek için daha sıcak olan motor yağ ısını kullanan bir ısı değiştiricidir. Servo yakıt ısıtıcısı motor yağ/yakıt ısı değiştiricisine (engine oil/fuel heat exchanger) irtibatlandırılmıştır. Servo yakıt ısıtıcısı Şekil 9.10' de gösterilmektedir.



Şekil 9.10. Servo yakıt ısıtıcısı [16]

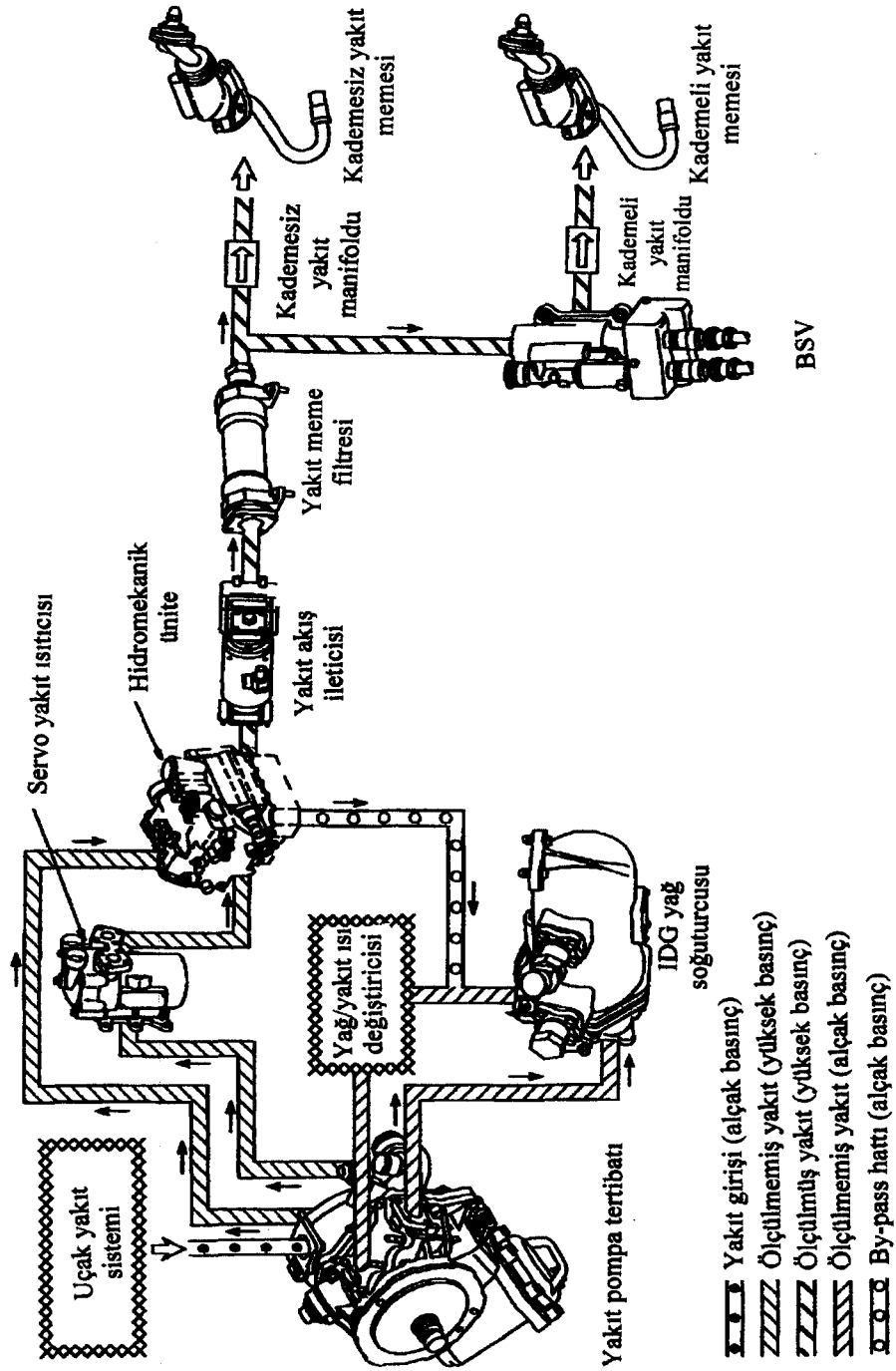
9.1.8. Motor yakıt dağıtım sisteminin fonksiyonel anlatımı

İki kısma sahip yakıt pompasının alçak basınç kısmınının (LP) elemanı santrifüj bir impeller kullanır. Yüksek basınç kısmınının (HP) elemanı ise sabit yerdeğişimli iki adet dişli kullanır.

Şekil 9.11 ve Şekil 9.12' de görüldüğü gibi yakıt, ilk olarak LP elemanına gelir. Bu elemandan IDG yakıt/yağ soğutucusuna gelir ve sonra motor yakıt/yağ ısı eşanjörüne gider. Yakıt/yağ ısı eşanjörü, yakıtı yakıt filtresine gönderir. Yakıt filtresi, yakıtı HP elemanına gitmeden önce temizler. Eğer yakıt filtresinde tıkanıklık oluşursa bypass valfi açılır. Yakıt filtresinden sonra yakıt yüksek basınç kısmına gider. HP pompası yakıt basıncını servo sistem operasyonu ve HMU yakıt ölçüm valfi (FMV) için tekrar yükseltir. Yakıt HMU' ya gitmeden önce HP elemanından servo temizleme filtresine doğru gider. Temizleme filtresi, HMU servo bölümüne gidecek olan yakıtı temizler. Kirlilikten dolayı servo temizleme filtresi tıkanırsa bypass valf açılarak yakıtı tahliye eder. Bu filtre, HMU yakıt ölçüm valfine gidecek yakıtı temizlemez.

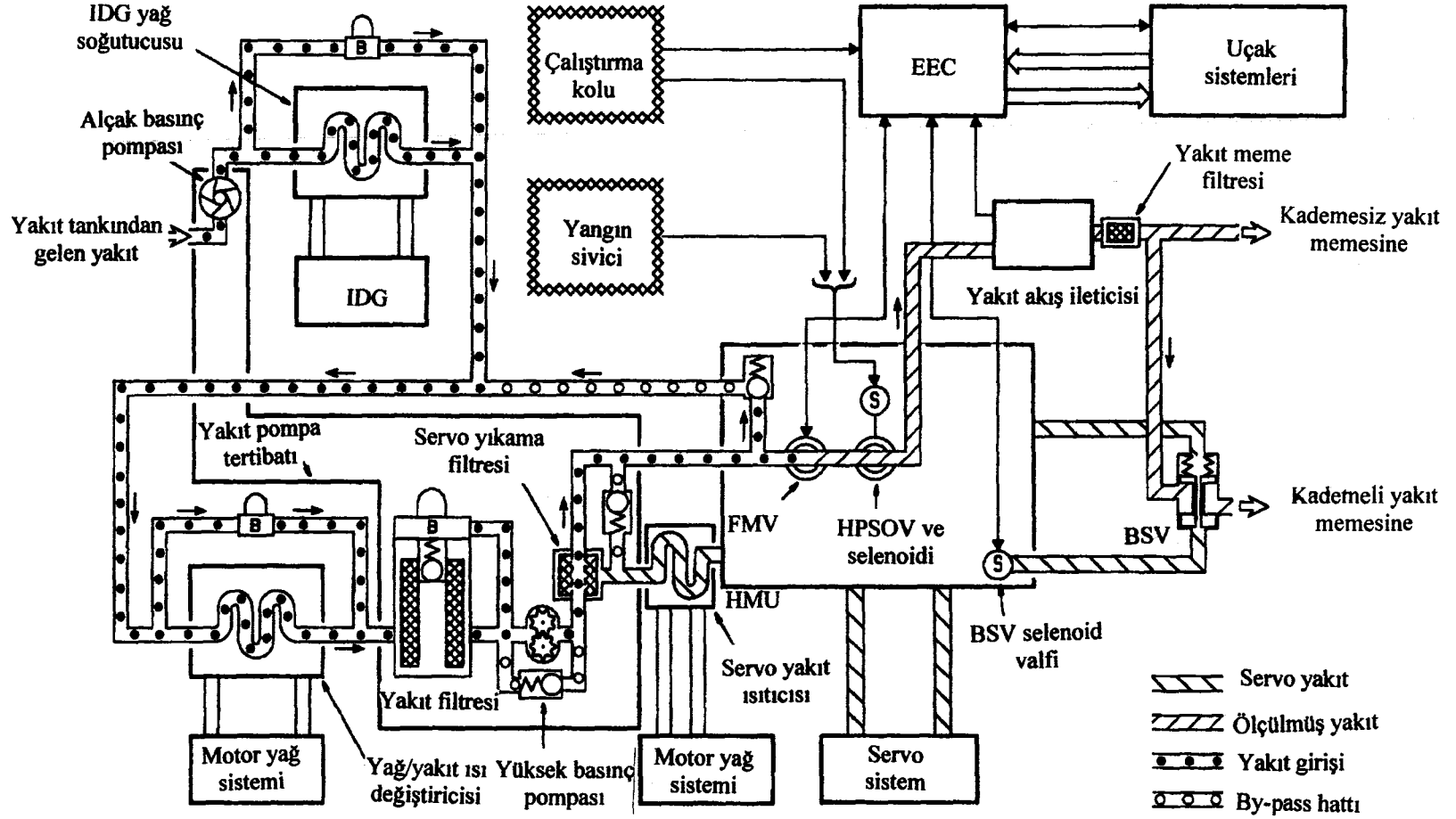
EEC, kumandası ile HMU servo sisteminin çalışması için yakıt sağlar ve manifoldlar için ölçülmüş yakıt temin eder. Yüksek basınç kapama valfi (HPSOV) kapandığında ölçülmüş yakıt akışını durdurur. Kontrol sinyali HPSOV' un çalışması için genellikle motor çalıştırma kolundan gelir. Yangın kontrol sivici (fire handle switch) HPSOV' u kapatmak için start kolu kumandasını mekaniki

kumanda eder. Ölçülmüş yakıt, HMU'dan yakıt akış ileticileri ve iç hat filtresi vasıtası ile kademesiz manifolda gider. Ayrıca yakıt, BSV' ye gider. BSV' den ise yakıt ,kademeli manifolda gider. Buradan geçen basınçlı yakıt, yakıt memeleri vasıtası ile yanma odasına atomize halinde püskürtülür [16].



Şekil 9.11. Motor yakıt dağıtım sistemi [16]

Şekil 9.12. Motor yakıt dağıtım sisteminin fonksiyonel anlatımı [16]



9.2. Motor Yakıt Kontrol Sistemi

Yakıt kontrol sistemi, motorun her türlü çevre şartında çalışması için yakıt akışını kontrol eder. Yakıt kontrol sisteminin ana elemanları şunlardır:

- Elektronik motor kontrolörü (EEC),
- Uçak bilgi arayüzeyi (airplane data interface),
- Hidromekanik ünite (Hidromechanical Unit-HMU).

Motor yakıt kontrol sistemi yardımcı elemanları ise şunlardır:

- ECC alternatörü,
- Tanımlandırma fişi (ID plug),
- T_3 sensörü,
- PS_3 basınç portu,
- PT_{25} sensörü,
- T_{12} sensörü,
- EGT elektrikli donanımı (wiring harness),
- TCC (Türbine Clearance Control) sensörü.

Uçak uçuş kompartmanında olan motor yakıt ve kontrol sistemleri ise şunlardır:

- Gaz kolu (thrust lever) limitleyicisi,
- Otomatik gaz kavrama bağı (autothrottle clutch pack).

EEC, motor yakıt ve kontrol sisteminin ana kontrol elemanıdır. CDS, DEU vasıtası ile uçağın birçok sisteminden bilgi alır ve motor sistem bilgilerini uçak sistemlerine iletir. Bu bilgilerin tümü DEU_1 ve DEU_2 vasıtası ile iletilir.

Otomatik tepki bilgisayar (autothrottle computer), EEC' den tepki limitleyici açısı (Thrust Resolver Angel-TRA) ve motor maksimum itki oran verisini alır. Otomatik tepki bilgisayar gaz kolu açılarını (TLA) hesaplamak için bu verileri kullanır ve gaz kollarını kumanda edebilir.

Uçuş kompartmanındaki bazı kumandalar, motordaki bazı komponentlere kontrol verilerini direk olarak sağlar.

Motor yakıt ve kontrol sistemi birçok uçak sistemi ile bağlantılıdır. Bu bağlantılar motor yakıt ve kontrol sistemi ile motor sistemleri ve uçak sistemleri arasında dijital ve analog bilgi akışı olarak gerçekleşir.

Elektronik motor kontrolörü (EEC), motoru kontrol eden ana elemandır. EEC, motor operasyonu için gereken motor yakıt ve kontrolünü analog ve dijital bilgileri kullanarak sağlar. EEC aynı zamanda diğer uçak sistemlerine dijital bilgi akışı da sağlar. Bu bilgiler motorun çalışması hakkında bilgi verir.

EEC, aşağıdaki motor sistemleri ve elemanları ile bağlantılıdır:

- Tanımlandırma fişi (identification plug),
- Hidromekanik ünite (HMU),
- Motor hava akış kontrol sistemi (Engine Air Control System),
- Motor sensörleri (engine sensors),
- Yakıt akış ileticisi (fuel flow transmitter),
- EEC alternatörü,
- Ateşleme sistemi (ignition system).

Tanımlandırma fişi (identification plug): EEC, motor tepkisi ve diğer motor bilgileri için tanımlandırma fişini kullanır.

Hidromekanik ünite (HMU): HMU, yanma işlemi için ölçülmüş yakıt ve motor sistemlerinin uygun çalışması için servo yakıt basıncını sağlar. HMU, motor yakıt kontrol işlemi için EEC' den elektrikli bilgi alır. HMU ayrıca bazı yakıt akış operasyonlarının kontrolü için uçak motor çalıştırma kolundan (airplane engine start lever) ve yangın kumanda sivicinden (fire handle switch) komutlar alır.

Motor hava akış kontrol sistemi (engine air control system): EEC, türbin pale uç boşluk kontrol sistemini (turbine clearance control) ve tepki için motor hava akışını kontrol eder. Bu işlem HMU vasıtası ile yapılır. Aşağıda EEC'nin HMU vasıtası ile kontrol ettiği servo yakıt sistemi elemanları sıralanmıştır.

- VSV (Variable Stator Vane),
- VBV (Variable Bleed Valve),
- Geçici hava akış valfi (Transient Bleed Valve-TBV)

- Alçak basınç türbini aktif boşluk kontrolü (LPTACC),
- Yüksek basınç türbini aktif boşluk kontrolü (HPTACC).

Motor sensörleri (engine sensors): EEC, motorun uygun operasyonda çalışabilmesi için gerekli motor yakıt ve kontrol çıkış verilerini hesaplamak için birçok motor sensöründen gelen giriş verilerini kullanır. EEC, aşağıdaki motor sensörlerinden bilgi alır.

- T_{12} (giriş toplam sıcaklık) sensörü,
- PT_{25} (yüksek basınç kompresörü giriş sıcaklık) sensörü,
- T_3 (yüksek basınç kompresörü çıkış sıcaklık) sensörü,
- HPTACC sensörü,
- $T_{49,5}$ (ikinci kademe alçak basınç türbün pale sıcaklık) sensörü,
- P_0 (giriş statik basıncı) sensörü,
- PS_3 (yüksek basınç kompresörü çıkış basıncı) sensörü,

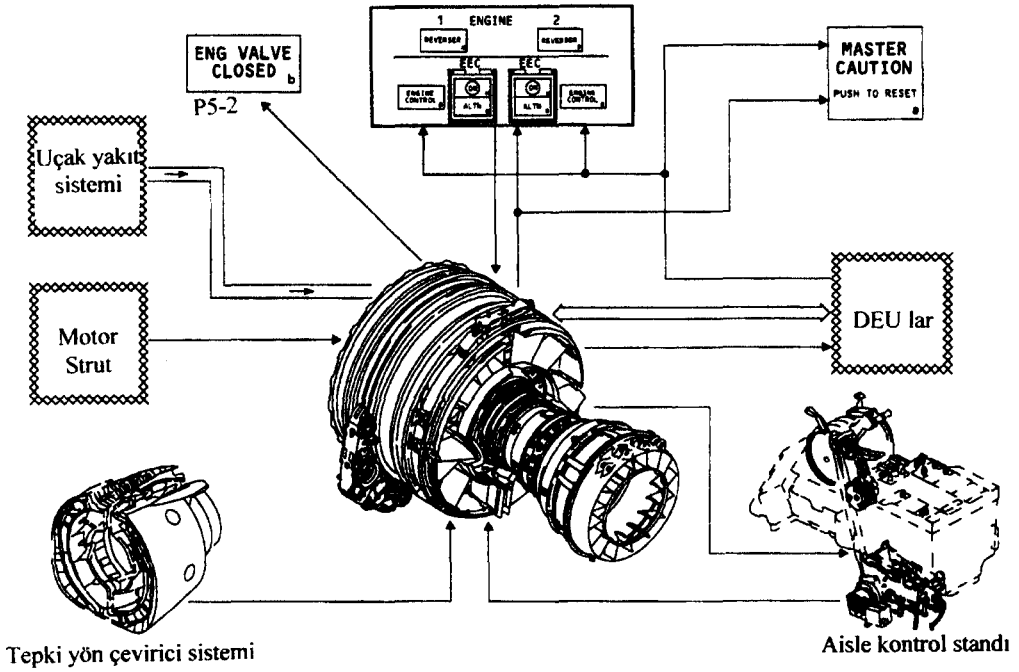
Yakıt akış ileticisi (fuel flow transmitter): Yakıt akış ileticisi EEC' ye yakıt akış bilgisi gönderir. EEC, bu bilgiyi DEU'lara gönderir. DEU' lar diğer motor parametreleri ile beraber yakıt akış değerlerini görüntüler.

EEC alternatörü: EEC alternatörü, EEC için gerekli elektriksel güç kaynağıdır.

Ateşleme sistemi (ignition system): EEC, motordaki sağ ve sol ateşleme sistemlerini çalıştırmak için uçak üzerindeki alternatif akım güç kaynaklarını kontrol eder.

EEC, Şekil 9.13' de gösterildiği gibi aşağıdaki uçak sistem ve elemanları ile bağlantılıdır:

- Gösterge elektronik üniteleri (Display Electronic Units-DEU_s),
- Çalıştırma kolu (start lever on aisle control stand),
- Motor yangın sivicleri (engine fire switches),
- AC transfer bilgi iletim hattı (AC transfer bus) 1 ve 2,
- Otomatik tepki bilgisayarı (autothrottle computer),
- Gaz kolu açısı (thrust lever angle on aisle control stand),
- Tepki yön çevirici sürgü (thrust reverser sleeve) pozisyonu.



Şekil 9.13. Motor yakıt kontrol sistemi bilgi akışı [17]

Motor yakıt ve kontrol sistemi ARINC 429 bilgi iletim hattı (ARINC 429 Bus) vasıtası Genel Gösterge Sistemlerinin Elektronik Ünitesine (Common Display System/Display Electronics Unit-CDS/DEU) ve otomatik tepki bilgisayarına bağlıdır.

DEU : ADIRU, EEC' ye toplam hava basınç ve sıcak bilgilerini gönderir. EEC bu bilgileri motor tepkisini kontrol etmek için kullanır.

EEC, CDS' nin iki adet DEU vasıtası ile aşağıdaki uçak elemanlarına ve sistemlerine bağlıdır:

- Motor ve yakıt göstergesi,
- Motor çalıştırma (start) kolu "IDLE" ve "CUTOFF" komutu,
- Hava veri dahili referans ünitesi 1 ve 2 (Air Data Inertial Reference Unit-ADIRU),
- Uçuş yönetim bilgisayarı (Flight Management Computer-FMC) ve kontrol gösterge üniteleri (Control Display Unit-CDU),

- Uçuş verileri toplama ünitesi (Flight Data Acquisition Unit-FDAU).

EEC, motorun birçok sensöründen giriş verisi olarak DEU' larına gönderir. DEU' lar ise bu veriyi CDS' nin gösterge ünitelerine (DU) gönderir. Bu bilgiler motorun görüntüleme verisi olarak kullanılır.

FMC (Flight Management Computer), CDU' i (Control and Display Unit) kontrol eder. CDU, EEC bakım bilgilerini görüntüler ve EEC' ye sistem BITE (Built-In Test Equipment) testi için komutlar gönderir.

FDAU (Flight Data Acquisition Unit), motor parametrelerini toplar ve bu bilgileri FDR' a (Flight Data Recorder) gönderir.

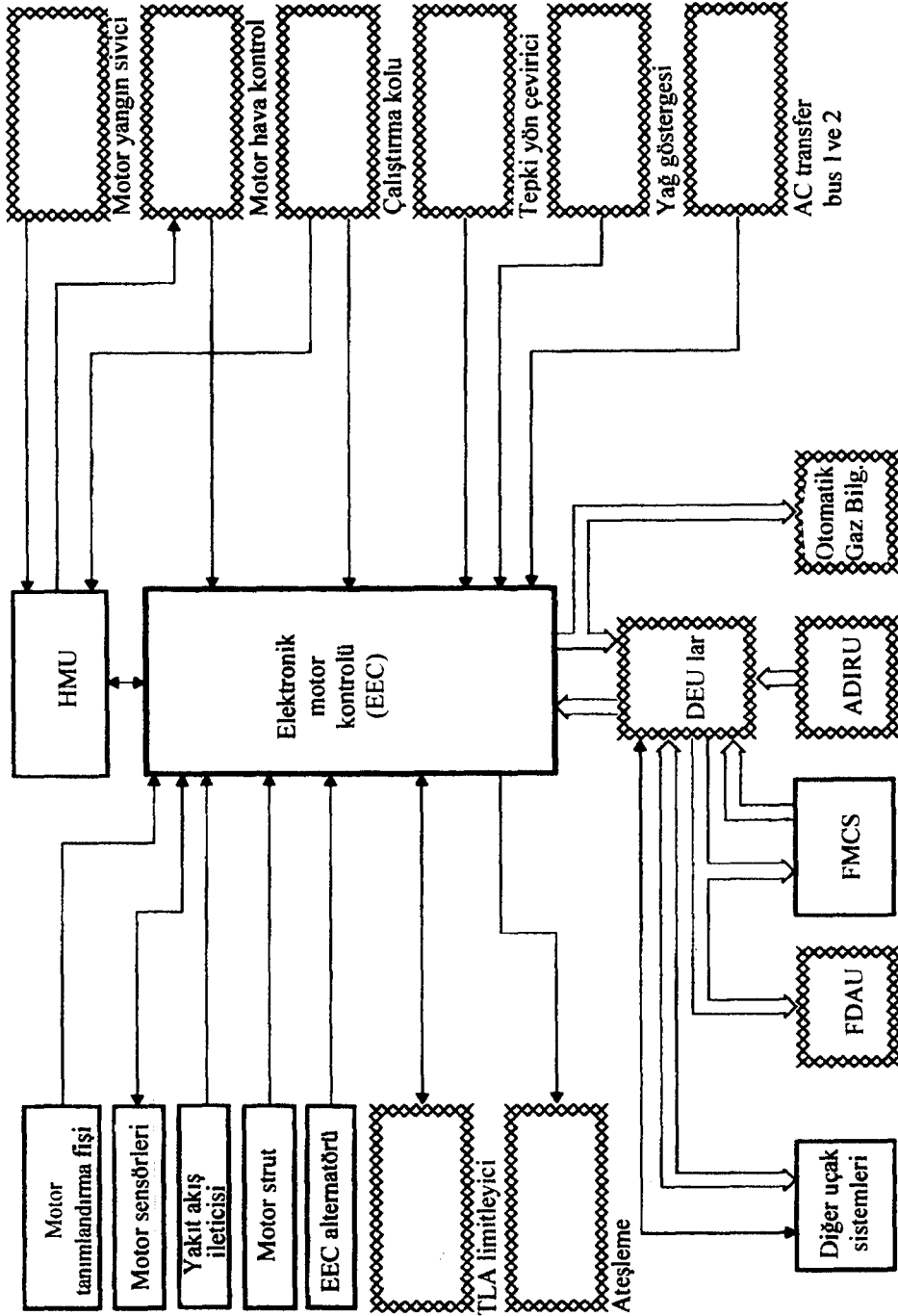
Motor yangın sivicleri (engine fire switches): Sivic çekildiği zaman HPSOV' e (High Pressure Shut Off Valve) kapatma komutu gönderir. Bu, yanma için gerekli ölçülendirilmiş yakıt akışını keser.

AC transfer bilgi iletim hattı (AC transfer bus) 1 ve 2: EEC, güç için EEC alternatöründen güç alamadığı zaman uçak transfer buslarını kullanır.

Otomatik tepki bilgisayar (autothrottle computer): Otomatik tepki bilgisayar, gaz kolunun konumunu gaz kolu açılımlerinden ve diğer motor parametrelerini ise EEC' den alır. Otomatik tepki bilgisayar bu bilgileri gaz kolunu kumanda etmek için kullanır.

Gaz kolu açılımler (Thrust Lever Angle Resolver-TLAR): Uçuş ve yer ekibi gaz kolunu hareket ettirerek EEC' ye motor tepki kumandası gönderir. EEC, bu komutu gaz kolu açılımlerinden alır.

Motor tanımlandırılması: Motor tanımlandırma fişi ile motor model ve motor pozisyon bilgileri sağlanır. EEC, uçak model bilgisini, maksimum sertifikalandırılmış tepkiyi ve N_1 referans devrini uçak için kullanır. EEC, ayrıca motor pozisyon bilgisini CDU' da motor bakım mesaj numarasını tanıtmak için kullanır.



Şekil 9.14. Motor yakıt ve kontrol sisteminin uçak sistemleri ile dijital ve analog bilgi alışverişi [17]

Tepki yön çevirici (Thrust Reverser-T/R): EEC, tepki yön çevirici sürgüsü pozisyonunu izlerler. Ayrıca tepki yön çevirici operasyonu için tepki yön çevirici iç kilitlerini kontrol eder.

Şekil 9.14' de motor yakıt ve kontrol sisteminin uçak sistemleri ile dijital ve analog bilgi alışverişi gösterilmektedir.

Dijital kontrol bilgileri: DEU' lar uçak dijital kontrol bilgilerini motor yakıt ve kontrol sisteminden ARINC 429 bilgi iletim hatları vasıtası ile alır ve gönderir. Aşağıda DEU' ların EEC' ye gönderdiği dijital bilgiler mevcuttur.

- Toplam hava sıcaklık bilgisi (total air temperature data),
- Düzeltilmiş statik basınç bilgisi (corrected static pressure data),
- Toplam basınç bilgisi (total pressure data),
- Hesaplanmış mach sayısı bilgisi (calculated mach number data),
- O anki Greenwich saat bilgisi (Greenwich mean time data),
- O günkü tarih bilgisi (clock date data),
- Hedeflenen N_1 bilgisi (N_1 target),
- BITE bilgisi (BITE data),
- İniş takımı pozisyon bilgisi (landing gear position data),
- Çalıştırma valfi pozisyon bilgisi (start valve position),
- Diğer motorun çalışma anındaki bilgileri (engine run status of other engine),
- Bilgi iletim durum bilgisi (databus status),
- Motor çalıştırma sivici durum bilgisi (start switch position data),
- Motor çalıştırma kolu pozisyon bilgisi (start lever position data),
- Ateşleme sivici pozisyon bilgisi (ignition switch position data),
- Kontrol mod sivici pozisyon bilgisi (control mode switch position data),
- Hava/yer bilgisi (air/ground data),
- Flap pozisyon bilgisi (flap position data),
- Motor hava akış sivic bilgisi (engine bleed switch position data),
- İklimlendirme sistem pozisyon bilgisi (Aircondition System-ACS pack switch position data),
- Motor kaportası ısı buz önleme sivici pozisyon bilgisi (cowl thermal anti-ice switch position data),
- İzolasyon valf pozisyon bilgisi (isolation valve position data).

Aşağıda EEC' nin DEU' lara gönderdiği dijital bilgiler mevcuttur.

- Motor çalışma mod bilgisi (engine start mode data),
- Motor çalışma durum bilgisi (engine starting status data),
- Ateşleme sistemi durum bilgisi (ignition sytem status data),
- Motor çalışma durum bilgisi (engine running status data),
- Minimum rölanti bilgisi (minumum idle data),
- Ayarlanmış rölanti bilgisi (idle selected data),
- N_1 devir bilgisi (N_1 speed data),
- N_2 devir bilgisi (N_2 speed data),
- Yüksek devir düzenleyici durum bilgisi (overspeed governer status data),
- Motor starteri durdurma bilgisi (engine starter cutout data),
- Egsoz gaz sıcaklık bilgisi (Exhaust Gas Temperature-EGT data),
- Yakıt akış bilgisi (fuel flow data),
- Yakıt filtresi durum bilgisi (fuel filter status data),
- Yağ basınç ve sıcaklık bilgisi (oil pressure and temperature data),
- Yağ filtresi durum bilgisi (oil filter status data),
- Gaz kolu açısı bilgisi (TRA data),
- Tepki yön çevirici durum bilgisi (thrust reverser status data),
- Tepki yön çevirici iç kilitleme durum bilgisi (thrust reverser interlock status data),
- Motor tepki bilgisi (engine thrust data),
- EEC yazılı versiyonu (EEC software version),
- Motor seri numara bilgisi (engine serial number),
- Motor akçuatörleri pozisyon bilgisi (position data of engine actuators),
- Yanmadaki yakıt-hava oran bilgisi (fuel-air ratio data in combustion),
- Aktif olan EEC kanal bilgisi (EEC channel in control),
- Motor çalıştırma kolu pozisyon bilgisi (start lever position data),

- Motor tepki oran ve uçak model uyumsuzluk bilgisi (engine thrust rating and airplane model incompatible),
- Uçak model bilgisi (airplane model data),
- EEC alternatör durum bilgisi (EEC alternator status data),
- Motor pozisyon bilgisi (engine position data),
- Motor hava akış yük bilgisi (engine bleed load data),
- ADIRU' lardan hava durum bilgisi (air data status from ADIRU_s),
- EEC iç arıza bilgisi (internal EEC fault data),
- Motor oran bilgisi (engine rating data),

Analog kontrol bilgileri: Uçak sistemleri analog kontrol bilgileri gönderir ve alır. Aşağıda EEC' nin aldığı analog bilgiler mevcuttur.

- Gaz kolu açılı limitleyici pozisyon bilgisi (TRA position data),
- Tepki yön çevirici pozisyon bilgisi (thrust reverser position data),
- Motor durum bilgisi (engine position data),
- Uçak model bilgisi (airplane model data),
- Motor aktüatör pozisyon bilgisi (position data of engine actuators),
- Kontrol mod siviç bilgisi (control mode switch data).

Aşağıdaki bilgiler ise motorun diğer uçak sistemlerine gönderdiği analog bilgilerdir.

- N₁ devir bilgisi (N₁ speed data),
- N₂ devir bilgisi (N₂ speed data),
- HPSOV pozisyon bilgisi (HPSOV position data),
- Tepki yön çevirici iç kilit selenoid kumanda bilgisi (thrust reverser interlock selenoid command data).

Aşağıda motor yakıt kontrol sistemi ana ve yardımcı elemanları tek tek incelenmiştir.

9.2.1. Elektronik motor kontrolü (EEC)

Birincil tepki kontrol komponenti EEC' dir. EEC, her motorun soğuk bölge olan fan gövdesi üzerine yerleştirilmiştir.

EEC, uçaktan ve motor sensörlerinden girdileri alır ve fan hızının (N_1) dönüşündeki istenen motor tepkisini hesaplar. Dalgalanmalar olmadan rotor-hız aşırılıkları veya diğer olumsuz durumlar olmadan ani, tam olarak istenen N_1 için motoru hızlandırmaya veya yavaşlatmaya yönelik çeşitli motor akçüatörlerine elektriksel komutlar gönderir.

Elektronik motor kontrolü (EEC), yakıt ve kontrol sistemi için birincil bir kontrol elemanıdır. EEC iki kanallı bir bilgisayardır yani motorun çalışmasını yöneten EEC birbirlerinin aynı özelliklerini taşıyan iki ayrı bilgisayarın birleşiminden oluşan tek bir bilgisayardır. Tek bir ünite içerisindeki iki ayrı kanaldan, herbiri tek başına motoru idare edebilecek özelliktedir. EEC' deki her iki kanal, giriş verilerini kullanır ve motorun çalışması için motor yakıt ve kontrol çıkış verilerini hesaplar. Bu kanallardan her ikisi birden faal durumda ise bir tanesi aktif kanal, diğeri ise yedek (standby) kanal konumundadır. Bu durum çift kanal operasyonu (dual channel operation) olarak isimlendirilir. EEC, daima kumanda için en iyi durumdaki kanalı kullanır. EEC, bu aktif kanalın arızalandığını hissederse bu kanalı diğeri kanal ile değiştirir. Kanallardan bir tanesi çalışmaz durumda ise EEC tek kanal modunda (singel channel mode) demektir.

Normal şartlarda, çift kanal modunda çalışan EEC' nin her iki kanalı birden motor parametrelerinden gelen tüm bilgileri alır ve kanallar arasında iletişim (cross talk) vardır. Eğer, EEC' ye elektrik gücü sağlayan alternatör (motorun dişli kutusu üzerinde), kanallardan birine elektrik sağlayamazsa EEC tek kanal moduna geçer. Bu durumda alternatörün beslemeye devam ettiği kanal aktif kanal olur. Bundan başka EEC' nin iki kanalı birbirleri ile arasındaki iletişimi kaybederlerse yine tek kanal moduna geçilir.

Motor çalışmasının yönetimine ilaveten EEC, motor arıza tesbiti, bakım kullanımı için ve uçuş kompartımanının gösterge sistemleri için verileri elde eder, işler ve çıktısını oluşturur; diğeri taraftan motor çalışmasını zayıflatan arızaları ortaya çıkartır.

Kullanıcı, taşınabilir bilgi yükleyicileri (portable data loader) vasıtası ile EEC program yazılımını güncelleştirebilir (update).

EEC üzerinde, EEC' nin motoru kontrol etmesi ve uçağa veri göndermek veya almak için kullandığı elektriksel bağlantılar vardır .Şekil 9.15' de EEC' nin elektriki bağlantıları görülmektedir.

A kanalının elektriksel bağlantıları:

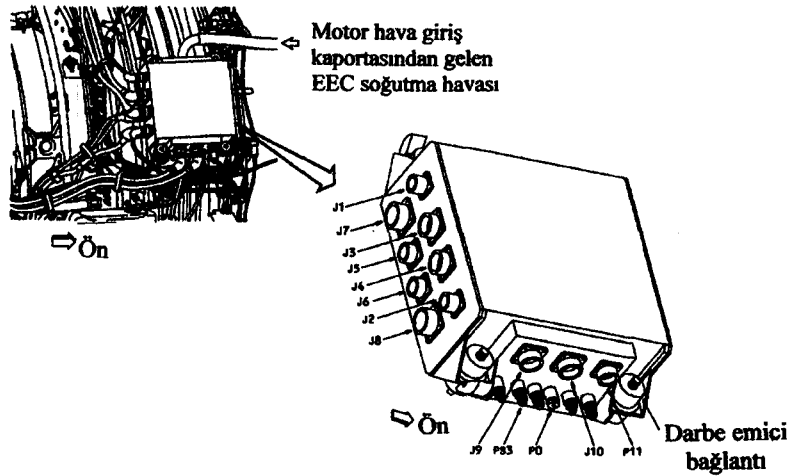
- J₁,
- J₃,
- J₉.

B kanalının elektriksel bağlantıları:

- J₂,
- J₄,
- J₁₀.

A ve B kanallarının elektriksel bağlantıları ise şunlardır:

- J₅,
- J₆,
- J₇,
- J₈.



Şekil 9.15. Elektronik motor kontrol (EEC)' nin elektriki bağlantıları [17]

Motor tanımlandırma fişi P₁₁' e bağlıdır. Motor tanımlandırma fişi P₁₁ tarafından farklı olan motor verileri ile EEC' yi besler.

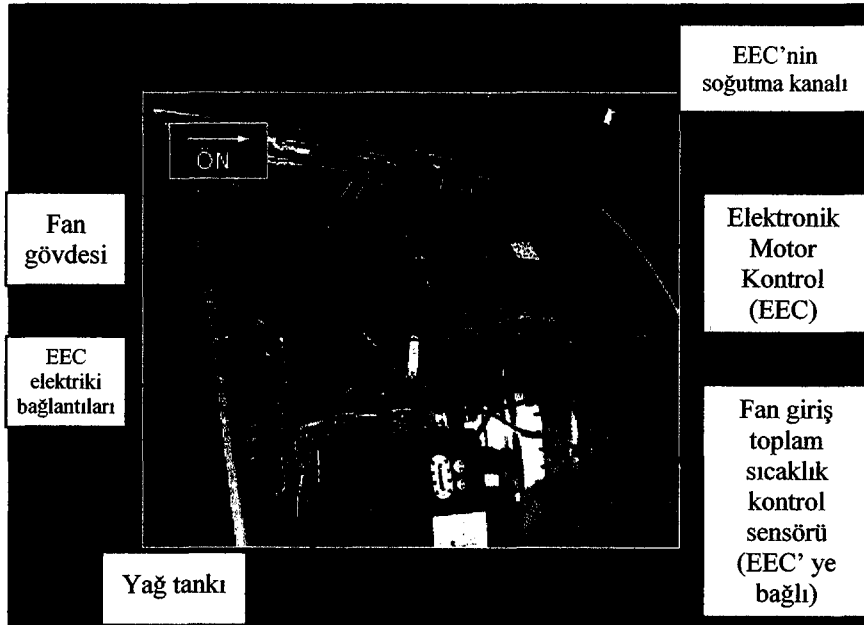
Şekil 9.16' da CFM 56-7B motoru üzerindeki EEC görülmektedir.

EEC üzerinde aynı zamanda hava bağlantıları da mevcuttur. Bu hava bağlantıları motorun farklı bölgelerinden hava basıncını taşır. Hava basıncındaki değişimleri dijital sinyallere çevirmek EEC' nin bir görevidir. EEC' ye şu hava basınçları iletilir:

- P_0 (dış hava statik basıncı),
- PS_{13} (fan çıkış statik basıncı),
- P_{25} (yüksek basınç kompresör giriş basıncı),
- PS_3 (yüksek basınç kompresörü çıkış basıncı).

EEC, P_0 basıncını ADIRU' lardan ve EEC içindeki basınç ileticisinden alır. Herbir EEC kanalıda P_0 basınç ileticisi vardır. EEC, P_0 basıncını EEC' nin altındaki dış ortama açık olan porttan alır. Çünkü EEC' nin P_0 algılama portu fan kaportası içerisinde yer almaktadır.

EEC, normal modda iken P_0 basıncı, motor tepki yönetimi için uçak hızını hesaplamakta kullanılır. EEC, alternatif (alternate) modda iken P_0 basıncını, PT sıcaklığını tahmin etmek için kullanır.



Şekil 9.16. EEC [18]

Her iki EEC kanalında PS₃ basınç ileticisi vardır. EEC, PS₃ basıncını yüksek basınç kompresör stolunu veya hava akış dalgalanmasını (surge) önlemek ve akış basıncının müsaade edilen minimum değerin üzerinde olmasını sağlamak için kullanır. Eğer akış basıncı minimum değerin altında ise, EEC minimum rölanti devrini (minimum IDLE speed) arttırır. Eğer kompresör stol ve hava akış dalgalanmasına kapalı ise; EEC, kompresörü kontrol etmek için VSV, VBV ve TBV' yi kumanda eder

Uçak havadayken uçağın hızından dolayı çarpan hava (ram air) bir hava yolundan geçerek çalışma halindeki EEC üzerine yönlendirilir ve böylece EEC' nin soğutulmasını sağlar.

EEC, dört adet darbe emici (shock absorber) bağlantısı ile motor fan gövdesine tutturulmuştur. EEC' nin motora bağlantısı metalik bağlama bileziği ile olmaktadır.

EEC çalışırken kumanda sinyal komutları, elektriksel bağlantılar tarafından motor kontrol sistemine iletilir.

Motor yakıt ve kontrol sisteminin bir çok sistem ve komponent ile bağlantısı vardır. Uçak sistem ve motor sistemleri ile motor yakıt ve kontrol sistemleri arasındaki bağlantılar hem dijital hem de analogdur.

EEC, CDS' nin 1 ve 2 numaralı DEU' larına veri sağlar. CDS gösterge ünitesi (DU) motor göstergelerini gösterir.

EEC' nin temel fonksiyonları şunlardır:

- Giriş sinyallerini değerlendirmek ve işlemek,
- Motor çalıştırma, kapatma ve ateşleme kontrolü,
- Motor güç yönetimi,
- Tepki yön çevirici kontrolü,
- Motor sıcak bölge kontrolü,
- HPTACC (High Pressure Turbine Active Clearance Control)ve LPTACC (Low Pressure Turbine Active Clearance Control) kontrolü,
- BITE (Built In Test Equipment),

- Uçuş kompartmanına motor bilgi akışı sağlamak.

Giriş sinyallerini değerlendirilmesi ve işlenmesi: EEC motor ve uçak sistemlerinden dijital ve analog bilgileri alır. Bu sinyallerin bazıları bir çok kaynaktan gelir. Bu motorun güvenilirliğini artırır. Çünkü; eğer bir kaynak arızalanırsa EEC, diğer bilgi kaynağını kullanır. Eğer EEC, tüm bilgi kaynaklarının arızalı olduğunu algılayarsa, motoru kontrol için en iyi güvenilir kaynağını kullanır. Buna örnek olarak T_{49,5} (ikinci kademe alçakbasınç türbinipale sıcaklığı) verilebilir. Bu bilgi aynı zamanda egsoz gaz sıcaklığı (EGT) olarak da isimlendirilir. Her iki EEC kanalı da iki EGT bilgisi alır. Eğer, bu dört bilgi sinyali geçerli ise EEC bu sinyallerin ortalama değerini kullanır. Eğer sinyallerden bir tanesi geçersiz olursa, diğer üç EGT değerinin ortalaması motoru kontrol etmek için kullanılır. Eğer, tüm kaynakların gönderdiği parametreler geçersiz ise EEC, motoru kontrol etmek için bu değeri ihmal eder. Eğer EEC, bir sinyali geçersiz olduğunu algılayarsa BITE (Built In Test Equipment) hafızasına mesaj olarak kayıt eder.

Motor çalıştırma, kapatma ve ateşleme kontrolü: EEC, kişisel motor çalıştırmayı kolaylaştırır. Kolaylaştırılmış motor çalıştırma kuru ve ıslak motor çalıştırma korumaları (hot and wet start protection) gibi bazı temel motor çalıştırma talimatlarını kullanır.

EEC; pilot, motor çalıştırma kolunu (start lever) yakıt akış kesme pozisyonuna (cutoff position) getirdiği zaman normal motor durdurma (normal engine shutdown) talimatlarını uygular.

EEC, motor çalıştırılmasında ateşleme sistemini enerji vererek kumanda eder. Kuru ve ıslak motor çalıştırma sırasında ise ateşleme sisteminin enerjisini keser. EEC, aynı zamanda motor parametrelerine göre motor yanlış olarak yavaşlıyorsa ateşleme sistemini otomatik olarak ateşler.

Motor güç yönetimi: EEC; motor tepkisini, N₁ devrine, çevre basınç ve sıcaklık şartlarına göre hesaplar. EEC, motor tepkisini kontrol etmek için N₁ devrini kullanır. EEC; pilot, gaz kolunu daha az veya daha fazla motor tepkisi için hareket ettirdiği zaman gaz kolu açısını gaz kolu limitleyicisinden alır. Limitleyici, gaz kolu açısını (TRA) EEC' ye gönderir. TRA açısı, uçuş

kabinindeki CDU üzerinden motor BITE giriş izleme sayfasından (“Engine BITE Input Monitoring” page) görülebilmektedir.

Tepki yön çevirici (Thrust Reverser-T/R) kontrolü: EEC, tepki yön çevirici iletim sürgüsü (thrust reverser translating sleeve) pozisyonunu tepki çeviriciler (thrust reverser) açılıncaya (deploy) kadar ters tepkiyi limitlemek için kullanır. EEC, ters tepki iç kilit selonoidini (revers thrust interlock selonoid) tepki çevirici açılıncaya kadar ters tepki kolunu (revers thrust lever) açık pozisyonda tutmak için enerji verir. Bu işlem tepki çeviriciler açılınca indikasyon olarak iletilir.

Motor sıcak bölge kontrolü: EEC, motoru güvenli uygun çalıştırma limitlerinde tutan elektronik donanıma ve yazılıma sahiptir. EEC şu motor parametrelerini limitler içinde tutar:

- N₂ devri,
- PS₃ (HPC statik basıncı),
- Yakıt akışı.

EEC motor parametrelerini limitler içerisinde tutmak için şu motor sistem ve komponentlerini kumanda eder:

- Motor yakıt akışı,
- BSV,
- VSV,
- VBV,
- TBV.

HPTACC ve LTACC kontrolü: EEC, yüksek basınç ve alçak basınç türbin palesi uç boşluklarını kontrol etmek için türbin gövdesini ısıtır veya soğutur. Bu konu motor hava akış kontrol bölümünde VSV, VBV, ve TBV başlıkları altında detaylı olarak incelenecektir.

BITE: EEC bakım çalışmaları ve motor arıza tesbiti için motor arıza bilgilerini kaydeder. Motorla ilgili olan yer teslerini ve arıza tesbitlerini yapmak için uçuş kompartmanındaki CDU (Control Display Unit) kullanılır. Aynı

zamanda CDU üzerinden, EEC giriş ve çıkış bilgileri de görülebilir. BITE bilgileri sadece uçak yerdeyken CDU üzerinden görülebilir.

EEC, BITE' e geçici olmayan kalıcı hafızaya motor parametrelerini kaydeder ve yer testleri için bakım kolaylığı sağlar. BITE hafızasındaki gerekli bilgilere ulaşılarak CDU/FMC vasıtası ile yer testleri yapılabilir. Bilgiye veya ilgili teste CDU vasıtası ile ulaşılabilir. FMU/CDU, EEC' ye DEU vasıtası ile ARINC 429 bilgi iletim hattı üzerinden bir sinyal gönderir. EEC de gerekli bilgileri veya test sonuçlarını DEU vasıtası ile FMC/CDU' ya gönderir.

Aşağıdaki bilgiler EEC tarafından kaydedilen bilgilerdir.

- “RECENT FAULTS” (son üç uçuş bacağı sırasında oluşan arızalar),
- “FAULT HISTORY” (son on uçuş bacağı sırasında oluşan arızalar),
- “IDENT/CONFIG” (motor tanımlandırma ve konfigürasyon bilgileri),
- “INPUT MONITORING” (motor ve uçak sensörleri tarafından EEC' ye gönderilen bilgiler).

BITE ile çeşitli yer testleri yapılabilir. Yer testleri, motor sistem arızalarını bulmayı sağlar ve arızaların giderildiğinden emin olunmasını sağlar.

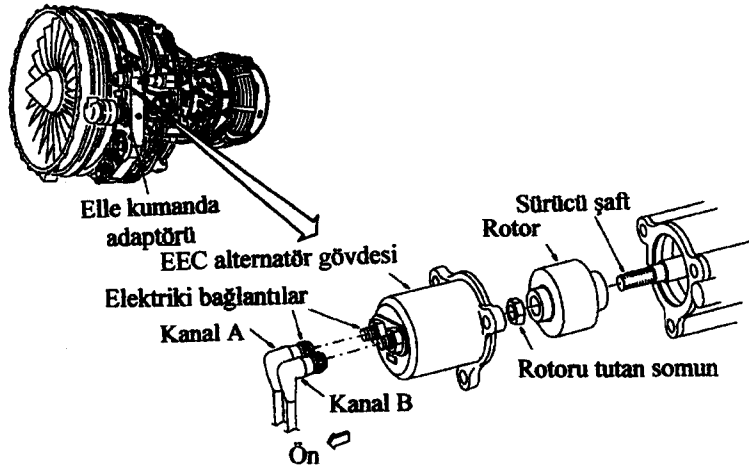
Uçuş kompartmanına motor bilgi akış sağlamak: EEC, genel gösterge sistemlerinin (Common Display System-CDS) elektronik ünitelerine (Display Electronic Unit-DEU 1 and 2) bilgi akışı sağlar. CDS, motor birincil ve ikincil bilgilerini gösterir.

Kullanıcılar, EEC yazılım programlarını taşınabilir bilgi yükleyiciler (Portable Data Loader-PDL) ile güncelleştirebilirler.

9.2.2. EEC alternatörü

EEC alternatörü, EEC' nin birincil elektriksel güç kaynağıdır. EEC' nin her iki kanalını da beslemektedir. Aksesuar dişli kutusunun ön yüzü üzerine yerleştirilmiştir. Şekil 9.17 ve Şekil 9.18' de EEC alternatörü görülmektedir.

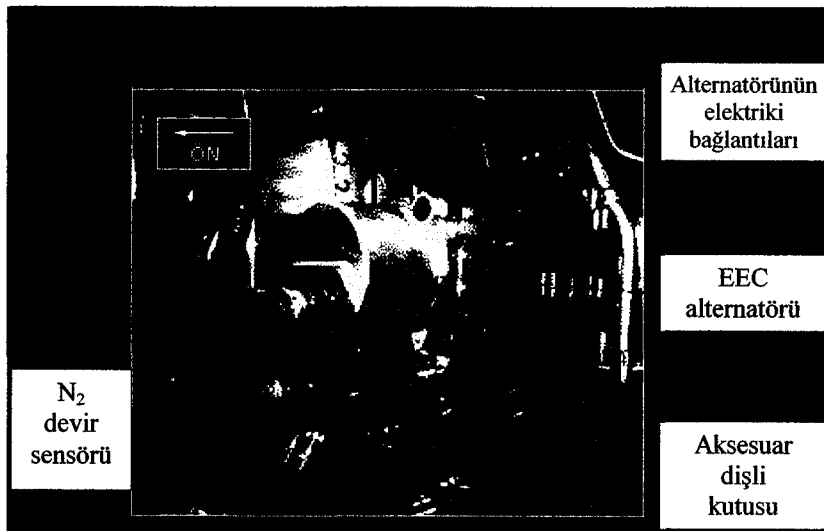
EEC alternatörü, EEC' ye elektriksel güç sağlar. Bu güç, EEC üzerindeki A ve B kanallarından alınır.



Şekil 9.17. EEC alternatörü [17]

EEC alternatörü, aksesuar dişli kutusunun (AGB) en üst ön kısmında bulunur. EEC alternatörü üç parçadan oluşmaktadır:

- Stator,
- Rotor,
- Muhafaza.



Şekil 9.18. EEC alternatörü [18]

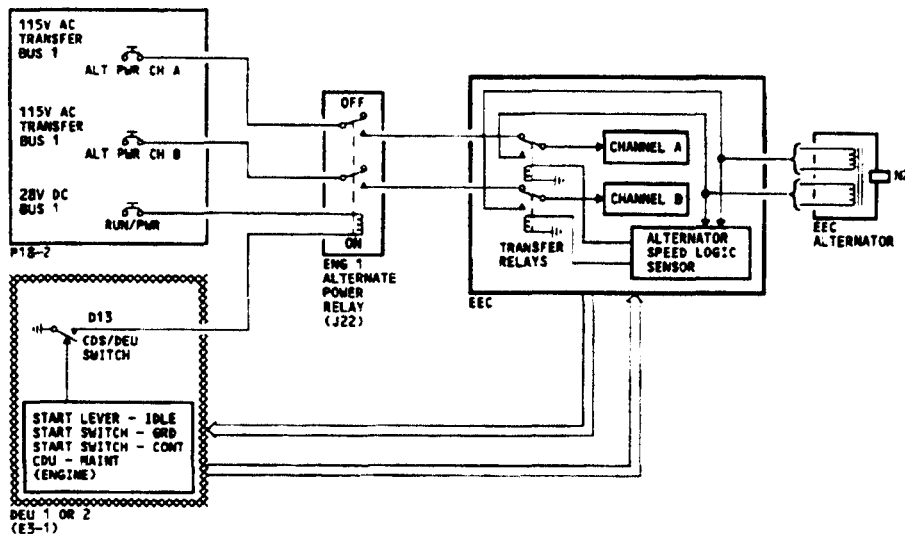
Eğer EEC alternatörü, EEC' nin A ve B kanalına güç sağlamaz ise uçak elektrik sistemi EEC' ye güç sağlar. Eğer, N₂ devri 15 %' den fazla ise alternatör EEC kanalları için iyi güç sağlayamaz ve BITE hafızasına bir mesaj kaydedilir. Bu şartlar EEC' nin tek kanal operasyonuna geçmesini gerektirir.

9.2.3. EEC' nin elektriksel güç ikmali

EEC içindeki iki adet röle, transfer bus EEC' yi alternatif akım ile beslemesini sağlar. Bir röle A kanalını diğer röle ise B kanalını besler.

Birinci motorun alternatif güç rölesi, uçağın elektriksel J₂₂ birleşim kutusu içinde bulunmaktadır. İkinci motorun alternatif güç rölesi ise uçağın elektriksel J₂₄ birleşim kutusu içinde bulunmaktadır. Bu röle üzerinde ise A ve B kanalları için iki tane bağlantı vardır. Enerji verildiğinde iki dahili EEC röle vasıtası ile uçağın transfer bilgi hattın gücü EEC' ye iletilir. Aşağıdakilerden bir tanesinin işleyişi alternatif güç rölesine enerji verir:

- Motor çalıştırma kolunun "IDLE" a ayarlanması,
- Motor çalıştırma sivicinin yer "GRD" e ayarlanması,
- Motor çalıştırma sivicinin devamlı "CONT" ya ayarlanması,
- Kontrol gösterge ünitesinin (CDU) motor bakım sayfalarına ayarlanması.



Şekil 9.19. EEC elektriksel güç ikmalinin fonksiyonel anlatımı [17]

9.2.4. EEC operasyonu

Motor çalıştırılmasında EEC enerjisini transfer bilgi iletim hattı 1' den alır. N₂ hızı, % 12 ila % 15 arasında olduğu zaman, EEC alternatörü çalışmaya başlar. EEC alternatör hız mantık sensörü, elektriksel olarak EEC alternatörünün hızını kontrol eder. Sensör bir veya her iki kanaldan doğru alternatör hızını okuduğunda transfer rölelerine enerji verir. Transfer röleleri, transfer bilgi iletim hattı 1 güç ikmali ile bağlantılı değildir. Şekil 9.19' da EEC' nin, alternatörden güç alarak çalışması gösterilmektedir.

Eğer alternatörün bobinlerinden bir grubu bozulursa diğer grup EEC' deki bir kanala güç sağlayacaktır. Diğer EEC kanalı, EEC transfer rölelerinden bir tanesinin vasıtası ile uçağın transfer bilgi iletim hattından güç alacaktır.

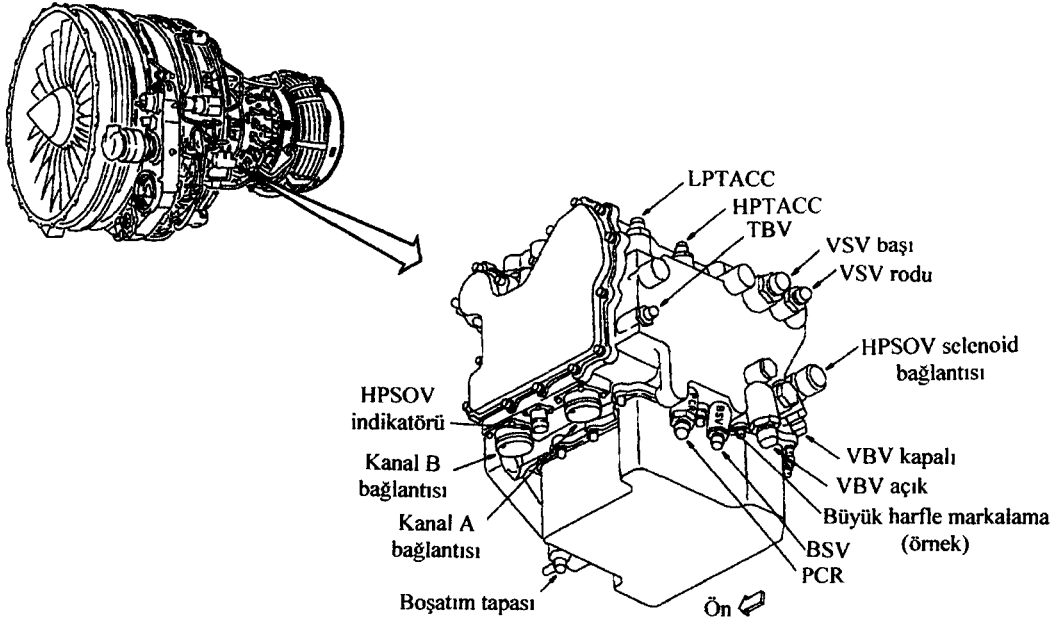
Eğer alternatör bobininin her iki grubu bozulursa EEC' nin her iki kanalı, EEC transfer röleleri ile transfer bilgi iletim hattı 1' den güç sağlar. EEC transfer rölelerinin her ikisi veya biri bozulur ise EEC, sadece transfer bilgi iletim hattı gücünü alarak bir arıza mesajı aktif olacaktır. Bu mesaj, CDU motor bakım sayfalarında görülecektir. Eğer EEC, her iki kaynaktan güç alırsa bu EEC' nin çalışmamasına neden olur.

9.2.5. Hidromekanik ünite (Hydromechanic Unit-HMU)

Hidromekanik ünite, yanma ve servo yakıt sistemi için yakıt temin eder. Ayrıca HMU, EEC ve uçak sistemlerinden yakıt ölçme bilgisi ve motor servo kumanda sinyali alır.

HMU, yakıt pompa tertibatının arka tarafında bulunmaktadır. Yakıt pompa tertibatı ise aksesuar dişli kutusunun (AGB) arkasına bağlanmıştır.

HMU hem elektriksel hem de yakıt bağlantılarına sahiptir. Bu bağlantılar HMU' i; EEC' ye, uçak kontrol sistemlerine ve motor servi sistemine bağlar. Bağlantılar motorun doğru olarak çalışması için gereklidir.



Şekil 9.20. Hidromekanik ünite (HMU) [17]

HMU' nun elektriksel bağlantıları şunlardır (Şekil 9.20):

- EEC' nin A kanalına elektriksel bağlantı,
- EEC' nin B kanalına elektriksel bağlantı,
- Yüksek basınç kapama valf (HPSOV) solenoidi,
- Yakıcı kademe valf (BSV) solenoidi.

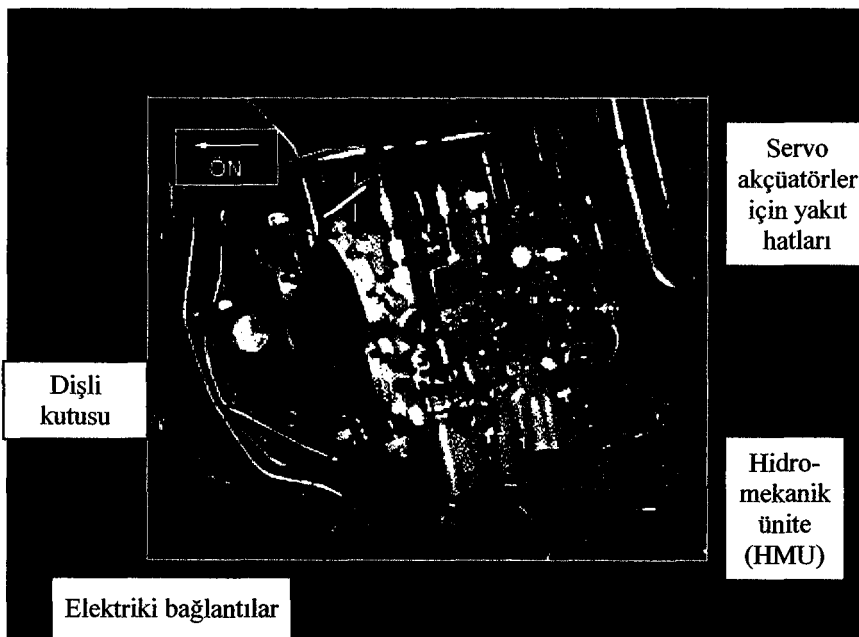
HMU' nun yakıt bağlantıları ise şunlardır (Şekil 9.20):

- Ölçülmüş yakıt hattı (HMU' nun en üstünde, görülmeyen),
- Yakıcı kademelendirme valfi (Burner Staging Valf-BSV) yakıt hattı,
- VBV, AÇIK yakıt basınç hattı,
- VBV, KAPALI yakıt basınç hattı,
- VSV, ROD yakıt basınç hattı,
- VSV, HEAD yakıt basınç hattı,
- Ayarlanmış muhafaza basıncı (Pressure Case Regulated, PCR) yakıt basınç hattı,
- LPTACC valfi yakıt hattı,
- HPTACC valfi yakıt hattı,

- Geçici hava akış valfi (TBV) yakıt hattı,
- Fazla yakıt (overboard) boşaltım hattı.

Hidromekanik ünitenin (HMU) fonksiyonel anlatımı; HMU, altı adet yakıt servo sistemi ve bir adet yakıt ölçüm sistemine sahiptir. HMU içerisindeki elektrohidrolik servo valfler (EHSV_s), servo sistem komponentlerine hareket vermek için EEC' den aldığı elektrikselsel komut sinyallerini hidrolik servo yakıt basınç sinyallerine dönüştürür. Şekil 9.21' de HMU' nun servo akçuatörler için yakıt ve elektriki bağlantıları görülmektedir. Bu servo sistemler şunlardır:

- Yakıt ölçüm valfi (FMV),
- Geçici boşaltma valfi (TBV),
- HPTACC valfi,
- LPTACC valfi,
- VBV,
- VSV.



Şekil. 9.21. HMU [18]

Elektrohidrolik servo valfler (EHVS) yukarıdaki belirtilen elemanlara servo yakıt basıncını sağlar. EEC' ye gelen elektrikselsel bir sinyal EHSV içindeki bir tork motorunun çalıştırır. EEC, EHVS' lerin pozisyonlarını gözler.

FMV, yanma için yakıt memelerine giden yakıt akışını kontrol eder. Servo yakıt basıncı, FMV' i kumanda eder. EEC, FMV elektro-hidrolik servo valfini FMV' i kumanda eden servo yakıt basıncını kontrol etmek için kullanır. İki kanallı bir FMV döner değişken diferansiyel güç çevirici (RVDT) çözücüsü FMV' nin pozisyonunu geri besleme olarak EEC' ye gönderir. EEC, şu koşullar altında yerde ilk çalıştırılma boyunca FMV' yi tümüyle kapatabilir:

- EGT ilk çalıştırma için limitten fazladır,
- İlk çalıştırma boyunca motor rölanti hızına gider. Fakat hız, daha sonra % 50 N₂ hızı altına düşer ve EGT ilk çalışma limitlerinin altına gelir,
- EEC, yakıt akışını algılar fakat EGT yoktur (wet start veya hung start),
- HPSOV, yakıt akışının FMV' den yakıt ikmal manifolduna gidişine izin verir.

Motor çalıştırma kolu (start lever), rölanti pozisyonunda iken DEU' lara bir açık mesajı yollar. DEU' lar bu mesajı EEC' ye yollayarak EEC' nin FMV' yi açmasına neden olurlar. Açık FMV' deki yakıt basıncı HPSOV' un açılmasını sağlar. HMU üzerindeki solenoid, kapalı pozisyon için HPSOV' un çalışmasını kumanda eder. Motor çalıştırma kolu, HPSOV solenoidine doğrudan bir kapanma sinyali gönderir. Solenoid HPSOV' u kapatmak için servo yakıt basıncını kumanda eder.

Motor çalıştırma kolu (start lever) "CUT OFF" pozisyonunda iken HPSOV solenoidine aynı kumanda sinyalini yollamak için yangın kontrol (fire handle switch) siviçi itilmelidir.

HPSOV kapatıldığında yakıt memelerine olan yakıt akışı durur ve kokpitteki mavi renkli bir valf pozisyon ışığı, HPSOV pozisyonunu belirtir.

EEC, BSV' ye olan servo yakıt basınç akışını kontrol etmek için BSV solenoidini çalıştırır. EEC, BSV' nin pozisyonunu kontrol eder.

EHSV' ler, TBV' e giden servo yakıt basınç akışına kumanda eder. Bir siviçi TBV pozisyonunu EEC' ye geri besleme sinyali olarak gönderir.

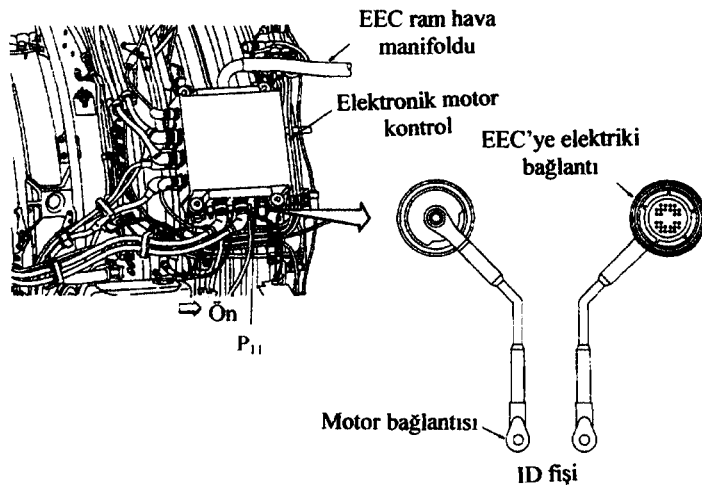
EHSV' ler, VSV ve VBV akçüatörlerini çalıştıran servo yakıt basıncını kumanda ederken EEC de VBV ve VSV akçüatörlerinin pozisyonlarını kontrol eder.

Mekanik bir yüksek devir limitleyici N_2 ' nin yüksek devir durumunu önleyebilir. Bu durumu hissettiğinde bypass valfinin daha fazla açılmasını sağlar. Valf daha fazla açıldığında daha az yakıt FMV' ye gidecektir. Bu N_2 devrinin düşmesine neden olur. Söz konusu işlem, EEC' de alternatif bir N_2 yüksek devir korumasıdır. EEC, yüksek devir durumunu da bu şekilde kontrol eder.

9.2.6. Motor tanımlandırma fişi (Identification Plug)

Amacı, EEC' ye konfigürasyon veri kodlarını iletmektir. Şekil 9.23' de tanımlandırma fişi görülmektedir. Tanımlandırma fişinin konfigürasyon verileri şunlardır:

- Motor tipi,
- N_1 ayarı (trim) (sadece motor tepkisini hafifletmek için belirli uçak modellerinde eklenir),
- Tepki oranı (thrust rating),
- Motor durum denetimi (opsiyonel),
- Motor yanma odası konfigürasyonu (SAC ve DAC),
- Test ve EEC yazılım güncellemeleri.



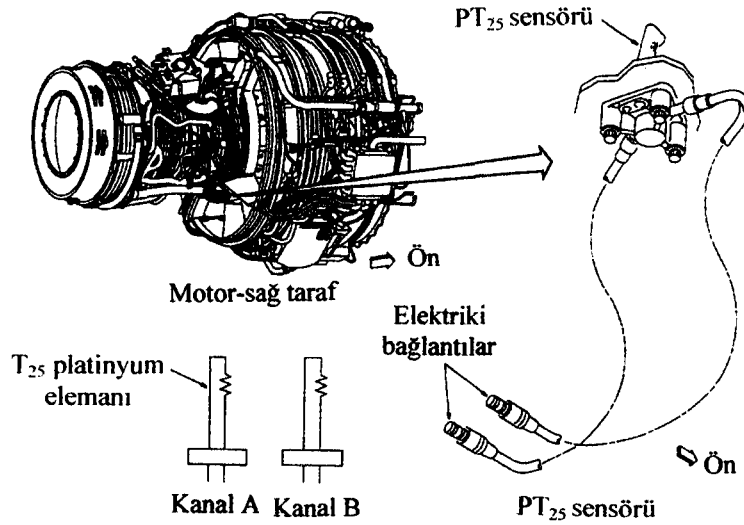
Şekil 9.23. Tanımlandırma fişi (identification plug) [17]

Tanımlandırma fişi, EEC' nin en altında bulunan P₁₁ bağlantısına bağlıdır (Şekil 9.23). EEC, motordan söküldüğü zaman ID fişi motorda kalır. ID fişinde, motor seri numara bilgisi yoktur. Motor değişimi sırasında FMC/CDU vasıtası ile motor seri numarasını değiştirmek gerekir.

9.2.7. PT₂₅ sensörü

Çift yönlü (dual) basınç/sıcaklık PT₂₅ sensörü, EEC' ye yüksek basınç kompresörünün sıcaklık ve basınç verisini temin eder. EEC, T₂₅ sıcaklık bilgisini şu komponentlerin kontrolü için kullanır:

- Geçici akış valfi (Transient Bleed Valve-TBV),
- VBV,
- VSV.



Şekil 9.24. PT₂₅ sensörü [17]

Şekil 9.24' de görüldüğü gibi PT₂₅ sensörü EEC' ye veri temin eden iki adet elektriki ve bir adet pnömatik bağlantıya sahiptir. PT₂₅ sensörünün içinde iki tane platin element vardır. Bir element, EEC' nin A kanalına diğeri B kanalına bağlıdır. EEC, T₂₅ sensör elementine sabit bir voltaj gücü sağlar. Elementler hava sıcaklığına bağlı olarak elektrik dirençlerinde değişiklik gösterir. Platin elementlerindeki bu direnç değişikliği EEC' ye iletilir. EEC, sensöre giden ve gelen sabit voltaj arasındaki farkı ölçerek HPC giriş sıcaklığını hesaplar.

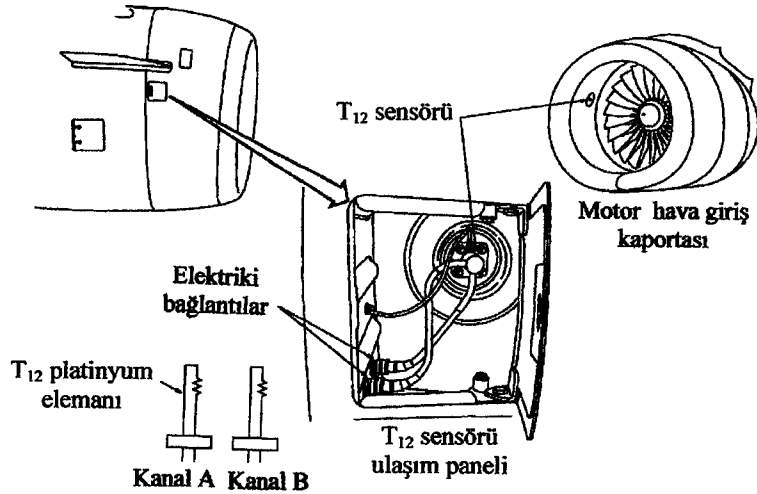
P_{25} bir adet ram hava basınç tüpüdür. EEC' ye yüksek basınç kompresör giriş basınç verisini sağlar.

PT_{25} sensörü, motorun iç giriş kısmında yüksek basınç kompresörü önünde bulunur.

9.2.8. T_{12} sensörü

T_{12} sensörü, uçak yerde ve kalkıştan (take off) sonra beş dakika EEC' ye fan giriş toplam sıcaklığını bildirir. Uçuş sırasında ve kalkıştan beş dakika sonra EEC, şu bilgileri ayarlanmış toplam sıcaklığı hesaplamak için kullanır:

- Aktif EEC kanalından T_{12} ,
- Yedek (standby) EEC kanalından T_{12} ,
- ADIRU 1' den toplam hava sıcaklığı,
- ADIRU 2' den toplam hava sıcaklığı.



Şekil 9.25. T_{12} sensörü [17]

EEC, toplam hava sıcaklığını şu sistemleri kontrol etmek için kullanır:

- Motor tepki yönetimi,
- VBV sistemi,
- VSV sistemi,
- LPTACC sistemi.

T_{12} sensörünün probu fan içine, hava akışı boyunca uzanır. İki adet elektriksel bağlantı T_{12} sensörü ile EEC' yi bağlar (Şekil 9.25).

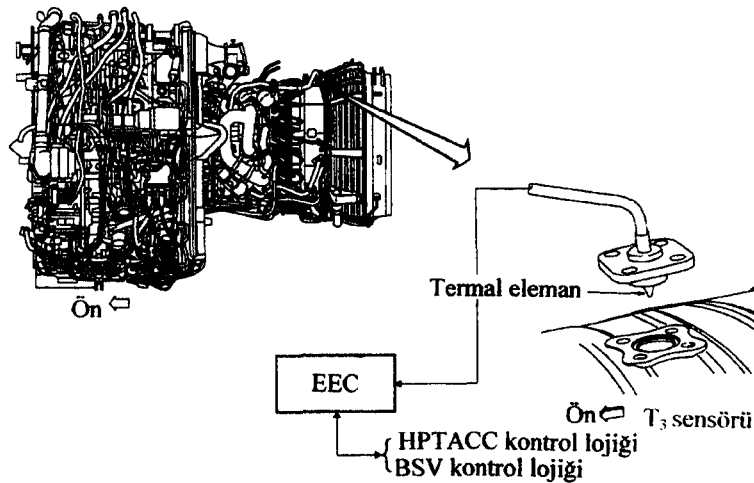
Şekil 9.25' de görüldüğü gibi sensör içerisinde iki tane platin element vardır. Elementin birisi EEC' nin A kanalına diğeri, B kanalına bağlıdır. EEC, T_{12} sensör elementine sabit bir voltaj gücü sağlar. Elementler hava sıcaklığına bağlı olarak elektrik dirençlerinde değişiklik gösterir. Platin elementlerindeki bu direnç değişikliği EEC' ye iletilir. EEC, sensöre giden ve gelen sabit voltaj arasındaki farkı ölçerek fan giriş sıcaklığını hesaplar.

9.2.9. T_3 sensörü

T_3 sıcaklık sensörü, kompresör 9. kademe çıkış basıncının (CDP) hava sıcaklığını ölçen bir termal elemandır (thermocouple). Bu sensör, CDP sıcaklık verisini EEC' ye gönderir. EEC ise bu veriyi aşağıdaki komponentlerin kontrol mantıkları için kullanır:

- BSV,
- TBV,
- HPTACC.

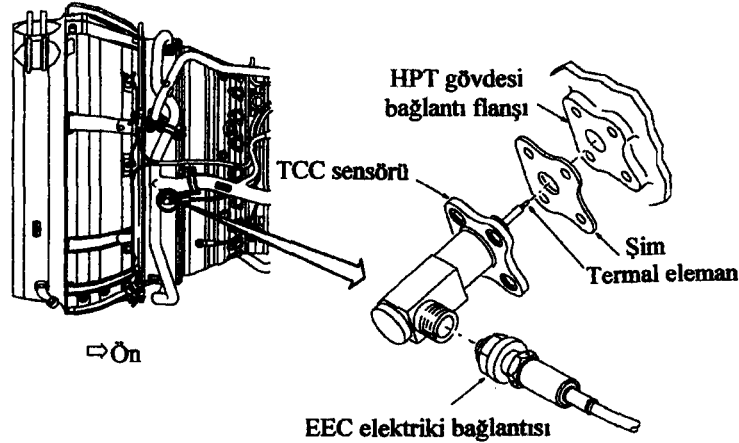
Şekil 9.26' da görülen T_3 sensörü içindeki, bi-metalik termal sensör sıcaklıkla orantılı olarak miliamper (mA) akım üretir. Sıcaklık arttığı zaman akım artar, azaldığında akım da azalır.



Şekil 9.26. T_3 sensörü [17]

9.2.10. Yüksek basınç türbini aktif açıklık kontrol (HPTACC) sensörü

HPTACC sensörü termal bir elemandır (thermocouple) ve HPT gövdesindeki (shroud) sıcaklık verisini EEC' ye iletir. EEC, yüksek basınç türbini aktif açıklık kontrol valfini ve HPTACC sistemini kumanda etmek için HPTACC sensöründen aldığı milliamper (mA) sinyalleri kullanır. Bu sensör, HPT gövdesine bağlanmıştır (Şekil 9.27).



Şekil 9.27. HPTACC sensörü [17]

9.2.11. Motor kontrol ışığı ve EEC sivici

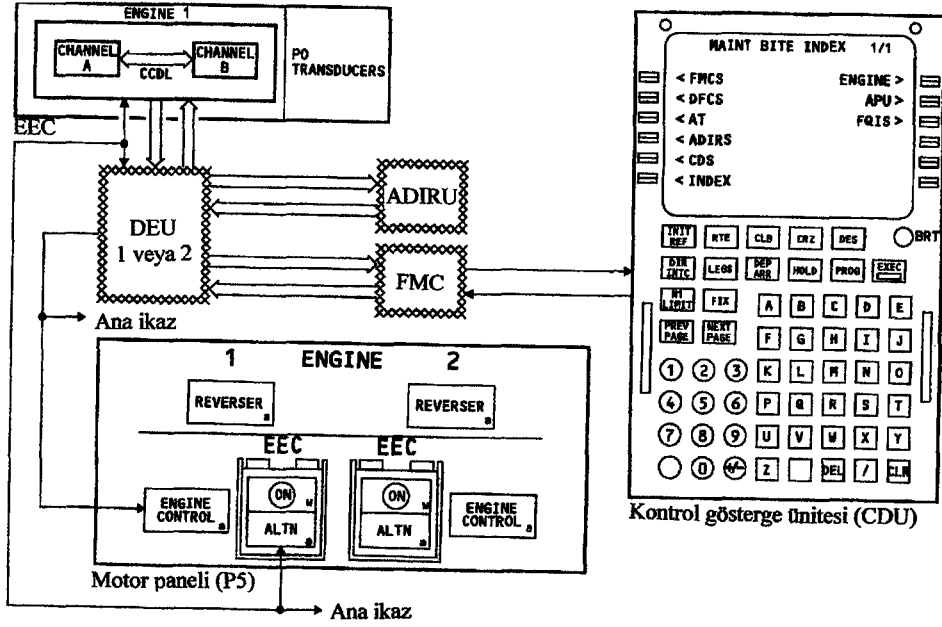
Kokpitteki güç yönetim kontrol modülü üzerindeki bu üç adet motor gösterge ışığı (Şekil 9.28), motor kontrol durumlarını göstermektedir:

- “ENGINE CONTROL” ışığı,
- EEC sivic pozisyon göstergesi “ON”,
- EEC sivic “ALTN” ışığı.

Amber renkli “ENGINE CONTROL” ışığı motorun doğru bir şekilde çalışmadığını belirtir. “ENGINE CONTROL” ışığı uçuş sırasında yanmaz. Bu ışık, aşağıdaki durumların tamamı meydana geldiğinde yanar:

- Uçak yerde,
- N_2 % 50’ den daha büyük,
- Bir “NO GO” motor kontrol problemi meydana geldiğinde.

NOT: Bu ışığın yanması durumunda uçak uçuşa gönderilmez.



Şekil 9.28. Motor kontrol ışığı ve EEC sivici [17]

Beyaz renkli “ON” ve amber renkli “ALTN” ışıkları EEC sivicileri üzerindedir. Bu ışıklar, EEC aşağıdaki modlardan birinde çalıştığı zaman görülürler:

- Normal mod,
- Yavaş alternatif mod (Slow Alternate Mod),
- Sert alternatif mod (Hard Alternate Mod).

Motorun çalışması boyunca pilotların ve bakım personelinin bu panele kolay ve hızlı ulaşabilmeleri çok önemlidir.

“ENGINE CONTROL” lambası yandığında arızayı bulmak ve izole etmek için CDU ve arıza izole etme el kitabı (Fault Isolation Manuel-FIM) kullanılmalıdır.

EEC sivic ışıkları üç adet mod halini göstermektedir:

- Normal mod: Sivic ve “ON” ışığı açık,
- Yavaş alternatif modu: Sivic, “ON” göstergesi ve ışığı, “ALTN” ışığı açık,

- Sert alternatif modu: Sivic “OFF” pozisyonunda, “ALTN” ışığı açık, “ON” göstergesi ve ışığı kapalı [17].

“ENGINE CONTROL” lambasının yanmasına sebep olan arızalar şöyle gruplandırılabilir;

- EEC’nin A veya B kanalında arıza tespit edildiğinde “ENGINE CONTROL” lambasının yanmasına sebep olan arızalar,
- EEC’nin her iki kanalında arıza meydana geldiğinde yada EEC tek kanal modunda çalışırken tespit edildiğinde “ENGINE CONTROL” lambasının yanmasına sebep olan farklı arızalar,
- EEC’ nin her iki kanalında meydana geldiğinde yada EEC tek kanal modunda çalışırken tespit edildiğinde “ENGINE CONTROL” lambasının yanmasına sebep olan birbirinin aynı arızalar,
- Her iki kanalda birden tespit edilen ikiden fazla EGT (Exhaust Gas Temperature) sinyal arızası veya EEC tek kanal modunda çalışırken meydana gelen tek bir EGT sinyal arızası (EEC’ ye 4 adet EGT sinyali gelir),
- EEC tek kanal modunda çalışırken her iki tepki yön çevirici (aynı motorun iç ve dış yarımaları) sinyalinin limit dışı olması.

“ENGINE CONTROL” lambasının yanması ile ilgili bir arızayı gidermek için çalışırken öncelikle lambanın motor durduğunda yanıp yanmadığına bakmak gerekir. (Hatırlanacağı gibi lambanın yanmasının şartlarından bir tanesi de motor N₂ devrinin % 50’ nin üzerinde olması idi) Eğer motor çalışmadığı halde lamba yanıyorsa, bu durum normalde EEC’ den aldığı arıza sinyali ile “ENGINE CONTROL” lambasını yakmak için toprak sağlayan DEU’ lar ile lamba arasında bir kısa devre olduğunu gösterir. Yani gerçek bir arıza olmadığı halde kısa devre nedeniyle lamba toprağını bulur ve yanar.

Eğer motor durduğunda lamba yanmıyorsa; FMS, DEU’ lar üzerinden EEC BITE TEST yapılır. Bu testin sonunda “ENGINE CONTROL” seviyesinde bir arıza olup olmadığına bakılır. Ayrıca DEU’ ların EEC kanallarından gelen bilgileri okuyamadığını belirten arızalar “Long Time” seviyesinde bile olsa eğer

aynı DEU tarafından EEC' nin hem A hem de B kanalı için kaydedilmiş ise yine "ENGINE CONTROL" lambasının yanmasına neden olur. Dolayısıyla "Long Time" olarak kaydedilmiş ve önemsizmiş gibi görünen bu durum uçağı "NO DISPATCH" (uçamaz) duruma düşürür.

Uçak bakımlarında sıklıkla yapılan bir hata vardır. Genellikle "ENGINE CONTROL" arızalarında EEC' leri "ALTERNATE" moda alarak uçağın sefere verilebileceğı düşünölmektedir. Oysa EEC' lerin "ALTERNATE" modda çalışması farklı bir konudur ve basitçe söylemek gerekirse EEC' nin ADIRU' lardan (Air Data Inertial Reference Unit) geçerli bir toplam hava basıncı bilgisi alamaması durumunda söz konusudur. Bu nedenle "ENGINE CONTROL" lambasının yanması durumunda EEC' leri "ALTERNATE" moda alarak uçağın MEL' e (Minimum Equipment List) göre sefere verilebileceğini düşünmek zaman ve işgücü kaybına neden olur. Zamanın kısıtlı olduğı durumlarda ve uçağı ana bakım üssüne getirmek amacıyla motor durduktan sonra yeniden motor çalıştırarak "ENGINE CONTROL" lambasının yanmaması halinde uçağın sefere verilmesi düşünölebilir [19].

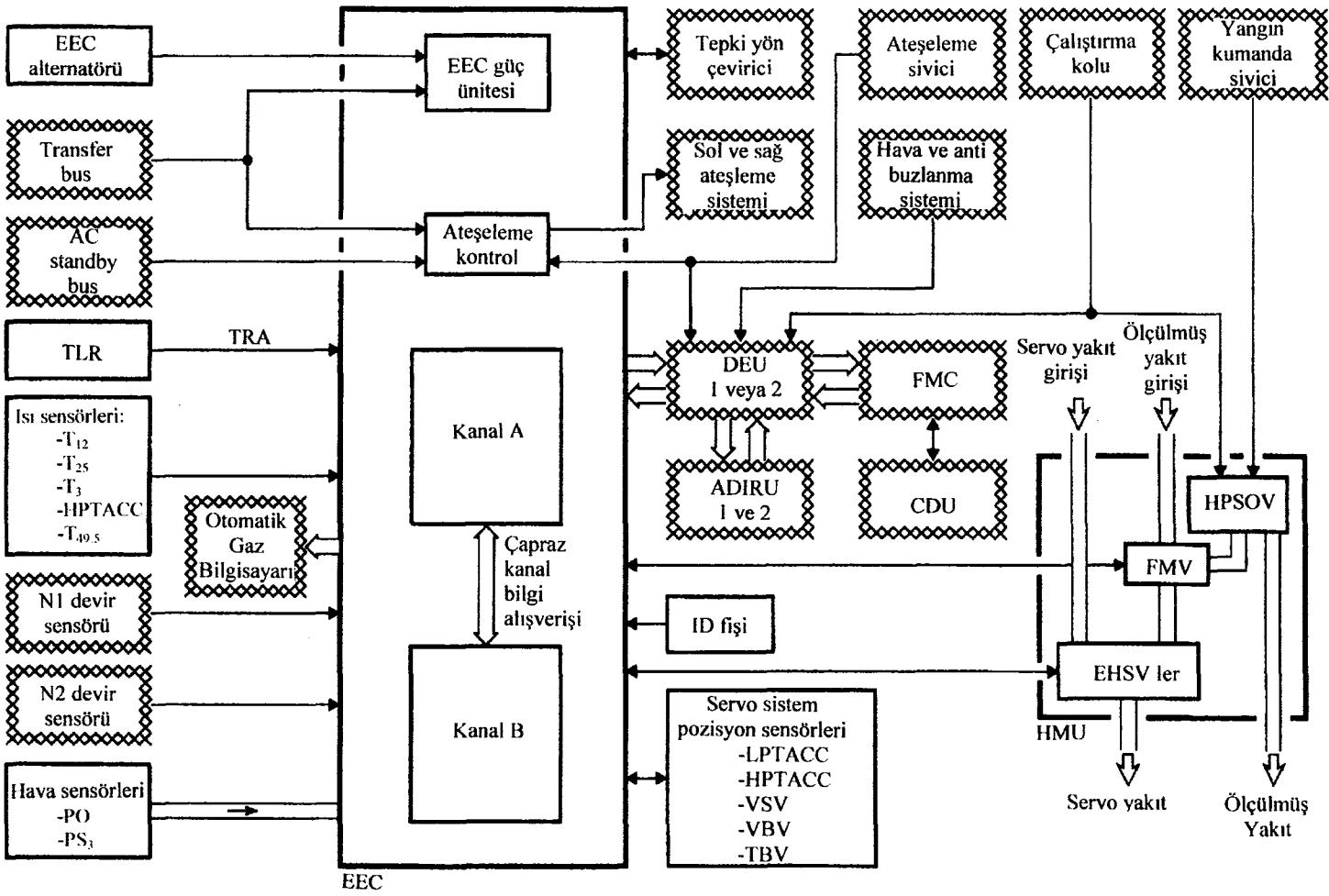
9.2.12. Motor yakıt kontrol sisteminin fonksiyonel anlatımı

EEC, iki kanallı bir bilgisayardır. İki kanal birbirinden bağımsızdır. Fakat motor çalışırken birbirleri arasında çapraz kanal veri bağı ile iletişim sağlarlar. EEC, aktif kanal olarak A veya B kanalını seçer. Aktif kanal, her motor çalıştırılmasında eğer bir önceki motor çalıştırması % 76 üzerinde olmuş ve her iki kanal da çalışıyor durumdayken değışir. Eğer aktif kanal arızalanırsa EEC, aktif kanalı yedek kanal ile değıştirir.

Şekil 9.29' da motor yakıt kontrol sisteminin fonksiyonel anlatımı şematik olarak gösterilmiştir.

EEC, kanallar arası çapraz kanal veri bağı arızalandığında veya EEC alternatörü tarafından enerji verilmediğinde tek kanal operasyonuna geçer. Tek kanal operasyonunda aktif kanal yedek kanaldan gelen sensör bilgilerini kullanmaz.

EFC' ye normal güç sağlayıcı, EFC alternatörüdür. EFC, aynı zamanda belirli uçak "transfer bus" larından elektrikli güç sağlar.



Şekil 9.29. Motor yakıt kontrol sisteminin fonksiyonel anlatımı [17]

Birbirinden bağımsız olan fakat motor çalışırken çapraz kanal veri bağı (CCDL) ile bağlı olan iki adet kanala sahip EEC' nin içindeki ateşleme kumandasına AC gücü sağlayan transfer bilgi iletim hatlarıdır. EEC, sol ateşleme sistemini bu bilgi iletim hattı ile çalıştırır.

AC yedek bilgi iletim hattı da (stanby bus) da aynı zamanda ateşleme için elektriki güç sağlar. EEC, sağ ateşleme sistemini AC yedek bilgi iletim hattı ile çalıştırır. Gaz kolunun hareketi TLR' nin pozisyonunu değiştirir. TLR, EEC' ye bir TRA sinyali yollar. EEC ise bu sinyali ileri ve geri tepki için FMV pozisyonunu kumanda etmeye yönelik kullanır.

EEC, motor hava sıcaklık bilgilerini servo yakıt sistemini kontrol etmek için kullanır. Ayrıca EEC, yakıt servo sistemini motorun gerekli tepkiyi sağladığından emin olmak için kullanır. Aşağıdaki motor sıcaklıkları yakıt servo sistemini kontrol etmek için kullanılır.

- TAT,
- T₂₅,
- T₃,
- HPT gövde sıcaklığı.

EEC aynı zamanda motor sensörlerinden T_{49.5} bilgisini alır. Bu bilgiyi motor çalıştırma sırasında motor koruması olarak kullanır.

EEC, fan girişindeki T₁₂ sensöründen ve motorun iç giriş kısmında yüksek basınç kompresörü önünde bulunan PT₂₅ sensöründen aldığı verileri HMU' daki FMV pozisyonu ve servo yakıt sistemini kontrolü için kullanır.

EEC, motordaki T₁₂ sensöründen ve iki ADIRU' dan TAT bilgisini alır. T₁₂ sensörü iki elementlidir. Birisi, EEC' nin A kanalı diğeri, B kanalı içindir. ADIRU' nun TAT probu, prob üzerindeki buzlanmayı önlemek için ısıtılır. Uçak yerdeyken eğer en son T₁₂ değeri doğru ise sadece motor T₁₂ bilgisini kullanır.

Yüksek basınç kompresörü (N₂) boşaltım havasının sıcaklık verisini EEC' ye sağlayan T₃ sensörü EEC' nin bu bilgiyle FMV' nin çalışmasını, TBV, BSV ve HPTACC komponentlerinin kontrolünü gerçekleştirmesi için sağlar. Bir

termal eleman olan HPTACC sensörü EEC' ye HPTACC sisteminin çalışmasını kontrol etmesi için HPT kaplamasının sıcaklığını bildirir.

EEC, DEU' lara gönderdiği EGT verilerini motor ilk çalıştırılması süresince çok yüksek bir sıcaklığın oluşmasını önlemek için kullanır.

EEC, otomatik tepki bilgisayarına N_1 devri, maksimum N_1 devri ve motorun maksimum tepki nominal değer verilerini gönderir.

N_1 devir sensörü, LPC' nin hız değerini EEC' ye FMV' nin pozisyonunu kontrol etmesi için gönderir. Bu devir verisi EEC tarafından DEU' lara gönderilir.

N_2 devir sensörü ise ani işlemleri HPC devri için gerçekleştirir ve veri DEU' lara ulaşır.

EEC, servo sistem işlemlerini ve FMV' yi kumanda etmek için P_0 sensörünün gönderdiği ortamın hava sıcaklık verisini kullanır. Bu veri, ADIRU toplam basınç verisi için alternatif bir veri kaynağıdır.

PS_3 sensörü, HPC hava boşaltım basıncını EEC' ye FMV konumunu ve servo yakıt sistemlerini kontrol etmek için kullanır.

EEC, türbin açıklık sistemi içindeki HPTACC ve LPTACC valflerinin pozisyonlarını ölçer. Ayrıca EEC, motorun hava akış kontrol sistemindeki VSV' lerin, VBV' lerin ve TBV' nin pozisyonlarını ve servo sistemi komponentlerinin pozisyonlarını ölçer. BSV ise EEC' ye pozisyon bilgisini gönderir.

EEC, servo sistem elemanlarının gerekli pozisyonlarını hesaplamak için verileri ve kontrol girdilerini kullanır. Eğer elemanlar doğru pozisyonlardaysa EEC mevcut pozisyonlarını sabit tutar. Eğer, bir veya birden fazlası doğru pozisyonda değil ise, EEC doğru pozisyona getirmek için servo yakıt basıncını kullanır.

ID fişi EEC' ye şu verileri gönderir:

- Tanımlandırma fişinin tipini,
- Motor tepki oranını,
- N_1 devir durum seviyesini,
- Motor yanma odası konfigürasyonunu.

Uçaktaki birçok sistem ve komponent ile EEC' ye bağlı olan DEU' lar, bağlantıları ile EEC' nin motor kontrol ve motor veri sinyallerini alıp göndermesini sağlar.

Bu sistem ve komponentler aşağıdadır:

- "IDLE" pozisyonundaki motor çalıştırma kolu (engine start lever),
- Motor çalıştırma sivic (start switch) pozisyonu,
- Ateşleme seçim sivicinin pozisyonu,
- Motor gösterge verisi,
- Uçak hava akış sistemi kontrolü,
- Motor buz önleme kontrolü,
- ADIRU' un PT ve TAT bilgileri,
- CDU' lar.

Lineer değişken diferansiyel güç çeviricileri (LVDT), EEC' ye T/R iletim sürgüsünün pozisyonunu iletir. Böylece EEC, ters tepki gücü için gerekli olan FMV pozisyonu kumanda eder.

EEC, T/R sürgüleri ters tepki gücü pozisyonu içinde oluncaya kadar ters gaz kolunun hareket etmesini engelleyen T/R iç kilit solenoidlerini çalıştırır.

Ayrıca EEC, eğer bir T/R sürgüsünün kapalı pozisyonunda olmadığını algılayorsa, rölanti pozisyonu için FMV' nin kapanmasına neden olur. Bu işlem için EEC, T/R'ın kapalı pozisyonda olduğunu algılamalıdır.

EEC, genellikle DEU' lar vasıtası ile "start switch" pozisyon sinyallerini gözler ve motor ateşleme sistemlerinin kontrolü için bu sivicin pozisyonunu kullanır. Motor çalıştırma sivic, EEC' ye pozisyon sinyallerini direkt olarak gönderir.

Motor çalıştırma kolu rölanti pozisyonunda iken EEC' ye veri sağlar. EEC, bu veriyi motor ateşleme uyarıcılarına ulaşan AC elektriksel gücünü kontrol etmek için kullanır. Rölanti pozisyonunda olan motor çalıştırma kolu ile EEC rölanti pozisyonuna açılması için HMU içindeki FMV' yi çalıştırır. FMV' ye olan yakıt akışı, FMU içindeki HPSOV' un açılmasına neden olur.

Motor alıştırma kolu “CUT OFF” pozisyonuna geldiğinde HMU içindeki servo yakıt basıncı HPSOV’ un kapanmasına neden olur. Motor alıştırma kolu, EEC’ ye bir sinyal yollar. Bu sinyal EEC’ ye motorun kapalı (shutdown) modda olduğunu söyler.

Kokpit arka elektronik paneli üzerindeki yangın kumanda sivici aynı kapalı sinyali HPSOV’ a gönderir. Yangın kumanda sivici çekildiğinde kumanda tertibatı içindeki bir sivic kapanır ve HPSOV’ a kapalı sinyali gönderir.

Motor, buz önleme sistemine ve uçak hava akış sistemine HPC havasını gönderir. EEC buz önleme sisteminden ve uçak hava akış sisteminden kontrol verilerini alır. EEC, bu verileri FMV’ nin pozisyonunu ayarlamak için kullanır ve bu sistemler çalışırken ayarı ile motoru istenen tepkide tutar.

EEC, HMU’ ya kontrol bilgi verisi yollar. HMU ise EEC’ ye bazı elemanların pozisyon bilgisini iletir. EEC, aşağıdaki sistem ve komponentlerin çalışması için HMU’ yu kullanır:

- FMV,
- LPTACC,
- HPTACC,
- VSV,
- VBV,
- TBV,
- BSV.

9.2.13. Motor yakıt kontrol sisteminin alışması

EEC, tepki için yerde ve uçuşta rölanti (IDLE) hızını kontrol eder. Rölanti hızları için hiç bir mekanik ayarlama yoktur. Motor ilk çalıştırıldığında uçak transfer bilgi iletim hattı, EEC’ ye güç sağlar. EEC, yeterli alternatör hızında iken transfer bilgi iletim hattının gücünü keser ve EEC alternatörüne bağlanır.

Motor alıştırma kolu, “IDLE” pozisyonuna getirildiğinde EEC mantığı ateşleme sistemi ve FMV’ yi çalıştırmak için FMV EHSV’ yi kumanda eder. Bu, FMV’ nin açılmasına ve ateşlemenin çalışmasına neden olur. Ölçülen yakıt yanma

için yakıt memelerine gider. EEC, doğru N_2 devrinde ateşleme sistemini durdurur. EEC, ilk çalışma süresince EGT ve motor kompresörünün hızlanmasını kontrol etmek için FMV' yi çalıştırır. EEC, ayrıca ileri ve geri tepki için de motor hızını kontrol eder.

Yerde EEC, minimum N_2 hızını kontrol etmek için seçilmiş toplam sıcaklığı kullanır.

Uçuşta EEC, rölanti hızını hesaplar ve kontrol eder. Kompresör hava ve buz önleme sistemleri için hava akışını sağladığında EEC, motor alevinin sönmesini (flame out) önler ve rölanti hızını ayarlar. EEC, uçuşta N_2 rölanti hızının % 59' un altına düşmesini engeller. Yakıt akışı 136 kg/h (300 lb/h) altına düşmeyecektir. Ayrıca, rölanti hızı üzerinde bir etkiye sahip olan girdiler basınç yüksekliği ve mach hava hızı sayıdır.

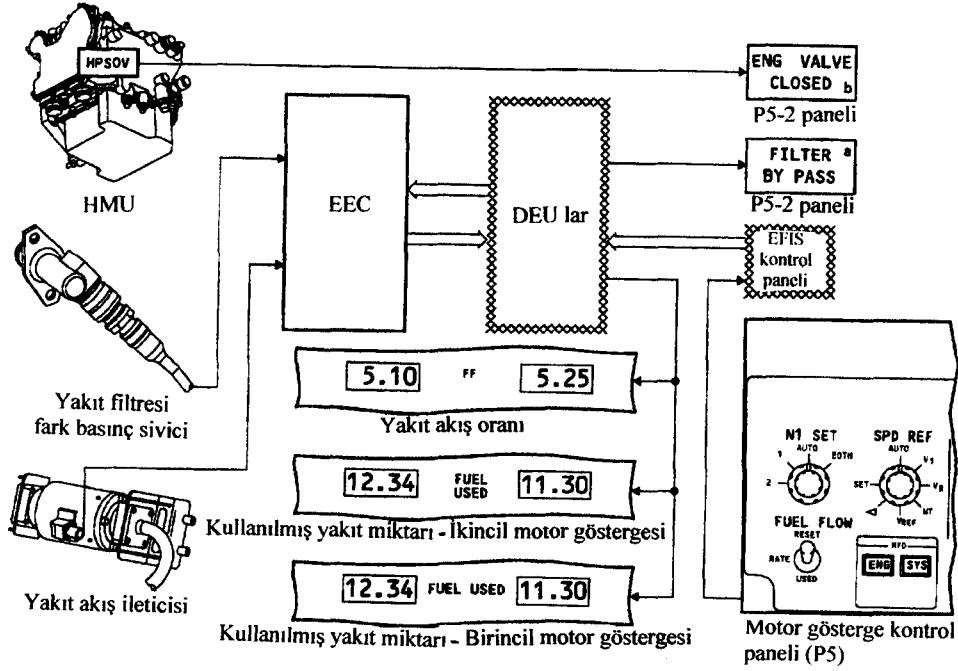
EEC, PT ve TAT verilerini ADIRU' dan alır. Eğer kanal A ve kanal B' de veri bulamaz veya veri doğru olmaz ise EEC "SOFT ALTERNATIVE" moduna geçer. Bu modda EEC, son ADIRU girdilerini ve motor sensör girdilerini motoru kontrol etmek için hesaplar.

EEC sivicine kapatmak için basıldığında EEC, "HARD ALTERNATIVE" moduna ayarlanır. Bu modda N_1 kompresörünün yüksek hız koruması yoktur. Maksimum nominal tepki, maksimum izin verilebilir tepkiye döner. Bu durumda gerçek motor tepkisi nominal motor tepkisinden daha büyük olabilir. Bu durumda gaz kolu "IDLE" a getirildiyse EEC "HARD ALTERNATIVE" moduna geçebilir [17].

9.3. Motor Yakıt Gösterge Sistemi

Motor yakıt gösterge sistemi aşağıdaki göstergeler için bilgi akışı sağlar:

- Yakıt akış göstergesi,
- Kullanılan yakıt göstergesi,
- Yakıt filtresinin bypass uyarı göstergesi,
- Yüksek basınçlı yakıtı kapama valfinin (HPSOV) pozisyon göstergesi.



Şekil 9.30. Motor yakıt gösterimi genel gösterimi [20]

Şekil 9.30' da görüldüğü gibi motor yakıt gösterge sisteminin sahip olduğu bazı parçalar şunlardır:

- Yakıt akış ileticisi,
- Yakıt akış göstergesi kontrol siviçi,
- Yakıt filtresi fark basınç siviçi,
- HPSOV.

Akış ileticisi, EEC içinden DEU' lara yakıt akış verisini gönderir. EEC' ler yakıt akış oranını DEU' lar ise kullanılan yakıt miktarını hesaplar. Yakıt akış verileri birincil ve ikincil motor göstergelerinde görülmektedir. Birincil motor göstergesi genellikle üst merkez gösterge ünitesi (Display Unit-DU) üzerinde, ikincil motor göstergesi ise alt merkez gösterge ünitesi üzerinde gösterilmektedir.

Yakıt akış göstergesi kontrol siviçi uçuş kompartmanı içinde motor göstergesi kontrol paneli üzerindedir. Bu siviç, DU üzerindeki motor göstergesi içindeki yakıt akış oranı ve kullanılan yakıt göstergelerinin çalışmalarına kumanda eder. Kontrol paneli, merkez ana panel üzerindedir. Yakıt akış göstergesi

sivici, genellikle merkezde veya “RATE” pozisyonundadır. Bir adet yay bu sivici diğer iki pozisyondan “RATE” pozisyonuna geri getirir (Şekil 9.30).

Sivicin üç pozisyonu şöyledir:

- “RESET”,
- “RATE”,
- “USED”.

“RATE” pozisyonu, sivicin her zamanki pozisyonudur ve yakıt akış göstergesini göstermektedir.

“USED” pozisyonu, sayaç sıfıra ayarlandığında alışılmış yakıt akış gösterimini kullanılan yakıt miktarı ile değiştirir. Kullanılan yakıt sadece dijital gösterge üzerinde görülür. Analog gösterge kullanım içinde gösterilmez. Kullanılan gösterge, gösterge kumanda sivici “RATE” pozisyonuna geri döndükten sonra 10 saniyede dijital ve analog değer göstergesine geri döner. “RESET” pozisyonu kullanılan yakıt görüntüsünün dijital sayacını sıfıra ayarlar.

EEC, motor üzerindeki yakıt filtresinin diferansiyel basınç sivicini gözler. Sivic, filtrenin iç basıncı ile dış basıncı arasındaki farkı ölçer. Eğer, basınç farkı çok fazla olursa bir bypass sinyali EEC vasıtası ile CDS/DEU’ lara gönderilir. DEU’ lar, amber renkli bir “FILTER BYPASS” ışığının yanmasına neden olur.

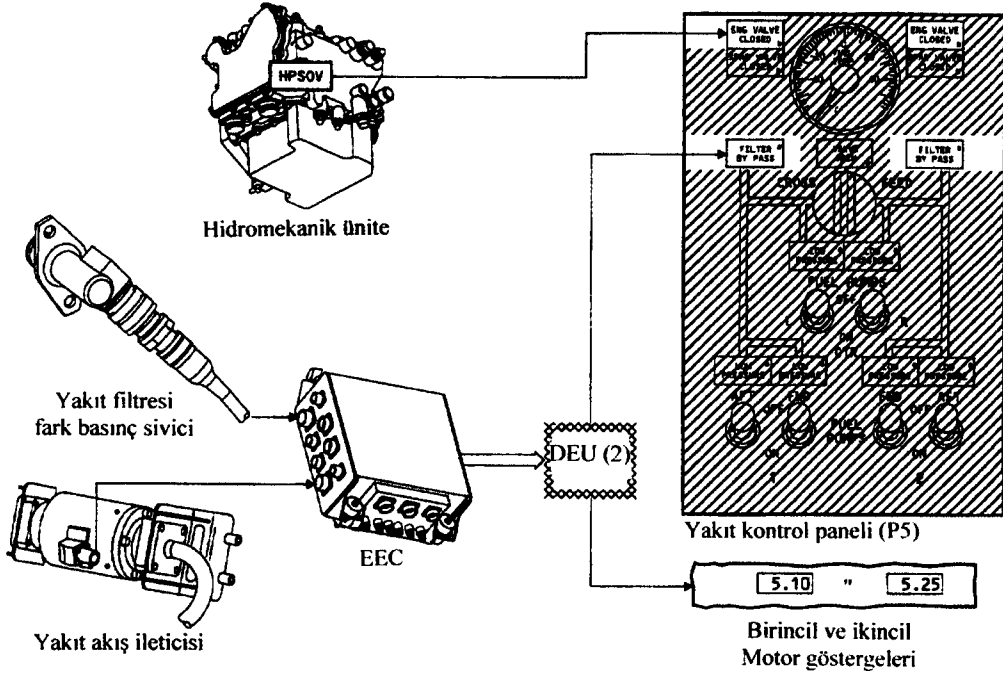
Mavi renkli “ENGINE VALVE CLOSED” ışığı, HPSOV’ un pozisyonunu gösterir. Valfin kapanması ile ışık soluk bir şekilde yanar ve açılması ile ışık söner. Gerçek ile komut edilen valf pozisyonları, aynı değil ise ışık parlak bir şekilde yanar.

Yakıt akış ileticisi (transmitter), manifolda ve yakıt memelerine giden yakıtın miktarını ölçer. Bu veri EEC’ ye gönderilir. EEC ise bu veriyi CDS’ ye iletir.

Yakıt filtresinin diferansiyel basınç sivici, yakıt filtresi tıkanmaya başladığında EEC’ ye bir sinyal yollar. EEC, sinyali DEU’ lara yollayarak DEU’ ların amber renkli “FILTER BYPASS” ışığını yakmasına neden olur.

9.3.1. Motor yakıt göstere sisteminin fonksiyonel anlatımı

Yakıt akış ileticisi, EEC için bir adet başlangıç, bir adet durdurma nabzına (pulse) sahiptir. EEC, başlangıç ile durdurma nabızları arasındaki farkı ölçer. Bu zaman farkı büyük ise ölçülmüş yakıtın büyük bir miktarı yanma işlemi için ikmal edilir. EEC, ARINC 429 bilgi iletim hattının üzerindeki DEU' lara yakıt akış verisini iletir.



Şekil 9.31. Motor yakıt göstere sisteminin fonksiyonel anlatımı [20]

Şekil 9.31' de motor yakıt göstere sisteminin fonksiyonel çalışması görülmektedir.

Yakıt akış göstergeleri birincil ve ikincil motor göstergeleri üzerinde gösterilmektedirler. DEU' lar kullanılan yakıt miktarını hesaplar. Yakıt akış göstergesinin birimi kilogram/saat'tir (kg/sa).

HMU içindeki yüksek basınç kapama valfi (HPSOV), açılıp kapanarak ölçülmüş yakıtın akışına izin verir. HPSOV' un pozisyonu "ENGINE VALVE CLOSED" ışığı üzerinde gösterilir. Işık, valfin kapanması ile donuklaşır. Valf açıldığında ise ışık söner.

EEC, yakıt filtresinin fark basınç sivicinden analog sinyali alır. EEC, analog sinyali dijital sinyale dönüştürür. Daha sonra sinyali DEU' lara gönderir. Bu sinyal "FILTER BYPASS" ışığının yanmasına neden olur. "FILTER BYPASS" ışığı kokpit ön başüstü paneli üzerindeki yakıt kontrol paneli üzerindedir [20].

9.4. Motor Hava Akış Kontrol Sistemi

Motorun çalışması boyunca EEC, DEU' lar vasıtası ile uçağın sistem verilerini alır. EEC, motor hava kontrol sistemini kontrol etmek için bu verileri kullanır. EEC, türbin pale uçlarının açıklıklarını ayarlamak ve stolu önlemek için kompresör hava akışlarını kontrol eder. HMU vasıtası ile hava valfleri ve akçüatörlerini kumanda ederek hava akışını kontrol eder. Hava valflerinin ve akçüatörlerin hareketi HMU servo yakıt basıncı ile sağlanır.

CFM 56-7B motoru, motor hava akış kontrolü şu alt sistemlerden oluşur:

- 1- Türbin boşluk kontrol (Turbine Clearance Control-TCC) ve
- 2- Kompresör hava akış kontrol sistemi.

Türbin açıklık kontrol sistemi, motor dahili açıklıkları kumanda etmek için kompresör havasını kullanır. Hava bir yuva içine aktığında yuvayı ısıtır veya soğutur. Bu, yuva ile rotor pal uçlarındaki açıklığın artmasına veya azalmasına neden olur.

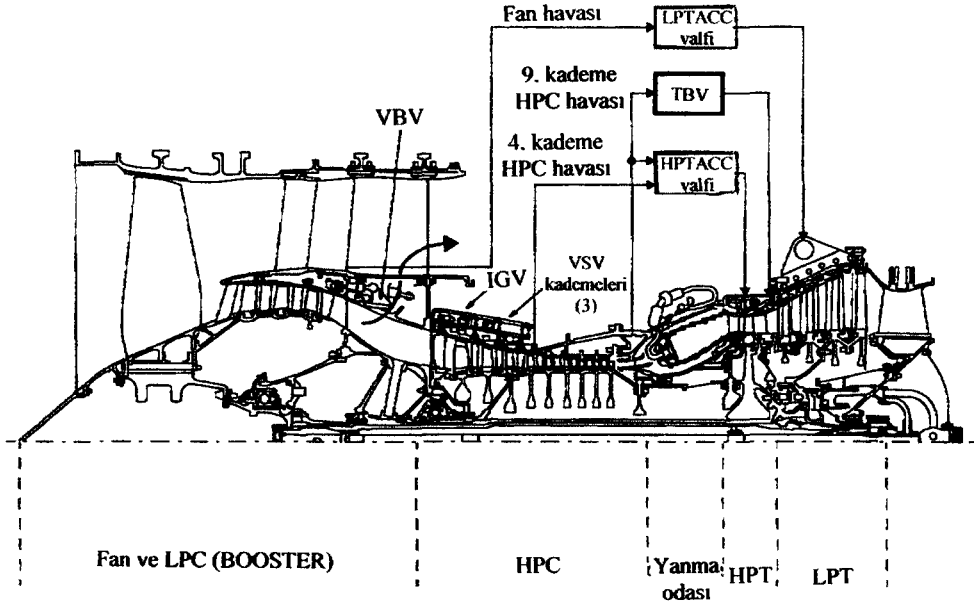
Aşağıda bulunan sistemler türbin açıklık kontrol sisteminin yardımcı sistemleridir:

- Yüksek basınç türbini aktif açıklık kontrol (High Pressure Turbine Active Clearance Control-HPTACC) sistemi,
- Alçak basınç türbini aktif açıklık kontrol (Low Pressure Turbine Active Clearance Control-LPTACC) sistemi.

Şekil 9.32' de motor hava akış kontrol sisteminin hava kaynakları görülmektedir.

HPTACC sistemi, 4. kademe ve 9. kademe havalarını HPT kaplama desteği için kumanda eder. Hava, HPTACC valfi boyunca akar. EEC, HMU' yu

kullanarak HPTACC valfinin pozisyonunu kontrol eder. HMU, HPTACC valf akçüatörünü hareket ettirmek için servo yakıt basıncını akçüatöre yollar. HPTACC akçüatörü, EEC' ye kapalı çevrim kontrolü için elektriksel pozisyon verisini yollar.



Şekil 9.32. Motor hava akış kontrol sistemi hava kaynakları [20]

LPTACC sistemi LPT gövdesine giden fan çıkış havasının miktarını kontrol eder. Hava, LPTACC valfi boyunca akar. EEC, LPTACC valfinin pozisyonunu kumanda etmek için HMU'yu kullanır. HMU, LPTACC valf akçüatörünü hareket ettirmek için servo yakıt basıncını akçüatöre yollar. LPTACC akçüatörü, EEC' ye kapalı çevrim kontrolü için elektriksel pozisyon verisini yollar.

Kompresör hava akış kontrolünün yardımcı sistemleri şunlardır:

- Değişken stator kanatçıkları (Variable Stator Vane-VSV),
- Değişken hava akış boşaltım valfi (Variable Bleed Valve-VBV),
- Geçici hava akış boşaltma valfi (Transient Bleed Valve-TBV).

VSV sistemi, HPC giriş hava akışını kumanda ederek HPC için doğru hava miktarını temin eder. EEC, VSV sistemini kontrol etmek için HMU'yu kullanır. HMU, iki adet VSV akçüatörünü hareket ettirmek için servo yakıt

basıncını kullanır. İki akçüatör, HPC giriş kılavuz kanatçıklarını ve VSV' nin ilk üç kademesini hareket ettirir. Her akçüatör EEC' ye kapalı çevrim kontrolü için elektriksel pozisyon verisini yollar.

VBV sistemi, LPC çıkış hava akışını kumanda ederek LPC çıkış havasını ikincil hava akışına yönlendirir. EEC, VBV sistemini kontrol etmek için HMU' yu kullanır. HMU, iki adet VBV akçüatörünü hareket ettirmek için servo yakıt basıncını kullanır. Akçüatörler yirmi adet VBV' nin pozisyonunu kontrol eder. Boşaltım valfleri ikincil hava akışı içersine LPC çıkış havasını boşaltır. Her akçüatör EEC' ye kapalı çevrim kontrolü için elektriksel pozisyon verisini yollar.

TBV aşağıdaki durumlar için HPC 9. kademe havasını LPT 1. kademe palelerine iletir:

- Motor çalıştırılması,
- Motor ivmelendirilmesi.

EEC, TBV sistemini kumanda etmek için HMU' i kullanır. HMU, TBV akçüatörünü hareket ettirmek için bir servo yakıt basıncını kullanır. TBV, EEC' ye kapalı çevrim kontrolü için elektriksel pozisyon verisini yollar.

Motor hava akış kontrol sisteminin fonksiyonel anlatımı: EEC, motorun ve uçağın bir fonksiyonu olan yüksek basınç türbin açıklığını hesaplar. Şekil 9.33' de gösterildiği gibi uçak bilgileri EEC' ye DEU' lar vasıtası ile ulaşır. EEC, HPT gödesine giden 9. ve 4. kademe havasının miktarını kontrol eden HPTACC valfini kumanda eder. EEC, HMU' ya bir emir sinyali yollar. HPTACC valfi içindeki akçüatöre hareket vermek için HMU, servo yakıt basıncını gönderir. İki LVDT EEC' ye kapalı çevrim kontrolü için akçüatör pozisyon bilgisini sağlar.

EEC, motorun ve uçağın bir fonksiyonu olan alçak basınç türbin pal uç açıklığını hesaplar. Uçak verisi DEU' lar vasıtası ile EEC' ye ulaşır. EEC, LPT gövdesine giden fan boşaltım havasının miktarını kontrol eden LPTACC valfine kumanda eder. EEC, HMU' ya bir emir sinyali yollar. HMU, LPTACC valfi içindeki akçüatöre hareket vermek için servo yakıt basıncını gönderir. İki adet RVDT EEC' ye kapalı çevrim kontrolü için akçüatör pozisyon bilgisini sağlar.

EEC, VSV pozisyonunun bir fonksiyonu olarak VBV konumunu hesaplar. EEC, iki adet VBV akçüatörünü kumanda eder. VBV' ler ikincil hava akışı içine giren LPC çıkış havasının miktarını kontrol eder. EEC, HMU' ya bir emir sinyali gönderir. HMU, iki akçüatöre hareket vermek için servo yakıt basıncını iletir. Akçüatörler hava akış valflere mekaniksel olarak bağlıdır. İki adet LVDT, EEC' ye kapalı çevrim kontrolü için akçüatör pozisyon bilgisini sağlar.

EEC, N₂' nin bir fonksiyonu olarak bir motor çalıştırma veya bir geçici (transient) durum sırasında TBV pozisyonunu hesaplar. EEC, 9. kademe havasını LPT 1. kademe nozullarına boşaltmak için TBV akçüatörüne kumanda eder. EEC, HMU' ya bir emir sinyali gönderir. HMU, akçüatörü hareketlendirmek için servo yakıt basıncını iletir. İki adet LVDT, EEC' ye kapalı çevrim kontrolü için akçüatör pozisyon bilgisini sağlar.

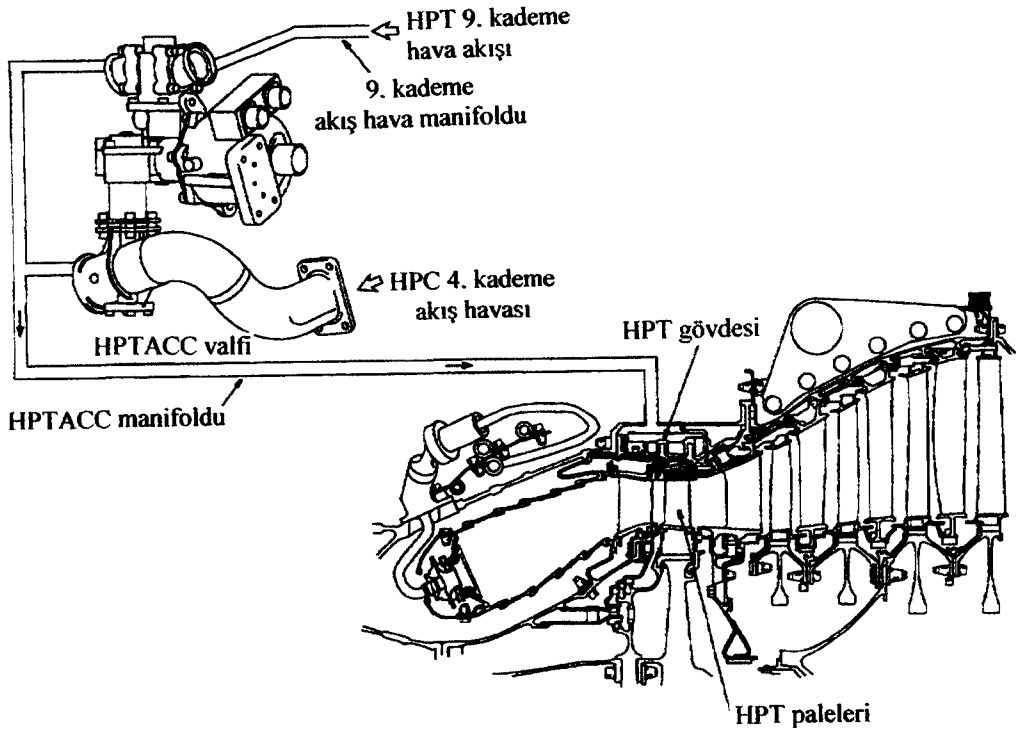
9.4.1. Yüksek basınç türbini aktif açıklık kontrolü (High Pressure Turbine Active Clearance Control-HPTACC)

9. kademe bleed hava ve 4. kademe hava kaynaklarını kontrol eden HPTACC sistemi, HPT pale uçları ile HPT gövdesi arasındaki açıklığı minimum düzeyde tutar. Bu sayede, yakıt verimi artırılır. Fakat, motorun iç sıcaklığı sabit değil veya yüksek güç durumları içersinde ise HPTACC sistemi, türbin açıklığını artırır. Bunu HPT palelerinin gövdeye dokunmamasını sağlamak için yapar. HPTACC valfi, HPT gövdesinin termal genişmesini kontrol etmek için havayı karıştırır.

Şekil 9.34' de görüldüğü gibi HPTACC sistemi aşağıdaki parçalara sahiptir:

- HPTACC valfi,
- 9. kademe hava kanalı (duct),
- HPTACC manifoldu.

HPTACC sisteminin komponentleri, HPT gövdesi üzerinde bulunmaktadır. HPTACC manifoldu, HPTACC valfinin arkasından başlayarak HPT gövdesi etrafından dolanır. HPTACC manifoldu, portlar vasıtası ile HPT gövdesine bağlıdır.



Şekil 9.34. HPTACC sistemi genel gösterimi [20]

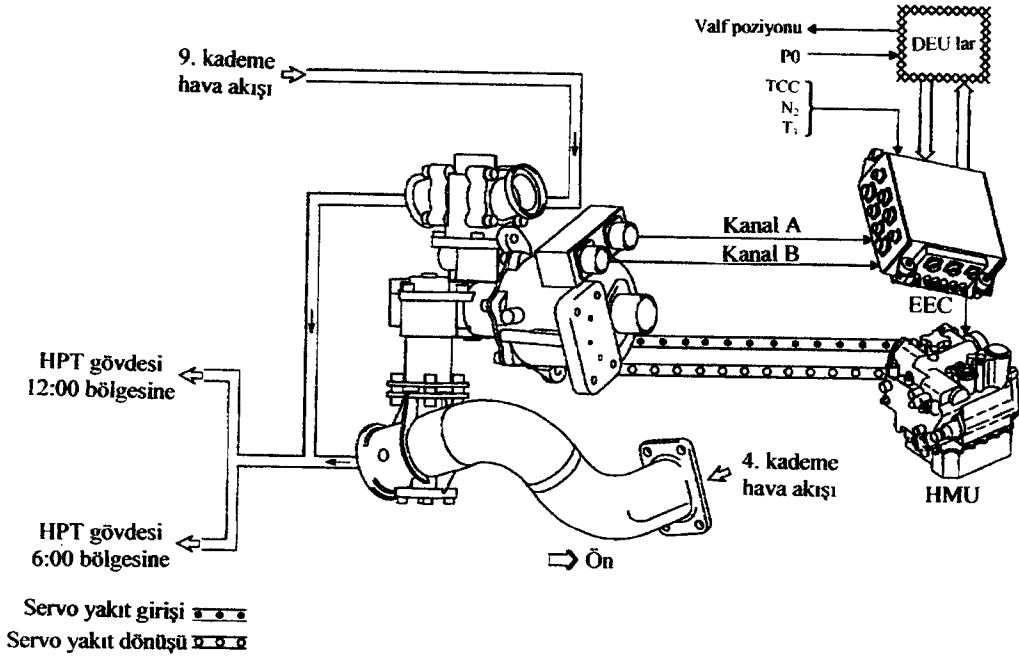
HPTACC valfi, HPT gövdesine giden 9. ve 4. kademe havalarının miktarlarını ve oranlarını kontrol eder. HPTACC manifoldu, HPT gövdesine hava karışımını yollar.

HPTACC' nin fonksiyonel anlatımı: Şekil 9.35' de görüleceği gibi EEC 9. ve 4. kademe hava valflerinin pozisyonlarını düzenlemek için aşağıdaki verileri kullanır:

- Ortam basıncı (P_0),
- TAT,
- N_2 ,
- T_{25} ,
- T_3 ,
- HPT kaplama destek sıcaklığı (HPTACC sensörü).

EEC, DEU' lar vasıtası ile P_0 ve TAT verilerini alır. Diğer veriler motor sensörlerinden gelir.

HPTACC sistemi, otomatik olarak çalışır. EEC, 9. ve 4. kademe hava oranlarını planlamak için uçak ve motor verilerini kullanır. Eğer uçak verisi, geçersiz olursa EEC motor sensörlerini kullanır. HMU içindeki HPTACC servo valflerini elektrikli olarak hareket ettirir. Valf 9. ve 4. kademe hava akışlarını kontrol eder. Bu, HPT gövdesine giden havanın sıcaklığına kumanda eder.



Şekil 9.35. HPTACC fonksiyonel anlatımı [20]

EEC, akçüatörün sahip olduğu iki adet LVDT'yi HPTACC akçüatörünün konumunu izlemek için kullanır. Bir LVDT kanal A'ya diğeri ise kanal B'ye elektrikselsinyal yollar.

Beş adet HPTACC modu vardır:

- Hava yok: Akçüatör tamamen geri çekilir. 4. kademe kelebek valfi ve 9. kademe valfi kapanır. Bu durum motorun kapalı olduğu pozisyonudur. Ayrıca, EEC veya HMU'nun hatalı işlemesi halinde bir hata-emniyet pozisyonudur.

- 9. kademeye yüksek akış: EEC, akçüatörü uzunluğunun % 22' sine ayarlar. 9. kademe valfi tamamen açılır. 4. kademe kelebek valfi tamamen kapalıdır. HPT açıklığı maksimumdur.
- 9. kademeye düşük akış: EEC, akçüatörü uzunluğunun % 42' sine ayarlar. 9. kademe valfi 9. kademe havasının düşük akışının HPT gövdesine gitmesine izin verir. 4. kademe kelebek valfi tamamen kapalıdır. HPT açıklığı minimumdur.
- Karışık: EEC % 43 ile % 99 arasındaki akçüatör pozisyonunu hesaplar. Bu HPT açıklığının doğru bir şekilde düzenlenmesi için 4. ve 9. kademe hava oranlarını ayarlar.
- Tam 4. kademe: Akçüatör tamamen açılır. 9. kademe valfi tamamen kapalıdır. 4. kademe kelebek valfi tamamen açıktır ve HPT açıklığı minimumdur.

9.4.2. Alçak basınç türbini aktif açıklık kontrolü (Low Pressure Turbine Active Clearance Control-LPTACC)

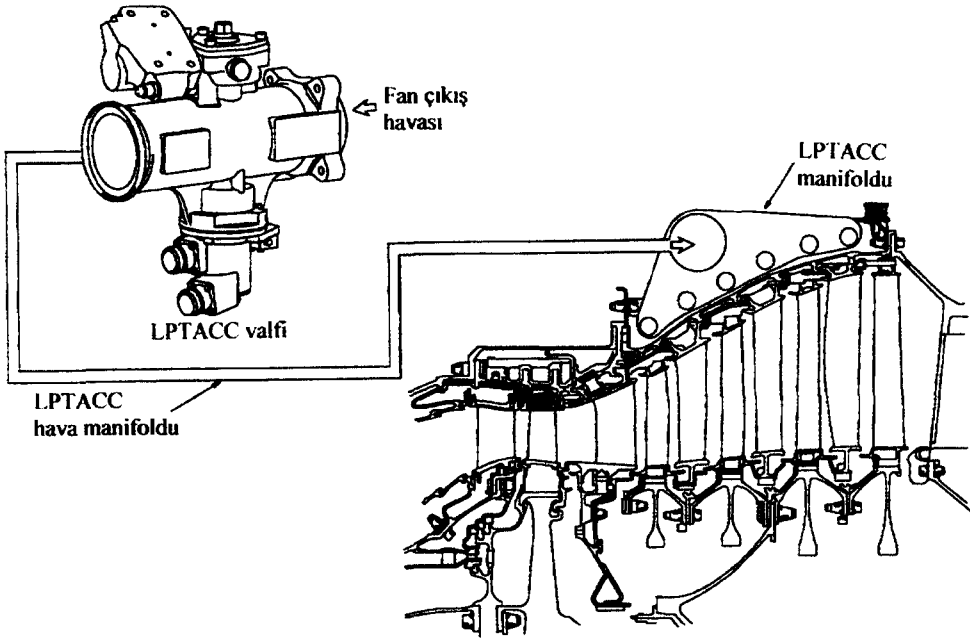
LPTACC sistemi, LPT gövdesi üzerine olan fan çıkış havasının miktarını kontrol eder. Böylece LPT gövdesinin termal genişmesini sağlar. Bu işlem, LPT pale uçları ile LPT gövdesi arasındaki açıklığı minimum düzeyde tutar. Böylece yakıt verimi artırılır.

LPTACC sistemi, şu parçalara sahiptir (Şekil 9.36):

- LPTACC valfi,
- LPTACC hava kanalı,
- LPTACC manifoldu.

Bu komponentler, HPC gövdesi üzerinde bulunmaktadır. LPTACC manifoldu, LPT gövdesi etrafına tutturulmuştur.

LPTACC valfi, LPT gövdesine giden fan çıkış havasının miktarını kontrol eder. Bu valf yakıt basıncı ile çalışan bir modülasyon valfidir. LPTACC manifoldu, LPT gövdesi içine fan havasını iletir. LPTACC hava kanalı, valf ve manifold ile bağlantılıdır.



Şekil 9.36. LPTACC sistemi genel gösterimi [20]

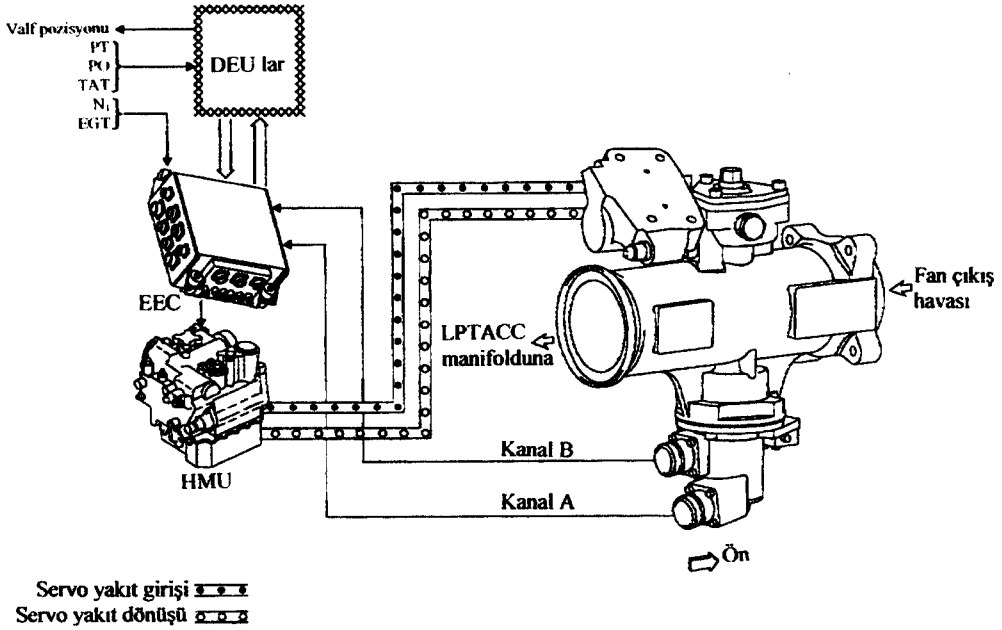
LPTACC' nün fonksiyonel anlatımı (Şekil 9.37): EEC, aşağıdaki verileri fan çıkış hava kelebek valfinin pozisyonunu düzenlemek için kullanır:

- Toplam hava basıncı (PT),
- Ortam basıncı (P_0),
- TAT,
- N_1 ,
- EGT.

LPTACC sistemi otomatik olarak çalışır. EEC, LPT gövdesi içine giden fan çıkış havasının miktarını ayarlamak için DEU' lar vasıtası ile uçak verilerini ve motor verilerini kullanır. HMU içindeki LPTACC servo valfini elektriksiz olarak hareket ettirir. HMU servo yakıt basıncı LPTACC valfi içindeki akçüatörünü hareketlendirir. Akçüatör, fan çıkış havasının kelebek valfi ile bağlantılıdır.

LPTACC valfi iki adet döner değişken diferansiyel güç çeviricisine (RVDT) sahiptir. EEC, LPTACC akçüatörünün pozisyonunu izlemek için RVDT'

leri kullanır. Bir tanesi EEC' nin A kanalına diğeri B kanalına elektriksel bir sinyal yolar. Her elektriksel sinyal akçuatör pozisyonu ile orantılıdır [20].



Şekil 9.37. LPTACC sistemi fonksiyonel anlatımı [20]

9.4.3. Değişken açılı sabit kanatçık (Variable Stator Vanes -VSV) sistemi

VSV sistemi aşağıdaki değişken açılı sabit kanatçıklarının açılmal pozisyonunu kontrol eder:

- Giriş kılavuz kanatçıkları (IGV)
- 1. kademe HPC,
- 2. kademe HPC,
- 3. kademe HPC.

VSV sistemi, HPC içine akan hava akışını düzenleyerek kompresör verimini ve stol sınırını yükseltir.

Bu sistem, Şekil 9.38' de görüleceği üzere aşağıdaki komponentlere sahiptir:

- İki tane VSV akçuatörü,
- İki adet manivela tertibatı,

- Dört adet hareketlendirme halkası.

VSV sisteminin HPC gövdesinin üzerinde bulunan komponentleri, VSV akçüatörü ve manivela tertibatıdır.

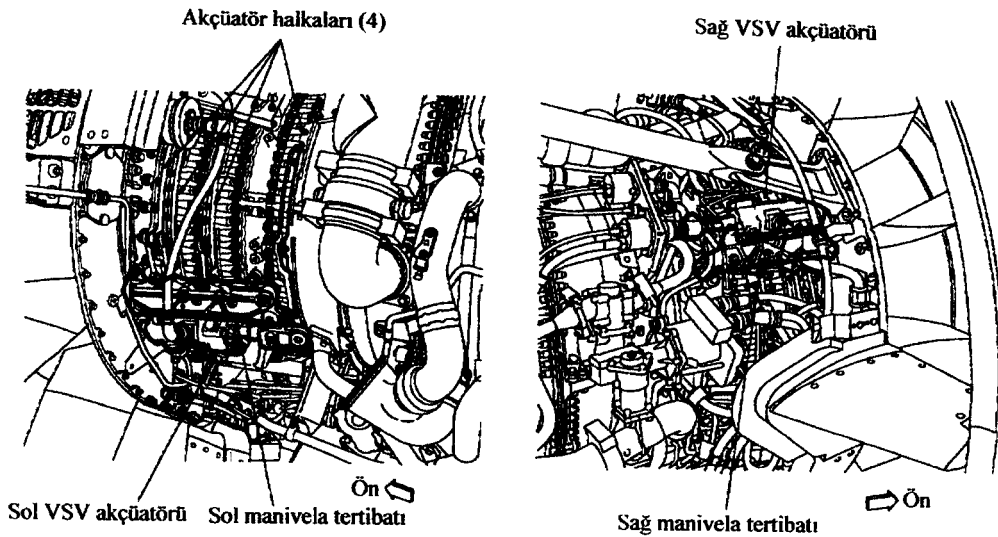
Aşağıdaki komponentler ise HPC gövdesi etrafında ve içinde bulunmaktadır:

- Hareketlendirme halkası,
- IGV,
- 1. kademe stator kanatçıkları,
- 2. kademe stator kanatçıkları,
- 3. kademe stator kanatçıkları.

VSV akçüatörleri, HPC' nin şu bölümlerini hareket ettirir:

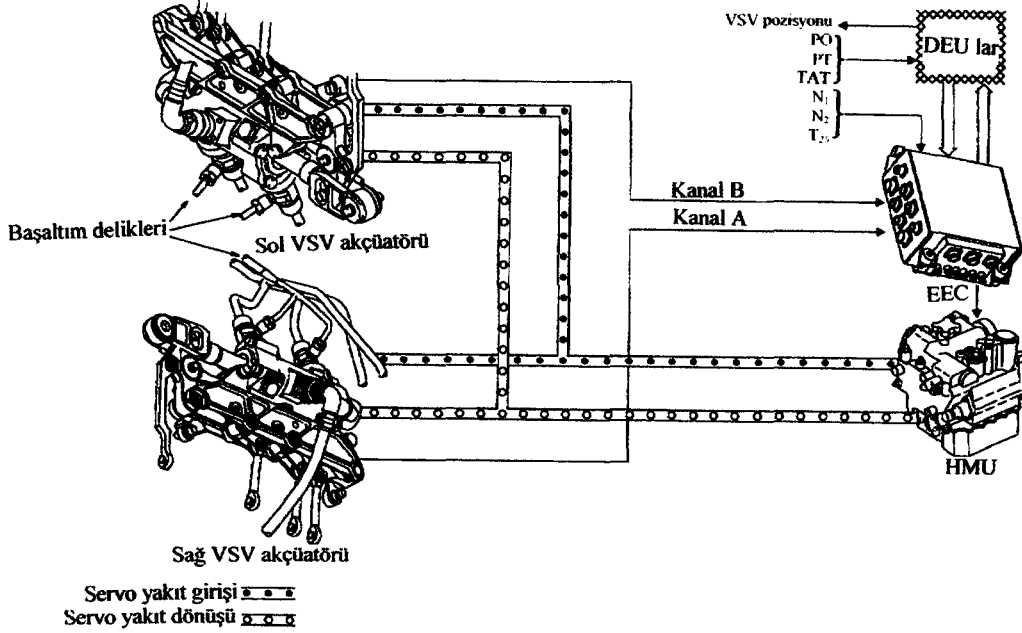
- IGV,
- HPC 1. kademe stator kanatçıkları,
- HPC 2. kademe stator kanatçıkları,
- HPC 3. kademe stator kanatçıkları.

VSV akçüatörü, VSV' leri hareketlendirmek için HMU servo yakıt basıncını kullanır. Bir baş portu ve çubuk portu HMU' nun yakıt hatlarına bağlıdır. VSV akçüatörü ayrıca bir yakıt boşaltım portuna sahiptir.



Şekil 9.38. VSV sistemi elemanları [20]

Sol akçuatörün LVDT' si EEC' nin A kanalı ile sağ akçuatörün LVDT' si EEC' nin B kanalı ile bağlantılıdır.



Şekil 9.39. VSV sisteminin fonksiyonel anlatımı [20]

VSV sisteminin fonksiyonel anlatımı (Şekil 9.39): EEC aşağıdaki verileri VSV' lerin pozisyonlarını düzenlemek için kullanır:

- P_0 ,
- N_2 ,
- T_{25} .

VSV sistemi, otomatik olarak çalışır. EEC, değişken kanatçıkların açılma pozisyonlarını düzenlemek için motor verisini, DEU' ların vasıtasıyla da uçak verisini kullanır ve HMU içindeki VSV elektro-hidrolik servo valfini (EHSV) elektriksel olarak hareketlendirir. HMU' dan gelen servo yakıt basıncı iki adet VSV akçuatörünü hareket ettirir. Her akçuatör, bir manivela tertibatına bağlıdır. İki akçuatör ve manivela tertibatları dört adet hareketlendirme halkası vasıtası ile VSV' leri hareketlendirir. Her akçuatör bir LVDT' ye sahiptir. EEC, VSV akçuatörlerinin yerini gözlemek için LVDT' leri kullanır. Bir LVDT, EEC' nin A kanalına elektriksel bir sinyal yollarken diğer LVDT, B kanalına yollar.

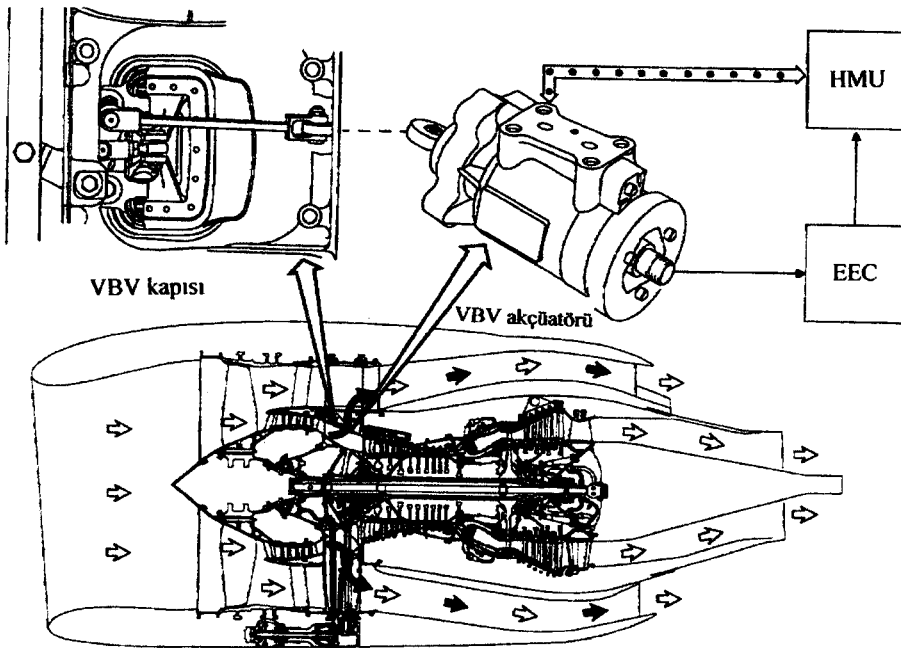
VSV' ler N_2 rölanti devrindeyken kapalı pozisyonundadır. N_2 yükseldiğinde ise daha açık bir pozisyona hareket eder. Daha sonra N_2 , yaklaşık % 95' den daha büyük olduğunda tam açık pozisyonundadır.

9.4.4. Değişken hava akış valf (Variable Bleed Valve -VBV) sistemi

VBV sistemi, LPC çıkış havasının bir parçasını ikincil hava akışı içine akmasına izin verir. Şekil 9.40' da VBV sisteminin LPC çıkış havasının bir parçasını ikincil hava akışı içine yönlendirmesi görülmektedir. Ani bir hız düşmesinde, VBV sistemi LPC' nin stol olmasını engeller. Düşük motor hızlarında ve tepki yön çeviricinin çalışması sırasında VBV sistemi, su veya çakıl gibi istenmeyen maddeleri HPC' den uzak tutar. Böylece yanmanın durması veya motorun hasar görmesi engellenir.

VBV kapıları, ikincil hava akışının içine giren LPC çıkış havasını kumanda eder. VBV sistemi, şu parçalara sahiptir:

- İki adet VBV aktüatörü,
- Hareketlendirme halkası,
- 10 adet hava akış kapısı ve iki adet ana hava akış kapısı.



Şekil 9.40. VBV sistemi elemanları [20]

Sağ VBV akçüatörü, fan gövdesinin sağ arka yüzünde bulunmaktadır. Sol VBV akçüatörü ise yine fan gövdesinin sol arka yüzündedir.

Aşağıdaki komponentler fan gövdesi içindedir:

- 12 adet VBV kapısı,
- Hareketlendirme halkası,
- 12 adet manivela.

VBV akçüatörü, VBV kapılarını hareketlendirmek için HMU servo yakıt basıncını kullanır. Her akçüatör, HMU' e bağlanmak için bir yakıt manifold bağlantı kenarına sahiptir. Her akçüatör için bir LVDT bağlantısı vardır. Sol akçüatörün LVDT' si EEC' nin A kanalına, sağ akçüatörün LVDT' si ise B kanalına bağlıdır.

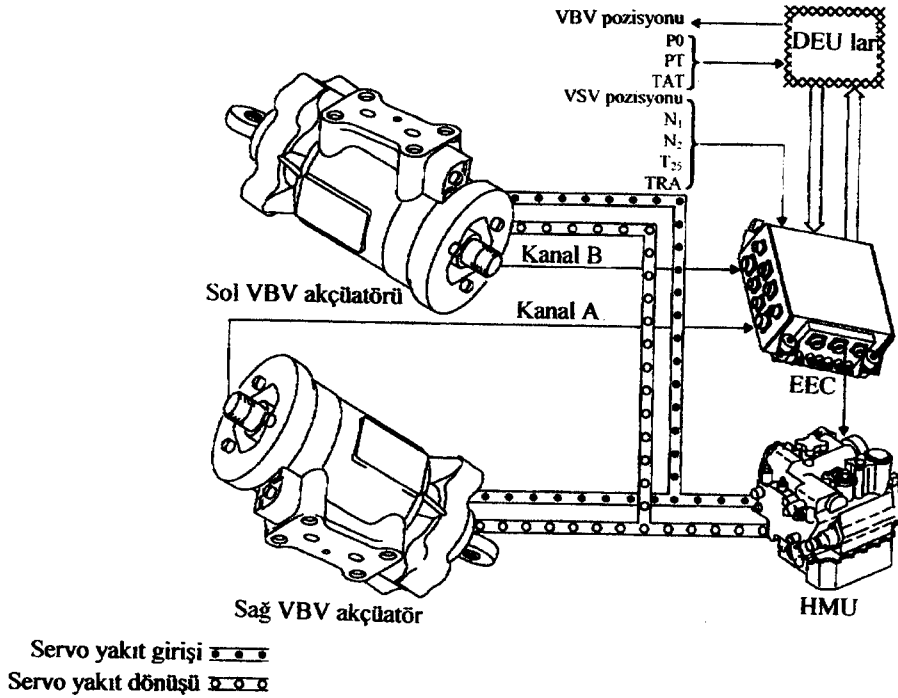
20 tane VBV kapısı vardır. Her kapı bir maniveladan geçerek hareketlendirme halkasına bağlanır. VBV kapıları, iki adet VBV akçüatörünün, hareketlendirme halkasını hareket ettirmesi ile çalışır.

VBV akçüatörlerinin yanındaki VBV kapısı, uzun bir manivelaya sahiptir. Bunlar, ana VBV kapılarıdır. Her uzun manivela, bir akçüatörün çatal çubuğu ile bağlantılıdır.

VBV sisteminin fonksiyonel anlatımı (Şekil 9.41): EEC, VBV' lerin pozisyonunu düzenlemek için şu verileri kullanır:

- VSV akçüatörlerinin pozisyonu,
- N_1 ,
- N_2 ,
- TRA.

VBV sistemi, otomatik olarak çalışır. EEC, VBV kapılarının açılma pozisyonunu ayarlamak için TRA bilgilerini uçak ve motor verilerinden alır. HMU içindeki VBV elektro-hidrolik servo valflerini elektriksiz olarak hareket ettirir. HMU iki adet VBV akçüatörünü hareket ettirmek için servo yakıt basıncını kullanır. Akçüatörler, bir adet hareketlendirme halkası ile yirmi adet VBV kapısına bağlıdır. VBV' ler ikincil havaya akan LPT çıkış havasının miktarını kontrol eder.



Şekil 9.41. VBV sisteminin fonksiyonel anlatımı [20]

Her aktuatör bir LVDT' ye sahiptir. EEC, aktuatörlerin pozisyonlarını izlemek için LVDT' leri kullanır. Bir LVDT, EEC' nin A kanalına elektriksel bir sinyal yollarken diğer LVDT, B kanalına yollar.

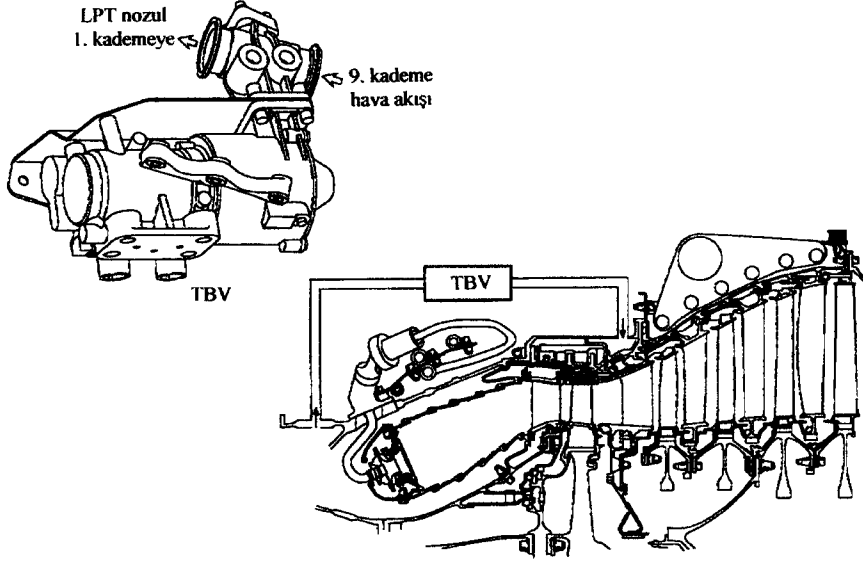
EEC, aşağıdaki durumlar sırasında VBV kapılarının daha açık olmalarını sağlar:

- Ani motor yavaşlaması,
- Tepki yön çeviricinin çalışması.

VBV kapı pozisyonları, CDU' nun motor bakım sayfalarında görülebilir.

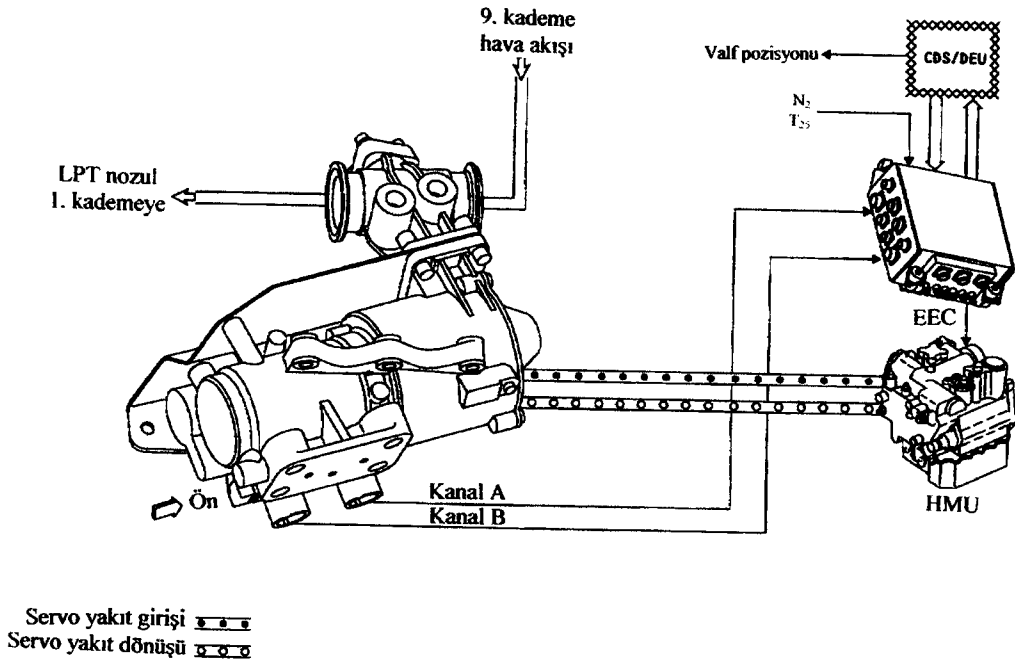
9.4.5. Geçici hava akış valfi (Transient Bleed Valve-TBV)

TBV sistemi, 1. kademe LPT palelerine giden HPC 9. kademe havasının miktarını kontrol eder. TBV sistemi, motor çalıştırılması ve motor ivmelenmesi sırasında HPC nin stol sınırını yükseltir. Şekil 9.42' de görüldüğü gibi TBV sistemi, TBV valfi ve TBV manifoldu olmak üzere iki elemana sahiptir.



Şekil 9.42. TBV sistemi [20]

TBV sistem komponentleri, HPT gövdesi üzerinde bulunmaktadır. TBV, 1. kademe LPT palelerine akan 9. kademe havasının miktarını kontrol eder. Akış havası, TBV manifoldu içine girer. TBV, servo yakıt basıncı ile çalıştırılan bir kelebek valftir. Açık ve kapalı olarak iki pozisyona sahiptir.



Şekil 9.43. TBV sistemi fonksiyonel anlatımı [20]

TBV sisteminin fonksiyonel anlatımı (Şekil 9.43): EEC, TBV pozisyonunu programlamak için N_2 ve N_2 ivmelenme parametrelerini kullanır.

TBV sistemi, otomatik olarak çalışır. EEC, TBV pozisyonunu düzenlemek için motor verisini kullanır. TBV, elektriksel olarak HMU içindeki TBV tork motorlarını hareket ettirir. HMU, servo yakıt basıncını kullanarak TBV akçuatörünü hareket ettirir. Akçuatör, 9. kademe havasını kontrol eder. Hava, TBV manifoldu ile 1. kademe LPT palelerine ulaşır. Akçuatör iki siviye sahiptir. Bir sivi EEC' nin A kanalına elektriki bir sinyal yollarken diğer siviç, B kanalına elektriki bir sinyal yollar.

Motor çalıştırma düzeni sırasında TBV valfi açılır. N_2 rölanti düzeyine geldiğinde kapanır. Motor hızlanması boyunca N_2 rölanti ile yaklaşık % 76 arasında ise TBV tam açık olmaktadır. N_2 yaklaşık olarak % 76 ile % 80 arasında ise TBV daha az açılır. Eğer N_2 % 80' den daha fazla ise TBV motorun ivmelenmesi süresince kapalı kalır [20].

9.5. Motor Rölanti Devir Kontrolü

Uçak yerdeyken motor çalıştırmadan sonra EEC, aşağıdaki şu parametrelere göre motor yer rölanti (engine ground idle) devrini kontrol eder.

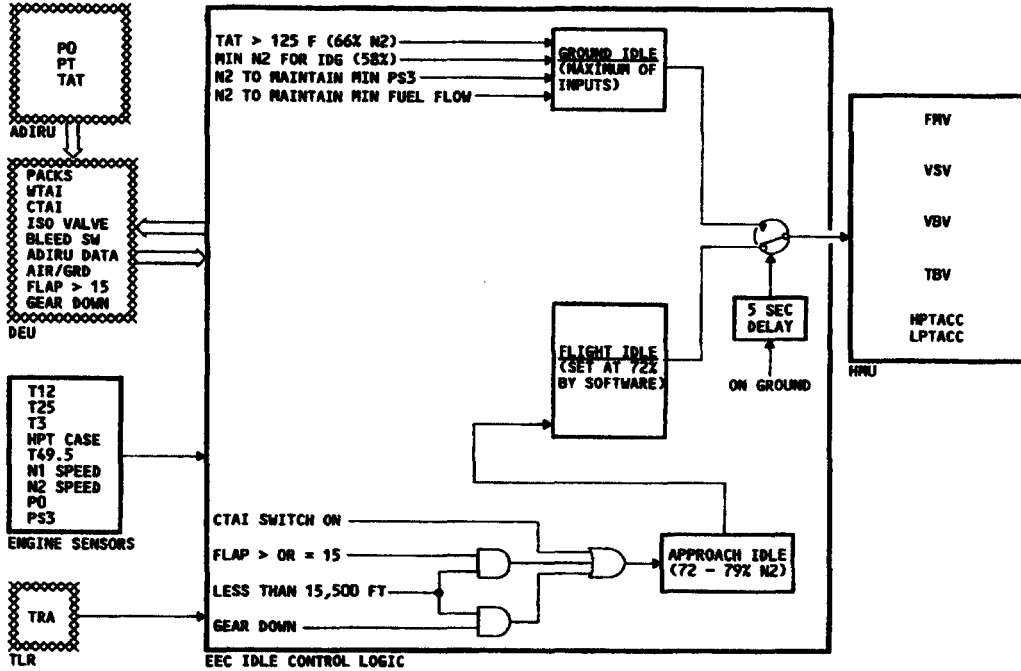
- Dış çevre sıcaklığı,
- Elektriki güç,
- Hava akış kullanımı,
- Minimum yakıt akış gereksinimi.

Uçuş sırasında EEC, iki rölanti moduna sahiptir. Uçuş rölanti ve yaklaşma rölanti modu. Bu rölanti modları şu parametrelere göre ayarlanır.

- Buz önleme (anti-ice) sisteminin kullanılması,
- Flap pozisyonu,
- İniş takımı pozisyonu,
- Yükseklik.

EEC, hangi modda olursa olsun rölanti devrini kontrol etmek için bu modun en yüksek değerini kullanır.

Uçuş sırasında EEC, minimum rölanti gerekliliklerini sağlamak için motor rölanti devrini kontrol eder. EEC yazılımı, uçuş rölanti devrini % 72 devirde sağlar.



Şekil 9.44. Rölanti devri (idle) kontrol mantığı [20]

Uçak yerdeyken EEC, rölanti devri gereklerini yerine getirmek için motor rölanti devrini kontrol eder. Şekil 9.44' de rölanti devri (idle) kontrol mantığı şematik olarak gösterilmiştir. Eğer rölanti devri bu gereklerden bir tanesini yerine getirmek için yeterli değilse EEC, tüm rölanti devri gereklerini yerine getirinceye kadar rölanti devrini arttırmak için FMV' ı kontrol eder. Yer rölanti devri gereklilikleri şunlardır:

- Eğer TAT 52 °C (125 °F)' den az ise N₂ devrinin yüksek yeterlilikte IDG operasyonu sağlaması için N₂ devrinin % 58' den (8 500 rpm) fazla,
- Eğer TAT 52 °C (125 °F)' den fazla ise motor komponentinin yeterli derecede soğutulması için N₂ devrinin % 66' den fazla,

- Uçak çevre kontrol sistemlerine (Environmental Control System-ECS) minimum PS_3 sağlanması (minimum PS_3 irtifa ve uçak modeline göre değişir),
- Yakıt akışımının 136 kg/sa’ da (300 lb/hr) veya fazla olması gerekir.
- EEC, uçak havadayken ve aşağıdaki şartlar oluştuğunda,
- 1 ve 2 nolu motorun motor kaportası termal anti-buzlanma sivici “ON” pozisyonunda,
- İrtifa 4 725 m (15 500 feet) altında ve sağ/sol iniş takımı aşağıda kilitli pozisyonda,
- İrtifa 4 725 m (15 500 feet) altında ve sağ ve sol flaplar 15 “unit” de veya fazla ise

yaklaşma rölanti moduna geçer [20].

9.6. Motor Tepki Kontrolü

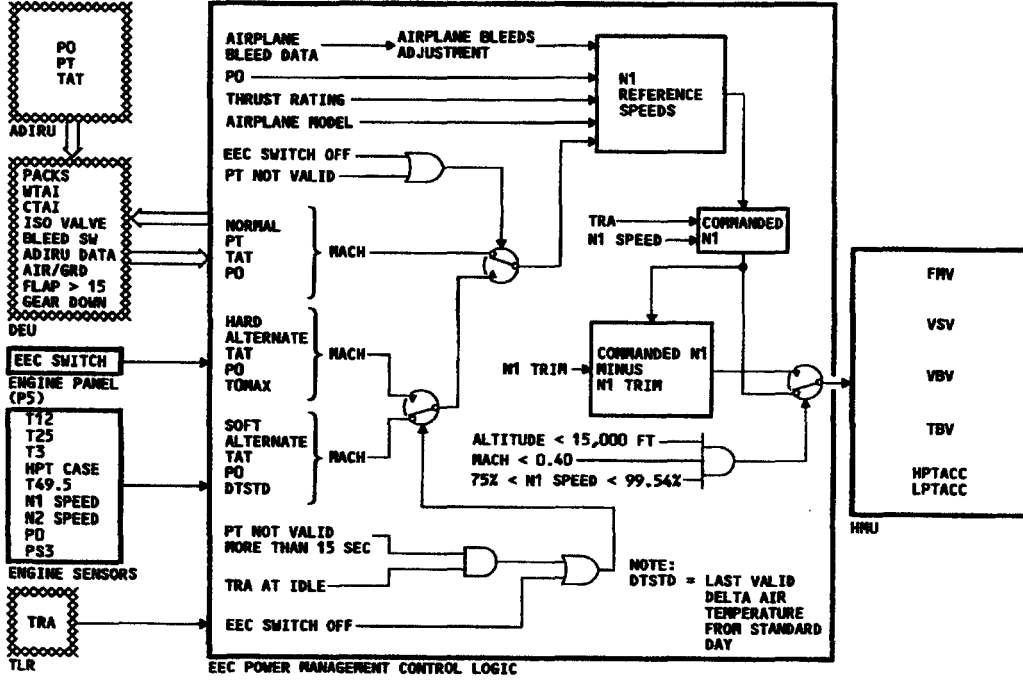
EEC, motor tepkisini kontrol etmek için N_1 devrini kullanır. EEC, şu bilgilere dayanarak altı N_1 referans devri hesaplar;

- Uçak modeli,
- Motor tepki oranı (engine thrust rating),
- P_0 (ambient static pressure),
- Ses hızı (air speed divided by the speed of sound at the current ambient condition).
- Maksimum tırmanma (maximum climb - 72 TRA, 44 TLA),
- Maksimum kalkış/uçağın kalkıştan vazgeçip pas geçmesi (maximum take-off/go-around – 78 TRA, 52 TLA),
- Maksimum sertifikalandırılmış tepki (maximum certified thrust – 82.5 TRA, 58 TLA).

Şekil 9.45’ de tepki kontrol mantığı şematik olarak gösterilmiştir.

Referans N_1 devri, tüm uçak modelleri ve tüm motor tepki oranları için gaz kolu limitleyicisinde ve gaz kolu açısında aynıdır. Gaz kolu limitleyici açısı

(Thrust Lever Resolver Angles-TRA), gaz kolu açısı (Thrust Lever Angles-TLAs) ve ters tepki kolu açısı (Reverse Lever Angles-RTL) N_1 referans devir ismi olarak geçer ve hepsi aynı anlamdadır. (Not:açılar derece cinsindedir.)



Şekil 9.45. Tepki kontrol mantığı [20]

CDU üzerinden “Engine BITE Input Monitoring” sayfasından TRA açılarını görülebilir.

EEC, kumanda edilen N_1 devrini N_1 referans devri gaz kolu pozisyonunu dayanarak hesaplar. EEC, gaz kolu iki N_1 referans devrinin arasında olduğu zaman kumanda edilen N_1 devrini bulmak için lineer interpolasyon (linear interpolation) yapar. Gaz kolu ileri doğru hareket ettirilince, kumanda edilen N_1 devri, gerçek (o anki) N_1 devrinden fazladır. EEC, motoru kumanda edilen N_1 devrine ivmelendirmek için motor servo sistemi kontrol eder. Gaz kolu geriye hareket ettirildiğinde kumanda edilen N_1 devri, gerçek N_1 devrinden düşüktür. EEC, yine motoru kumanda edilen N_1 devrine düşürmek için motor servo sistemi kontrol eder.

EEC, motordan uçak için alınan hava miktarına göre kumanda edilen N_1 değerini ayarlar. Eğer hava ihtiyacı artarsa N_1 devri, ekstra yükleri karşılamak için devirden düşer. Bu, motoru o anki motor tepki oranında motor sıcaklık limitlerine sokar. EEC, uçağın hava ihtiyacını hesaplamak için DEU' lardan aşağıdaki uçak hava akış konfigürasyon bilgisini (aircraft bleed configuration data) alır.

- Sağ hava şartlandırma (R/H Pack) sivici “ON” veya “OFF”,
- Sağ hava şartlandırma (R/H Pack) sivici yüksek veya düşük hava akışında,
- Sol hava şartlandırma (L/H Pack) sivici “ON” veya “OFF”,
- Sol hava şartlandırma (L/H Pack) sivici yüksek veya düşük hava akışında,
- İzolasyon valf (isolation valve) sivici açık veya kapalı,
- Karşılıklı motorlar için bleed valf açık ve motor çalışıyor,
- Kanat buz önleme (wing anti-ice) sivici “ON” veya “OFF”,
- Motor kaporta ısıtma buz önleme (cowl thermal anti-ice) sivici “ON” veya “OFF”.

EEC, kalkış sırasında hava hızı (air speed) 120 km/sa' den (65 knots) fazla olduğu anda uçağa hava akışını o anki konfigürasyonlarda keser ve kalkış irtifası 121 m' nin (400 feet) üzerinde ve aşağıdaki şartlar gerçekleştiğinde uçağa hava akışını açar.

- Hava hızı (airspeed) 555 km/sn' den (300 knots) fazla,
- Kalkış irtifasının üzerinde 1 371 m (4 500 feet) irtifada,
- TRA % 3 daha fazla düşerse [20].

10. MOTOR PERFORMANS ÖN İZLEME KONTROLÜ (CFM)

Motor kontrol sistemlerinin görevleri aynıdır. İstenen güç değerini sağlamak için kontrol bilgisayarı, motorun o anki durumunu sensörlerden gelen bilgilerle karakterize ederek tipik çıkış bilgisi olarak yakıt akış valfini, savaş uçaklarında art yanma sistemini ve egsoz alanını v.b. kumanda eder. Bu işlemleri termodinamik (kompresör stol marjini düşürmek), kimyasal (minimum yanma odası yakıt/hava oranı, ısıl limitler) ve mekanik motor limitleri dahilinde yapar.

Motorun çalışma durum kontrolü, motor performans ve çalışmasının değerlendirilmesi, motor ve gösterge sistemi arızalarının hızlı tesbiti, beklenmeyen motor arızalarını önlemek, programsız bakımları azaltmak, motor revizyon maliyetlerini düşürmek amaçları için yapılır. Motor çalışma durum kontrolü, uçuş sırasında kaydedilen bilgilerin yapımcı tarafından geliştirilen yazılımlarla değerlendirilmesi işlemidir.

Uçuş sırasında kaydedilen bilgiler şunlardır:

Düz uçuş (cruise) durumunda (autothrottle "OFF");

- İrtifa,
- Ortam ses hızı,
- Toplam hava sıcaklığı (TAT),
- Fan devri (N_1),
- Egsoz gaz sıcaklığı (EGT),
- Yüksek basınç rotor devri (N_2),
- Yakıt akışı,
- Hava akış konfigürasyonu,
- Titreşim,
- Yağ sıcaklığı,
- Yağ basıncı.

Kalkış (take off) durumunda;

- İrtifa,
- Ortam ses hızı,
- Toplam hava sıcaklığı (TAT),

- Fan devri (N_1),
- Egsoz gaz sıcaklığı (EGT),
- Hava akış konfigürasyonu.

Motor performans analizi, uçuş sırasındaki bilgilerin değerlendirilmesini içerir. Bu işlem, uçak bakımı sırasında taşınabilir bilgi yükleyicileri (Portable Data Loader-PDL) vasıtası ile parametrelerin kaydı ve bu kayıtların performans analiz programına yüklenmesi ile gerçekleşir. CFM ve CF6 motorları için kullanılan motor performans izleme programlarından birisi ADEPT (Aircraft Data Engine Performance Trending)' tir. 150 üzerinde havayolu şirketi tarafından kullanılan ADEPT, standart bir motor çalışma kontrol programıdır. ADEPT, hava akış ve motor mekanik parametrelerini kontrol etmektedir. FORTRAN programında yazılmış olan ADEPT, program uçuş şartlarında beklenen performans değerlerini (yükseklik, ses hızı, TAT, fan devri gibi), kullanılan hava akış konfigürasyonuna göre beklenen performans değerlerini, (EGT- $^{\circ}$ C, FF-%, N_2 -%, EPR, VSV pozisyonu, veya yağ sıcaklığı gibi) ve gerçek değerler arasındaki farkları hesaplar. Motor tarafından beklenen performans değerleri uçuş tesleri sonucu da elde edilir. ADEPT yazılımı, motor performans kontrolünü uçak kalkış ve düz uçuş konumlarına göre farklı denetler. Düz uçuş konumunda "Autothrottle" kapalı konumda olmalıdır.

Ekteki şekillerde normal uçuş şartlarında çeşitli motorların performans analiz sonuçları görülmektedir.

Ek 1' e göre bir VBV dişli motor arızası sonucu oluşan bir arızanın nasıl tespit edildiğinin incelenmesi: S/N' su 111111 olan CFM 56-3B2 motorunun 16/01/88 tarihinde EEC tarafından kaydedilen bilgiler taşınabilir bilgi yükleyicileri ile 17/10/88 tarihinde ADEPT 6.6.0 performans analiz programı ile incelenmiş ve 804 ile tanımlanan tarihten sonra devam eden EGT değerinde bir artış görülmüştür.

Üretici firmalar tarafından verilen arıza giderme el kitaplarına göre EGT değerleri şu şekilde analiz edilmektedir. İmalatçı firma, EGT seviyesi normal değerlerden;

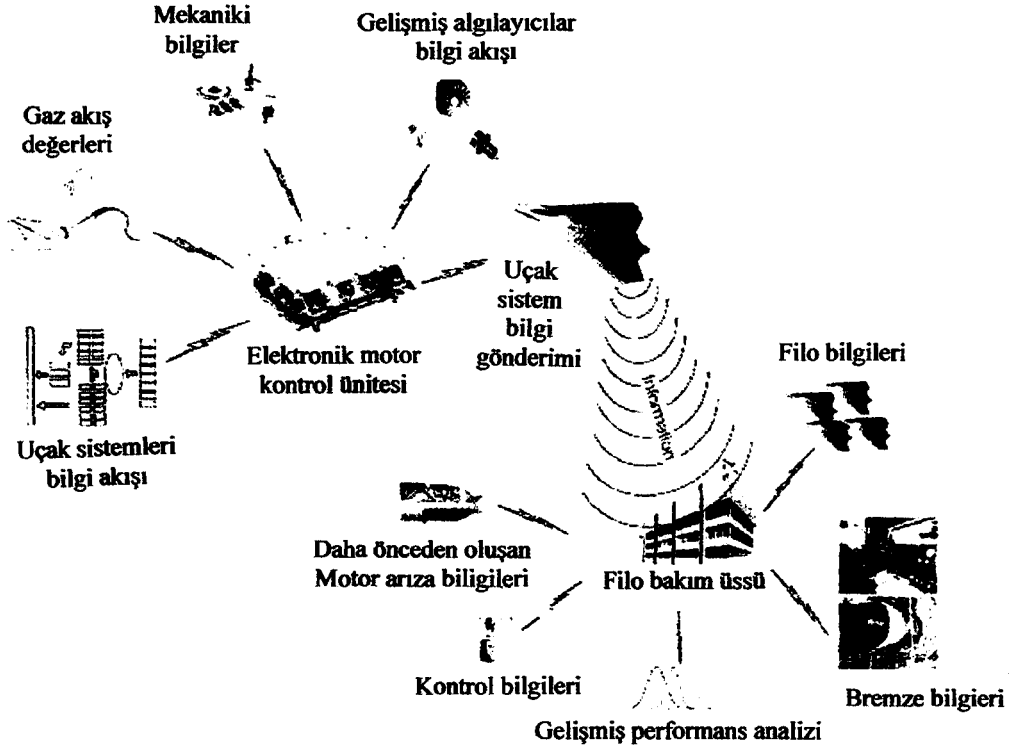
- $\pm 10^{\circ}$ C ise herhangi bir işleme gerek olmadığını,

- 10-19 °C' lik EGT artışında ise motor giriş ve egsoz alanlarının, egsoz lülesi metal kısımlarının, LPT paleleri son kademesinin gözle kontrolünü, devam eden uçuşlarda EGT değerinin gözlemlenmesini, eğer EGT değeri arka arkaya üç uçuşta 10-19 °C' de devam ederse arıza tespit edilinceye kadar kontrol işlemlerinin yapılmasını,
- 20 °C ve üzeri EGT artışında ise bir sonraki uçuşa kadar yakıt akış değerlerini ve N₂ değerlerini arıza teşhis el kitabına göre değerlendirilmesini, herhangi bir arıza tesbit edilememesi durumunda gösterge sistemlerinin kontrolünü, EGT değeri hala devam ederse motorun değiştirilmesini,
- 10 °C' den daha fazla EGT düşüşünde ise gösterge sistemlerinin, yakıt akışının, N₂ devrinin ve VSV sisteminin kontrolünü,
- Eğer herhangi bir arıza tespit edilemedi ise motorun yıkama işlemi yapılarak servise verilmesini önermektedir.

Yukarıda imalatçı firma tarafından verilen bilgiler ve edinilen tecrübeler dahilinde EGT değerindeki sapmanın VBV sisteminden kaynaklandığı tesbit edilmiştir.

Havayolu ve uçak imalatçıları, motor ve gösterge sistemi arızalarının hızlı tesbiti, beklenmeyen motor arızalarını önlemek, programsız bakımları azaltmak, motor revizyon maliyetlerini düşürmek gibi birçok amaçları karşılamak için çeşitli arayışlardadır. Bu amaçları karşılayabilecek bir bakım analiz yöntemi geliştirmişler ve bu sayede uçuşta alınan bilgileri, ikazları, mesajları anında bakım merkezine aktararak gerekli arıza giderme işlemlerinin önceden başlatılması ve uygun olan ilk fırsatta uygulanması esasına dayanan sistemler geliştirmişlerdir. Gelecekte Şekil 10.1' de gösterildiği gibi siz yerdeyken uçmakta olan bir uçağın kokpitinde oluşan bir ikazı pilot ile birlikte görülebilecek, hatta pilotun haberdar olmadığı pek çok bilgiyi elde edebileceksiniz. Bu kontrol sistemleri ile uçağınız ister köprüde, isterse uçuşta olsun o andaki uçuşa ait (current leg) veya geçmiş uçuşlardaki (previous flights) bilgilere ulaşabilir. Anlık ikazları görebilmenin yanında herhangi bir sisteme ait (örneğin motorlar) ayrıntılı parametreleri de izleyebilirsiniz. Sistemin önemli bir faydası da tüm filonun izlenerek ileride olması muhtemel arıza ya da problemlere karşı önleyici tedbirler

alınmasına imkan vermesidir. Böylece filonun durum fotoğrafı daha net görülebilir ve bakım kontrol merkezi, planlama gibi departmanlara avantaj sağlanır.



Şekil 10.1. Gelişmiş uçak performans analiz yöntemi [4]

Aslında bazı şirketler şu anda bile uçaktan gönderilen bir kısım bilgileri değerlendirmek sureti ile sistemlerin çalışmasını izlemekte uçak yerdeyken yükledikleri bilgileri de bu bilgilere ekleyerek ileriye dönük tedbirler almaktadır. Bu sistem ile bu avantajlar çok daha ileriye gitmektedir. Örneğin; uçaktan bir arıza mesajı alındığında arıza tesbit elkitabının (Trouble Shooting Manuel-TSM) bu arızaya ilişkin bölümüne direkt geçiş yapılabilir. Hatta bu konuda TFU (Technical Follow Up), SIL (Servis Information Letter), teknik bilgiler gibi yayınlara hemen ulaşılır. Yerde de uçak bakımı ile ilgili her türlü doküman ve tecrübe olduğuna göre geriye verileri analiz ederek ilgili dokümanlardan yararlanmak ve geçmişte yaşanan problemleri de bu verilere irtibatlandırarak çözüm üretmek kalıyor. İşte bu sistemle;

- Uçakların sürekli gözlem altında tutulmasını,
- Önleyici bakımların yapılmasını ve
- Teknik açıdan geri bildirim sisteminin iyileştirilmesini gerçekleştirmek sureti ile hem uçağın zamanında sefere verilebilmesi oranının yükselmesine hem bakımların kolaylaşmasına hem de bakım masraflarının azaltılmasına katkıda bulunulmuş olunuyor [22].

11. SONUÇ

Havayolu şirketleri ve üretici firmalar, motorun ömrünü uzatan, yakıt tasarrufu sağlayan, güvenilirliği arttıran, uçuş ekibi çalışma yükünü ve bakım maliyetlerini azaltan motor kontrol sistemlerini geliştirmek için birlikte çalışmışlar ve bu ortak çabalar birçok motor kontrol sisteminin ortaya çıkmasını sağlamıştır. Günümüzde motor kontrol sistemlerinin en gelişmiş olanı ve en yaygın kullanılanı elektronik motor kontrol sistemidir. Elektronik motor kontrol sistemi, N_2 ve egsoz gaz sıcaklığını limitler, motor basınç oranını (EPR) ölçer ve pilot tarafından referans bilgisi olarak gönderilen tamamlayıcı gaz kolu açısı bilgisi, yükseklik, motor hava giriş basınç, motor hava giriş sıcaklığı ve toplam hava sıcaklık bilgileri vasıtası ile hava sıcaklığı, basıncı ve uçuş şartlarından etkilenmeyecek sabit bir tepki sağlar. Tepki değişiklikleri, sadece pilot tarafından gaz kolu açısı değiştirildiğinde değişir.

Kalkış tepkisi, gaz kolunun tam ileri pozisyonunda gerçekleşir. Tırmanış ve normal uçuş seyri için tepki ayarlaması pilot tarafından gaz kolunun istenilen tepki değeri için gerekli EPR' ı sağlayacak bir pozisyona getirilerek yapılır. EEC motordan istenilen tepki ayarlamasını, tehlikeli N_2 değerlerine ve tehlikeli sıcaklık değerlerine getirmeden çabuk ve tam olarak ayarlayacak şekilde dizayn edilmiştir.

EEC, uçak sistemleri ile irtibatlandırılmıştır. EEC, bazı fonksiyonları için uçak elektriğini kullanmasına rağmen temel fonksiyonları için gerekli elektrik gücü, motor tarafından hareket verilen manyetik alternatör tarafından sağlar.

Sistemin hidromekanik ünitesi (HMU), otomatik motor çalıştırma, motor hızlanma, yavaşlama, yüksek basınç rotor devri (N_2) kontrolü, değişken açılı sabit kompresör pale pozisyon kontrolü, modülasyonlu ve motor çalıştırma hava akış kontrolü ile kompresör çıkış basınç kontrolü gibi bazı motor fonksiyonlarını kumanda eder. EEC' den gönderilen sinyaller, hidromekanik kontrol ünitesinin yakıt akışını ayarlaması, türbin gövdesini soğutulması ve türbin havasının modülasyonlu kontrolü için HMU içerisinde bulunan selenoidli hareket alan valflere kumanda etmek için kullanılır.

Motor kontrol sistemi, uçak kullanıcılarına büyük yararlar sağlamıştır. Bu faydalar; uçuş ekibinin iş gücünün azaltılması, düşük yakıt sarfıyatı, artan güvenilirlik ve bakım kolaylığı olarak söylenebilir.

Uçuş ekibinin iş gücünü azaltır. Çünkü, pilot doğru tepkiyi ayarlayabilmek için sadece EPR göstergesini kullanır ve sadece gaz kolunu kumanda eder. Gaz kolu pozisyonu ile EEC, otomatik olarak EPR göstergelerini kontrol ederek pilota gerek duymaksızın EPR değerine göre motor devrini azaltır veya arttırır.

Düşük yakıt sarfıyatı sağlanır. Çünkü EEC, motor parametrelerini kullanarak gerektiği kadar yakıt harcar. Ek olarak; türbin aktif boşluk kontrol sistemi, türbin pale uç boşluklarını minimumda tutmak ve kompresör hava akış kontrol sistemi de hava akışını gerekli miktarda tutmak için çalışır.

Motorun çok çeşitli çevre şartlarında hassas tepki ayarlaması, motor kontrol sistemi kullanılarak sağlanmıştır. Motor performansı ve yakıt sarfıyatı konusunda avantajlar sağlanmıştır. Ayrıca, arıza algılayıcıları kendi kendini test edebilme özelliği ve düzeltici özellikleri ile dizayn edilen motor kontrol sistemleri, diğer motor sistemlerinin güvenilirliğini ve bakım yapılabilirliğini yükselterek bakım maliyetlerinde çok büyük artılar getirmiştir.

Geliştirilen motor veya uçak performans analiz yöntemleri ile uçak daha havadayken tespit edilen arızası için ön hazırlıklar yapılacak ve arıza en kısa zamanda giderilmiş olacaktır. Havayolu işletmecileri için çok önemli olan zaman en iyi şekilde değerlendirilmiş ve arızalardan dolayı gerçekleşen tehir oranları aşağılara çekilmiş olacaktır.

VBV DİŞLİ MOTOR ARIZASI (VBV GEAR MOTOR FAILURE)

Tarih		Motor titreşimi		EGT		Yakıt akışı		VSV pozisyonuna göre N ₂ devri		Gaz kolu açısı ve dış hava sıcaklığı																
DATE	VIB	1	2	3	4	5	-4	-2	Y/P	2	4	6	8	-2	-1	VSV	1	2	-2.5	TRROT	2.5	OATL	OT	OP	MAINT	CODE
XXXXA-1	CFM	-3B2	S/N	111111	(1/16/88)																				
		-20	-10	EGT	10	20	30	40																		
120AX	V																									
531CX	V																									
608CX	V																									
613CX	V																									
621CX	V																									
703CX	V																									
723 X	V																									
724 X	V																									
726 X	V																									
728 X	V																									
729 X	V																									
804 X	V																									
807 X	V																									
810 X	V																									
813 X	V																									
818 X	V																									
821 X	V																									
824 X	V																									
827 X	V																									
831 X	V																									
901 X	V																									
901 X	V																									
903 X	V																									
905 X	V																									
907 X	V																									
908 X	V																									
911 X	V																									
911 X	V																									
913 X	V																									
914 X	V																									
915 X	V																									
916 X	V																									
918 X	V																									
918 X	V																									
920 X	V																									
922 X	V																									
925 X	V																									
926 X	V																									
927 X	V																									
928 X	V																									
1001 X	V																									
1003 X	V																									
1004 X	V																									
1005 X	V																									
1007 X	V																									
1011 X	V																									

EK-1 VBV DİŞLİ MOTOR ARIZASI SONUCU OLUŞAN BİR ARIZA Örneği

TAT GÖSTERGE ARIZASI (TAT GAGE FAILURE)

Tarih Motor titreşimi EGT

Yakıt akışı

EPR değerine göre N₂ devri Gazkolu açısı ve dış hava sıcaklığı

XXXXA-1 CPM56-3 S/N 111111 (10/19/85)		ADEPT		(VER 5. 05/81 - REV 12. 05/85)		RUN DATE 11/ 4/86																		
-20...-10...EGT...10...20...30...40		-2...X...-1...X...N2...X...1...X...2		-2...-1...EPR...1...2...-2.5.THROT.2.5		OATL OT OP MAINT CODE																		
DATE	VIB	1	2	3	4	5	-4	-2	F/F	2	4	6	8	-2	-1	EPR	1	2	-2.5	THROT.2.5	OATL	OT	OP	CODE
1021	AXX			G						F						X.	2				0.0			
707	CXX				G					F						X.	2				0.0			
710	CXX				G					F						X.	2				0.0			
713	CXX				G					F						X.	2				0.0			
716	CXX					G				F						X.	2				0.0			
719	CXX					G				F						X.	2				0.0			
722	XX					G				F						X.	2				0.0			
722	XX					G				F						X.	2				0.0			
722	XX					G				F						X.	2				0.0			
725	XX					G				F						X.	2				0.0			
725	XX					G				F						X.	2				0.0			
725	XX					G				F						X.	2				0.0			
725	XX					G				F						X.	2				0.0			
726	XX					G				F						X.	2				0.0			
726	XX					G				F						X.	2				0.0			
726	XX					G				F						X.	2				0.0			
726	XX					G				F						X.	2				0.0			
726	XX					G				F						X.	2				0.0			
726	XX					G				F						X.	2				0.0			
727	XX					G				F						X.	2				0.0			
727	XX					G				F						X.	2				0.0			
728	XX					G				F						X.	2				0.0			
728	XX					G				F						X.	2				0.0			
728	XX					G				F						X.	2				0.0			
729	XX					G				F						X.	2				0.0			
729	XX					G				F						X.	2				0.0			
729	XX					G				F						X.	2				0.0			
729	XX					G				F						X.	2				0.0			
729	XX					G				F						X.	2				0.0			
730	XX					G				F						X.	2				0.0			
730	XX					G				F						X.	2				0.0			
730	XX					G				F						X.	2				0.0			
730	XX					G				F						X.	2				0.0			
731	XX					G				F						X.	2				0.0			
731	XX					G				F						X.	2				0.0			
731	XX					G				F						X.	2				0.0			
801	=XX					G				F						X.	2				0.0			
801	=XX					G				F						X.	2				0.0			
801	=XX					G				F						X.	2				0.0			
801	XX					G				F						X.	2				0.0			
801	XX					G				F						X.	2				0.0			
802	=XX					G				F						X.	2				0.0			
802	=XX					G				F						X.	2				0.0			
802	=XX					G				F						X.	2				0.0			
802	XX					G				F						X.	2				0.0			
802	XX					G				F						X.	2				0.0			
802	XX					G				F						X.	2				0.0			
803	=XX					G				F						X.	2				0.0			
803	=XX					G				F						X.	2				0.0			

EK-2 TAT GÖSTERGE ARIZASI Örneği

MOTOR ÖMRÜNDEN DOLAYI OLUŞAN ARIZA (ENGINE AGİNG DETERATION)

Tarih Motor titresimi		EGT	Yakıt akışı	EPR değerine göre N ₂ devri	Gaz kolu açısı ve dış hava sıcaklığı
ABCDE-1	CFM -3B1	S/N 111111 (4/15/90)	ADEPT VERSION 8.2.OPC04/90	RUN DATE 11/ 1/90	
	-20..-10....0...EGT..20...30...40		-2....X...-1....X...M2...X...1....X...2		
DATE	VIB...1....2....3....4....S	-6....-4....-2...F/F...2....4....6	-2...-1....EPR...1....2...-2.5.TEROT.2.5	OATL	OT OP
714AXV	0 .	F .	X. 2	0 .0	
719 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 44
720 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 44
721 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 43
722 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 42
726 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	105 43
727 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	100 43
728 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 42
801 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 47
803 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 43
806 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 43
809 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 43
811 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 43
812 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 42
814 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 45
815 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 40
818 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 42
822 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 44
823 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 42
824 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	95 47
825 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	95 42
825 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	95 42
826 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	95 43
908 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	95 44
909 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 42
916 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 43
922 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 42
927 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	92 43
929 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	95 42
930 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	95 39
1008 X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 42
1009=X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	95 40
1009=X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	95 39
1010=X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 44
1013=X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 42
1017=X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 40
1019=X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 42
1020=X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 42
1021=X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 43
1024=X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 39
1027=X V	0 .	F .	X. 2	0 .0	90 40

EK-3 MOTOR ÖMRÜNDEN DOLAYI OLUŞAN ARIZA Örneği

SÖZLÜK

Aborted take-off	Kalkıştan önce uçuştan vazgeçme
Accessory drive	Aksesuar dişlisi
Adjustment cap	Ayarlama kapağı
Ambient Pressure	Ortam basıncı
Ambiant Temperature	Ortam sıcaklığı
Anti-clockwise	Saatın ters yönü
Anti-ice	Buzlanmayı önleme
Arm	Enerji verme, aktif hale getirme
Armed Position	(İşleme) hazır durum
Assemble	Tertibat
Bell cutout switch	Zil kesme/susturma sivici
Bellcrank	Dirsekli krank, mafsalı levye, dirsekli kol
Bench RPM	Deneme devir sayısı
Bite Test	Dahili sistem testi
Blade	Gaz türbinli motorlarda dönen parçaların herbiri, pal
Bleed	Akış
Boost	Yükseltme, kuvvetlendirme, katma
Booster	Ek motor
Battery	Batarya
Case	Yuva, kaplama, muhafaza
Cascade	Deflektör, kademe
Chip detector	Talaş bulucu
Check valve	Kontrol valfi
Clamp	Kelepçe
Clearance	Aralık, boşluk
Climb	Tırmanma, yükselme
Clipper circuit	Kesici devre
Clockwise	Saat yönünde

Clutch	Kavrama, debriyaj
Collar	Bilezik
Control wheel	Kumanda kolu
Combustor	Yakıcı
Combustion chamber	Yanma odası
Conditioner	Ayarlayıcı, düzeltici
Connector	Bağlantı, bağlayıcı
Core	Çekirdek
Coupling	Bağlantı
Counterclockwise	Saatın ters yönü
Cowl	Motor kaportası, kapak, muhafaza
Cowling	Kaportalama, muhafazalama
Cutoff	Akış kesici, kapama, devreden çıkma
Cutout	Otomatik devre kesici
Deploy	Thrust reverser'in arkaya olan (açılma) hareketi
Display	Görüntüleme, gösterge
Dispatch reliability	Bir uçağın planlanan vaktinde uçabilmesi, uçabilme olasılığı, uçuş güvenilirliği
Downstream	Sistem akışı
Fan cowl	Fan kaportası
Fairing	Kaplama ayırıcı yüzey
Fault	Arıza
Feed-back	Geri besleme
Fire handle	Motorda yangın çıkması halinde motoru durdurup motora giden yakıtı, hidroliği pnömatiği ve elektriği kesen ana kol ya da buton
Flange	Bağlantı noktası
Frame	Gövde
Fuel nozzle	Yakıt memesi, yakıt lülesi

Gasket	Rondela
Go-around	Uçak bakımı sırasında uçağın etrafını dolaşarak uçağı inceleme (maint.-go around walk), uçağın inişten vazgeçip pas geçmesi (oper.)
Governor	Regülatör, düzenleyici
Heat exchanger	Isı değiştirici, ısı eşanjörü
Hot	Sıcak
Hub	Konik göbek, tekerlek göbeği
Idle	Rölanti
Interface	Arayüz, arayüzey
Lanche	Mandal
Lead	İletken
Led	Işık veren diyot (Light Emitting Diode)
Lever	Kol, manivela
Logbook	Uçuşta mürettebatın uçak hakkında not aldığı defter
Loop	Halka, ilmek
Mount	Bağlantı
Nameplate	İsim plakası
Non-volatile	Uçucu olmayan
Nozzle	Lüle, meme, ağızlık
Pack	Takım, sürü, sargı, bohça
Pawl	Dişli çark mandalı
Pin	Pin, mil, kama
Placard	Etiket
Pointer	İşaretçi, ibre, gösterge
Port	Delik, ağız, yol

Primary	Birincil
Proximity	Çevre, yakınlık
Rack	Sehpa
Rating plug	Tanımlandırma,değerlendirme fişi
Readout	Bilgilerin okunması, motor parametrelerinin dijital olarak okunduğu bölüm
Relay	Röle
Reset	Sıfırlamak
Resolver	Limitleyici, çözücü, ayrıştırıcı
Secondary	İkincil
Segment	Daire dilimi, parça, bölüt
Sleeve	Kızak, kaplama, yen, manşon
Selector	Seçici
Sensor	Sensör, hissedici, algılayıcı
Shroud	Kaplama, örtü
Spacer	Bilezik
Splitter Fairing	Kaplama ayırıcı yüzey
Sprag	Serpinti, püskürtme, firen takozu
Stage	Kademe, kısım, aşama
Stall	Motor pallerinin üzerindeki hava akışının bozulması ile motorun görevini yerine getirememesi
Start	İlk çalışma
Stow	Thrust reverser'ın kapanma hareketi
Strut	Dikme
Switch	Sivic, anahtar, düğme
Task	Görev
Termocouple	Isı elemanı, ısı çift
Thrust	Tepki, itki
Thrust lever	Gaz kolu, thrust kolu

Thrust Reverser	Tepki ters çevirici
Torsion spring	Burulma yayı
Troubleshooting	Arıza bulma (arıza olasılıkları, nedenleri göz önüne alınarak)
Vane	Kanatçık
Vents	Havalandırma delikleri
Wire harnesses	Kablo donanımı

KAYNAKLAR

- [1] ANON, "*Thrust Management System*", Aircraft Maintenance Technology, October (2003).
- [2] ANON, "*Kontrol Sistemleri*", Uçak Motor Sistemleri, 1 nci Hv. İkm. Bkm. Mrk. K. lığı Üretim Grup Komutanlığı, Eskişehir.
- [3] CAVCAR A. ve CAVCAR M. "*Tepkili Motorlarda Performansı Etkileyen Faktörler*", Uçuş Prensipleri, Eskişehir (1999).
- [4] Mc. VEY, W. J. "*Control System Requirements for Future Propulsion Systems*".
http://www.ae.gatech.edu/~lsankar/MITE_Workshop_2000/presentations/McVey.pdf
- [5] BENT R. D. ve MC. KINLEY J. L. "*Gas Turbine Control System*", Aircraft Powerplant.
- [6] ANON, "*Turbine Engine Fuel Metering*", A&P Technician Powerplant Textbook, Chapter 7-60, Sen Jeppesen, Sanderson Training Products.
- [7] KARAKOÇ T. H., "*Yakıt Kontrol Sistemleri*", Uçaklarda Gaz Türbinli Motorların Yakıt Sistemleri, Eskişehir,(1997).
- [8] HARRIS, P. M., "*Advances in Eletronic Engine Controls*",
www.mindef.gov.sg/rsaf/ats2002/propulsn/Pr2.pdf
- [9] ANON, CF6-80 Engine, Student Book, Edition 6-IM, General Electric, June1, (1983).
- [10] LEWIS T.J., "*Distributed Architctures for Advanced Engine Control Systems*", AGARD-CP-572 Advenced Aero-Engine Concepts and Controls, Sayfa 35-5.
- [11] ANON, Airbus A340-200/300 Training Manuel (CFM 56-5C Engine), Chapter 73.
- [12] ANON, J85-13 Training Guide, SEI 427, General Electric Aircraft Engines, June 1976.
- [13] ANON, CF6-6 Engine Systems Student Notebook, General Electric, June 1977.
- [14] ANON, Prathth&Whitney, The Aircraft Gas Turbine Engine and It' s Operation, Prathth&Whitney, June (1952).

- [15] ANON, Airbus A310 Aircraft Maintenance Manual, Chapter /3-00-00, Page1.
- [16] ANON, Boeing 737-600/ 700/ 800 Training Manuel (CFM 56-7B Engine), Chapter 73,75.
- [17] ANON, Boeing 737-600/ 700/ 800 Training CD (CFM 56-7B Engine), Chapter 73,75.
- [18] ANON, “737-600/-700/-800/-900 Propulsion Control System”
www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_02/textonly/sy01txt.html
- [19] ANON, UTED, Haziran 2001, “B-737 Next Generation Uçaklarda Engine ControlArızalari”.
www.uted.org
- [20] ANON, Boeing 737-600/ -700/ -800 Portable Maintenance Aid (PMA) CD
“Aircraft Maintenance Manuel Part 1 Systems Description Chapter 73,75 (05 Ocak 1998)
- [21] ANON, “ADEPT- Aircraft Data Engine Performance Trending”, Paris Orly, Snecma, April 15-17,1992
- [22] ANON, UTED Mayıs 2003, “Aircraft Maintenance Analysis”,
www.uted.org