

République Algérienne Démocratique et Populaire

**Ministère de l'Enseignement Supérieur
et de la Recherche scientifique**

**Université de Blida
Institut d'Aéronautique**

05/1/2002
5/1/02

Projet de Fin d'Etude



**Pour l'obtention du Diplôme d'études Universitaire Appliquées en
Aéronautique (DEUA)**

Option : Propulsion

Thème



Présenté Par :

**M' ZIOUANE Ismail
M' BENHAOUA Ali**

Promoteur :

**M' ABADA Omar
M' GUELLATI Karim**

Promotion 2002

Dedicates

Je dédie ce modeste travail particulièrement à
mes Chères Parents que j'aime profondément ainsi que
mes Chères Sœurs et mes Neveux et Nièces
spécialement Chahira et Qualid.

Je le dédie également à tous mes Amis de
Médéa spécialement Ziane, Farouk, Menacour,
Abdelkader, Mohamed, Redha, Kamel, Samir,
Karim, Hamza, Tingo, Youcef, El hadi,
Merouane, Sid-Ahmed

Je le dédie à tous mes collègues de l'université
spécialement : Nicheu, Mounir, Khalil, Foualem,
Mourad, Ahmed, Samira, Menacour, Sihem,
Fatima, Farhat, Abderrahmane, Adlane, Samir,
Kheirra et à la femme que règne sur mon cœur.

Je le dédie également à mes collègues de CFA
spécialement Abderrahmane, Ibrahim, Samir,
Hakima, Merouane, Leila,
Hamza, El hadi, Sid-Ali
Et à mon Binôme Ismail et
A tous le groupe
"Aero" de la promotion 2002

Alilou



Dedicates

Je dédie ce modeste travail à mes parents et
à ma grand-mère et mes chères frères et sœurs
spécialement, Rachid, Redha, Salim, Adel,
Amine, Farida, Yasmina, et à mes neveux et
nieces Ichrak, Mohamed Amine,
Abderrahmane, Souhaib, Tarek, Chafia,
amel, Mohamed

Je le dédie également à mes amis Yacine,
Djamel, Lyes, Sadek, Mourad, Safia et à
mon Oncle Mohamed et mes Cousins et toute
la Famille Ziouane

Je le dédie également à mes collègues
d'étude spécialement, Mounir, Khalil, Sihem,
Fatima, Mourad, Ahmed, Sadek, Menacouane
et à mon Pseudonyme Ali

Ismail

Remerciements

Nous tenons à remercier le bon Dieu le tout puissant de nous avoir attribué la faveur de réussir nos études.

Nous tenons à remercier M^r Abada Omar pour son constant suivi, son aide et ces précieux conseils, qui nous ont beaucoup aidé à ce modeste travail.

Nous remercions également tous qui ont collaboré de près ou de loin à la réalisation de ce projet spécialement " Amie Moussa et Houcine" Merci beaucoup et m^r Benoumar et M^r Aziz et tous les technicien d'Air Algérie et Khalifa Air Ways spécialement Amie Omar et M^{me} Bouaziz Kenza la bibliothécaire de Khalifa qui nous a beaucoup aidé.

Mes remerciements s'adressent à l'ensemble des enseignants de l'institut d'aéronautique et aux membres de jury qui nous font l'honneur de bien jury ce travail

SOMMAIRE

LISTE DES ABREVIATIONS.

GLOSSAIRE.

INTRODUCTION..... 01

CHAPITRE I : HISTORIQUE DU CFM1

I. HISTORIQUE DU CFM1..... 02

CHAPITRE II : DESCRIPTION GENERALE DU MOTEUR CFM56-5B ET CFM56-7B

II.1 DESCRIPTION GENERALE DU CFM56-5B..... 08

II.2 DESCRIPTION GENERALE DU CFM56-7B..... 09

II.3 CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DES MOTEURS CFM56-5B..... 11

II.4 CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DES MOTEURS CFM56-7B..... 11

II.5 LES MODULES DU MOTEUR..... 12

II.5.1 INTRODUCTION..... 12

II.5.2 MODULE FAN..... 12

II.5.3 MODULE COCÉ..... 14

II.5.4 MODULE LPT..... 17

II.5.5 MODULE GEAR BOX..... 18

II.6 PALIERS ET ROULEMENTS MOTEUR..... 24

II.7 STATIONS AERODYNAMIQUES DU MOTEUR..... 25

II.8 LE CAPOTAGE..... 26

CHAPITRE III : DESCRIPTION DES SYSTEMES HYDROMECHANIQUES DU MOTEUR CFM56-5B

III.1 DESCRIPTION DU SYSTEME FADEC..... 29

III.1.1 INTRODUCTION..... 29

III.1.2 AVANTAGE DE REGULATION NUMERIQUE..... 29

III.1.3 FONCTION DU FADEC..... 30

III.2 UNITE ELECTRONIQUE DU CONTROL MOTEUR (ECU)..... 32

III.2.1 ALIMENTATION ELECTRIQUE DE L'ECU..... 34

III.2.2 DIMENSION ET POIDS DE L'ECU..... 34

III.3 UNITE HYDROMECHANIQUE (HIMU)..... 34

III.3.1 SYSTEME DE REGULATION DE SERVO PRESSION..... 36

III.3.2 LES SERVO PRESSIONS..... 37

III.4 DESCRIPTION DU SYSTEME CARBURANT..... 39

III.4.1 LA VANNE DE SELECTION INJECTEURS (BSV)..... 41

III.4.1.1 FONCTIONNEMENT DE LA BSV..... 42

III.4.2 SYSTEME DE DOSAGE CARBURANT..... 44

III.4.2.1 LE GALET DOSEUR CARBURANT (FMU)..... 44

III.4.2.2 DESCRIPTION FONCTIONNELLE..... 46

III.4.3 SYSTEME DE REGULATION DE SURVITESSE..... 47

IV.7	MODES DE FONCTIONNEMENT DU SYSTEME D'AIR.....	100
IV.7.1	CONTROLE DE FLUX D'AIR DU COMPRESSEUR.....	100
IV.7.2	CONTROLE DU JEU TURBINE.....	103

CHAPITRE V : MAINTENANCE DU MOTEUR CFM56-5B ET CFM56-7B

V.1	INTRODUCTION.....	105
V.2	DIFFERENTS TYPES DE MAINTENANCE.....	105
V.2.1	MAINTENANCE CORRECTIVE.....	105
V.2.1.1	LA MISE EN ŒUVRE DE LA MAINTENANCE CORRECTIVE.....	105
V.2.2	MAINTENANCE PREVENTIVE.....	105
V.2.2.1	MAINTENANCE CONDITIONNELLE.....	106
V.2.2.2	MAINTENANCE SYSTEMATIQUE.....	106
V.3	MAINTENANCE DU MOTEUR CFM56-5B.....	106
V.3.1	CLASSE DES PANNES.....	106
V.3.1.1	PANNE CLASSE 1.....	106
V.3.1.2	PANNE CLASSE 2.....	106
V.3.1.3	PANNE CLASSE 3.....	107
V.3.2	PROCESSUS DE DETECTION DE PANNE MOTEUR.....	107
V.3.3	MEMORISATION.....	109
V.3.4	MODE MENU DU LOGICIEL DE MAINTENANCE CFDS.....	109
V.3.4.1	LAST LEG REPORT.....	110
V.3.4.2	PREVIOUS LEG REPORT.....	110
V.3.4.3	LRU IDENTIFICATION.....	110
V.3.4.4	TROUBLE SHOUTING REPORT.....	111
V.3.4.5	CLASSE 3 REPORT.....	112
V.3.5	MAINTENANCE DE MODE NORMAL.....	114
V.3.6	EXEMPLE DE RECHERCHE DE PANNE.....	115
V.3.6.1	SYSTEME DE CONTROLE ACTIF DU JEU TURBINE LPTACC.....	115
V.4	MAINTENANCE DU MOTEUR CFM56-7B.....	120
V.4.1	LA BOITE DE COMMANDE ET D'AFFICHAGE CDU.....	120
V.4.2	L'ECRAN DU MENU MAINTENANCE.....	121
V.4.3	L'ECRAN DE SELECTION DU MOTEUR.....	121
V.4.4	L'ECRAN DU MENU PRINCIPAL.....	122
V.4.5	LES ECRANS DES RECENTS PANNES.....	122
V.4.6	LES ECRANS DES ANCIENNES PANNES.....	123
V.4.7	LES ECRANS DE CONFIGURATION ET IDENTIFICATION.....	125
V.4.8	L'ECRAN DU MENU DES TESTS AU SOL.....	126
V.4.9	LES ECRANS TET 2 D'INFORMATION DES DONNEES DE SURVEILLANCE.....	127
V.5	LES DIFFERENTS MANUELS DE RECHERCHE DE PANNE.....	128
V.5.1	LE MANUEL DE RECHERCHE DE PANNE FIM.....	128
V.5.2	LE MANUEL D'EQUIPEMENT D'ESSAI INCORPORE BITE.....	128
V.5.3	EXEMPLE DE RECHERCHE DE PANNE.....	128
V.5.3.1	SYSTEME DE CONTROL LPTACC.....	128

CHAPITRE VI : COMPARAISON ET CONCLUSION

VI.	COMPARAISON ENTRE LES DEUX SYSTEMES HYDRAUMECANIQUES.....	138
	❖ CONCLUSION.....	
	❖ ANNEX.....	
	❖ BIBLIOGRAPHIE.....	

Liste des abréviations

*ADIRU	Centrale de référence inertielle de données aériennes
*AGB	Boîte de commande des accessoires
*APU	Unité de puissance auxiliaire
*A/C	avion
*A/T	auto manette
*BP	basse pression
*Bite	équipement de contrôle intégré
*BSV	vanne de sélection injecteurs
*°C	degré celsius
*CDU	boîte de commande et d'affichage
*CDS	système de visualisation commune
*CFDS	système de centralisation des pannes
*CFDIU	l'unité d'interface de centralisation des pannes
*CFMI	CFM internationale
*DAC	Moteur à chambre de combustion double
*DUE	Unité d'affichage électronique
*DOD	Dégât causé par un phénomène naturel
*ECU	Unité électronique du contrôle moteur
*EEC	Unité électronique du contrôle moteur
*EGT	Température de sortie d'échappement
*EHSV	Electrohydraulique servo vanne
*ECAM	Centralisation des suivis des données électroniques de l'avion
*EICAS	Indicateur des paramètres moteur et alarmes
*EIU	Unité d'interface moteur
*FADEC	Système de régulation électronique numérique à plein autorité
*FIM	Manuel de recherche de pannes
*FMC	Ordinateur de gestion de vol
*FOD	Dégât causé par des corps étrangers
*FDAU	Boîtier de détection des données de vol
*FRV	Vanne de retour carburant
*FMV	Galet doseur carburant
*FMS	Système de gestion de vol
*HDS	Arbre d'entraînement horizontale
*HMV	Unité hydromécanique
*HP	Haute pression
*HPC	Compresseur haute pression
*HPT	Turbine haute pression
*HPTACC	Contrôle actif du jeu turbine haute pression
*IDG	Générateur d'entraînement intégré
*IGV	Aubes de prerotation à calage variable
*LPC	Compresseur basse pression
*LPT	Turbine basse pression
*LPTACC	Contrôle actif du jeu turbine basse pression
*LVDT	Transformateur différentiel variable linéaire
*N1	Vitesse de rotation de l'attelage basse pression
*N2	Vitesse de rotation de l'attelage haute pression
*RDS	Arbre d'entraînement radial
*RACC	Contrôle actif du jeu rotor
*TAT	Température de l'air total
*TBV	Vanne de décharge transitoire
*TGB	Boîtier de renvoi d'angle
*TLA	Manchette de commande d'angle de poussée
*TRA	La résolution d'angle de décharge
*VBV	Vanne de décharge
*VSV	Stator à calage variable



LISTE DES FIGURES

I.1	LES DIFFERENTS ELEMENTS DU MOTEUR.....	03
I.2	DIFFERENTS TYPES DES MOTEURS CFM56.....	05
I.3	LES SIX (06) MOTEURS PRODUITS PAR CFMI.....	06
II.1	VUE INTERNE DU MOTEUR CFM65-7B.....	10
II.2	CONCEPTION MODULAIRE DU MOTEUR CFM56-5B.....	13
II.3	L'ECARTE DE LA SOUFFLANTE.....	14
II.4	SECTION DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION (SAC).....	15
II.5	SECTION DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION (DAC).....	15
II.6	LE ROTOR DU COMPRESSEUR HAUT PRESSION.....	16
II.7	LA TURBINE HAUT PRESSION.....	17
II.8	L'ECARTE DE LA TURBINE BASSE PRESSION.....	18
II.9	LA BOITE D'ENGRENAGE (GEARBOX) DU MOTEUR CFM56-5B.....	21
II.10	BOITE DE COMMANDE DES ACCESSOIRES (AGB) DU MOTEUR CFM56-5B.....	21
II.11	BOITE DE COMMANDE DES ACCESSOIRES (AGB) DU MOTEUR CFM56-7B.....	22
II.12	COMPARAISON MODULAIRE ENTRE LE MOTEUR CFM56-5B ET CFM56-7B.....	23
II.13	ROULEMENTS ET PALIERS DU MOTEUR.....	24
II.14	LES STATIONS AERODYNAMIQUE.....	25
II.15	CAPOTAGE DU MOTEUR CFM56-5B.....	27
II.16	CAPOTAGE DU MOTEUR CFM56-7B.....	28
III.1	PRESENTATION DU SYSTEME FADEC.....	31
III.2	L'UNITE ELECTRONIQUE DU CONTROLE MOTEUR (ECU).....	33
III.3	L'UNITE HYDROMECHANIQUE (HMU).....	35
III.4	SYSTEME DE REGULATION SERVO PRESSION (VBV, VSV).....	37
III.5	SYSTEME DE REGULATION SERVO PRESSION (RACC, HPTACC, LPTACC, BSV).....	38
III.6	DESCRIPTION DU CIRCUIT CARBURANT.....	40
III.7	FONCTIONNEMENT DE LA BSV(20) VINGT INJECTEURS EN OPERATION.....	42
III.8	FONCTIONNEMENT DE LA BSV(10) DIX INJECTEURS EN OPERATION.....	43
III.9	FONCTIONNEMENT DE LA BSV (OPERATION <i>FAILLE SAFE</i>).....	43
III.10	PRESENTATION DU DEBIT CARBURANT EN FONCTION DE LA SECTION DE FMV.....	44
III.11	PRINCIPE DE DOSAGE CARBURANT.....	45
III.12	COMMANDE DU GALET DOSEUR CARBURANT FMV.....	46
III.13	SYSTEME DU GOUVERNEUR DE SURVITESSE.....	48
III.14	SYSTEME DU GOUVERNEUR (PRESENTER EN VITESSE).....	49
III.15	SYSTEME DE COMMANDE DE STATOR A CALAGE VARIABLE.....	51
III.16	LA POSITION FERMEE DE LA VALVE VSV.....	52
III.17	LA POSITION OUVERTE DE LA VALVE VSV.....	53
III.18	FONCTIONNEMENT DU SYSTEME DE COMMANDE DE VANNES DE (VBV).....	55
III.19	SYSTEME DE COMMANDE DE VANNES DE DECHARGE VBV.....	55
III.20	SYSTEME DE CONTROLE DU JEU ACTIF ROTOR (RACC).....	56
III.21	SCHEMA DU SYSTEME RACC.....	57
III.22	LA POSITION FERMEE DE LA VANNE RACC.....	58
III.23	LA POSITION OUVERTE DE LA VANNE RACC.....	58
III.24	SCHEMA DU SYSTEME HPTACC.....	59
III.25	SYSTEME DU CONTROL DU JEU CARTER TURBINE HP.....	59
III.26	LA POSITION FERMEE DE LA VANNE HPTACC.....	60
III.27	LA POSITION OUVERTE DE LA VANNE HPTACC.....	60

III.28	LA VALVE HPTACC.....	61
III.29	SCHEMA DU SYSTEME LPTACC.....	62
III.30	LE SYSTEME LPTACC.....	63
III.31	LA POSITION FERMEE DE LA VANNE LPTACC.....	64
III.32	LA POSITION OUVERTE DE LA VANNE LPTACC.....	64
III.33	LA VALVE LPTACC.....	65
IV.1	L'UNITE ELECTRONIQUE DU CONTROLE MOTEUR (ECC).....	67
IV.2	L'AMPLIFICATEUR FLUIDIQUE.....	69
IV.3	LES DIFFERENTS ELECTROHYDROLIQUE SERVO VANNE (EHSV).....	69
IV.4	SCHEMA DE L'ELECTROHYDRAULIQUE SERVO VANNE (EHSV).....	70
IV.5	UNITE HYDROMECHANIQUE (HMU).....	71
IV.6	ALIMENTATION DU CARBURANT AU HMU.....	73
IV.7	DESCRIPTION DU CIRCUIT CARBURANT.....	75
IV.8	SCHEMA DE LA BSV(POSITION OUVERTE DE LA VALVE).....	76
IV.9	DISTRIBUTION DU CARBURANT A LA BSV.....	77
IV.10	LE CLAPET DOSEUR CARBURANT FMV.....	78
IV.11	LE CLAPET DE DECHARGE.....	80
IV.12	LA VALVE TERROIR DU GOUVERNEUR DE SURVITESSE.....	82
IV.13	GOUVERNEUR DE SURVITESSE.....	82
IV.14	DESCRIPTION GENERALE DU SYSTEME D'AIR.....	83
IV.15	LE VERIN DE COMMANDE DU SYSTEME VSV.....	85
IV.16	DESCRIPTION DU FONCTIONNEMENT DU SYSTEME VSV.....	85
IV.17	DESCRIPTION DES VANNES DE DECHARGE (VBV).....	87
IV.18	FONCTIONNEMENT DU SYSTEME VBV.....	88
IV.19	LA VANNE DE DECHARGE TRANSITOIRE (TBV).....	90
IV.20	FONCTIONNEMENT DU SYSTEME TBV.....	90
IV.21	DESCRIPTION DE LA VANNE DE DECHARGE TRANSITOIRE TBV.....	91
IV.22	DESCRIPTION DE CONTROLE DU JEU TURBINE HAUT PRESSION.....	94
IV.23	LA VALVE HPTACC.....	95
IV.24	DESCRIPTION DU FONCTIONNEMENT DU SYSTEME HPTACC.....	95
IV.25	DESCRIPTION DU SYSTEME LPTACC.....	98
IV.26	DESCRIPTION DU FONCTIONNEMENT DU SYSTEME LPTACC.....	98
IV.27	FONCTIONNEMENT DE LA VALVE LPTACC.....	99
IV.28	LA POSITION OUVERTE DE LA VALVE DE VSV.....	100
IV.29	LA POSITION FERMEE DE LA VALVE DE VSV.....	100
IV.30	LA POSITION OUVERTE DE LA VALVE VBV.....	101
IV.31	LA POSITION FERMEE DE LA VALVE VBV.....	101
IV.32	LA POSITION OUVERTE DE LA VANNE TBV.....	102
IV.33	LA POSITION FERMEE DE LA VANNE TBV.....	102
IV.34	LA POSITION OUVERTE DE LA VANNE HPTACC.....	103
IV.35	LA POSITION FERMEE DE LA VANNE HPTACC.....	103
IV.36	LA POSITION OUVERTE DE LPTACC.....	104
IV.37	LA POSITION FERMEE DE LPTACC.....	104
V.1	FONCTIONNEMENT EN MODE NORMALE DU LOGICIEL DE MAINTENANCE.....	107
V.2	PROCESSUS DE DIAGNOSTICS DE LA FONCTION ECU MAINTENANCE.....	108
V.3	MODE MENU DE LOGICIEL DE MAINTENANCE.....	110
V.4	MENUE DE DERNIERE PANNES CLASSE 1 ET 2.....	110
V.5	MENU DE DERNIER PANNES CLASSE 1 ET 2.....	111
V.6	MENU DE RECHERCHE DE PANNES.....	111
V.7	MENU DE RECHERCHE DE PANNES.....	112
V.8	MENU DE RAPPORT DE PANNES CLASSE 3.....	112
V.9	SCHEMA SYNOPTIQUE DU LPTACC.....	113
V.10	LA BOTTE DE COMMANDE ET D'AFFICHAGE CDU.....	120

V.11	L'ECRAN DE MENU DE MAINTENANCE	121
V.12	L'ECRAN DE SELECTION MOTEUR.....	121
V.13	L'ECRAN DE MENU PRINCIPAL.....	122
V.14	L'ECRAN DES RECHERCHES DE PANNES.....	123
V.15	LES L'ECRANS DES ANCIENNES PANNES.....	124
V.16	LES ECRANS DE CONFIGURATION ET D'IDENTIFICATION.....	126
V.17	L'ECRAN DE TESTS AU SOL.....	126
V.18	LES ECRANS NET2 D'IDENTIFICATION DES DONNEES DE SURVEILLANCE	128
V.19	SCHEMA SYNOPTIQUE DU LPTACC.....	136
V.20	SCHEMA ELECTRIQUE SIMPLIFIE DU SYSTEME LPTACC	137

GLOSSAIRE

ANGLAIS	FRANÇAIS
Actuator	Vérin
Aircraft	Avion
Anti-ice	Anti-givrage
Ball	Bille
Bearing	Roulement
Belleranck	Biellette
Blade	Ailette
Bleed	Prélèvement
Body	Corps
Booster	Compresseur basse pression
Bypass valve	Clapet de décharge
Case	Carter
Chamber	Chambre
Cavity	Cavité , trou
Check valve	Valve anti-retour
Clevis	Boulon à chape
Combustor	Chambre de combustion
Closing	Fermeture
Cone	Cône
Detector	Détecteur
Descharge	Refoulement
Display	Ecran
Drain	Drain
Dual	Double
Dumping	Vidange
Exchanger	Echangeur
Fairing	Carénage d'entrée d'air primaire
Fan	Soufflante
Fault	Défaut, panne
Feedback	Action de retour(d'asservissement)
Ferrule	Manchon
Filter	Filtre
Fuel	Carburant
Frame	Châssis
Gearbox	Boîtier d'accessoires
Governor	Gouverneur , régulateur
Head	Tête
Heat	Thermique
Horizontal drive shaft	Arbre d'entraînement horizontal
Housing	Carter , enveloppe
Ignition	Allumage
Inspeed	Sous-vitesse

Index	Index
Inch	Pouce(25.4mm)
Inlet	Entrée
Level	Levier
Main	Principal
Manifold	Collecteur
Mont	Attache
Monitoring	Surveillance
Oil	Huile
Opening	Ouverture
Overspeed	Sur-vitesse
Pilot valve	Vanne terroir
Pressure	Pression
Radial drive shaft	Arbre d'entraînement radial
Return	Retour , revenir
Resolver	Resolver , transmetteur
Right	Droite
Scavange	Récupération
Seal	Joint
Sensor	Sondé , détecteur
Shaft	Arbre
Speed	Vitesse
Spring	Ressort
Solenoid	Solenoids
Stage	Etage
Supply	Alimentation
Tanck	Réservoir
Transducer	Transmetteur

Introduction

INTRODUCTION

A fin d'assurer le bon fonctionnement du moteur et d'éviter l'arrêt brutal de ce dernier en vol, des dispositifs hydraumecaniques sont mis au point par les constructeurs pour éviter les difficultés d'adaptation turbine-compresseur et contribuent à la disparition du phénomène de pompage.

Signalons que les vannes de décharge sur le compresseur basse pression et les stators à calage variable sur le compresseur haute pression améliorent encore ces caractéristiques.

Il existe deux dispositifs de contrôle de jeux qui diminuent les pertes marginales entre turbines et leurs carter, ils assurent une diminution importante de la consommation spécifique, notamment en croisière et augmentent la logivité du réacteur.

L'objectif de notre travail est d'élaborer une étude comparative entre les systèmes hydraumecaniques des moteurs CFM 56-5B et CFM 56-7B et leurs recherches de pannes, c'est à dire la méthodologie de dépannage pour chaque moteur.

Notre travail comporte six(06) chapitres :

Chapitre I : Historique du CFMI

Chapitre II : Description générale du moteur CFM56-5B et CFM56-7B

Chapitre III : Description des systèmes hydraumecaniques du moteur CFM56-5B.

Chapitre IV : Description des systèmes hydraumecaniques du moteur CFM56-7B.

Chapitre V : Maintenance du moteur CFM56-5B et CFM56-7B.

Chapitre VI : Comparaison et conclusion.

Les moteurs CFM56-5B et CFM56-7B sont des moteurs à double flux et à double corps, qui ont été développés à partir d'un programme qui date de 1974, La firme CFMI est une fusion de deux sociétés qui occupent des places très importantes à l'échelle mondiale dans le domaine de la construction aéronautique à savoir SNECMA qui est une société nationale française d'étude et de construction de moteur aéronautique et GE qui est une société américaine (General Electric)

Chapitre I

Historique du CFMI

I.- HISTORIQUE DU CFM INTERNATIONAL

Le marché des moteurs d'avion, tout comme celui de la construction aéronautique est fortement oligopolistique. Seuls quelque groupe de taille mondiale occupent ce marché qui nécessite des investissements importants. La structure du marché explique donc logiquement l'accord qui lie la société SNECMA à la firme américaine GENERAL ELECTRIQUE leur filiale commune, **CFM** international, occupe, depuis 1974 une place prépondérante dans la fourniture de moteurs civils. Le modèle baptisé CFM56 équipe ainsi les Boeing, notamment la gamme des 737, ainsi que la famille des airbus sur les A319-320-321...

« CFM » n'est pas un acronyme de mots technique. La société CFM international est sa gamme de produits CFM56, ont obtenu leurs noms par une combinaison des deux désignations commerciales de moteur des deux sociétés parentales : CF6 (compressor-fan) de GE (Général Electric) et M56 (M-Motor) de SNECMA (Société Nationale d'étude et de Construction de Moteur d'Avion).

Un avion équipé de CFM56 décolle toutes les 4 secondes dans le monde. Moteur préféré des compagnies aériennes, le CFM56 propulse près de la moitié des avions de plus de cent places livrées depuis quinze ans, et confirme en 1999 sa place N1.

Vendu à près de 15 000 exemplaires, le CFM56 est le moteur de choix pour les applications court et moyen- courriers de Boeing et Airbus. Il est le seul moteur de sa catégorie à équiper tous les avions des grandes familles mono couloir des deux avionneurs. Le CFM56 propulse en exclusivité toute la famille Boeing 737. Chez Airbus, il équipe non seulement la totalité de la famille A320, mais aussi le quadrimoteur long- courriers A340

Avec 50% de la part de marche cumulée les cinq (05) dernières années, la famille CFM56 confirme en 1999 sa place N°01 mondial pour les avions plus de 100 places.

De nouvelles applications pour les moteurs CFM ont vu le jour. Par sa commande de 15 avion (et 10 options), Air France est devenu client de lancement de l'airbus A318 équipé de moteur CFM56-5B, ce moteur est le seul à propulser l'ensemble de sa famille A320. Le CFM56-7B à trouver une nouvelle application sur le Boeing B737 Wedgetail, avion de surveillance électronique commandé par l'armée de l'air australienne.

Dans le domaine de l'environnement, la nouvelle technologie de chambre de combustion à double tête DAC (DUAL ANNULAR COMBUSTOR), qui permet une réduction importante des émissions polluantes d'oxyde d'azote, a été adopte par lauda air pour ses 737 NG. Elle est proposée en optant sur les CFM 56-5B et 7B est équipée déjà entre autre des avions de swissair, Austrian Airlines et SAS.

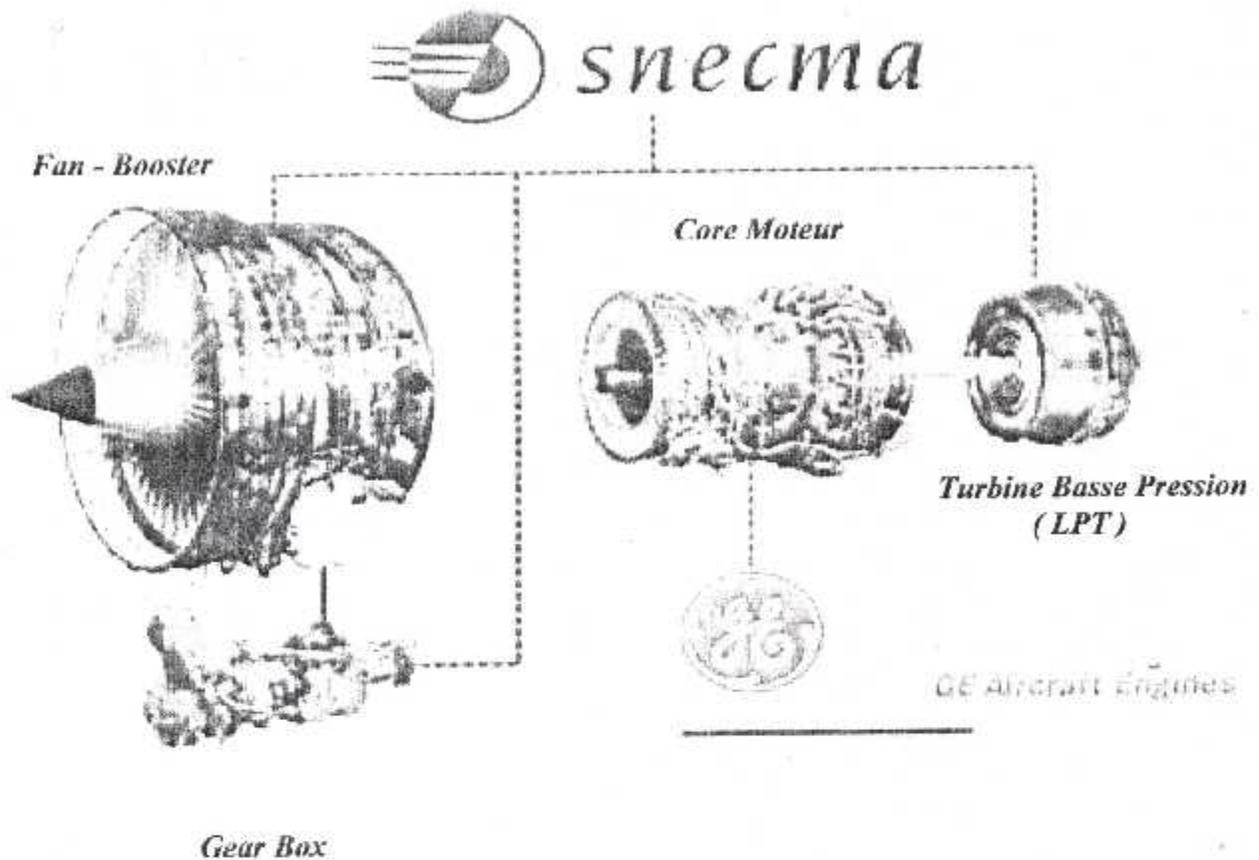
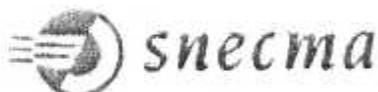


Figure (I-1) : LES DIFFERENTS ELEMENTS DU MOTEUR



L'industrie aéronautique d'aujourd'hui puise ses racines en France, où la société des moteurs de Gnome a été fondée par les frères SEGUIN en 1895 pendant la première guerre mondiale, la France était le fabricant principal de moteurs d'avion.

Entre les deux guerres mondiales, les sociétés françaises des moteurs du Gnome et Rhône ont fusionné avec d'autres fabricants de moteurs d'avion français, y compris Renault qui a donné naissance à une société publique : Société National d'Etude et de Construction de Moteurs d'Avion (SNECMA).

Le général de Gaulle a signé le projet de loi créant la SNECMA le 29 mai 1945, l'organisme de la SNECMA remonte à l'après-guerre. Un décret a regroupé les entreprises de motorisation aéronautique et les placées sous le contrôle de l'état, ce groupement a été conçu à l'origine, pour être un seul marché militaire. La production de moteur de l'aviation civil ne se développe qu'au début des années soixante-dix avec la mise au point du moteur olympus qui équipe les premières concordes. Le groupe produit outre ses activités liées à la propulsion aéronautique et spéciale, des matériels d'équipements (train d'atterrissage, système de Freinage, équipements électronique).

Dans le domaine militaire, la SNECMA, dont les moteurs équipent les avions Mirage et le Rafale, travaille en collaboration avec la britannique Rolls-Royce.

GE Aircraft Engines

En 1878, THOMAS EDISON fonde la Edison Electric Light, dans le but d'exploiter le brevet d'invention de la première lampe à incandescence. Moins de dix ans plus tard, la société prend le contrôle de Sprague Electric Railway et Motor Company pour devenir la Edison General Electric. Le nouvel ensemble, à la suite de sa fusion avec la société Thomas-Houston en 1892, donne naissance à la firme General Electric.

Au début des années 1900, General Electric est spécialisée dans les turbines à gaz. En ce temps dans la première guerre mondiale, GE fabrique des compresseurs en série sous l'observation des services des armées de l'air alliées.

Plus tard, dans les années 1930, L'anglais Frank Whittle a conçu une turbine à gaz pour propulsion d'avion. Un moteur à réaction, cependant, le temps de guerre conditionne l'Angleterre l'incite à s'immerger vers les Etats unis par sa nouvelle économie.

Grâce à ses turbo-compresseurs de suralimentation et les travaux de développement des turbines, le gouvernement a attribué à GE, en Octobre 1941, un contrat pour produire le premier moteur à réaction de l'Amérique.

Une année plus tard, deux moteurs GE « 1-A » propulsait le premier avion à réaction américain, le Bell XP-59A.

Au court de la décennie suivante, GE a développé des moteurs à réaction pour des avions de chasse et des bombardiers.

Durant les années 60, vu les avancées technologiques, GE se consacre dans le développement des moteurs d'avions commerciaux en pressant l'importance des vols commerciaux intercontinentaux au futur.

Aujourd'hui GE aircraft engines est un fabricant principal à réaction militaire et commerciale, avec des générateurs de gaz pour l'utilisation maritime et industrielle.

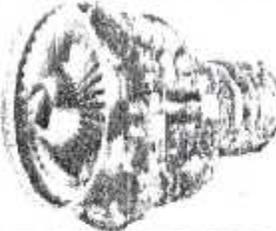
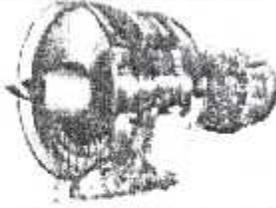
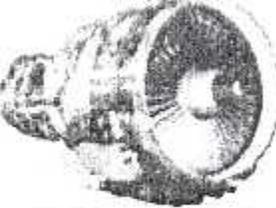
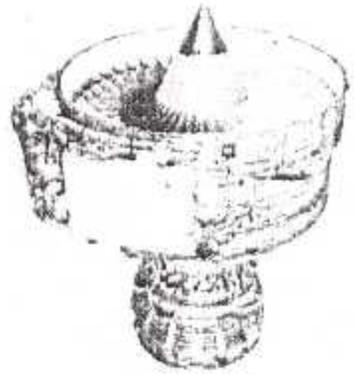
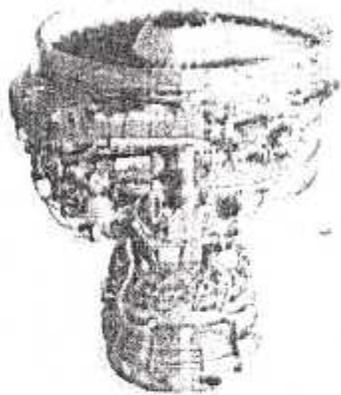
	<p>CFM56-2</p> <p>De 22000 à 24000 Lbs, de poussée</p> <p>Equipe : KC-135R , C-135R , E-3 , KE-3A , E-6A , DC-8 super 70</p>
	<p>CFM56-3</p> <p>De 18500 à 23500 Lbs, de poussée</p> <p>Unique moteur disponible pour les Boeing 737-300/-400/-500</p>
	<p>CFM56-5A</p> <p>De 22000 à 26500 Lbs, de poussée</p> <p>Equipe : Airbus Industrie A319 et a320</p>
	<p>CFM56-5B</p> <p>De 22000 à 32000 Lbs, de poussée</p> <p>Equipe : Airbus Industrie A319, A320 et A321</p>
	<p>CFM56-5 C</p> <p>De 31200 à 34000 Lbs, de poussée</p> <p>Equipe Airbus industrie A340</p>
	<p>CFM56-7B</p> <p>De 18500 à 26300 Lbs, de poussée</p> <p>Unique moteur disponible pour les Boeing : 737-600/-700/-800/-900/BBJ</p>

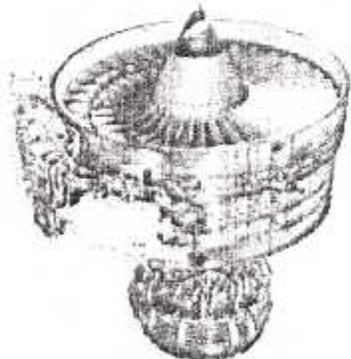
Figure (1 -2) : DIFFERENTS TYPES DES MOTEURS CFM56



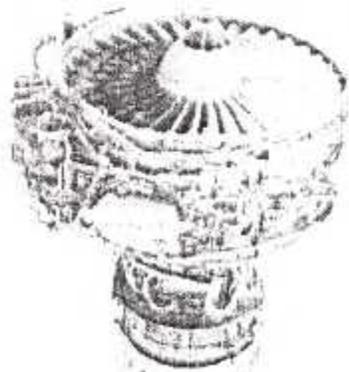
CFM56-2
Certification NOV. 1979
23 Opérateurs
580 Avions en Service



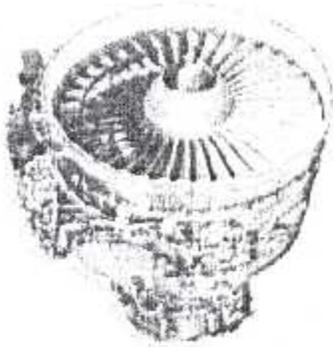
CFM56-3
Certification Jan. 1984
144 Opérateurs
2.000 Avions en Service



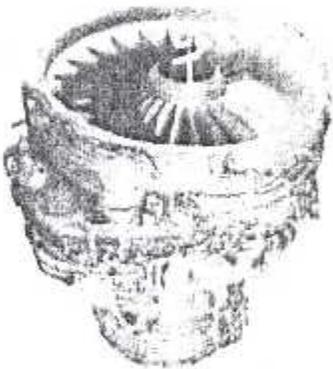
CFM56-5A
Certification Aout 1987
27 Opérateurs
420 Avions en Service



CFM56-5C
Certification Dec. 1991
26 Opérateurs
150 Avions en Service



CFM56-5B
Certification Mai 1993
23 Opérateurs
150 Avions en Service



CFM56-7
Certification Dec. 1996
38 Opérateur
165 Avions en Service



Produit potentiels nouveaux
et dérivés

Figure(I-3) : LES SIX (06) MOTEURS PRODUITS PAR CFMI

LES DATES CLES :**1. CFM56-5B :**

- Lancement du programme d'avionneur..... Novembre 1989
- Premier rotation moteur..... Octobre 1991
- Premier vol du 707 FTB équipe le CFM 56 5B Septembre 1992
- Premier rotation moteur avec chambre de combustion DAC Mars 1993
- Certification du CFM -56 .5B.....Mai 1993
- Entré en service sur l'AIR BUS A321..... Mars 1994
- Certification de l'A320/CFM-56.5B..... Novembre 1995
- Chambre de combustion DAC en service Janvier 1995
- Entré en service de l'A 320/CFM 56-5B..... Janvier 1996

2. CFM56-7B :

- Lancement du programme avion.....Janvier 1994
- Premier essai moteur.....Avril 1995
- Premier vol moteur sur Boeing 737.FTB.....Janvier 1996
- Certification du CFM56-7B.....Décembre 1996
- Certification du Boeing 737-700.....Septembre 1997
- Entrée en service sur Boeing 737-800.....Avril 1997
- Entrée en service sur Boeing 737-600.....Août 1998
- Entrée en service sur Boeing 737.900.....Décembre 2000

Chapitre II

Déscription Générale de Moteur

CFM56-5B et CFM56-7B

II.- DESCRIPTION DU MOTEUR CFM56-5B ET CFM56-7B

II.1- DESCRIPTION GENERALE DU CFM56-5B

Le CFM56-5B est un moteur double flux, double corps, turbo fan à écoulement axial. Avec une poussée comprise entre 9800 et 14250 KN. Le CFM56-5B est entré en service en 1994, équipe tous les avions de la famille AIRBUS A320 et fait preuve d'une remarquable fiabilité à l'exploitation.

Ce moteur est capable de fournir différentes poussées dont la sélection s'effectue au moyen d'une simple prise sur le calculateur de régulation moteur.

Destiné à minimiser le coût global de possession de la famille A 320, le CFM56-5B associe l'architecture dérivée du CFM56, leader dans son secteur, à une technologie de pointe sur le modèle CFM56-5B/P, ce moteur a bénéficié de techniques avancées en conception ; l'analyse aérodynamique tridimensionnelle a permis d'améliorer l'efficacité des pales du compresseur et de la turbine haute pression ainsi que celles de la turbine basse pression.

Associée à une dynamique des fluides informatisée, cette aérotechnique tridimensionnelle qui se caractérise également par la mise en œuvre d'aubes fixes et d'aubes mobiles mono cristallines de deuxième génération dans la turbine haute pression, contribue à réduire dans ces proportions importantes les températures de cycle du moteur. En conséquence, cette technologie améliore la consommation spécifique du moteur 3% ainsi que les plages de température de sortie des gaz, ce qui offre aux compagnies une plus longue durée d'utilisation du moteur installé, aussi bien en première monte qu'après visite en atelier.

Ces concepts, associés à l'architecture robuste de la famille des CFM56, ont permis au moteur CFM56-5B de maintenir un taux de fiabilité proche de celui du CFM56-5A : Moins de retard ou d'une annulation pour défaillance moteur sur 2000 décollage. Le CFM56-5B a très vite obtenu et conserve depuis la certification ETOPS.

Depuis 1995, pour satisfaire aux contraintes très revers en matière de lutte contre la pollution, CFMI propose aux compagnies aériennes qui le désirent une chambre de combustion de deux têtes (DAC). Elle permet de réduire de 40% les émissions d'oxydes d'azote (Nox) par rapport à la chambre de combustion à une tête (SAC).

Enfin, à l'inverse de ses concurrents dont les efforts de conception ont été concentrés uniquement sur les économies de carburant aux dépens de d'autres coûts d'exploitation, le CFM56-5B utilise moins de pièces à durée de vie limitée, dont la longévité a en outre été augmentée, et garantit ainsi aux compagnies un coût réduit. Cela se traduit par une économie moyenne de plus de 3 millions USD par avion, sur une période de 18 ans

II.2- DESCRIPTION GENERALE DU MOTEUR CFM56-7B

Le moteur CFM56-7B est un turbo fan double corps, à écoulement axial avec un taux de dilution élevé, il est court et léger, et d'une conception entièrement modulaire pour faciliter sa maintenance. Ce moteur, dernier-né de la famille des CFM56, occupe une position commerciale très sûre dans le marché aéronautique. Il a été choisi par Boeing comme source unique pour motoriser ses Boeing 737 Séries 600, 700, 800, 900, COMBJ-BBJ(Boeing Business Jet), C40A(Version Militaire). Son rôle est de fournir la poussée à l'avion et la puissance aux systèmes avion suivants :

- Electrique
- Hydraulique
- Pneumatique.

Ce moteur a bénéficié d'une démarche de conception intégrée, associant les aspects techniques et les besoins des clients. Le couple CFMI / Boeing a notamment sollicité les compagnies clientes très en amont dans le processus de conception afin de pouvoir leur donner satisfaction sur un maximum de points. Le moteur issu de cette coopération présente les caractéristiques suivantes : robustesse accrue, aube soufflante large corde, conception aère 3D corps haute pression et turbine basse pression dérivés du CFM56-5B. Le CFM56-7B, avec l'apport de matériaux nouveaux, d'une régulation numérique pleine autorité redondante (FADEC) et, en option, d'une chambre de combustion à double tête (DAC) permettant du marché dans sa catégorie.

Sa turbine haute pression dotée d'aubes mono cristallines en alliage N5, permet au CFM56-7 des avancées notables sur le CFM56-3 :

Une température de fonctionnement plus basse avec des marges EGT (température de sorti des gaz) plus élevées pour une meilleure longévité du moteur sous l'aile.

Une consommation spécifique de carburant réduite de plus de 8 %.

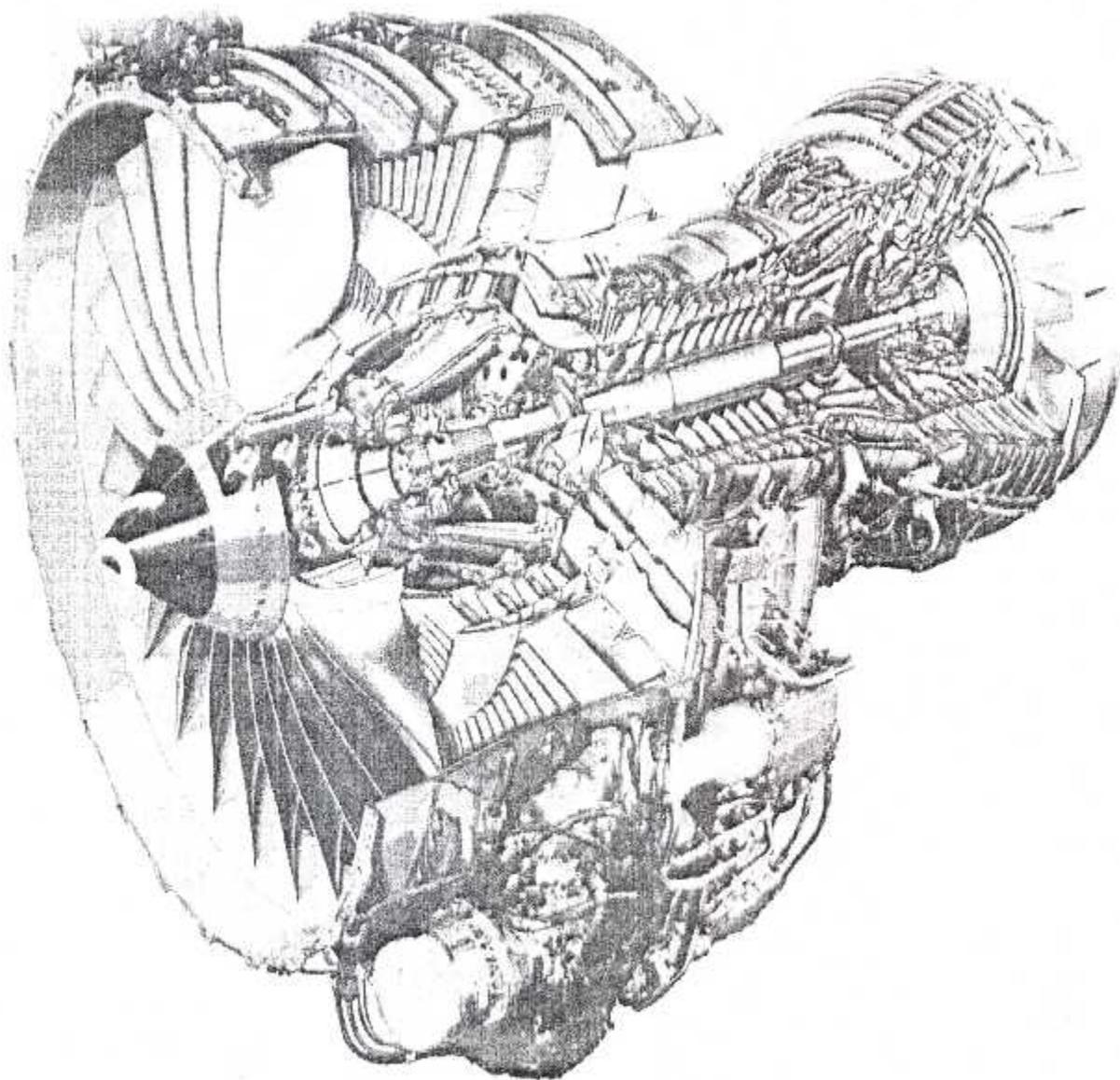


Figure (II-1) : VUE INTERNE DU MOTEUR CFM56-7B

II.3- CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DES MOTEURS CFM56-5B

<i>Version de Moteur</i>							
<i>Caractéristiques</i>	<i>5B1</i>	<i>5B2</i>	<i>5B3</i>	<i>5B4</i>	<i>5B5</i>	<i>5B6</i>	<i>5B7</i>
<i>Poussée Max au Décollage (KN)</i>	133.50	138.00	142.50	120.30	98.00	104.50	120.30
<i>Taux de Dilution</i>	5.5	5.5	5.4	5.7	6.0	5.9	5.7
<i>T° à Poussée Nominale Maintenu (C°)</i>	30	30	30	44	45	45	44
<i>Poussée Max en Montée (KN)</i>	28.50	28.50	28.50	25	25	25	28.50
<i>Taux de Compression général</i>	34.4	34.4	34.4	32.6	32.6	34.6	34.4
<i>Langueur (mm)</i>	2601	2601	2601	2601	2601	2601	2601
<i>Diamètre de soufflante (mm)</i>	1735	1735	1735	1735	1735	1735	1735
<i>Application</i>	A321	A321	A321	A320	A319	A319	A319

II.4- CARACTERISTIQUE PRINCIPALE DES MOTEURS CFM56-7B

<i>Version de Moteur</i>						
<i>Caractéristiques</i>	<i>B18</i>	<i>B20</i>	<i>B22</i>	<i>B24</i>	<i>B26</i>	<i>B27</i>
<i>Poussée Max au Décollage (KN)</i>	87.00	91.50	101.1	107.50	117.00	121.00
<i>Taux de Dilution</i>	5.5	5.4	5.3	5.3	5.1	5.1
<i>T° à Poussée Nominale Maintenu (C°)</i>	30	30	30	30	30	30
<i>Poussée Max en Montée (KN)</i>	26.50	26.50	26.50	32.70	32.70	32.70
<i>Taux de Compression général</i>	32.70	32.70	32.70	26.29	26.29	26.29
<i>Langueur (mm)</i>	2500	2500	2500	2500	2500	2500
<i>Diamètre de soufflante (mm)</i>	1550	1550	1550	1550	1550	1550
<i>Application</i>	B737-600	B737-600/700	B737-600/700	B737-700/800/900	B737-800/900	B737-800/900

II.5- LES MODULES DU MOTEUR

II.5.1- INTRODUCTION :

Les moteurs CFM56-5B et CFM56-7B sont des moteurs de construction modulaire. Ils se composent de quatre (04) modules, chaque module peut être démonté seul, ce qui facilite la maintenance du moteur et de minimiser le coût d'entretien. Les modules de CFM56-5B et CFM56-7B sont de conceptions identiques qui sont les suivants :

- ❖ Module fan :
 - La soufflante.
 - Compresseur BP (LPC).
- ❖ Module core :
 - Compresseur HP (HPC).
 - Chambre de combustion.
 - Turbine HP (HPT).
- ❖ Module LPT: -Turbine BP (LPT).
- ❖ Commande des accessoires.

La soufflante, l'attelage basse pression en l'occurrence, compresseur et turbine basse pression et l'attelage haute pression, c'est à dire compresseur haute pression, chambre de combustion et turbine haute pression sont de conception identique pour les deux moteurs c'est à dire le CFM56-5B et CFM56-7B, Par contre le module Gear box est différent.

La soufflante, le compresseur basse pression et la turbine basse pression sont montés sur l'arbre N1. Le compresseur haut pression et la turbine haute pression sont montés sur l'arbre N2.

II.2- MODULE FAN

A- LA SOUFFLANTE ET COMPRESSEUR BASSE PRESSION

La soufflante du moteur CFM56-5B est composée de 36 ailettes par contre dans le CFM56-7B est composée de 24 ailettes. Elle possède un seul étage, elle augmente la vitesse de l'air.

Le flux primaire est dirigé dans le réacteur. Le compresseur basse pression augmente la pression du flux primaire et l'envoi au compresseur haute pression.

Le flux secondaire est dirigé dans le canal de la soufflante. Il génère approximativement 80% de poussée durant le décollage. Le compresseur basse pression à trois (03) étages, il est entraîné également par la turbine basse pression (LPT).

La soufflante et le compresseur basse pression forment un compresseur de quatre (04) étages.

La soufflante accélère la vitesse de l'air, un carénage du splitter divise l'air en deux parties (flux) :

- L'air primaire
- L'air secondaire.

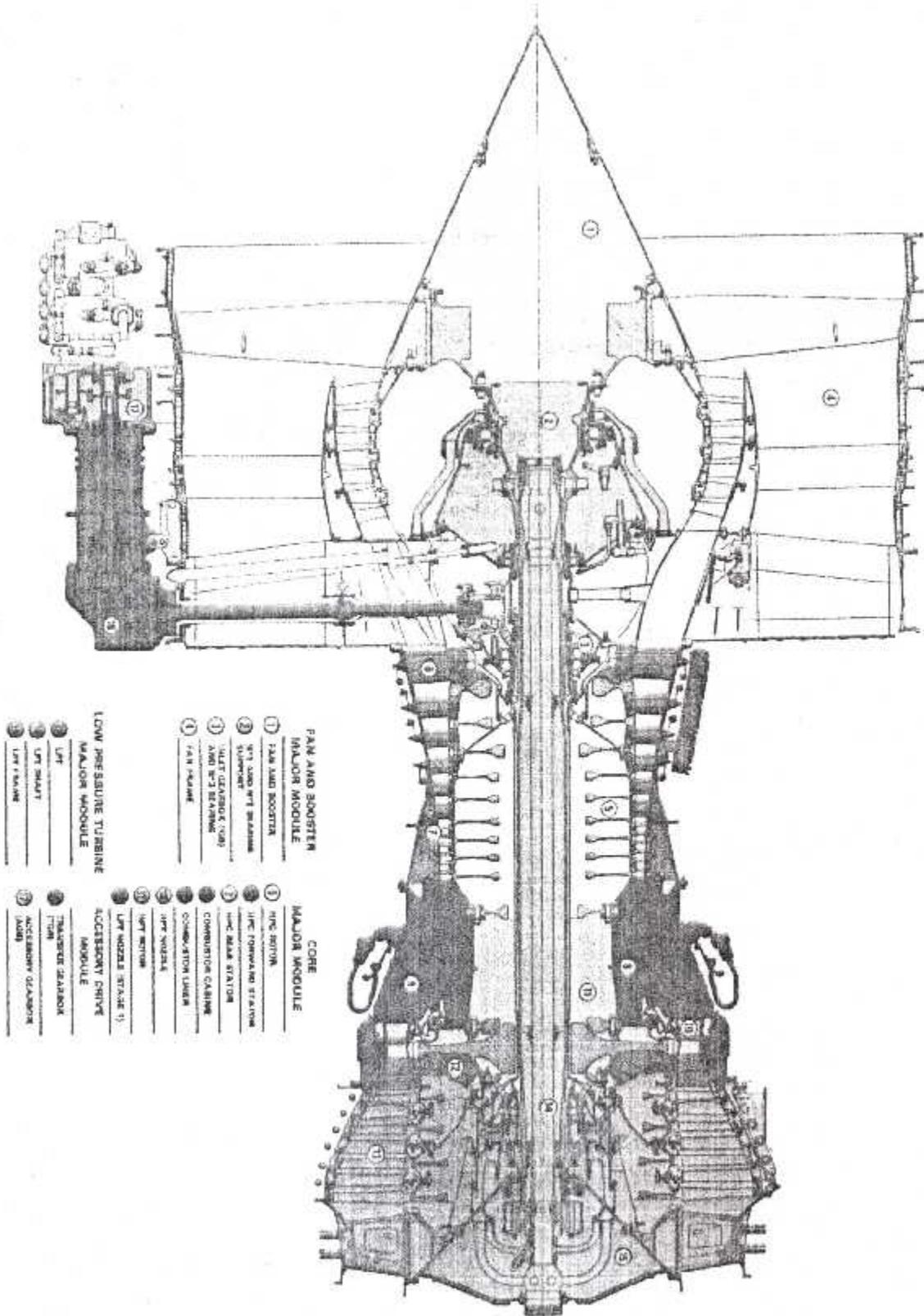


Figure (II-2) : CONCEPTION MODULAIRE MOTEUR CFM56-5B

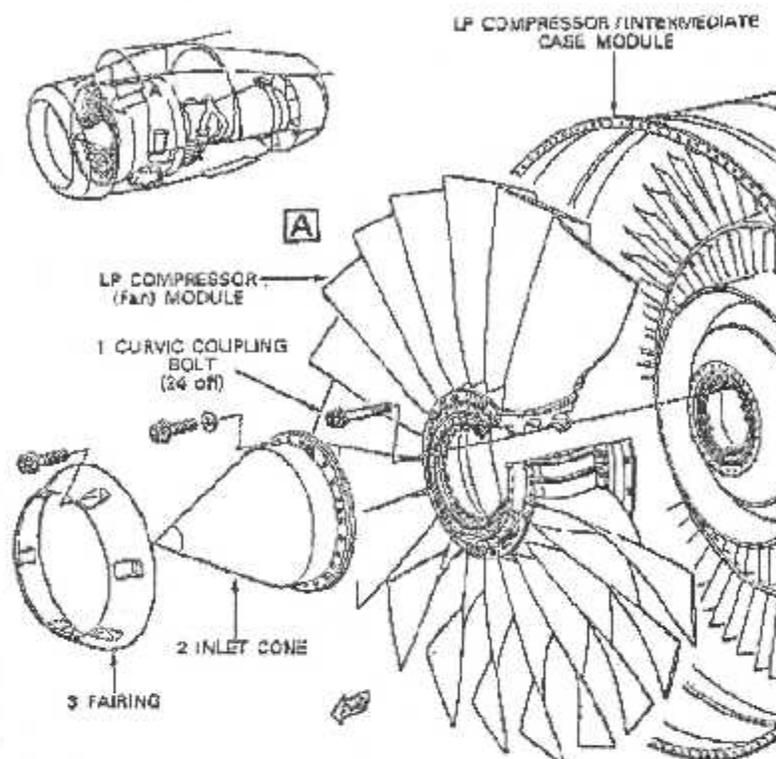


Figure (II - 3) : L'ECARTE DE LA SOUFFLANTE

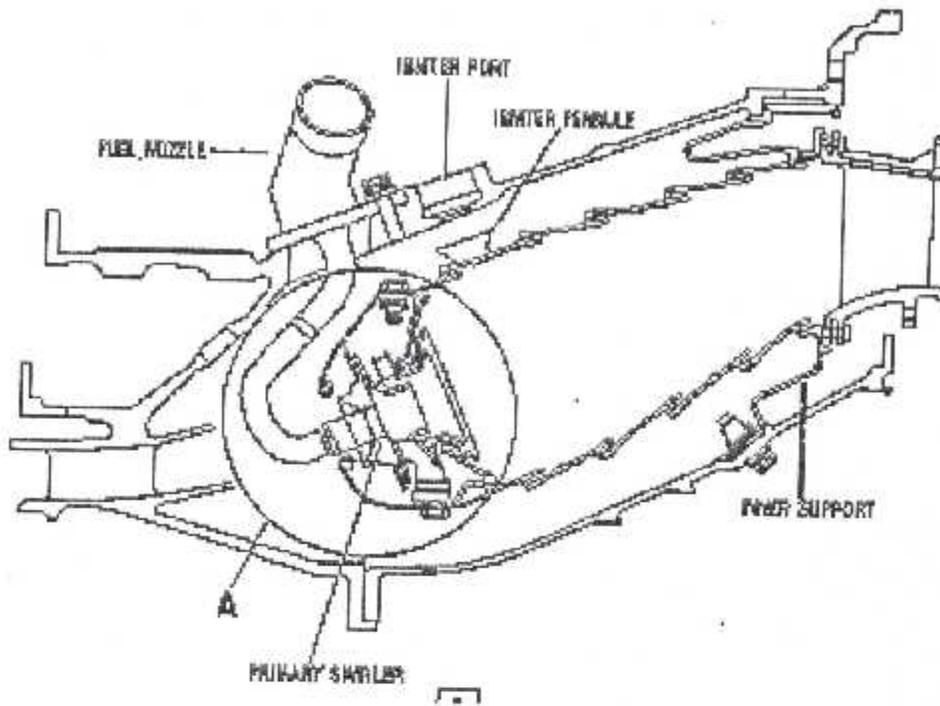
II.5.3- MODULE CORE

A- COMPRESSEUR HAUTE PRESSION (HPC)

C'est un compresseur axial constitué de neuf(09) étages, il est entraîné par l'étage de la turbine haute pression. Il augmente la pression de l'air provenant du compresseur basse pression et l'envoi vers la chambre de combustion.

B- CHAMBRE DE COMBUSTION

La chambre de combustion est de type annulaire comporte 20 injecteurs et deux (02) bougies d'allumage. A ce niveau l'air provenant du compresseur haute pression est admis avec du carburant pulvérisé des injecteurs. Ce mélange fut brûler et génère des gaz chauds qui se dirige vers la turbine haute pression (HPT).



(2)

Figure (II-4) : SECTION DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION (SAC)

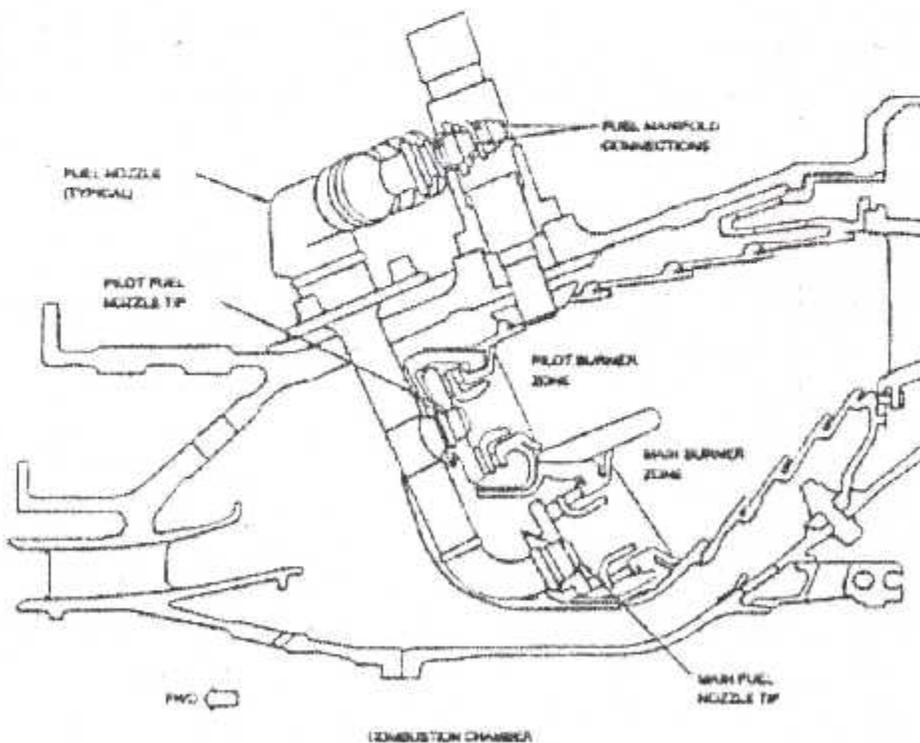


Figure (II-5) : SECTION DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION (DAC)

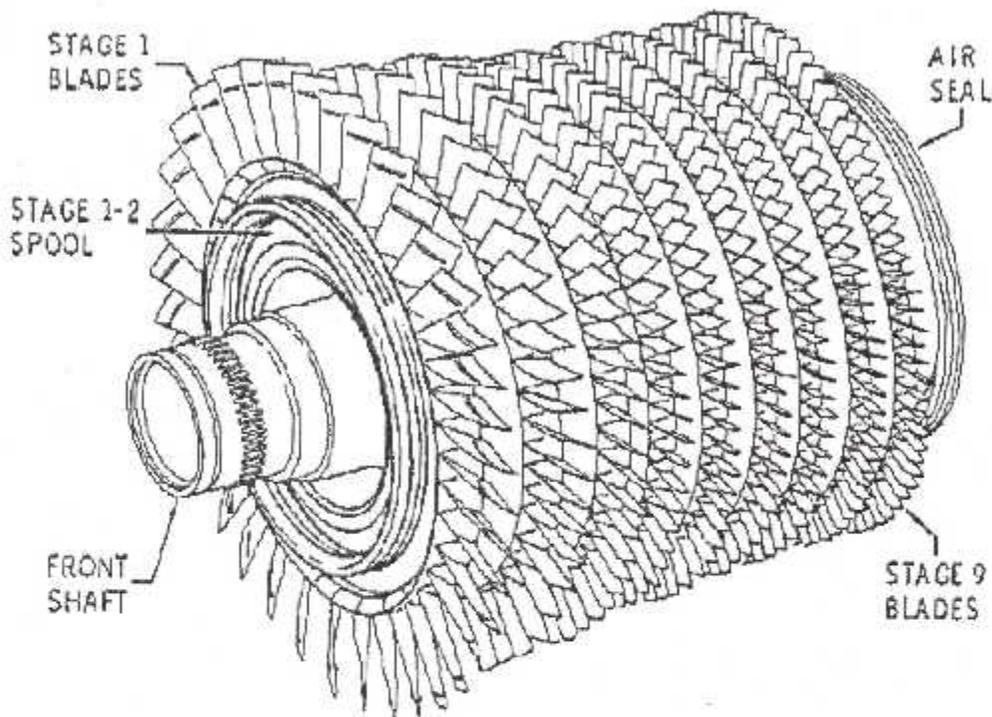


Figure (II - 6) : LE ROTOR DE COMPRESSEUR HAUTE PRESSION

C- TURBINE HAUTE PRESSION (HPT)

C'est un module à un seul étage, elle effectue la transformation de l'énergie des gaz chauds à l'énergie mécanique pour entraîner le compresseur haute pression (HPC) et la commande des accessoires. La turbine haute pression est refroidie par l'air de l'ensemble compresseur et turbine haute pression (HPT-HPC) appelé « attelage HP (N 2), cet attelage tourne dans le sens horaire.

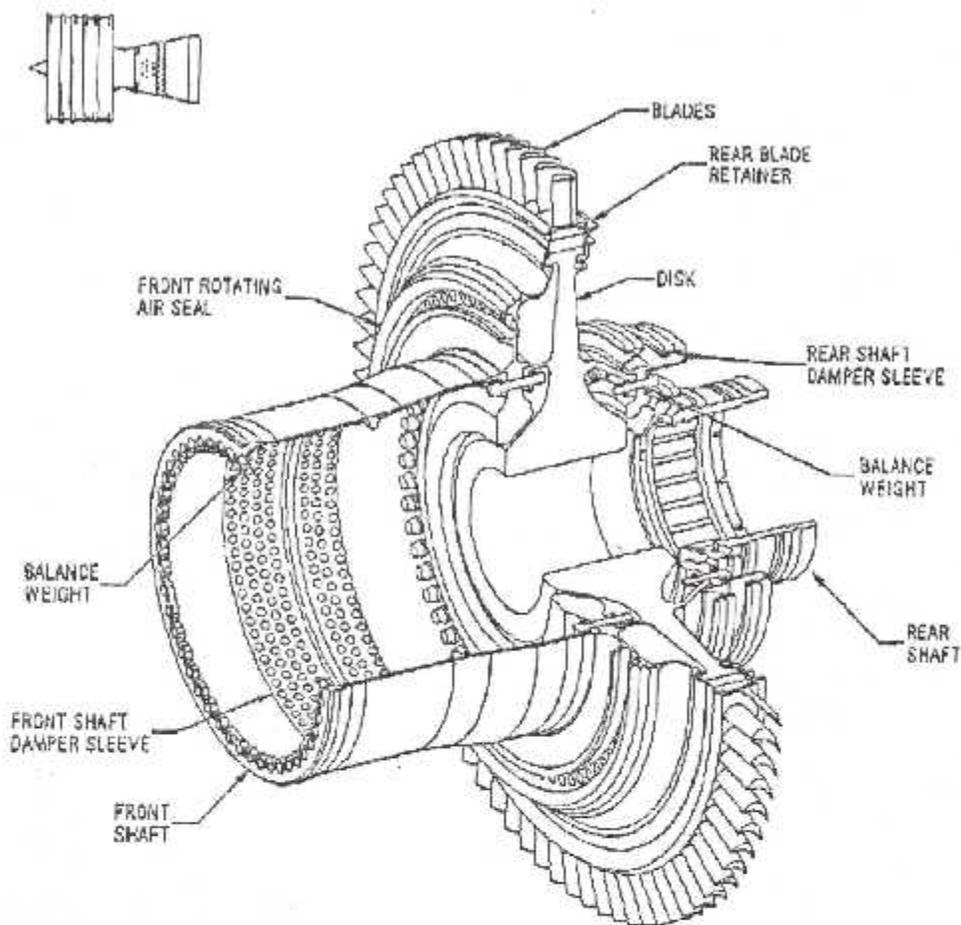


Figure (II - 7) : LA TURBINE HAUTE PRESSION

II.5.4- MODULE LPT

A- TURBINE BASSE PRESSION (LPT)

La turbine basse pression se compose de quatre (04) étages. Elle transforme l'énergie des gaz chauds en énergie mécanique qui sert pour entraîner la soufflante et le compresseur basse pression (LPC), l'ensemble compresseur basse pression et la turbine basse pression (LPC-LPT) est appelé « attelage BP (N 1) », cet attelage tourne dans le sens horaire, aubage fixe de distributeur de premier étage a refroidi et fournit l'air de refroidissement pour les disques du turbine haute pression et basse pression, la turbine basse pression (LPT) entraîné le rotor de la soufflante par l'arbre concentrique intérieur et est aérodynamiquement couplé au système à haute pression.

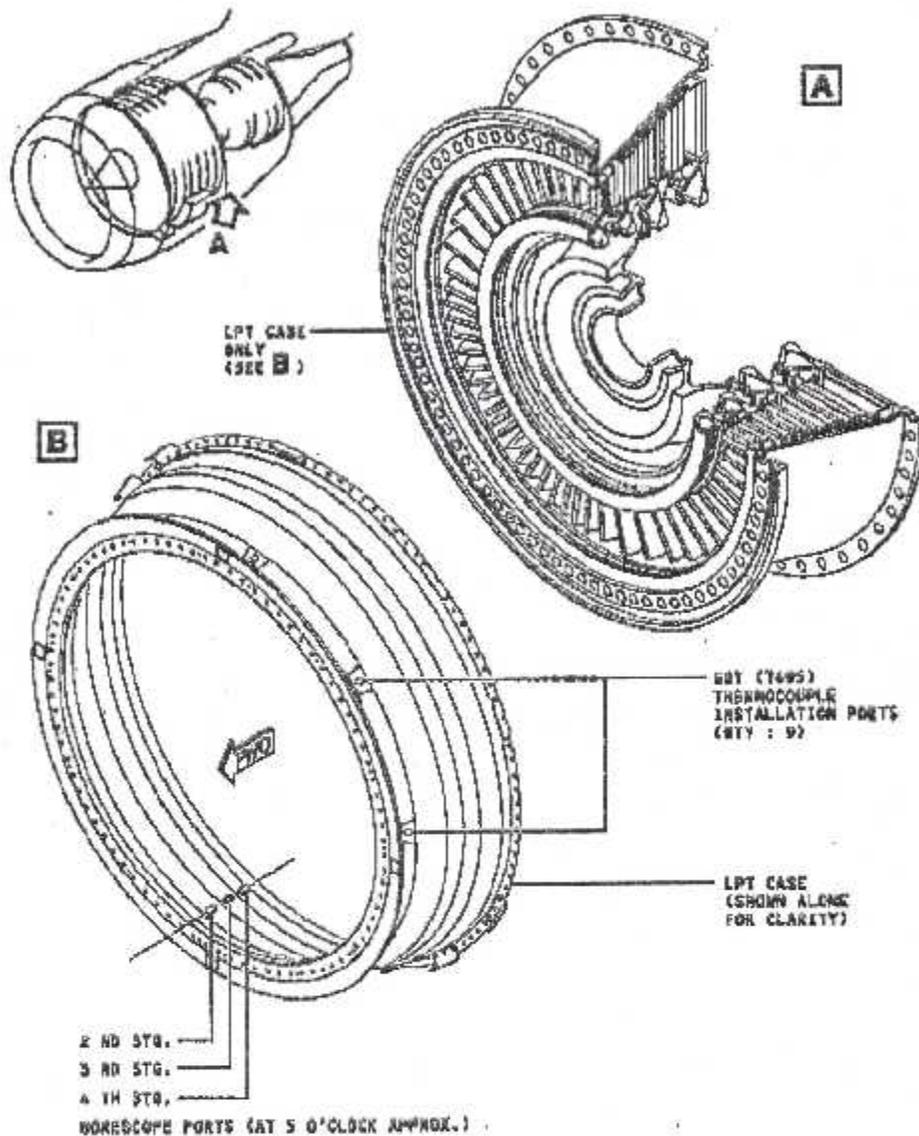


Figure (II - 8) : L'ECARTE DE LA TURBINE BASSE PRESSION

II.5.5- MODULE GEAR BOX

A- MODULE GEAR BOX DU MOTEUR CFM56-5B

Le boîtier à accessoires est monté à 6h00 en bas du carter de la soufflante. Elle se compose d'un train d'engrenages qui réduit et augmente le rapport de vitesse pour répondre aux exigences spécifiques d'entraînement de chaque accessoire. La plupart des accessoires sont montés sur l'AGB par les anneaux rapides d'attache. L'AGB est composée des éléments principaux suivants :

❖ L'ARBRE D'ENTRAÎNEMENT HORIZONTAL

L'ensemble de l'arbre horizontal d'entraînement joue le rôle d'un transmetteur de mouvement entre l'AGB et la TGB, il est inclus le carter de couplage AGB-TGB et l'arbre horizontal d'entraînement. Il est fabriqué à partir d'acier allié. Il est canulé aux deux extrémités et entraîne l'AGB par les dents d'une de ces cannelures.

L'arbre d'entraînement horizontal est maintenu dans le conduit d'entraînement de l'AGB et embrayé par un écrou à créneaux dans l'arbre du pignon.

❖ LE CARTER DE L'AGB

Le carter de l'AGB est fabriqué en aluminium. Il est monté en bas de la soufflante par deux bâtis de chape avec des douilles épaulées. Il possède des supports de fixation pour les accessoires et les équipements suivants :

- Unité de lubrification
- La pompe hydraulique
- Levier d'entraînement
- Alternateur à entraînement intégré IDG
- Alternateur de l'alimentation du FADEC

La partie arrière du carter de l'AGB est connectée à l'arbre d'entraînement horizontal et elle supporte les accessoires suivants :

- La pompe du carburant/Boîtier de la HMU
- Démarreur
- Capteur de vitesse de l'arbre N°2

Le capteur de vitesse de l'arbre N°2 est installé sur l'AGB, le réglage d'espace d'air est obtenu par les cales laminées et boulonnées de carlingue. Le signal électrique est utilisé par le FADEC et l'indicateur N°2 du cockpit.

B- MODULE GEARBOX DU MOTEUR CFM56-7B

Elle se compose de :

- Boîtier du dispositif d'admission (IGB)
- Arbre d'entraînement radial (RDS)
- Boîtier de renvoi d'angle (TGB)
- Arbre d'entraînement horizontal (HDS)
- Boîte de commande des accessoires (AGB)

L'arbre N2 entraîne la AGB a travers les arbres et boîtes à engrenages suivants :

- IGB
- RDS
- TGB

- IIDS

L'AGB fait fonctionner les accessoires AGB

❖ MODULE DE LA BOITE D'ENTRAÎNEMENT D'ACCESSOIRES (AGB)

Le module AGB est localisé dans le côté gauche du moteur sur le carter entrée fan. L'attelage haute pression (HP) entraîne l'AGB et reçoit le mouvement du démarreur par l'intermédiaire d'une prise de mouvement d'une boîte de transfert. Il est équipé des différents accessoires suivants :

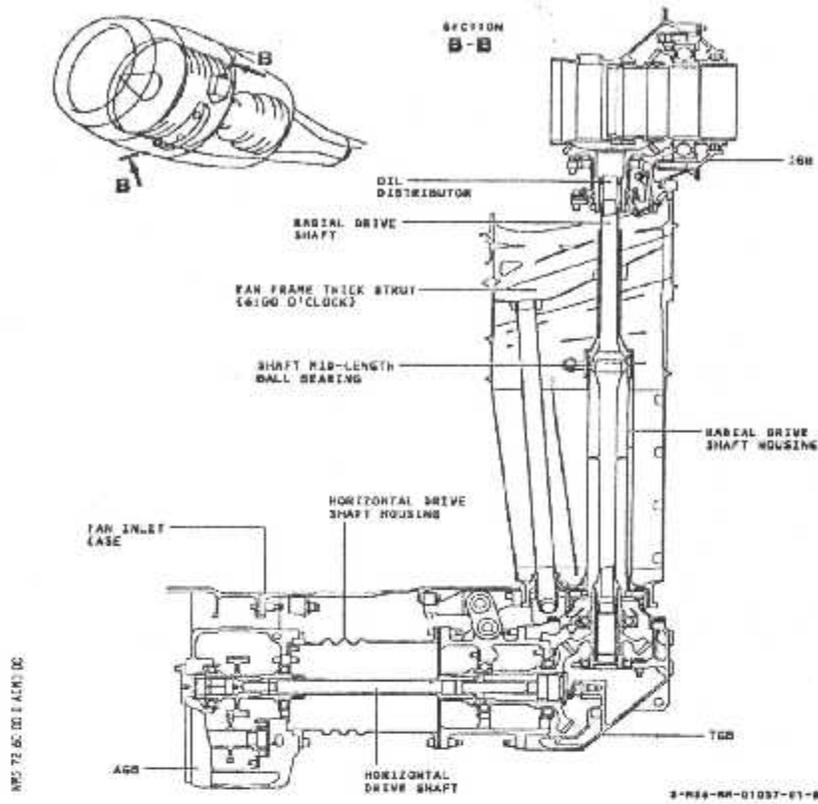
sur la face avant on a :

- Joints magnétiques.
- Alternateur EEC (unité de contrôle électronique).
- Démarreur d'air du moteur « pneumatique ».
- Pompe hydraulique.
- Alternateur à entraînement intégré (IDG).
- Lancement de la garniture de la manivelle est utilisé pour tourner le rotor N2 lors de l'inspection l'endoscopique.

Les unités remplaçables et les portes services suivants sont associées au module d'AGB et localisées sur la face arrière.

- Joints magnétiques.
- Unité hydromécanique (HMU)
- Pompe carburant
- Pompe lubrification.
- Echangeur principal huile/carburant.
- Servo - réchauffeur carburant.

L'AGB envoie le couple du rotor N2 vers la boîte d'accessoires (AGB) et la boîte de transfert (TGB) pour faire tourner les accessoires du moteur et d'avion.



Figure(II- 9) : LA BOITE D'EGRENAME (GEAR BOX) DU MOTEUR FM56-5B

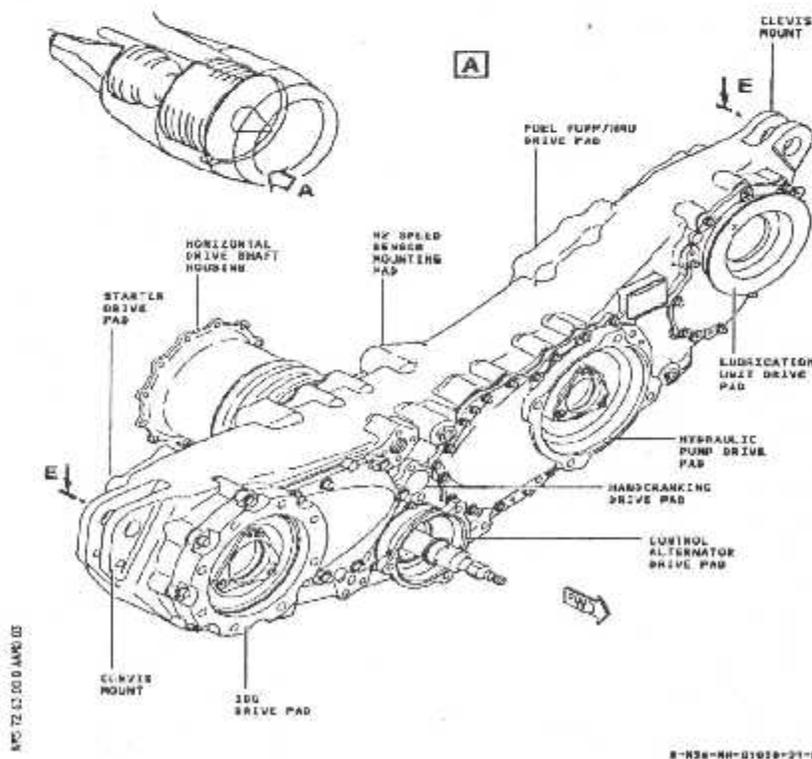
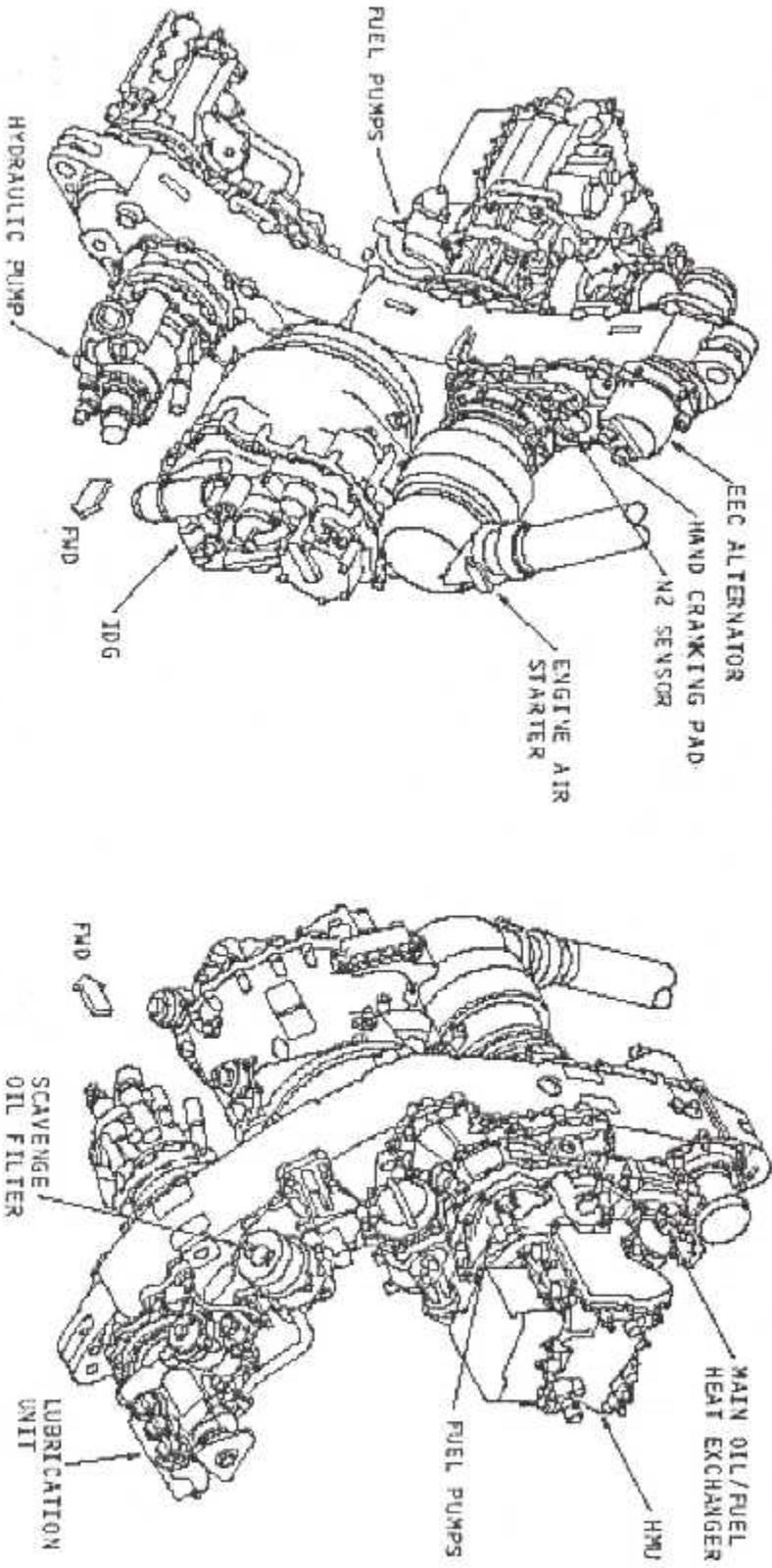


Figure (II- 10) : BOITE DE COMMANDE DES ACCESSOIRES (AGB) DU MOTEUR CFM56-5B



Figure(II-11) : BOITE DE COMMANDE DES ACCESSOIRES(AGR) DU MOTEUR CFM56-7B

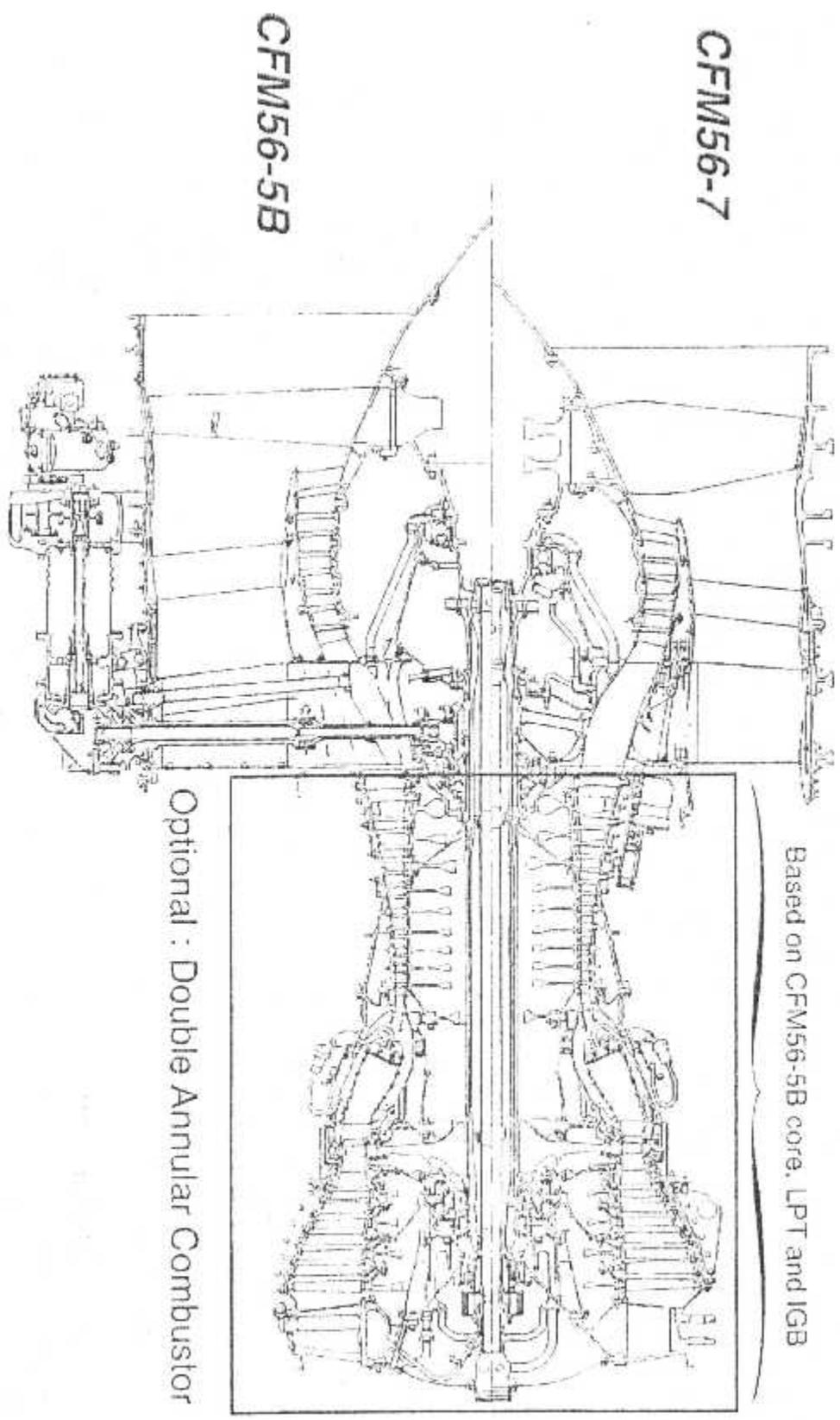


Figure (II-12) : COMPARAISON MODULAIRE ENTRE LE MOTEUR CFM56-5B ET CFM56-7B

II.6- PALIERS ET ROULEMENTS MOTEUR.

Il y a deux (02) paliers pour le moteur :

- Palier avant.
- Palier arrière.

Cinq (05) roulements principaux (deux(02) à bille et trois(03) à galets) sont contenus dans le palier avant (roulement 1B, 2R, 3B, et 3R) et palier arrière (roulement 4R et 5R) Cinq (05) roulements moteurs principaux supportent les arbres N1 et N2. Les roulements sont identifier par des numéros allant de 1 à 5.

Les roulements à billes absorbent les charges axiales et radiales de l'arbre. Les roulements a galets absorbent seulement les charges radiales.

- Roulement à billes N°1 et roulement à galet N°2 supportent l'arbre fan.
- Roulement à billes N°3 et roulement à galet N°3 supportent l'arbre HPC dans l'extrémité avant et est localisé dans l'IGB.
- Roulement à galet N°4 supporte l'arrière de l'arbre rotor HPT et roulement à galets N05 supporte l'arrière de l'arbre LPT.

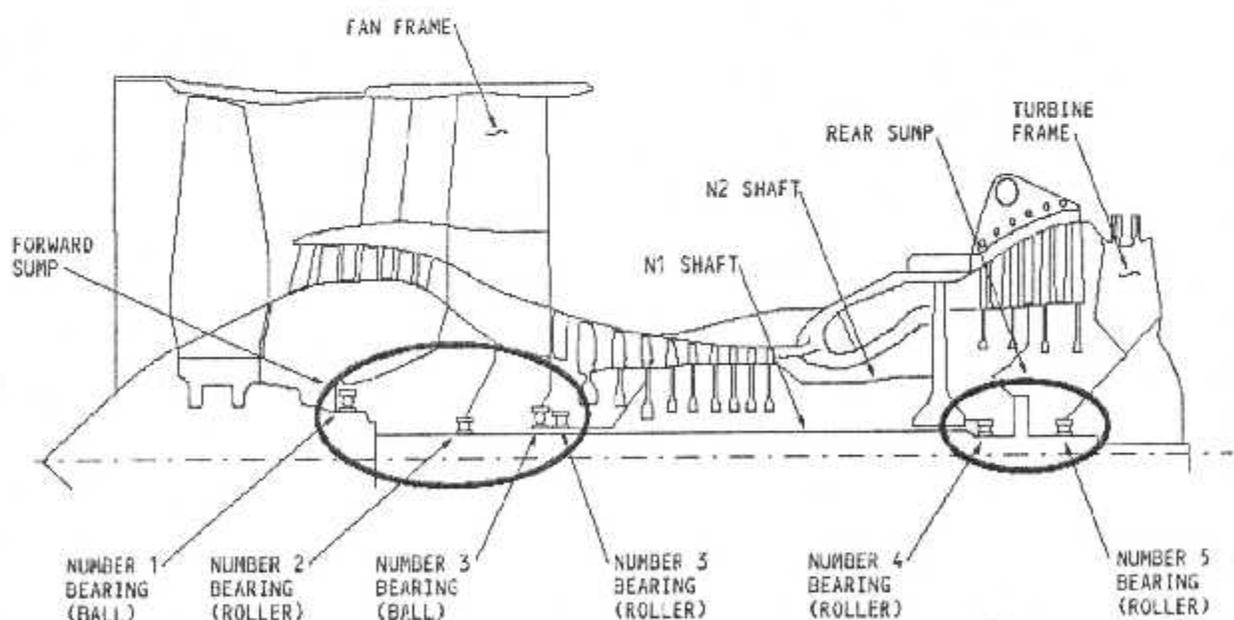


Figure (II - 13) : ROULEMENTS ET PALIERS DU MOTEUR

II.7- STATIONS AERODYNAMIQUES DU MOTEUR

Il existe des capteurs et des sondes aux sept (07) station adynamiques

- Station 0 : air ambiant.
- Station 12 : entrée d'air.
- Station 25 : température d'entrée IIPC.
- Station 30 : décharge HPC (pression sortie HPC)
- Station 49.5 : deuxième étage de la LPT

Si le moteur est équipé du kit surveillance d'état optionnel, plus de sonde sont à ces stations.

- Station 13 : décharge fan.
- Station 25 : entrée IIPC.
- Station 50 : décharge LPT

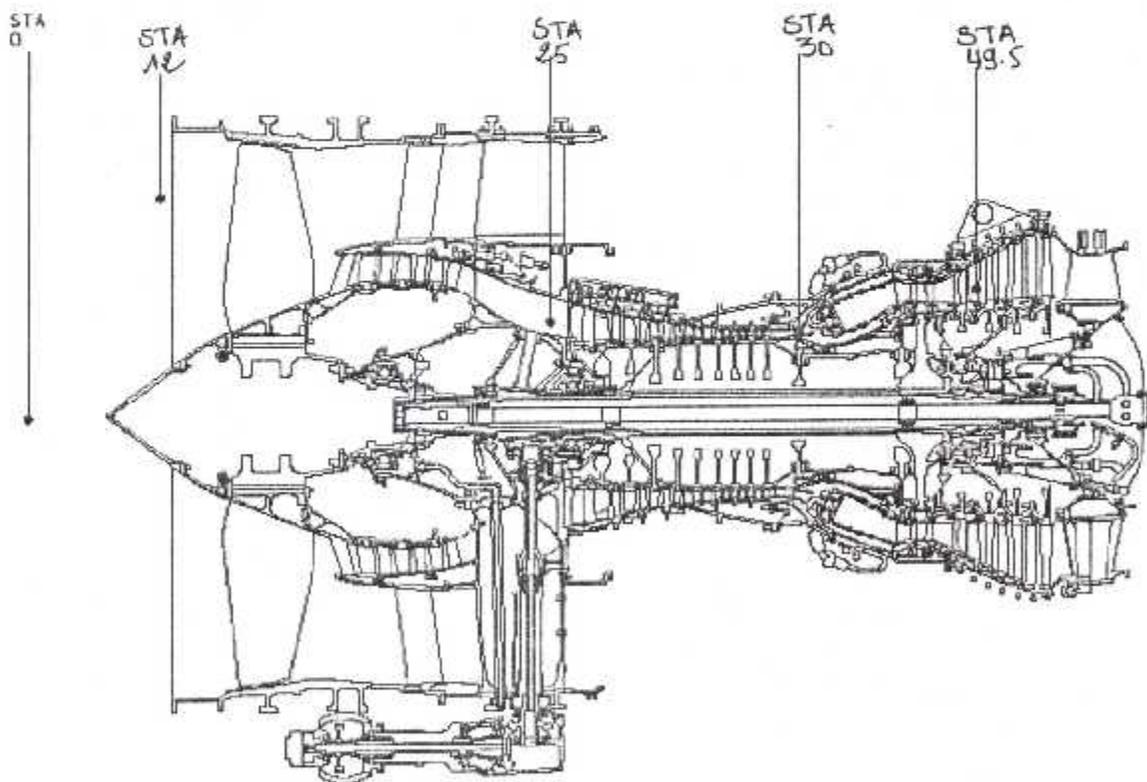


Figure (II - 14) : LES STATIONS AERODYNAMIQUES

II.8- LE CAPOTAGE

Le capotage du moteur CFM56-5B comprend :

- Capot d'entrée d'air
- Les deux demi-capots de la soufflante (gauche et droite), articulés au mat par pour permettre une fois relevés et maintenue ouvert par des bielles, un accès aisé au moteur pour les opérations de maintenance (notamment pour la dépose/pose du moteur). Ces deux demi-capots sont attachés en bas par des verrous on dehors des opérations ci-dessous :
 - Les demi-capots de poussée soufflante(directe et inverse), comme les capots de soufflante, ils peuvent être relevés et maintenus ouverts pour la maintenance.
 - Les capots forment la tuyère primaire.

Le capotage du moteur comprend aussi les dispositifs d'inversion de poussée

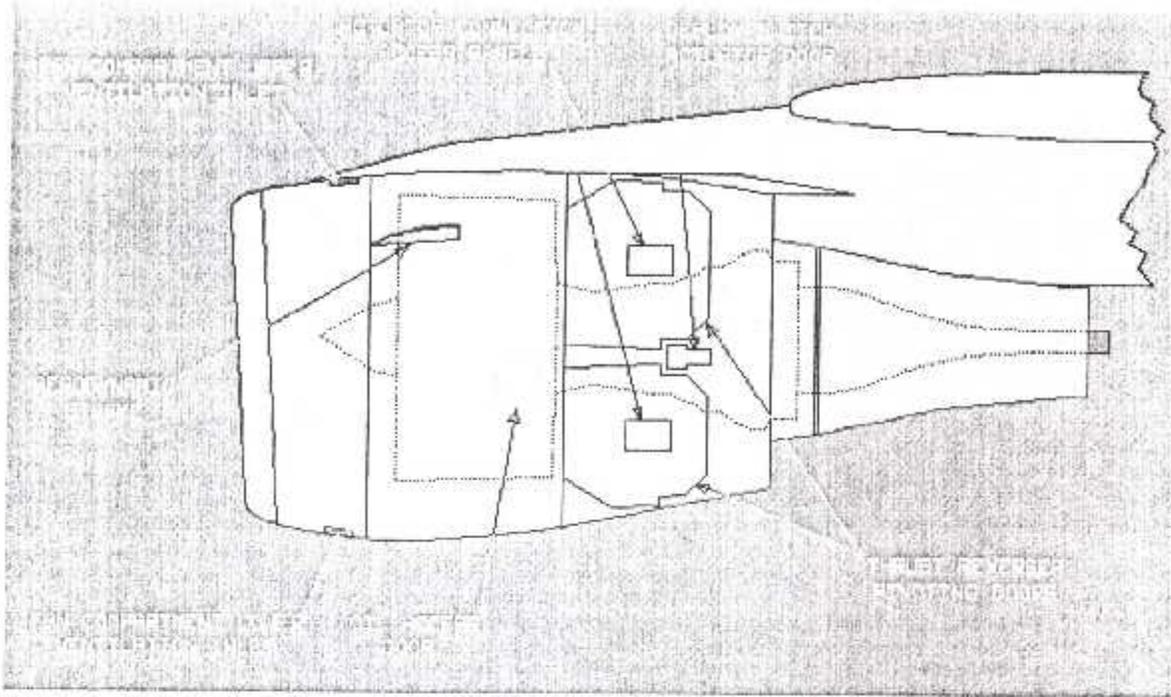
Le capotage du moteur CFM56-7B comprend :

- Capot d'Entrée.
- Capot Fan.
- Capot Reverse.

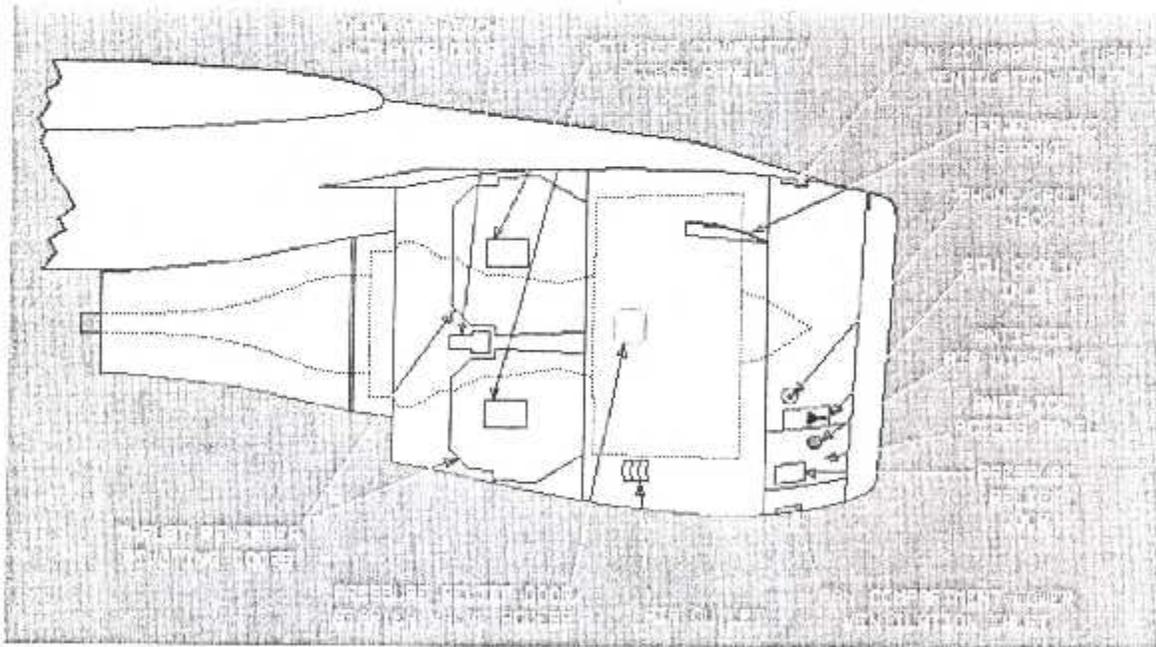
En plus de leur rôle évident de protection et de carénage extérieur des moteurs, les capots assurent les fonctions suivantes:

- Ils forment le canal d'écoulement du flux secondaire et sa tuyère.
- Ils comportent les dispositifs d'inversion de poussée par retournement du flux secondaire.
- Entre les carters du moteur et leurs parois internes, ils forment des compartiments isolés pour contenir puis évacuer des vapeurs ou des écoulements de carburant, d'huile, de fluide hydraulique qui pourraient s'accumuler dans la nacelle en cas de fuite.
- Ils contiennent les effets de l'explosion ou d'une fuite éventuelle importante d'une tuyauterie pneumatique.
- Ils sont capables de contenir un incendie éventuel pendant 15 minutes.

En plus les capots du CFM56-7B comportent de nombreuses portes de visite pour faciliter les opérations d'entretien courante.



Vue de Gauche du Moteur



Vue droite du Moteur

Figure (II-15) : CAPOTAGE DU MOTEUR CFM56- 5B

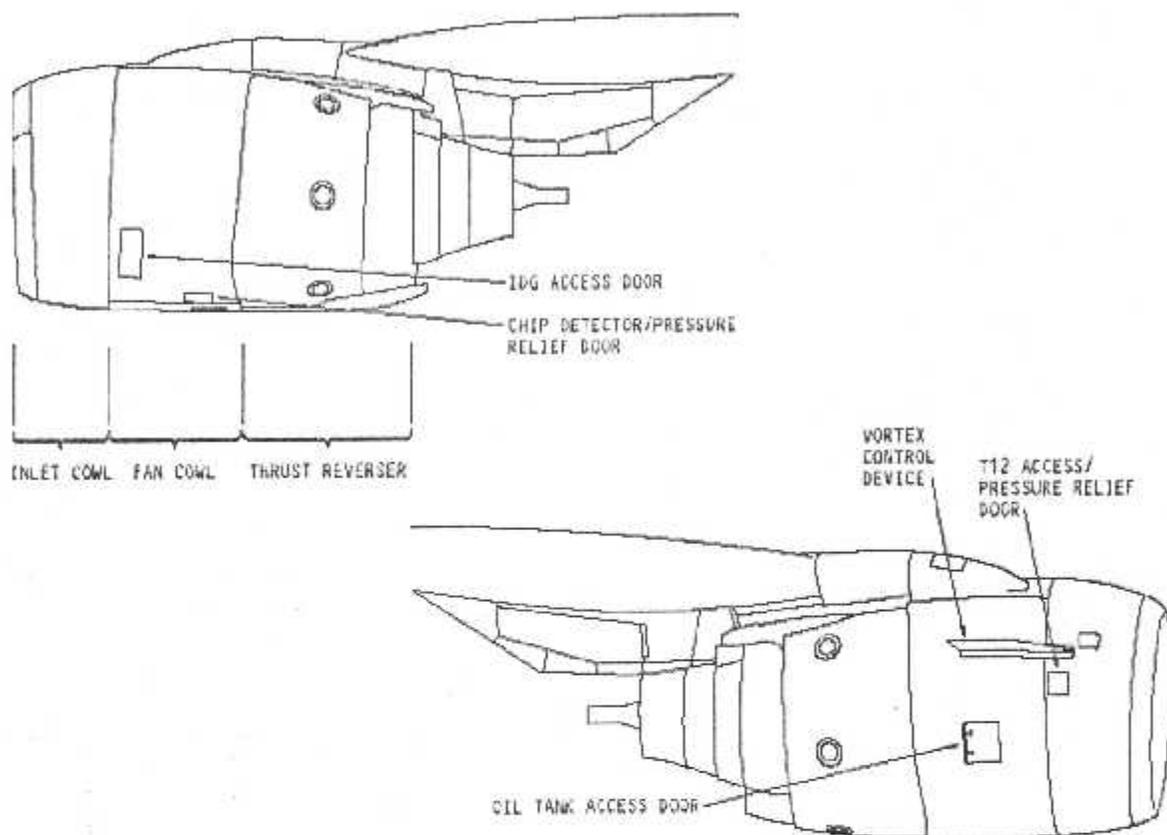


Figure (II - 16) : CAPOTAGE DU MOTEUR CFM56-7B

III.- DESCRIPTION DES SYSTEMES HYDROMECHANIQUES DU MOTEUR CFM56-5B

III.1- DESCRIPTION DU SYSTEME FADEC

III.1.1- INTRODUCTION

Le FADEC (*Full Authority Digital Electronic Control*) est un système électronique et numérique à microprocesseur pour contrôler la gestion du turboréacteur ainsi qu'un appareil de sécurité pour prévenir des pannes sérieuses sur le moteur. Il calcule la quantité de carburant à injecter au moteur en fonction de position de la manette des gaz (TLA) et de la température des gaz d'échappement (EGT) et de la pression du compresseur.

Il est composé d'un calculateur de contrôle moteur (*Electronic Contrôle Unit-ECU ou EEC*) et de ses périphériques : unité hydromécanique (HMU), capteurs (pressions, température, vitesse de rotation), actionneurs (moteurs, servo-valves, pompes) et système d'inversion de poussée...

Il y a un FADEC par moteur et ses éléments critiques (capteurs, unité de traitement, connecteurs et servocommandes) sont doublés. Les données destinées aux systèmes avion sont émises sur 4 voies (bus).

Chaque chaîne de commande des moteurs est indépendante des autres alors que l'interface entre le FADEC et les autres systèmes de l'avion est redondant (plusieurs voies).

Le FADEC a la capacité de vérifier la validité des données reçues de ses systèmes. Il peut fonctionner en ignorant ces données à partir de la position de la manette des gaz (mode manuel ou mode automatique).

III.1.2- AVANTAGE DE REGULATION NUMERIQUE

❖ *Réduction de la charge de travail de l'équipage*

Le FADEC contrôle de façon automatique le fonctionnement du moteur dans toutes les phases du vol et donc décharge l'équipage de cette tâche critique et complexe. Son introduction est l'un des facteurs qui a favorisé sur certains avions. L'action du pilote se résume à afficher la poussée à l'aide de la manette des gaz ou le mode de conduite automatique des moteurs ou pilote automatique (auto manette). Il peut gérer les procédures compliquées de démarrage, d'extinction des moteurs, d'inversion de poussée à l'atterrissage et toutes sortes de limitation au fonctionnement normale des moteurs.

❖ *Utilisation optimale du moteur dans toutes les phases du vol et réduction de l'usure des moteurs.*

❖ *Simplification de la maintenance*

Les anomalies de fonctionnement sont détectées par le FADEC et transmises au calculateur de maintenance centralisé (MCDU et CDU) qui sera interrogé lors des opérations

de maintenance au sol. Ainsi il permet de prévenir l'apparition de certaines pannes de la disponibilité opérationnelle des moteurs augmente.

❖ *Simplification des systèmes par suppression des liaisons mécaniques et d'éléments mécaniques complexes susceptibles de vieillir. Il en résulte aussi un gain de poids non négligeable.*

III.1.3- FONCTION DU FADEC

❖ Réglage de la Poussee en Mode Manuel ou Automatique

Six modes 'limite de poussée' (*Thrust ratings*) peuvent être sélectionnés à la manette des gaz :

- MTO/GA : poussée maximale au décollage et remise des gaz.
- FLXT/O : poussée réduite au décollage .
- IDLE : le FADEC détermine un débit de carburant minimale suffisant pour assurer toutes les servitudes de bord (pressurisation, anti-givrage,...)
- MCT : poussée maximale en continu.
- MCL : poussée maximale en montée.
- REVERSE : gestion de la poussée au freinage au sol avec contrôle des panneaux d'inversion de poussée.

❖ Transmission des paramètres moteurs pour affichage

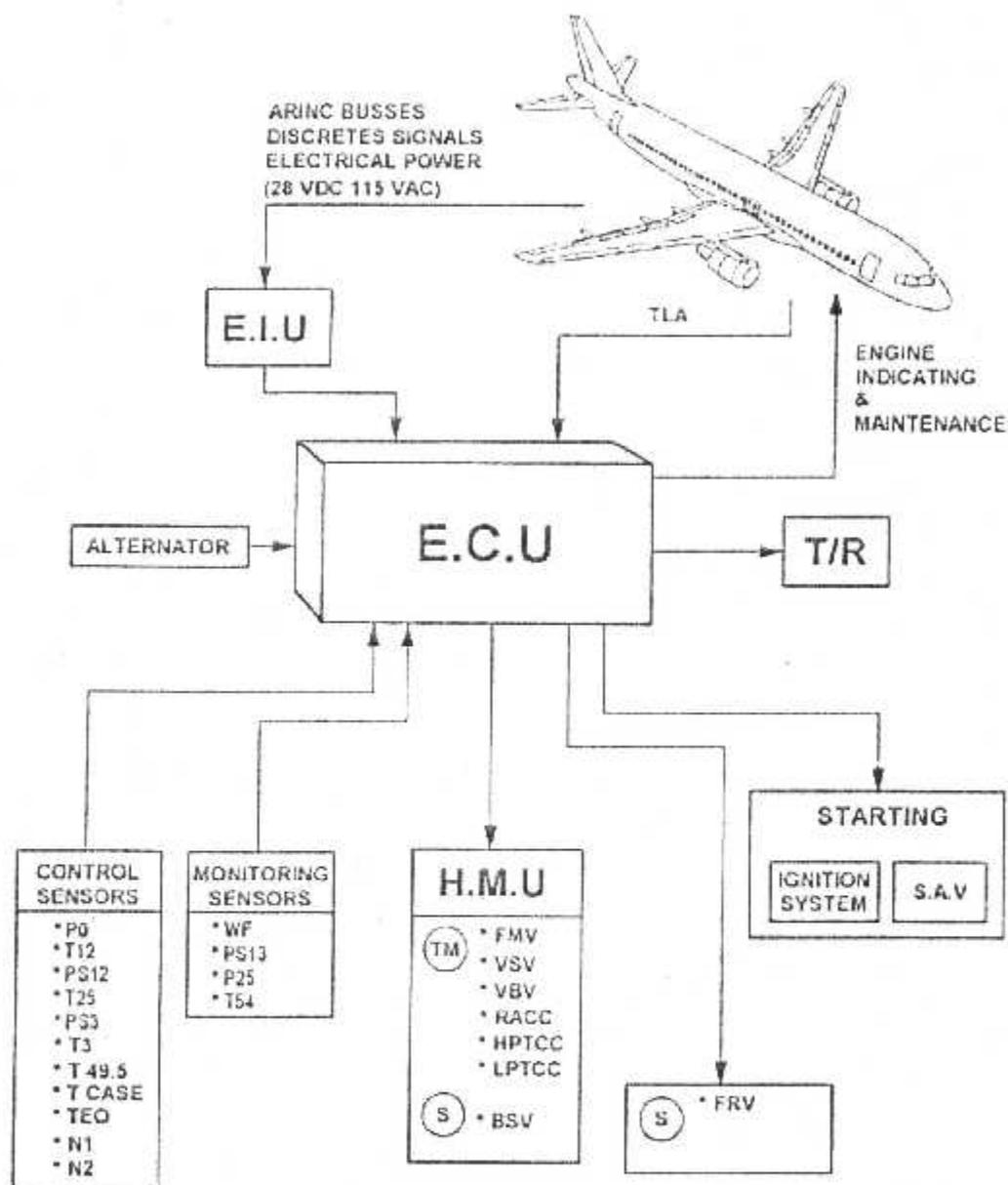
Les paramètres principaux primaires moteur, l'état du système de démarrage, l'état du système d'inversion et du FADEC sont affichés sur l'un des écrans ECAM (*Electronic Centralized Aircraft Monitoring*) : le EWD (*Engine Warning Display*) et EICAS (*Engine Indication and Crew Alerting System*).

❖ Contrôle moteur

Le FADEC exécute les fonctions suivantes :

- Contrôle du débit de carburant (FMV).
- Contrôle de la valve de sélection injecteurs (BSV).
- Contrôle de la valve de retour carburant (FRV)
- Contrôle de la vanne de décharges (VBV).
- Contrôle des stators à calage variable (VSV).
- Contrôle de la valve de contrôle actif du jeu turbine haute pression (HPTACC).
- Contrôle de la valve de contrôle actif du jeu turbine basse pression (LPTACC).
- Contrôle de la valve de contrôle actif du jeu rotor (RACC).
- Contrôle de la valve de décharge transitoire (TBV).
- Contrôle de température.
- Contrôle de démarrage du moteur et de la détection des pannes internes.

Par sécurité, l'alimentation de chaque chaîne de calcul est assurée par un alternateur spécialisé entraîné par le moteur dès que $N2 > 15\%$ et au démarrage par le circuit d'avion.



Figure(III-1) : PRESENTATION DU SYSTEME FADEC

III.2- UNITE ELECTRONIQUE DU CONTROLE MOTEUR (ECU)

L'unité électronique du contrôle moteur (ECU) est un ordinateur numérique qui est fixé sur le carter de la soufflante position 4h00, il comprend deux canaux A et B d'acquisition et de calcul, chaque canal peut contrôler les opérations du moteur, quand l'un est actif l'autre est en attente (mode de surveillance), ce canal exécute les mêmes fonctions que celle du canal actif, il comprend plusieurs connexions pneumatiques et électriques.

15 connecteurs électriques câblés sont localisés sur le panneau bas de l'ECU. Chaque connecteur a un modèle à clé unique qui n'accepte que le câble correspondant.

L'ECU comporte 15 prises électriques de J1 à J15 distinguées par leurs couleurs facilitant leur localisation dans le moteur. Il comporte aussi un orifice d'entrée et un orifice sortie reliée par des collecteurs au revêtement extérieur du capot de l'entrée d'air, pour permettre à l'air externe de refroidir la partie interne de l'ECU.

Connecteur du canal A (impaire)	Connecteur du canal B (paire)	Fonction
J1	J2	A/C power (28v), régime d'allumage (115v)
J3	J4	A/C Entrée/Sortie et TLA
J5	J6	Inverseurs de Poussée
J7	J8	Solénoïdes, moteur couple, résoudre, N2
J9	J10	Alternateur, SAV, N1 et T12.
J11	J12	LVDT's, RVDT's, T25, Switch de Position de BSV.
Shared	J14	Bouchon d'identification du moteur.
J13	Shared	WF Computer, Termocouples.
J15	Shared	Interface de teste, WB3.

LES CONNECTEURS ELECTRIQUES DE L'ECU

L'ECU assure les fonctions suivantes :

- Le contrôle de la poussée de moteur
- Le contrôle du débit à travers le compresseur
- Le refroidissement des carters turbine haute pression et basse pression
- Assure l'interface moteur avion (ECAM ,...)
- Détection des pannes

- Le contrôle du circuit reverse
- Le contrôle du circuit démarrage
- Indication l'état du moteur

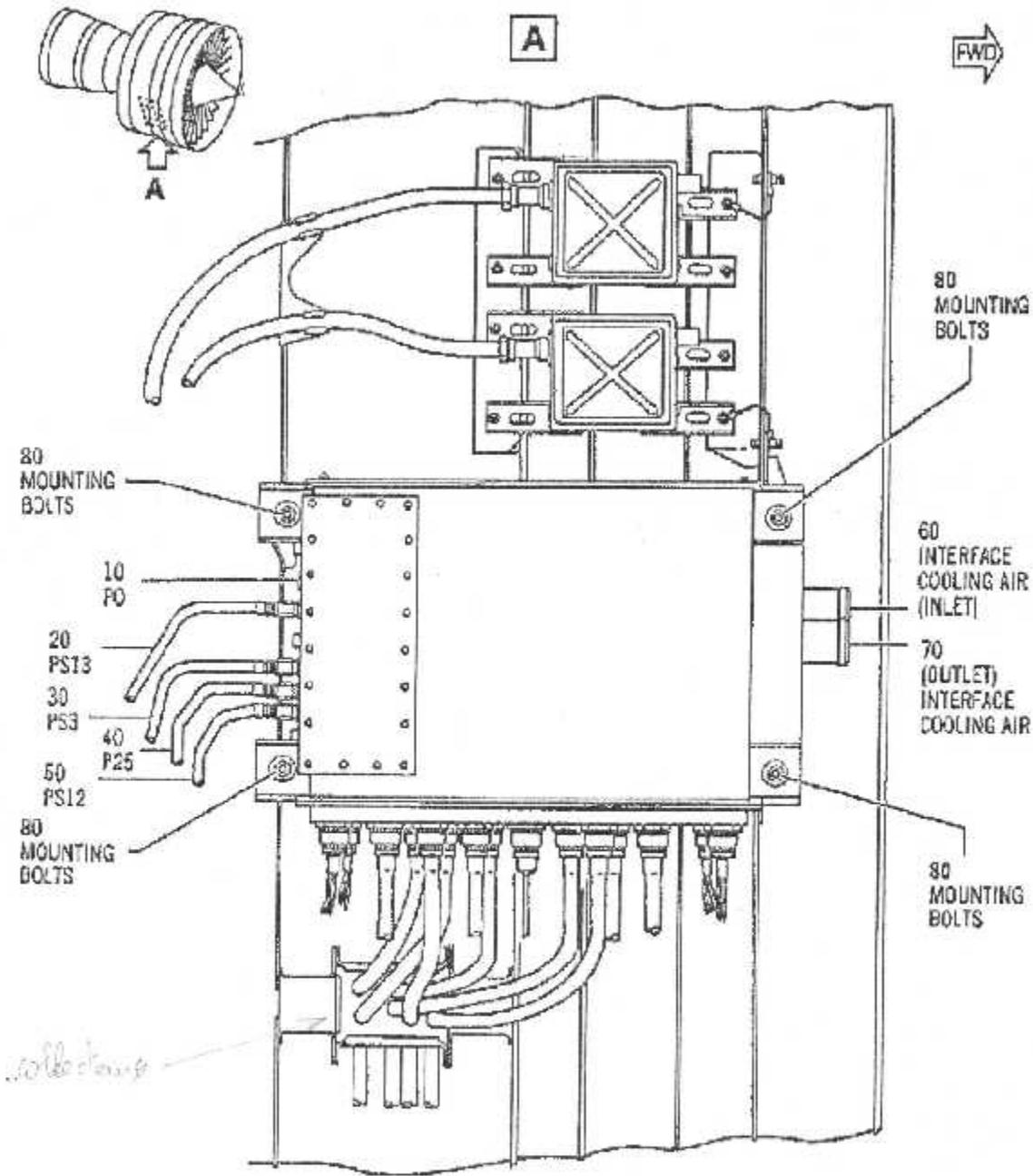


Figure (III-2) : L'UNITE ELECTRONIQUE DU CONTROLE MOTEUR (ECU)

III.2.1- ALIMENTATION ELECTRIQUE DE L'ECU

L'ECU est alimenté en 28 volts continue à partir du réseau quand le moteur ne tourne pas ou que sa vitesse est encore faible, au démarrage (N2 inférieur à 12%), et par son alternateur triphasé qui lui est propre dès que le moteur tourne à plus de 15% de N2 nominal. Au sol, 5 minute après l'arrêt du moteur, l'alimentation avion est automatiquement coupée pour éviter des heures inutiles de fonctionnement de l'ECU. Cette dernière reçoit aussi une alimentation en 115 volts alternatifs (VAC) pour les circuits d'allumage.

III.2.2- DIMENSIONS ET POIDS DE L'ECU

Largeur	558.3 mm (21.98 in).
Hauteur.....	166.6 mm (6.559 in).
Profondeur.....	362.6 mm (14.25 in).
Poids	23.59 kg (52 pounds).

III.3- UNITE HYDROMECHANIQUE (HMU)

Le moteur CFM56-5B est contrôlé par un système de régulation électronique numérique à plein autorité (FADEC). Ce système est composé de ces deux parties principales :

- Unité électronique du contrôle moteur (ECU).
- Unité de commande hydromécanique du carburant (HMU).

L'ECU reçoit les signaux électriques des capteurs et calculateurs montés au moteur, et après le traitement des signaux, l'ECU transmet à l'unité hydromécanique (HMU). Les signaux électriques tels que :

- Courant du moteur couple pour des vannes de régulation.
- Signal solénoïde on/off pour ouvrir ou fermer la valve. *HPSOV, BSV*

Le HMU, alors converti les signaux traités à des signaux de commande hydraulique pour contrôler (06) six différentes valves de moteur régulées et (01) une valve de position ouvrir/fermer.

Couplé à l'ECU, le HMU contrôle le positionnement des 07 dispositifs qui sont comme suit:

- Le galet doseur carburant(FMV).
- Les stators à calage variable (VSV).
- Les vannes de décharges (VBV).

Et les trois valves de contrôle du jeu :

- La valve de contrôle actif du jeu rotor (RACC).
- La valve de contrôle du jeu actif turbine haute pression (HPTACC).
- La valve du contrôle du jeu actif turbine basse pression (LPTACC).

Et une valve ouverture/fermeture comme :

- La vanne de sélection injecteurs (BSV).

En outre, le HMU comprend un système de régulation de survitesse qui fonctionne indépendamment de la commande d'ECU. Pour exécuter ces différentes fonctions requises, le HMU divise et régule le carburant fourni par la pompe du carburant moteur en différents systèmes internes :

- Système de régulation de servo-pression.
- Système de dosage carburant.
- Système de régulateur de survitesse.
- La vanne de mise en pression.
- Système d'arrêt et de fermeture de la pompe.
- Système de régulateur de servo-débit.

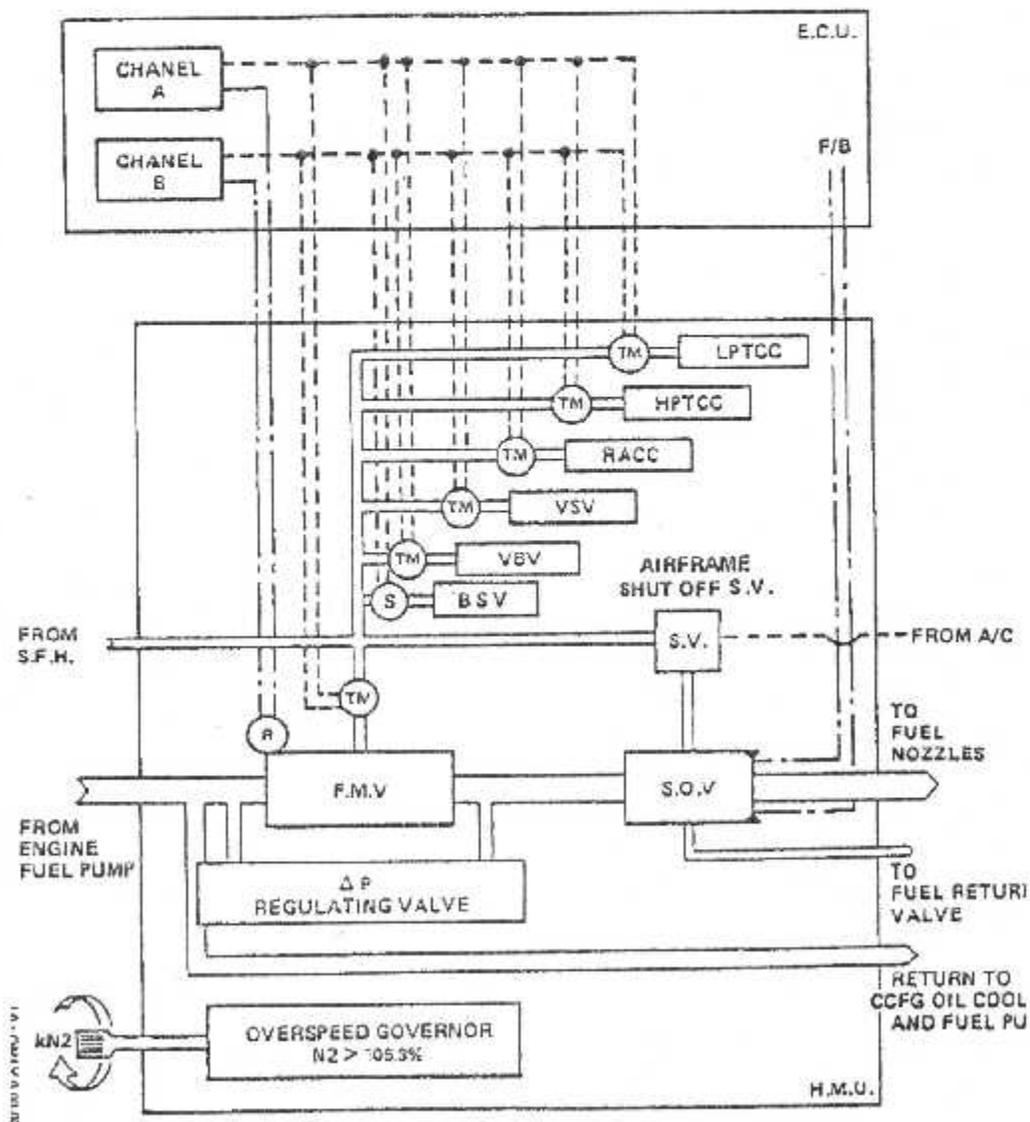


Figure (III- 3) : L'UNITE HYDROMECHANIQUE (HMU)

III.3.1- SYSTEME DE REGULATION DE SERVO -PRESSION

Le système de régulation de servo -pression fournit à l'unité hydromécanique (HMU) deux pressions intermédiaires dérivées des pressions disponibles de la pompe carburant. Ces pressions sont utilisées par le HMU pour les chaînes d'asservissements internes et pour mettre en action les différentes valves du contrôle.

Il y a quatre (04) différentes pressions principales qui sont les suivantes :

- Psf : *Filtred Servo- Pressure* (décharge de pompe HP)
- Pc : *Control Pressure*
- Pcr : *Regulated Case pressure* (décharge de pompe LP)
- Pb : *Bypass Pressure* (décharge de pompe LP)

Le HMU est un composant hydromécanique dont le fluide de fonctionnement est le carburant. Les quatre pressions réglées disponibles sont établies dans cet ordre :

$$\text{Psf} > \text{Pc} > \text{Pcr} > \text{Pb}$$

- Pression Psf (*Filtred Servo-Pressure*):

La pression Psf est fourni par le filtre additionnel (*Wash filter*) et est égal à la pression de décharge de l'étage HP de la pompe (L'intervalle de fonctionnement normal de Psf est 285 – 1250 Psig)

- Pression Pb (*Bypass Pressure*):

La pression Pb est la pression de dérivation à la décharge de l'étage HP de la pompe. Il sert comme une pression de drainage pour alimentée les servo – valves.

- Pression Pc(*Control pressure*):

La pression Pc est réglée par le régulateur de pression Pc à une valeur constante au-dessus de Pb par un ressort de force de charge initiale qui est calibré à 300 Psi.

$$\text{Pc} = \text{Pb} + 300 \text{ Psi}$$

- Pression Pcr(*Regulated Case Pressure*):

La pression Pcr est réglée par le régulateur de pression Pcr à une valeur constante au-dessus de Pb par un ressort de force de charge initiale qui est calibré à 150 Psi.

$$\text{Pcr} = \text{Pb} + 150 \text{ Psi}$$

III.3.2- LES SERVO PRESSIONS

Le rôle des servo pressions est de transformer les signaux électriques envoyer de ECU (commandes) en position hydraulique (ouverture – fermeture) grâce au moteur couple (Torque Motor). Chaque système hydraulique (VSV, VBV, RACC, IPTACC, LPTACC, BSV) possède une servo pression qui lui destinée et représenter si-dessous :

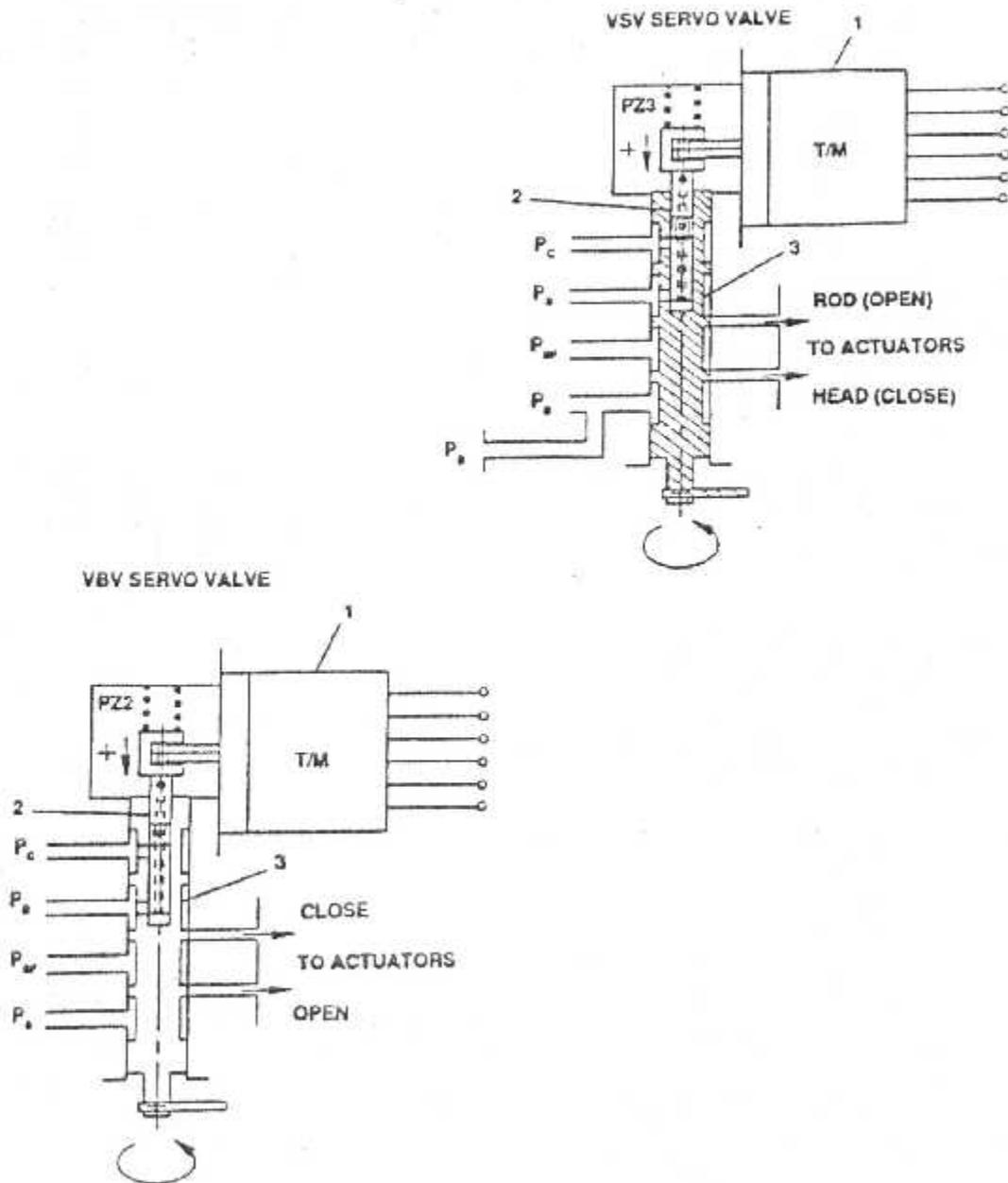


Figure (III- 4) : SYSTEME DE REGULATION SERVO PRESSION (VBV, VSV)

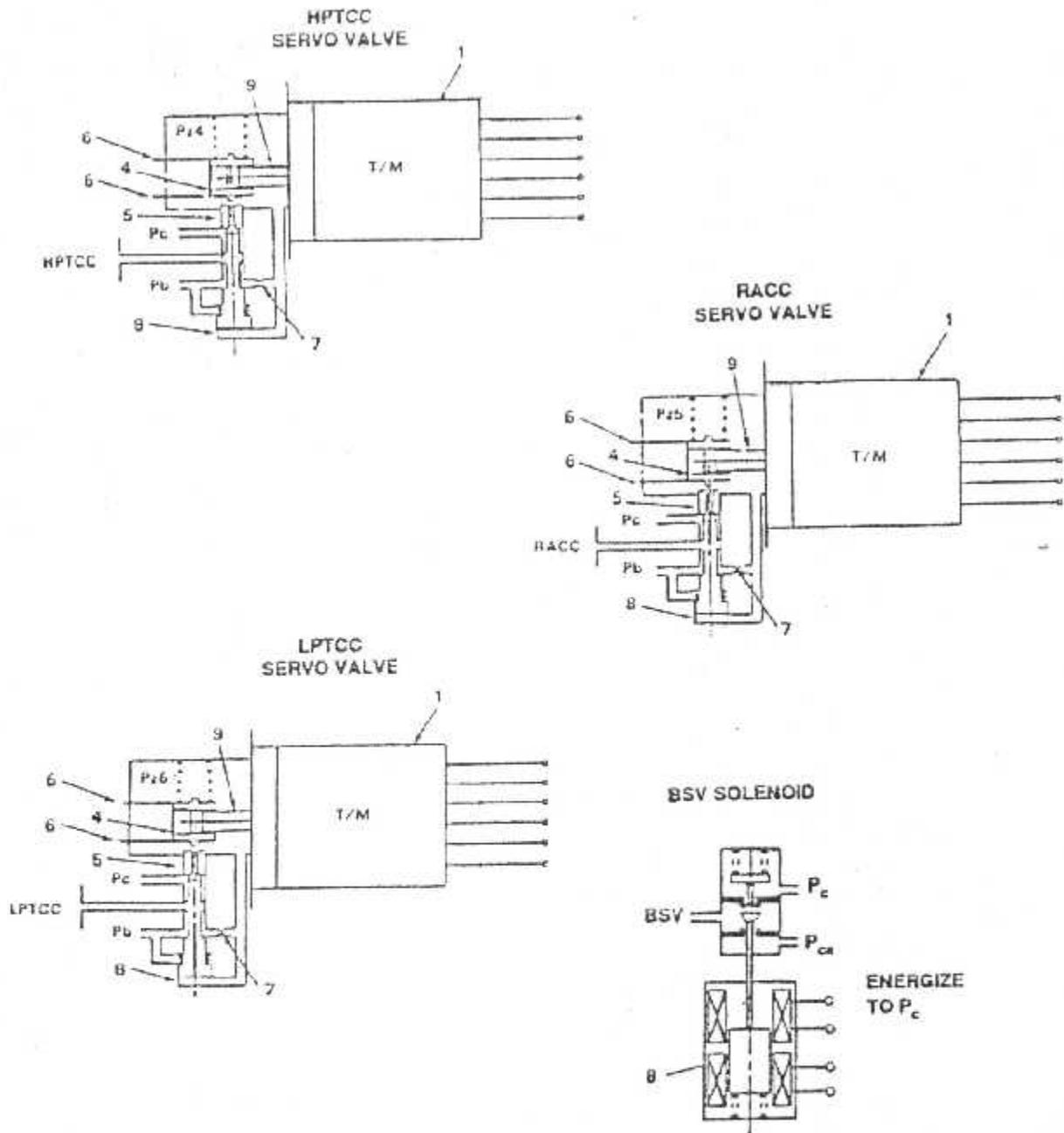


Figure (III- 5) : SYSTEME DE REGULATION SERVO PRESSIONS (RACC, HPTACC, LPTACC, BSV)

III.4- DESCRIPTION DU SYSTEME CARBURANT

Le système de carburant permet de délivrer le débit de carburant correspondant au régime demandé et compatible avec des limites du moteur.

Le système du carburant comprend :

- Une pompe carburant à deux (02) étages avec les éléments basse pression et haute pression.
- Une unité hydromécanique (HMU).
- Un échangeur de chaleur huile /carburant.
- Un réchauffeur carburant pour les asservissements.
- Refroidisseur d'huile IDG.
- Un filtre de carburant.
- Une valve de retour carburant.
- Un transmetteur de débit carburant.
- 20 injecteurs du carburant à double cône.
- Une vanne de sélection injecteurs BSV.

Le carburant fournit à partir des réservoirs de voilure passe par une pompe centrifugé (Partie BP de la pompe), puis à travers l'échangeur de chaleur huile / carburant et une pompe de carburant volumétrique (partie HP de la pompe) et des filtres. Le carburant est délivré au HMU dans deux débits :

- Un débit principal est directement fournit à la section du HMU, passe à travers le galet doseur (FMV) puis va au débitmètre et enfin aux injecteurs.
- L'autre part de débit de carburant passe à partir de réchauffeur carburant des asservissements puis il s'écoule au HMU pour élaborer les pressions d'asservissement nécessaires à tous les vérins de contrôle de jeu actif (RACC, HPTACC, LPTACC) et le contrôle de compresseur (VSV, VBV).

Le carburant qui n'a pas été envoyé aux injecteurs et celui qui revient des asservissements va au refroidisseur d'huile IDG. L'IDG est l'alternateur à vitesse constante qui fournit la puissance électrique au réseau avion. Puis ce carburant est retourné à la pompe BP ou vers le réservoir, si la vanne de retour carburant FRV est ouverte. En effet, l'ECU commande l'ouverture de cette vanne si la température de l'huile est élevée, dans ce cas on demandera à la pompe carburant un débit supérieur, et on renverra vers les réservoirs voilure par une conduite séparée, le carburant en excès ayant servi à refroidir l'IDG et les asservissements.

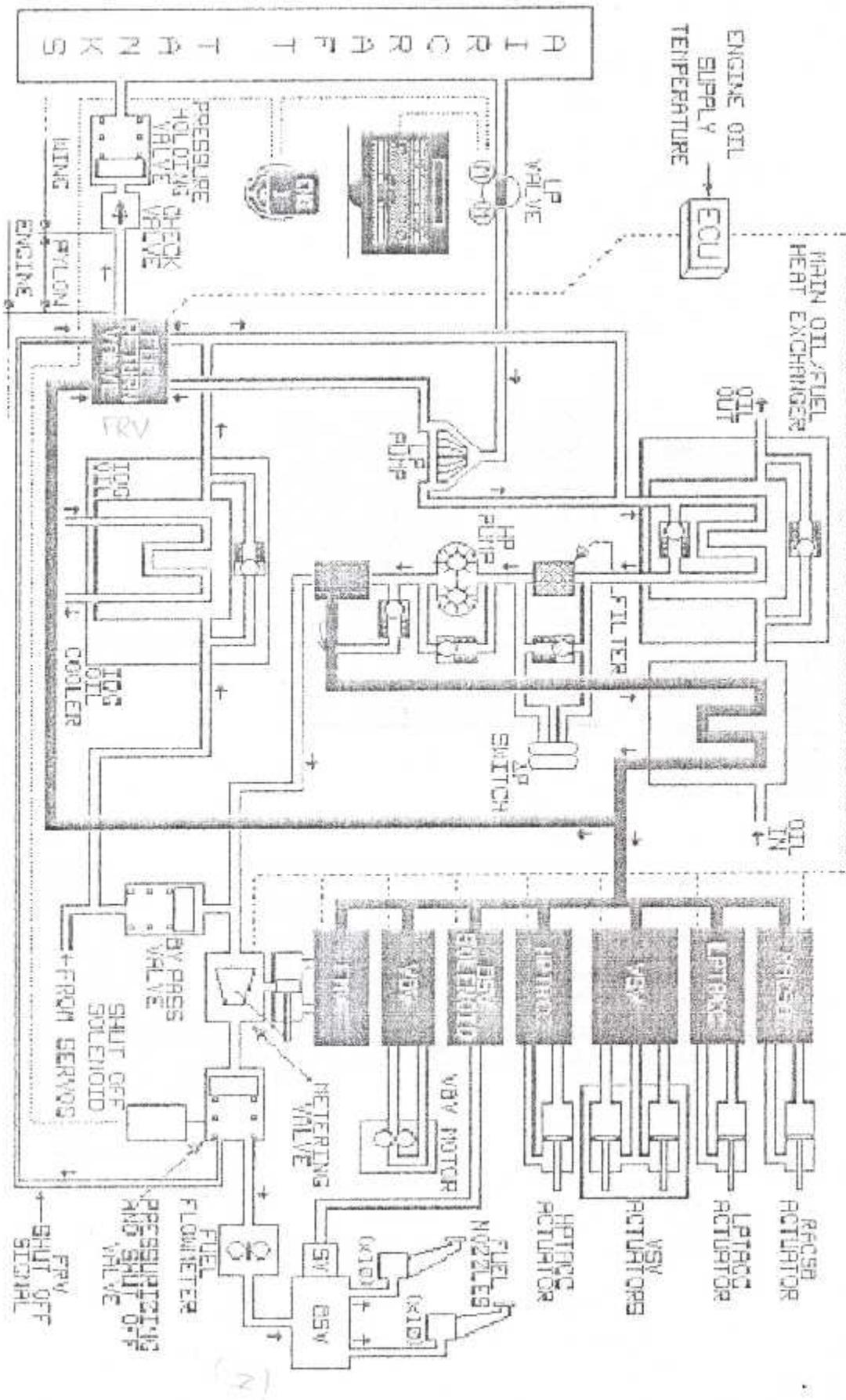


Figure (IV-6) : DESCRIPTION DU CIRCUIT CARBURANT

III.4.1- LA VANNE DE SELECTION INJECTEURS (BSV)

Le système de la vanne de sélection injecteurs est composé de :

- Une unité électronique du contrôle moteur (ECU)
- Une unité hydromécanique (HMU)
- Une vanne de sélection injecteurs elle même

La vanne de sélection injecteurs (BSV) fixée sous le core du moteur à la position 6h00. Son but est de délivrer le carburant à chacun des vingt (20) injecteurs et commander par l'ECU. Le carburant passe directement à travers la BSV aux dix (10) injecteurs carburant qui sont toujours en position ouverte quand le moteur est en fonction.

La BSV est une vanne d'arrêt de type clapet qui est ouverte ou fermer suivant la pression du carburant (P_c ou P_{cr}) envoyer du HMU. L'unité électronique du contrôle moteur est relie au solénoïde de la BSV par des harnais électriques J11 et J12. Le solénoïde contrôle une servo-vanne lorsqu'il reçoit les deux pressions du carburant P_c ou P_{cr} .

La valve solénoïde achemine la pression P_c ou P_{cr} vers la BSV. Lorsque le solénoïde monté en haut, la pression P_c est délivrée à la valve de la BSV, dans ce cas on a une fermeture c'est à dire les 10 injecteurs étagés ne s'alimenteront pas en carburant.

Lorsqu'il coupe l'alimentation le solénoïde se bouge vers le bas et la pression P_{cr} est délivrée à la BSV. C'est la position normale, le moteur en marche et s'alimente par les vingt (20) injecteurs.

En cas de problème un ressort installé dans le solénoïde doit appuyer l'aimant vers le bas et le moteur passe à 20 injecteurs en fonctionnement Une fois délivrées à la cavité supérieure de la BSV, et le piston poussé au bas, le carburant traverse le piston et atteint la cavité inférieure de la BSV et retourne au HMU par l'orifice de décharge de P_{cr} . Dans leur chemin arrière et toujours dans la BSV, le carburant passe par une servo-valve.

Lorsque le mode fermeture est sélectionné (10 injecteurs carburants en opération), si la pression dans le collecteur est très élevée, la servo-valve sera en position basse et ferme la tuyauterie de retour vers le HMU. Donc les deux cavités (supérieure et inférieure) de la BSV aurons la même pression. Le ressort dans la cavité inférieure pousse le piston en haut, la valve papillon s'ouvre et le moteur revient en 20 injecteurs en fonctionnement.

Comme d'habitude l'information d'asservissement de la valve va vers l'ECU par deux micro switches redondant.

La BSV est installée au support de collecteur carburant. Elle reçoit et achemine le carburant vers :

- Les 10 injecteurs étagés
- Les 10 injecteurs non étagés

III.4.1.1- FONCTIONNEMENT DE LA BSV

A. Vingt (20) Injecteurs en Opération

Dans la position ouverte, le solénoïde désactivé (coupé l'alimentation), la pression P_{cr} alimente dans la cavité supérieure de la BSV. La pression P_{cr} fournie dans les deux extrémités de la valve papillon. Dans ce cas on aura $P_{cr} \times S_1 + F_r > P_{cr} \times S_2$ ce qui laisse passer le carburant vers les 10 injecteurs restants à travers l'orifice de sortie P22, donc le ressort garde la valve ouverte.

B. Dix (10) Injecteurs en Opération

Pour fermer la valve papillon, un signal électrique est appliqué au double solénoïde vers le HMU par l'ECU. Le solénoïde bouge et la pression de carburant P_c a porté vers la cavité supérieure de la BSV. Dans ce cas on aura $P_{cr} \times S_1 + F_r < P_c \times S_2$ ($P_c > P_{cr}$) ce qui bloque le carburant partir vers les 10 injecteurs restants, donc le piston déplace vers le bas. La BSV est fermée.

La différence de pression entre P_c et P_{cr} 150 Psi cause la fermeture de la valve.

Les deux microswitches de position (cliqueté) la position fermer lorsque la valve est entrain de se fermer. Le switche 1 est consacré pour le canal B de l'ECU, le switche 2 est pour le canal A de l'ECU.

Remarque : la BSV reste ouverte en cas de panne (position fail safe) pendant le reste du vol

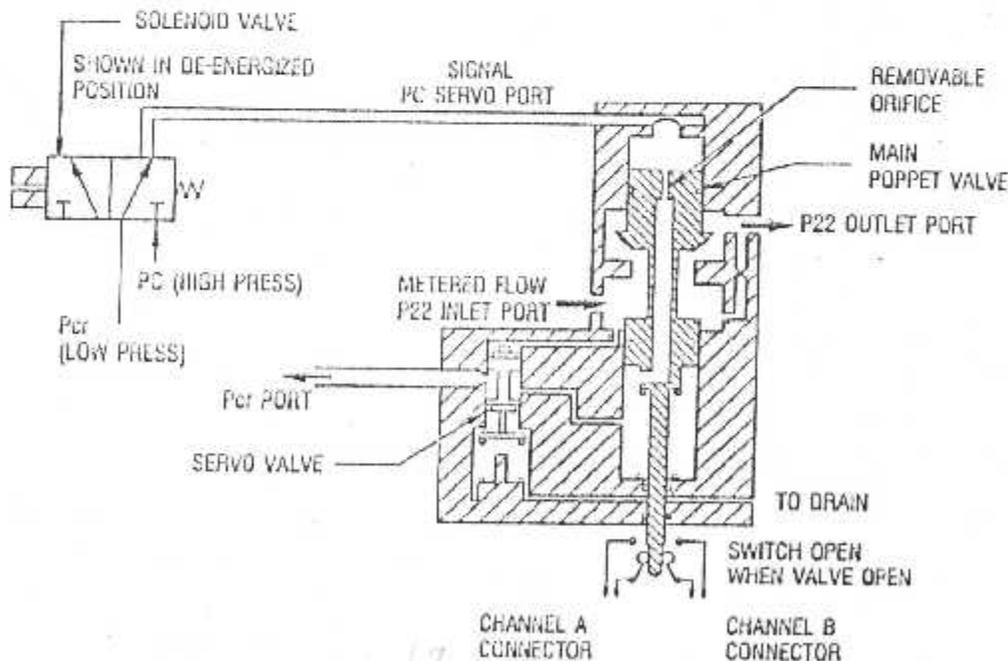
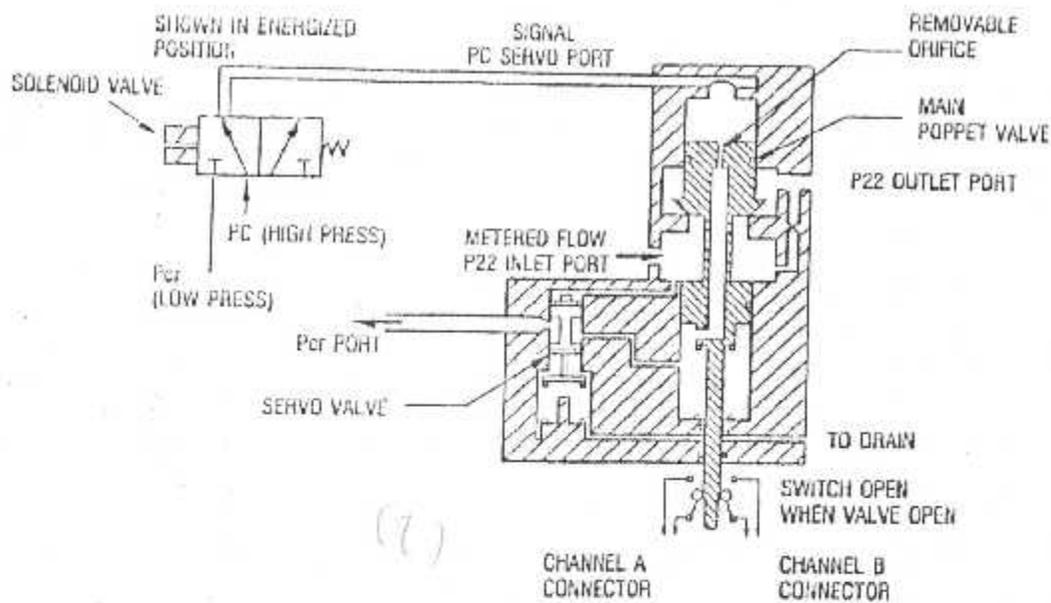
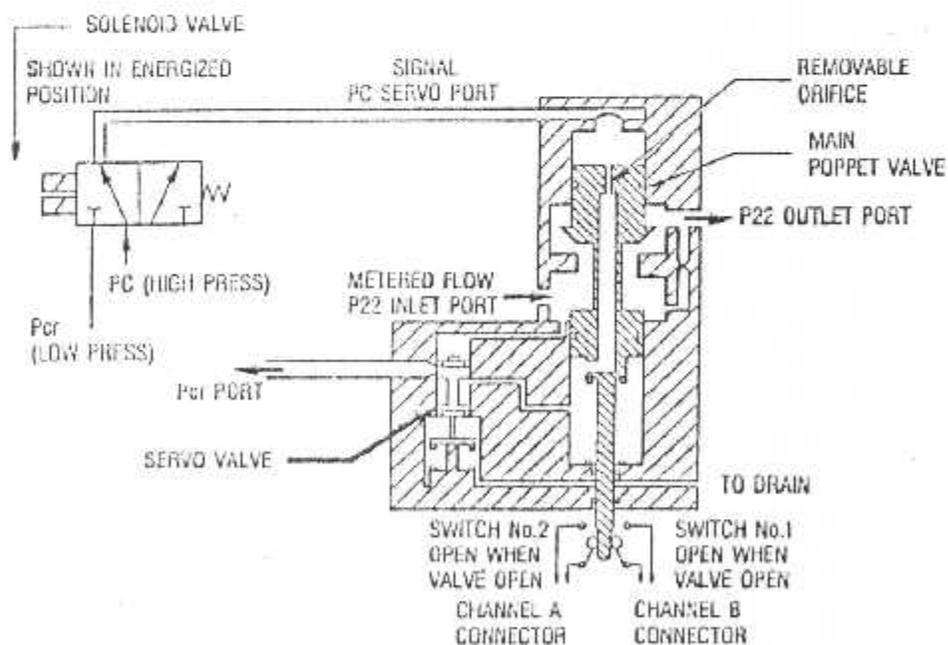


Figure (III- 7) : FONCTIONNEMENT DE LA BSV ((20) VINGT INJECTEURS EN OPERATION)



Figure(III- 8) : FONCTIONNEMENT DE LA BSV (10) DIX INJECTEURS EN FONCTIONNEMENT)



Figure(III-9) : FONCTIONNEMENT DE LA BSV (OPERATION FAILE SAFE)

III.4.2- SYSTEME DE DOSAGE CARBURANT

III.4.2.1- LE GALET DOSEUR CARBURANT (FMV)

Le galet doseur carburant est une vanne à commande hydraulique. Elle assure le calibrage du débit carburant vers les injecteurs. Cette vanne permet la sélection et la régulation du régime N2. Elle est commandée par l'ECU.

En réglant la chute de pression par le galet doseur, le débit de dosage carburant est proportionnel de l'angle d'ouverture de la FMV.

Le système de dosage carburant se compose de :

- Un galet doseur carburant (FMV)
- Un résolveur de galet doseur carburant
- Un Système de contrôle du galet doseur carburant
- Un régulateur de la différence de pression ΔP .

Le moteur - couple contient deux (02) bobines indépendantes, électriquement isolée. Chacune reçoit ses ordres d'un canal de l'ECU, c'est à dire l'un du canal A et l'autre du canal B de l'ECU. La valve de régulation différentielle de pression maintient une chute de pression constante à travers le galet doseur. On conséquence, le débit de carburant varie proportionnellement à la position du galet doseur. Produisent un signal de retour électrique proportionnel avec la position du galet doseur carburant, l'ECU utilise ce signal pour calculer le courant demandé au couple moteur du galet doseur carburant pour réaliser le contrôle électrique de la boucle fermé.

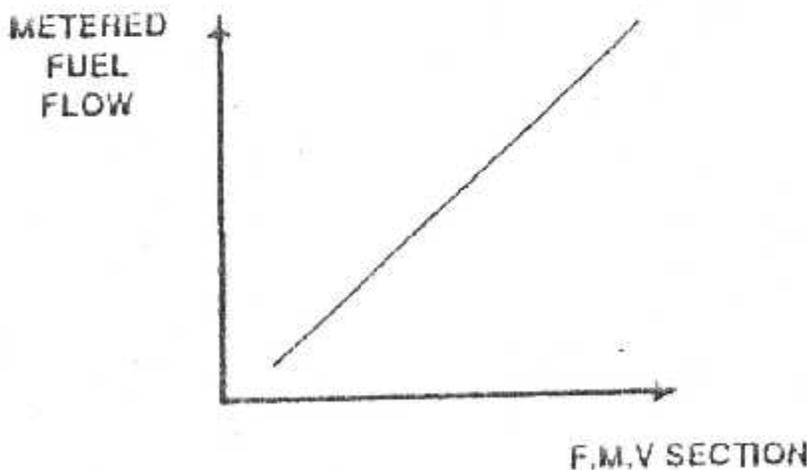


Figure (III-10) : PRESENTATION DU DEBIT CARBURANT EN FONCTION DE LA SECTION DE FMV

La différence de pression ΔP son but est d'obtenir un débit de carburant proportionnel à la section de passage du galet doseur (FMV). Pour cela il régle à une valeur constante, quel que soit le régime, la différence entre la pression amont et la pression aval du galet doseur. La ΔP est d'environ 36 Psi

Différence de pression = 36 Psid

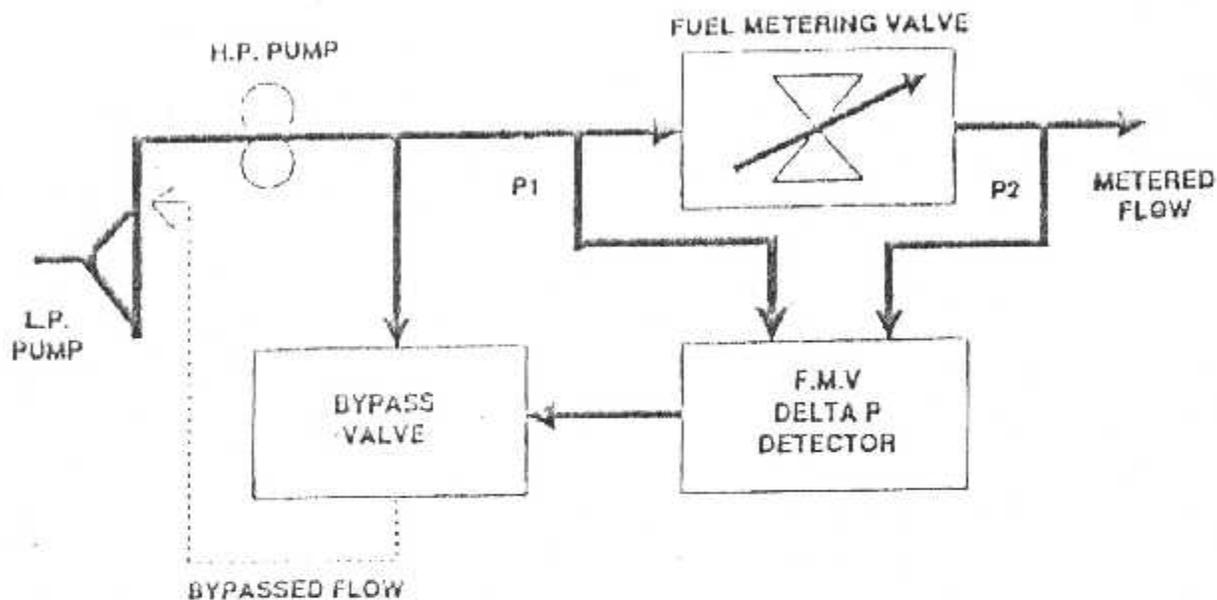


Figure (III-11) : PRINCIPE DE DOSAGE CARBURANT

En cas d'accélération, nous avons une différence de pression $\Delta P = P1 - P2 > 36$ Psi donc il faut fermer le clapet du galet doseur pour diminuer le débit de carburant.

En cas de décélération on a la différence de pression $\Delta P = P1 - P2 < 36$ Psi donc on doit ouvrir le clapet du galet doseur pour augmenter le débit de carburant.

En cas de survitesse (Overspeed) c'est à dire la différence de pression $\Delta P > 36$ Psi, le débit de la pompe HP est toujours plus élevé que les besoins du moteur, la ΔP atteint sa valeur maxi, dans ce cas le régulateur de ΔP commande l'ouverture du clapet de décharge qui renvoi l'excédent de carburant vers la pompe BP et à la FRV.

III.4.3- SYSTEME DE REGULATION DE SURVITESSE

III.4.3.1- INTRODUCTION

Le gouverneur mécanique de survitesse limite la vitesse (N2) à 105,9 maximum, le régulateur de limiteur de survitesse est hydraulique et indépendant de l'ECU et du pilote.

Pendant une condition de survitesse le limiteur de survitesse coupe la source Psf du signal de contrôle modulé qui est envoyé par la valve ΔP vers le clapet de décharge.

En conséquence le débit de carburant qui traverse la FMV diminué en limitant la survitesse.

III.4.3.2- DESCRIPTION FONCTIONNELLE

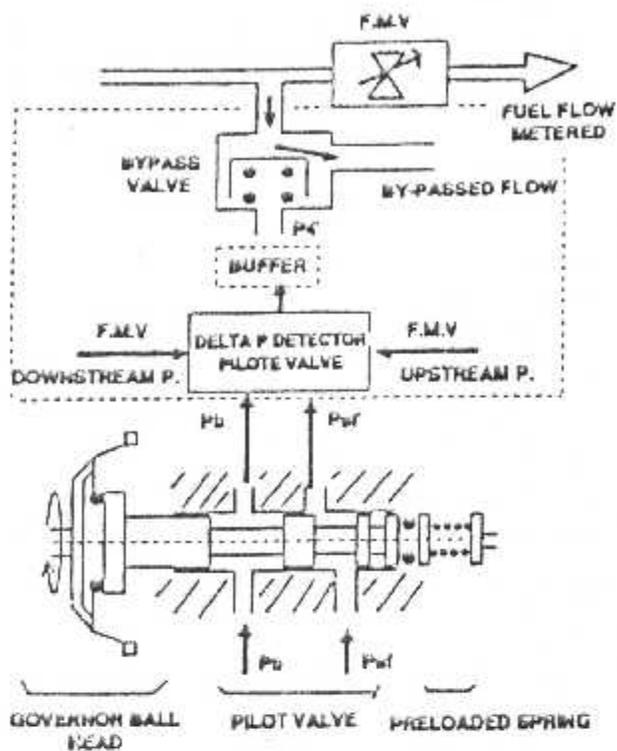
a) **Condition Sous - Vitesse** : Pendant l'opération de sous - vitesse, la force des masselottes n'est pas suffisante pour opposer la force du ressort de surcharge. Dans cette condition la vanne terroir du gouverneur qui sera permis de continuer l'alimentation de Psf pour être envoyé vers la valve Delta P
Le ressort est ajusté si la vanne terroir reste inactive jusqu'à une vitesse approximative de 90%

b) **Condition de Sur Vitesse (Overspeed)** : Quand N2 atteint à 98 % la force de la masselotte est égal à la force du ressort de surcharge. Comme la vitesse continuée d'augmenter, la vanne terroir est commencée à bouger vers la droite, calibré légèrement le débit de Psf vers le régulateur ΔP .

Quand la vitesse atteint la valeur de survitesse (approximativement 105,4 à 107,2) l'alimentation de Psf vers la valve ΔP est diminuée du point où il ne peut pas fournir la pression de contrôle (P4) vers le clapet de décharge.

Le clapet de décharge est s'ouvrent, réduire le débit de carburant de FMV et diminuer la chute de pression qui traverse la FMV. Comme un résultat, N2 est diminuera au-dessous de la valeur de survitesse.

INSPEED
CONDITION
FIG 1
 $N_2 < \text{OVERSPEED}$



OVERSPEED
CONDITION
FIG 2
 $N_2 > \text{OVERSPEED}$

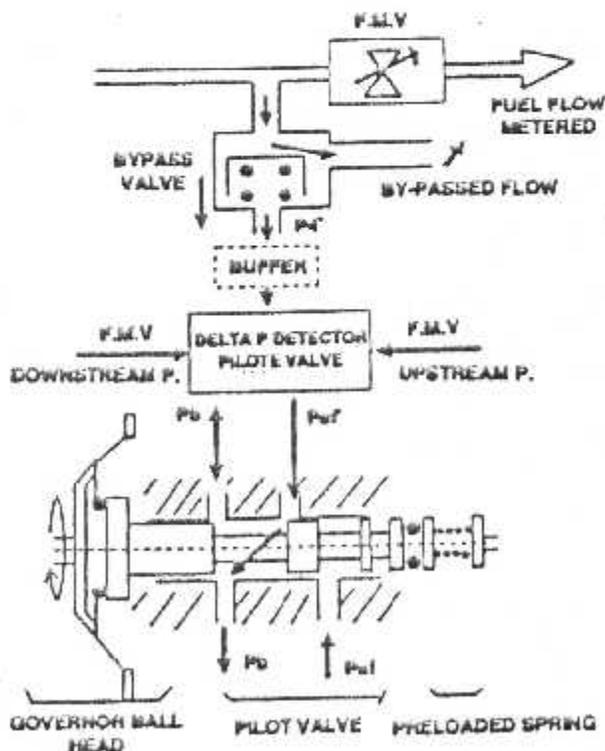


Figure (III-13) : SYSTEME DU GOVERNEUR DE SURVITESSE

(4)

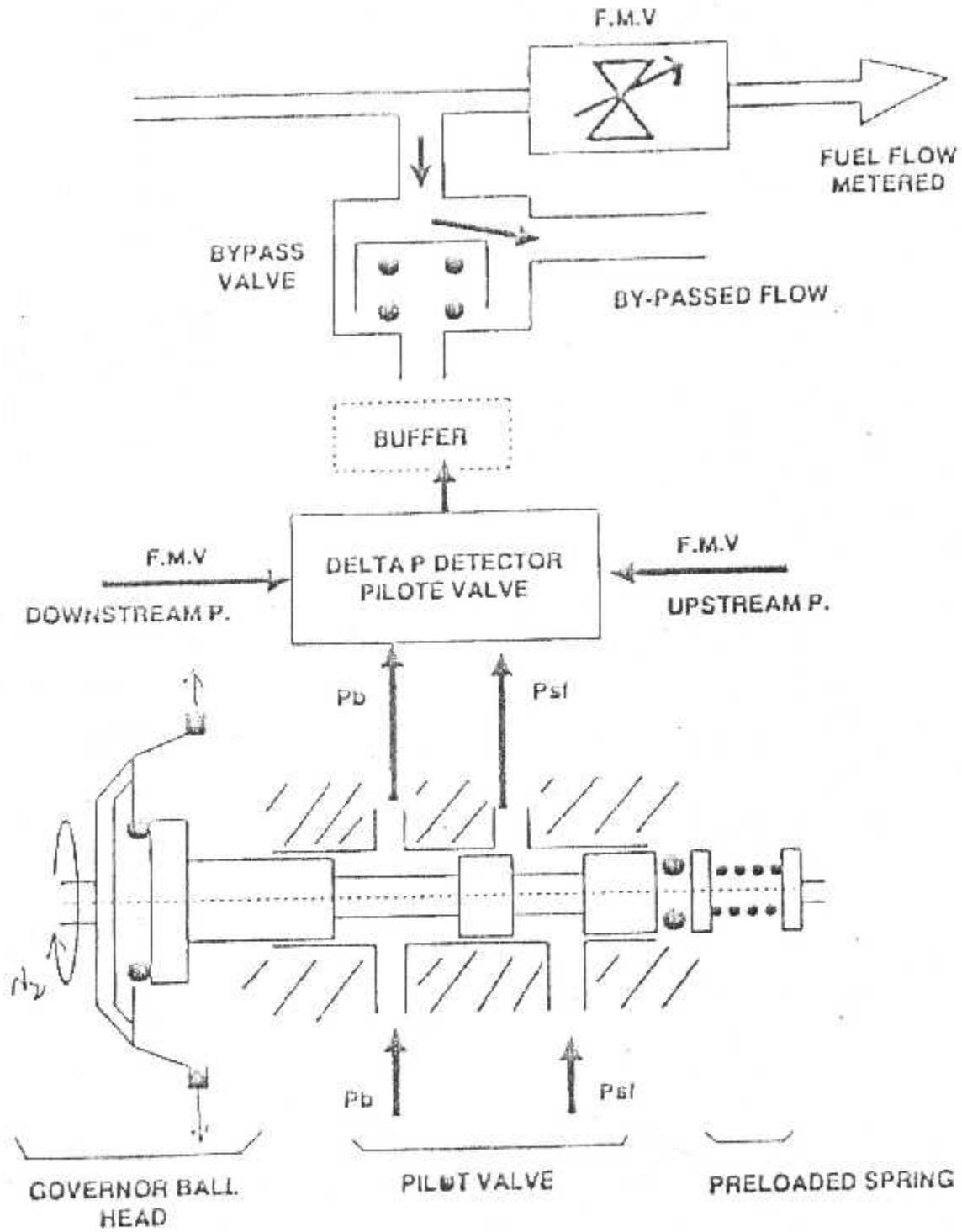


Figure (III-14) : SYSTEME DU GOVERNEUR (PRESENTER EN VITESSE)

III.5- DESCRIPTION DU CIRCUIT D'AIR

III.5.1- INTRODUCTION

Le rôle de système d'air est de contrôler le fonctionnement du moteur. Le système d'air en réalité empêche de présenter un dysfonctionnement en pompage et surpression, ainsi que le contrôle de l'efficacité au niveau des turbines, c'est à dire le contrôle de jeu et le refroidissement des carters turbine haute pression et basse pression.

III.5.1.1 CONTROLE DE FLUX D'AIR DU COMPRESSEUR

Le système d'air de moteur ajuste l'écoulement d'air du compresseur basse pression, et celui le compresseur haute pression dans tous les régimes moteur à fin d'empêcher le pompage qui peut aller jusqu'à causer la perte totale de la poussée et ensuite l'arrêt du moteur.

III.5.1.2- CONTROLE DU JEU TURBINE

Le système d'air du moteur ajuste le jeu entre la turbine haute pression et leur carter ainsi que le jeu entre la turbine basse pression et leur carter. Le système d'air contrôle le jeu des extrémités de la turbine quand il contrôle la quantité d'air froide qui va être envoyé au carter turbine, ce jeu diminue quand le carter de la turbine est refroidi.

III.5.2- SYSTEME DE COMMANDE DE STATOR A CALAGE VARIABLE (VSV)

Le système de commande des stators à calage variable se compose de deux (02) vérins hydrauliques VSV avec les transformateurs différentiels variables linéaires indépendants est doublé (LVDT) pour le signal de retour et deux (02) mécanismes de carburant au niveau de l'unité hydromécanique (HMU).

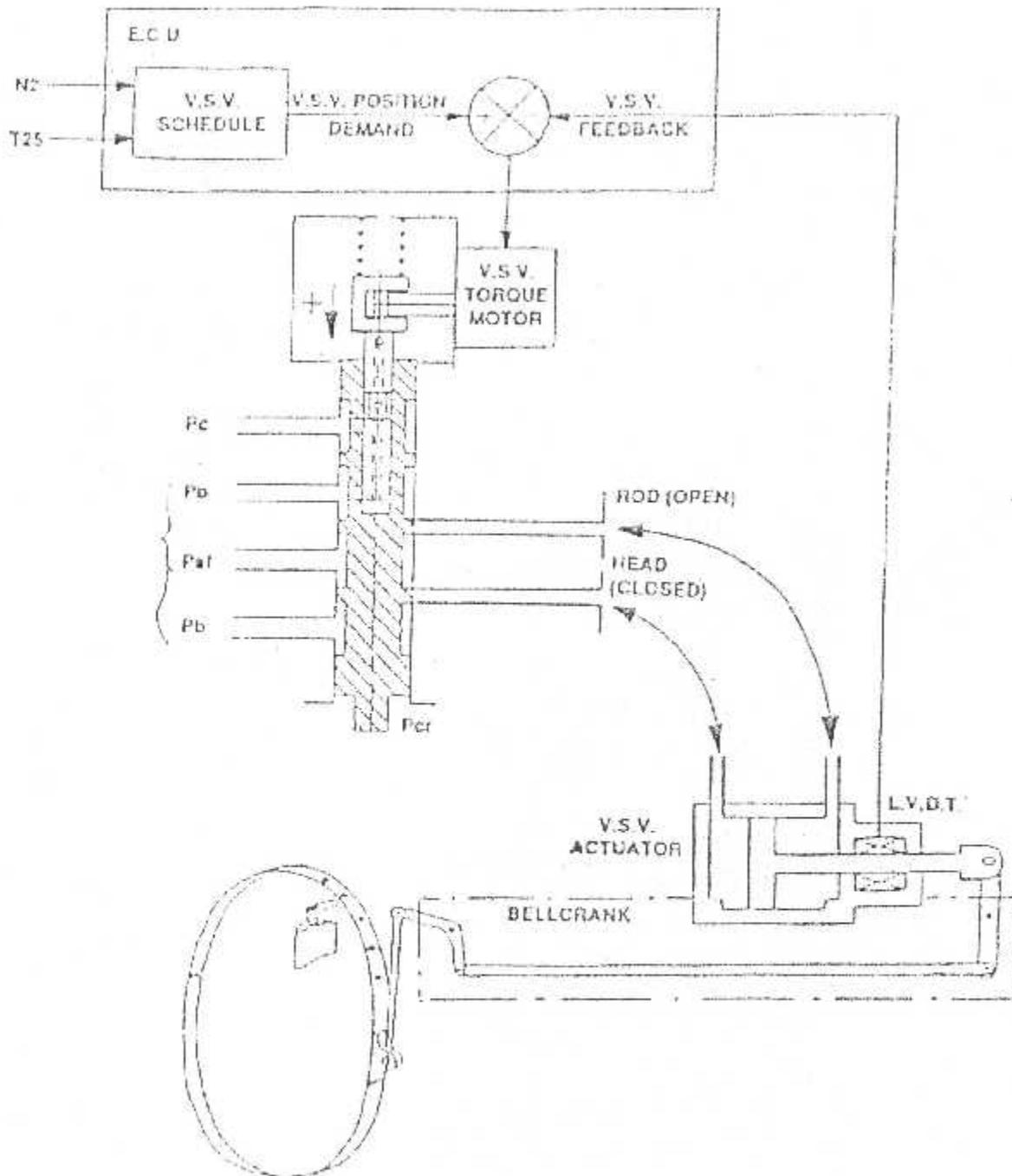
L'entrée d'air du compresseur HP comporte des aubes de stator à calage variable. L'ensemble des aubes de prérotation (IGV) et des stators à calage variable constitue le dispositif anti-pompage du compresseur HP à des angles nécessaires pour ajuster l'écoulement autour des profils d'aubes à différents régimes de fonctionnement moteur dans le but d'éviter le pompage ou avoir une marge de sécurité pour ne pas rester en pompage.

L'angle d'ailettes de stator est une fonction de régime moteur (vitesse de l'attelage N2) et la température d'entrée du compresseur haute pression (T25).

Comme pour les vannes de décharge, c'est le régulateur carburant (HMU) qui, au moyen de deux (02) vérins hydrauliques, fait varier la position des VSV.

Le but, est de conserver constante la valeur de l'angle d'incidence de l'écoulement aérodynamique, par rapport aux ailettes du compresseur, quel que soit le régime.

Par ailleurs, les VSV contribuent à réduire le débit d'air à l'entrée de compresseur HP, aux bas régimes moteur (Quand N2 au régime ralenti 61 %). Les vérins de VSV actionnent les vannes en position plus ouverte quand N2 augmente. La position des VSV est également modifiée lors de l'utilisation des inverseurs de poussée.



Figure(III-15) : SYSTEME DE COMMANDE DE STATOR À CALAGE VARIABLE

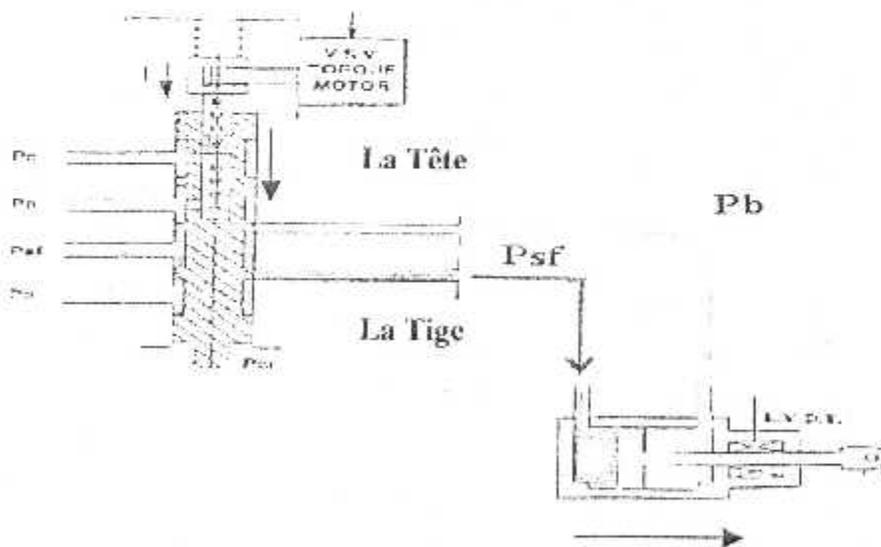
III.5.2.1- FONCTIONNEMENT DU SYSTEME DE COMMANDE VSV

Les vérins de commande des VSV actionnent les IGV et les trois premiers étages des stators du compresseur IIP.

Le vérin de stator à calage variable VSV est de type vérin à piston, muni de deux connexions hydrauliques (coté tige et coté tête) qui le relie au HMU. L'ECU utilise des données suivantes : T25, N2 qui sont obtenus à travers des sondes du moteur. Ces paramètres sont utilisés pour calculer les commandes de position des VSV, pour cela l'ECU envoie un signal électrique au HMU. Ce dernier à travers un moteur couple convertit ce signal en signal hydraulique et le renvoyé vers les deux vérins.

Le moteur couple faire actionner la terroir qui détermine les deux entrées de pression P_c ou P_b , selon la position de la terroir, c'est à dire le courant qui arrive au moteur couple en peut distingue deux cas :

- a) **Positon Fermeture** : Lorsque la terroir faire ouvrir l'orifice de la pression P_c , ceci engendre le déplacement de la terroir vers le bas et crée une différence de pression entre les deux extrémités de la valve du régulateur de débit, suivant la loi hydromécanique ($P_c > P_{cr}$), elle provoque un déplacement de la valve vers le bas ce qui permet l'ouverture de deux orifices de pression P_b et P_{sf} tel que la pression P_b est envoyée vers le coté tige et la pression P_{sf} vers le coté tête, la déférence de pression entre P_{sf} et P_b provoque le déplacement du vérin, ce qui correspond à la fermeture de VSV.

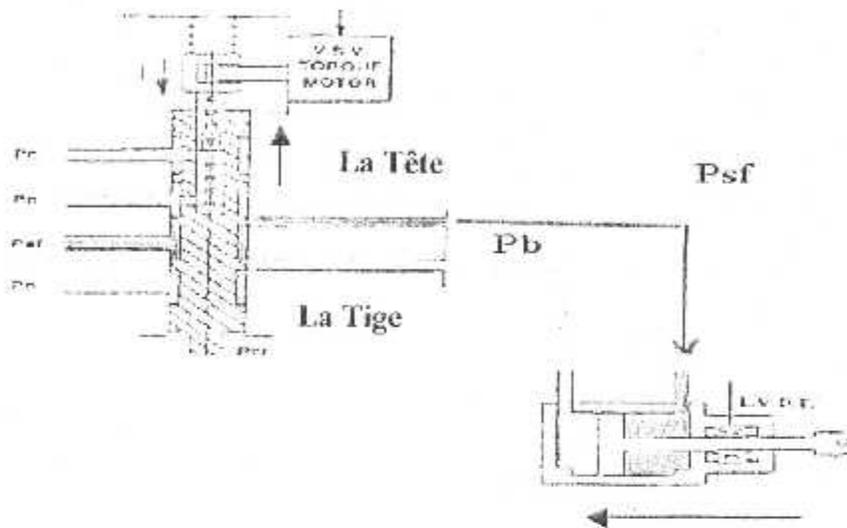


Figure(III-16) : LA POSITION FERMEE DE LA VALVE VSV

- b) **Position Ouverte** : De la même manière que le premier cas, mais la terroir faire ouvrir l'orifice de pression P_b , ainsi. La déférence de pression entre les deux extrémités de la valve régulatrice de débit engendre le bouge de la terroir vers le haut. Ce qui correspond à l'ouverture de deux orifices de pression P_{sf} et P_b tel que P_{sf} est envoyée vers le coté de tige et P_b vers le coté tête du vérin. Cette différence de

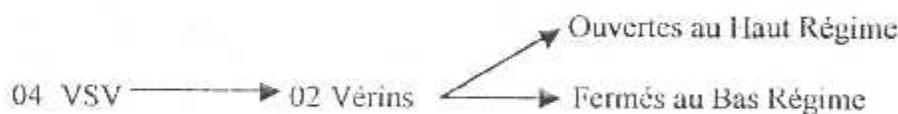
pression provoque un déplacement du vérin qui commande la position des aubes du stator (VSV) vers la position Ouverte.

Chaque vérin contient un transformateur différentiel variable linéaire indépendant (LVDT) pour l'indication de position, leur rôle consiste à transmettre la position des VSV à l'ECU.



Figure(III- 17) : LA POSITION OUVERTE DE LA VALVE VSV

Chaque vérin contient un transformateur différentiel variable linéaire indépendant (LVDT) pour l'indication de position, leur rôle consiste à transmettre la position des VSV à



III.5.3- VANNES DE DECHARGE (VBV)

Le système des vannes de décharge est conçu pour réguler le débit d'air entre les deux compresseurs BP et HP, en évacuent le sur plus dans le flux secondaire à fin d'éviter le phénomène de pompage, c'est à dire, il permet d'éviter les particules non désirées pour atteindre le compresseur HP.

Les vannes de décharge comportent ce qui suit :

- ❖ L'unité électronique du contrôle moteur (ECU) qui contrôle la position des vannes de décharge VBV et le renvoi des signaux électriques au HMU.
- ❖ Un servo-hydraulique, intégré dans le HMU, qui fournit des signaux de carburant haute pression à un moteur à engrenage.
- ❖ Une servocommande, qui est un moteur hydraulique à engrenages fonctionne par le carburant haute pression du HMU.
- ❖ Le système mécanique de transmission qui comprend :

- Un mécanisme d'arrêt.
- Un arbre flexible principal de vanne de décharge monté entre le vérin mécanique principal et le moteur à engrenage.
- Un vérin mécanique principal.

Onze (11) vérins mécaniques principaux.

Onze (11) arbres flexibles montés entre les vérins mécaniques et les vannes de décharge.

Les vannes de décharge (VBV) sont commandées par l'ECU qui envoie un signal électrique au moteur couple (TM). Ce dernier transforme ce signal en une Commande hydraulique à fin d'actionner les portes de décharge.

Le moteur à engrenage reçoit du carburant HIP du HMU dans ses deux extrémités à fin d'avoir deux positions de la vanne c'est à dire l'ouverture et la fermeture.

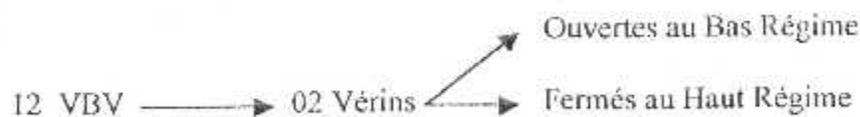
Les VBV sont en réalité des trappes actionnées par des vérins et qui s'ouvre par ordre du circuit carburant, précieusement au niveau du HMU, qui règle la quantité carburant renvoyé aux vérins pour définir une position d'ouverture des VBV. Ces derniers sont en position fermés quand les VSV sont ouvertes.

Le système de commande des vannes de décharge VBV fournit un résultat angulaire par le moteur à engrenage de carburant.

Le système est conçu pour ouvrir, fermer ou moduler les douze(12) portières des vannes de décharge à la position intermédiaire en réponse à un signal de commande d'entrée, les vannes de décharge restent entièrement synchronisées dans toute leur course complète. Le carburant haute pression active hydrauliquement le système de commande de VBV.

Le but des vannes de décharge est de diminuer les risques de pompage du compresseur lorsque celui-ci travaille en dehors des conditions optimales de fonctionnement, c'est à dire:

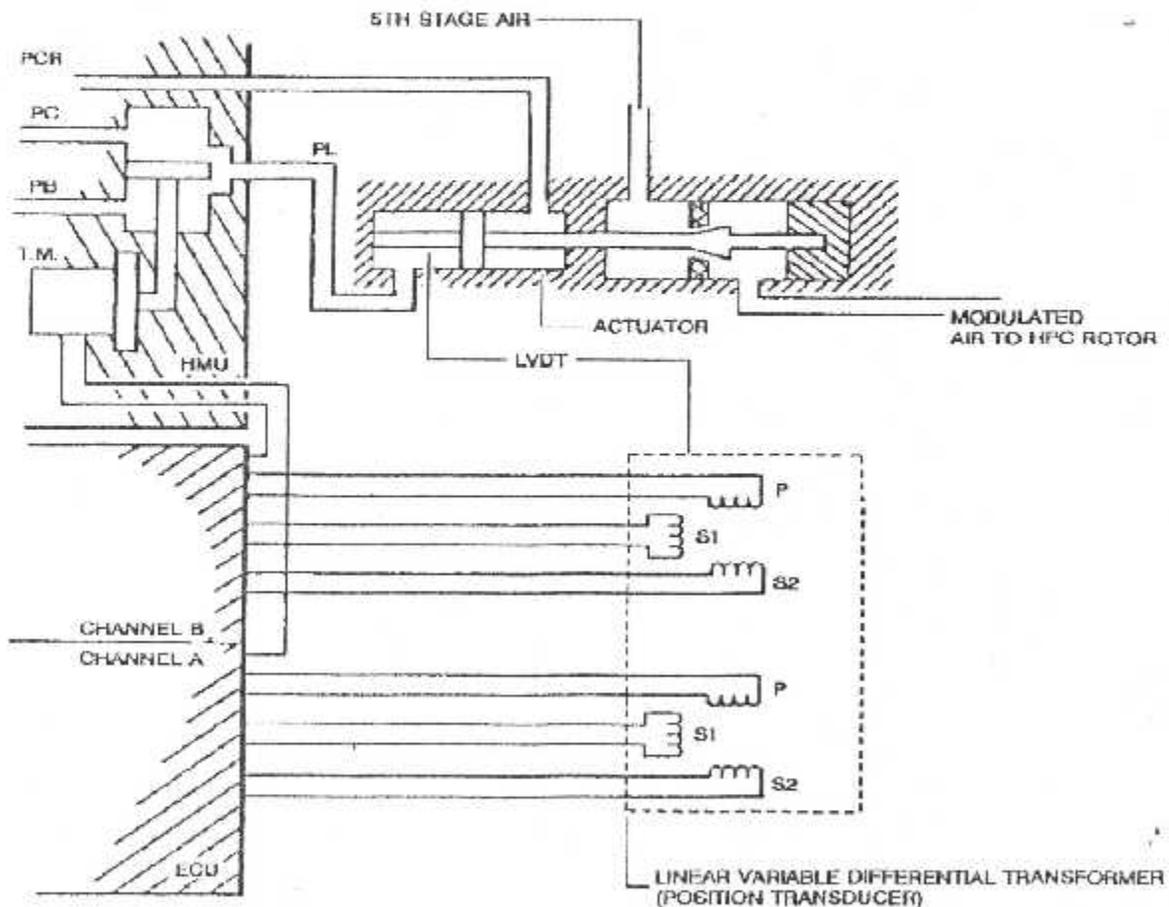
- À bas régime
- En décélération rapide



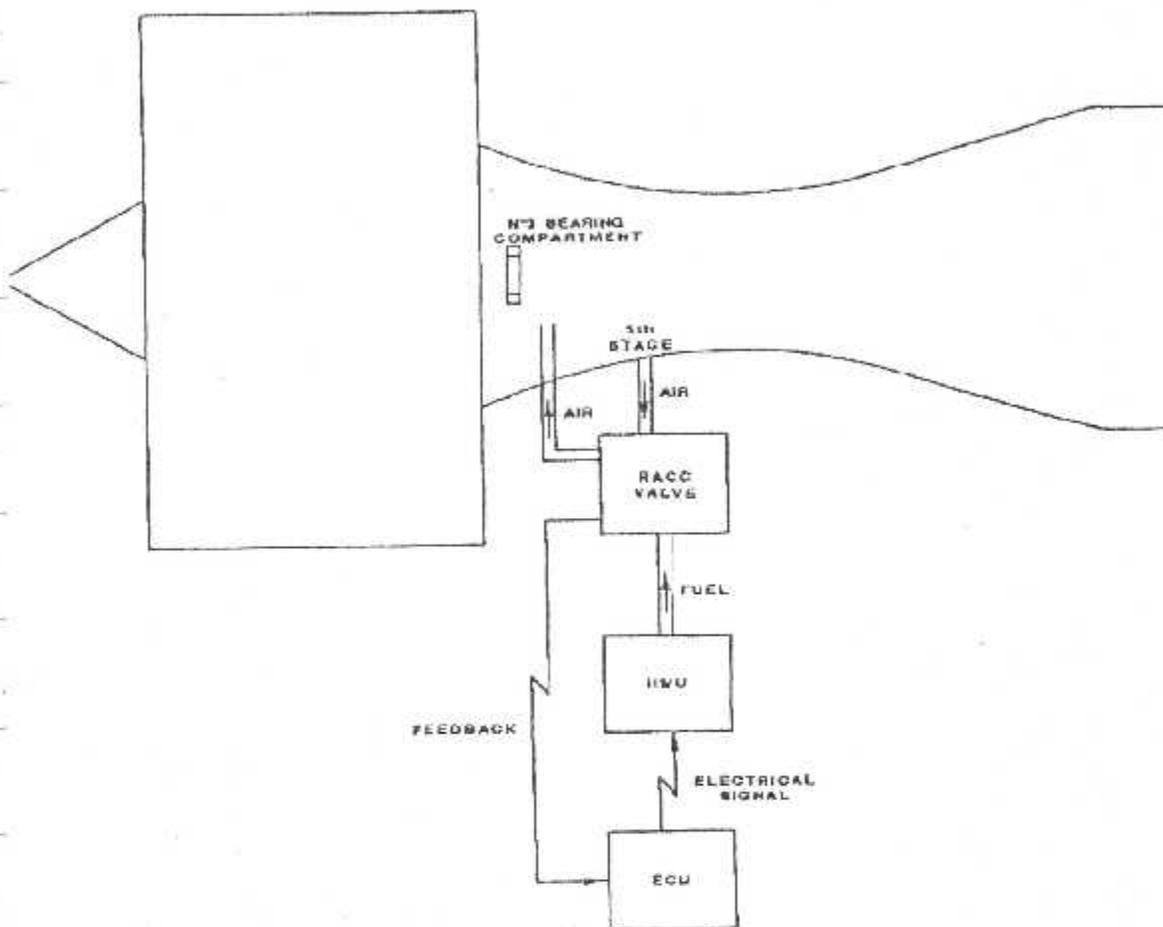
II.5.4- SYSTEME DU CONTROLE DU JEU DE ROTOR (RACC)

III.5.4.1- DESCRIPTION

Le système de contrôle actif du jeu de rotor (RACC) est contrôlé par le FADEC qui maintient le jeu des aubes de rotor de compresseur HP relativement au carter du stator du compresseur HP. Il module l'air prélevé de 5^{ème} étage de compresseur HP dans l'alésage de rotor du compresseur pour changer et contrôler le jeu. L'écoulement d'air au rotor est mélangé avec l'air de décharge de compresseur BP. Par le chauffage, le rotor du compresseur avec l'air de prélèvement de 5^{ème} étage, le jeu du compresseur est réduit. Ceci améliore l'efficacité de compresseur et la consommation spécifique de carburant total (SCF) du moteur. Quand la valve du système de contrôle actif du jeu de rotor RACC est fermée, l'écoulement d'air total traverse le rotor est de l'air de décharge de compresseur BP. Donc les jeux sont maximisés, car la valve RACC s'ouvre, la quantité et la température de l'air au niveau de rotor ont augmenté due à l'introduction de l'air prélevé de 5^{ème} étage.



Figure(III-20) : SYSTEME DU CONTROLE DU JEU ACTIF ROTOR (RACC)



Figure(III- 21) : SCHEMA DU SYSTEME RACC

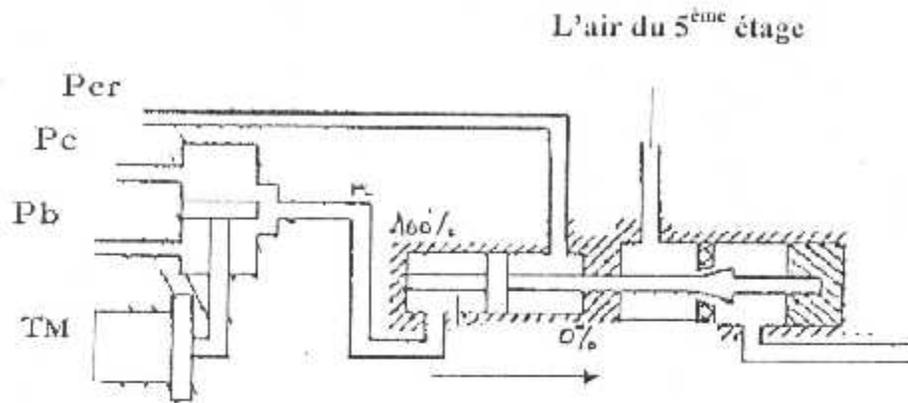
III.5.4.2- LA VALVE RACC

La valve de contrôle actif du jeu de rotor (RACC) est une valve à papillon avec un orifice d'entrée et un orifice de sortie. Elle se compose d'un carter externe, une plaque tournante et d'un carburant intégral actionne un vérin, avec les capteurs indépendants doublés pour le signal de retour. L'orifice d'entrée reçoit l'air prélevé de 5^{ème} étage de compresseur HP qui est modulé par la rotation de la plaque. L'air de prélèvement est modulé par l'alimentation de l'orifice de sortie de la valve RACC. La valve RACC est positionner à 12h00 sur le carter de compresseur HP.

La vanne de contrôle actif du jeu (RACC) est commandée par l'ECU qui envoie un signal électrique au moteur couple. Ce dernier transforme ce signal électrique en une

commande hydraulique, la servo pression de carburant P_b ou P_c contre P_{er} dans l'autre face du piston

- Si P_c est envoyée dans la valve, le piston descend à 0 % de la course du piston qui correspond à la fermeture totale de la valve, c'est à dire pas d'air.



Figure(III-22) : LA POSITION FERMEE DE LA VANNE RACC

- Si P_b est envoyée dans la valve, le piston monte à 100 % de la course du piston ce qui correspond à l'ouverture de la valve

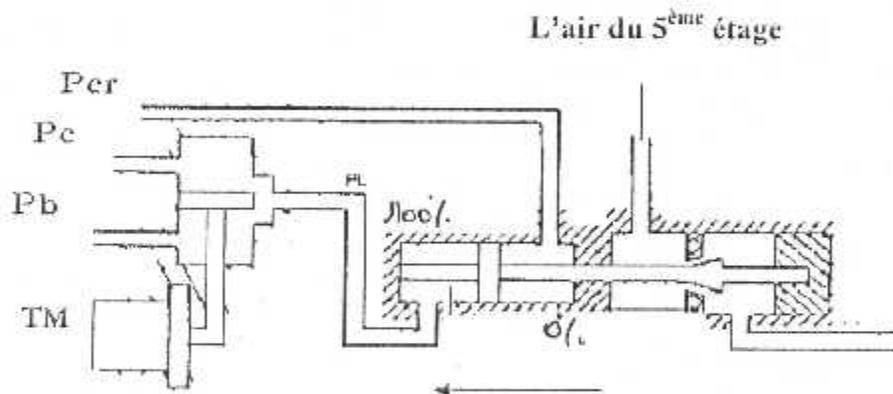
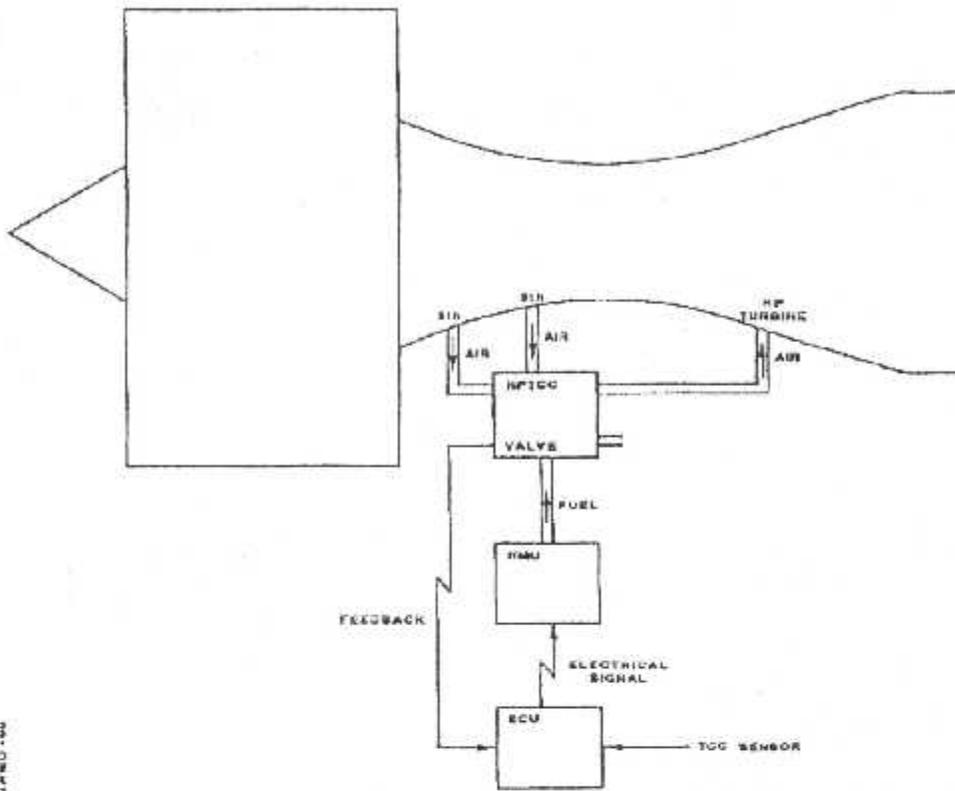


Figure (III-23) LA POSITION OUVERTE DE LA VANNE RACC

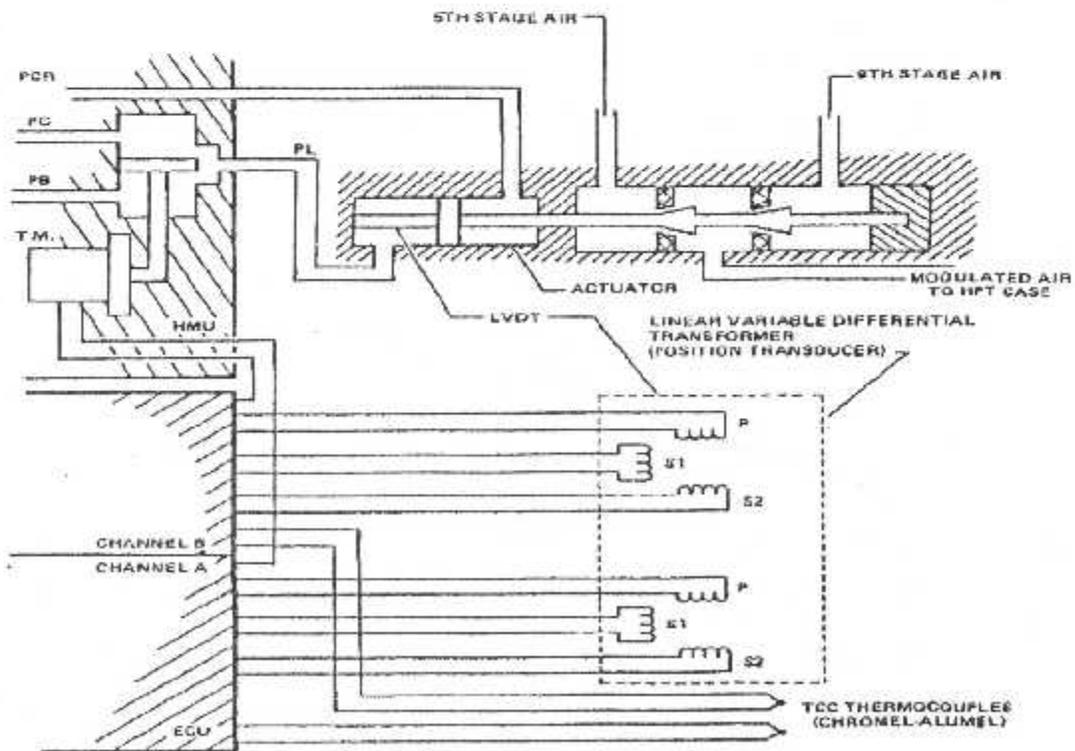
III.5.5- SYSTEME DE CONTROLE ACTIF DU JEU TURBINE HAUTE PRESSION

III.5.5.1- DESCRIPTION

Le système de contrôle actif du jeu turbine haute pression (HPTACC) du moteur utilise la quantité d'air prélevé du compresseur HP au niveau du 5^{ème} et 9^{ème} étage, renvoyé vers le carter de la turbine HP pour contrôler le jeu. Ce système minimise ou maximise le jeu entre les extrémités des aubes de la turbine HP et leur carter, ainsi que pour abaisser la température sortie turbine (EGT). La position de la valve est déterminé par la pression du carburant qui a été envoyée par l'unité hydromécanique (HMU). La température de l'air contrôle relativement le jeu de carter de la turbine HP avec les extrémités de ses ailettes.



Figure(III-24) : SCHEMA DU SYSTEME HPTACC



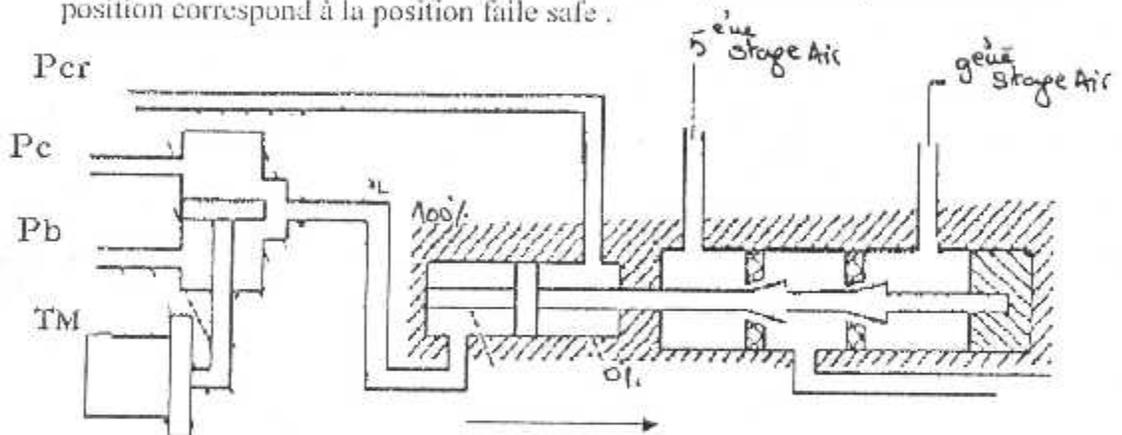
Figure(III-25) : SYSTEME DU CONTROLE DU JEU CARTER TURBINE HP

III.5.5.2- LA VALVE HPTACC

La valve de contrôle actif du jeu de turbine haute pression est une valve à trois voies (bus) avec deux orifices d'entrée, 5^{ème} et 9^{ème} étage et deux orifices de sortie, la vanne HPTACC se compose de deux (02) vannes, l'une pour le prélèvement du flux d'air du 5^{ème} étage et l'autre pour le prélèvement d'air du 9^{ème} étage, les deux vannes actionnées par un seul vérin qui est de type vérin à piston. La pression hydraulique du HMU est délivrée aux deux orifices de connections hydraulique du vérin de commande de HPTACC. L'orifice qui reçoit la pression hydraulique du carburant en premiers détermine la direction du piston du vérin de commande.

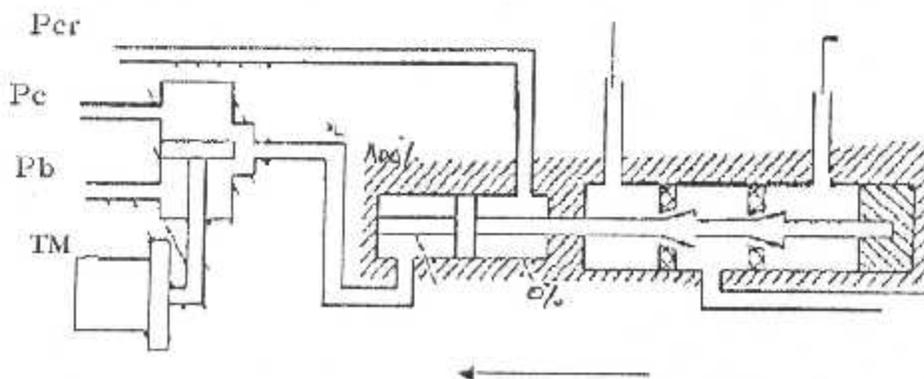
La servo pression (dans le HMU) donne la pression de carburant P_b ou P_c contre P_{cr} dans l'autre face du piston.

- Si P_c est envoyée dans la valve, le piston descend à 0% de la course du piston ce qui correspond à la fermeture totale de la valve, c'est à dire pas d'air. Cette position correspond à la position faille safe :



Figure(III-26) : LA POSITION FERMEE DE LA VANNE HPTACC

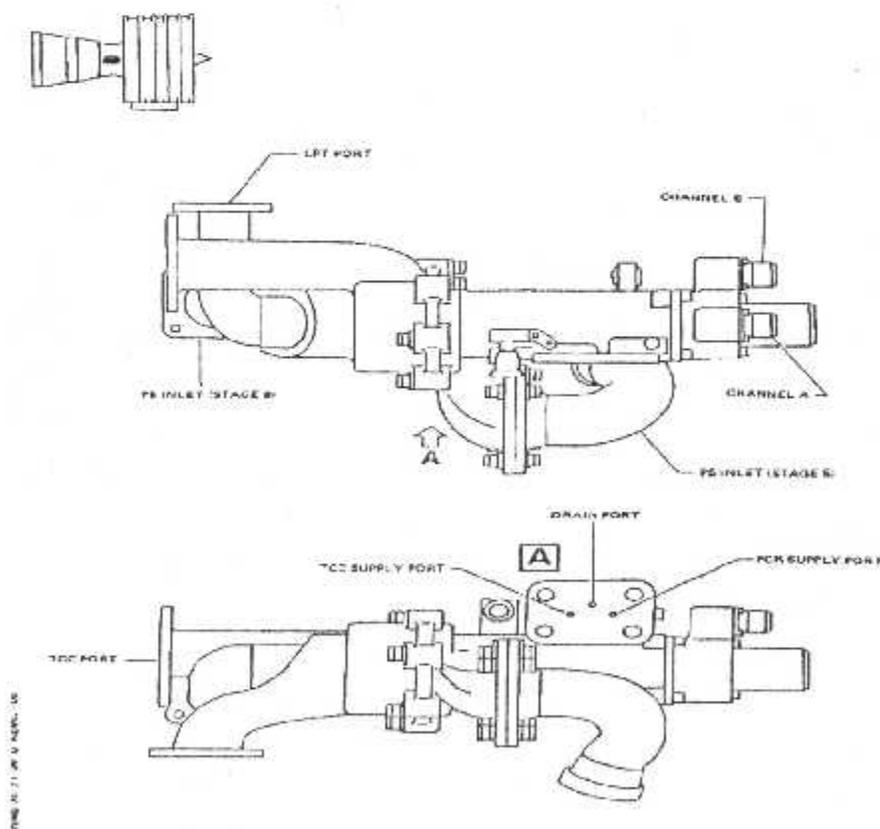
- Si P_b est envoyée dans la valve, le piston monte à 100% de la course du piston ce qui correspond à demi ouverture de la valve. Le prélèvement de l'air se fait seulement du 5^{ème} étage alors que celui du 9^{ème} étage est fermé. Le déplacement total du piston de la valve est de 0% à 100%, ce dernier possède cinq (05) positions qui sont :



Figure(III-27) : LA POSITION OUVERTE DE LA VANNE HPTACC

- 1) « Fail safe » (0% de la course du piston). Cette position correspond à une panne dans la boucle de contrôle de la position de la valve.
- 2) 5^{ème} étage seulement (12,5% de la course du piston). L'air du 5^{ème} étage est utilisé pour minimiser le jeu turbine.
- 3) 9^{ème} étage régulier (62,5% de la course du piston). L'air du 9^{ème} étage est utilisé pour maximiser le jeu turbine.
- 4) Pas d'air (71% de la course). Le cas de pas d'air est utilisé lorsqu'on maintien la température constante.
- 5) Super 9^{ème} (81,5% de la course). Même chose que le cas du 9^{ème} régulier sauf pour les grand debit d'air. Utiliser par exemple durant le transient.
- 6) Début de prélèvement « Start Bleed » (100%) utiliser pour décharger l'air du compresseur (9^{ème} étage) à fin d'éviter le début du phénomène de pompage.

Il y a deux LVDT sur la vanne HPTACC qui donnent le signal de position du vérin HPTACC à l'ECU, l'un donne la position de la vanne au canal A et l'autre au canal B de l'ECU

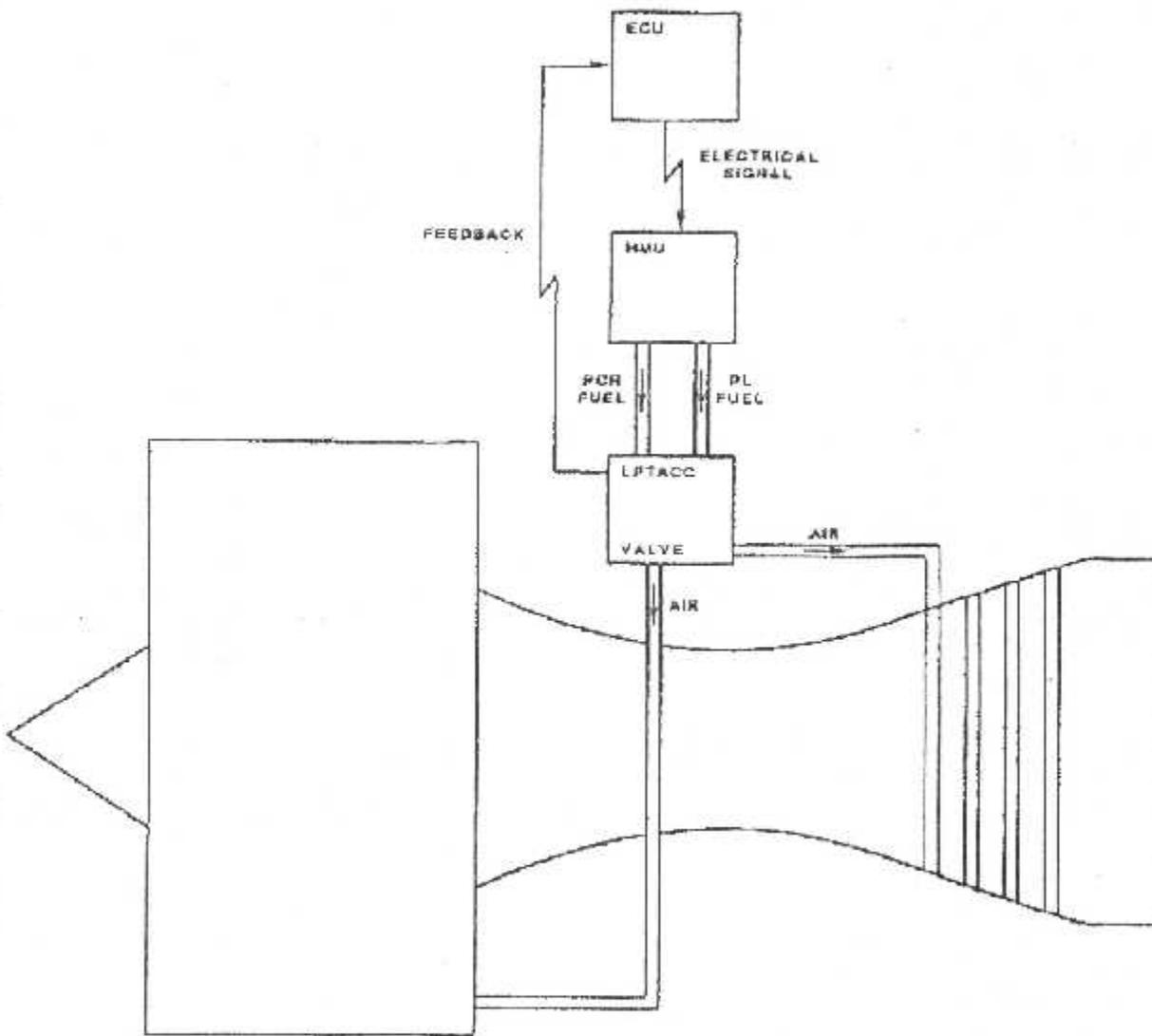


Figure(III- 28) : LA VALVE HPTACC

III.5.6- SYSTEME DE CONTROLE ACTIF DU JEU TURBINE BASSE PRESSION

Ce dispositif utilise l'air en prévenance du Fan pour refroidir le carter de la turbine BP, cet air est pulvérisé par des gicleurs qui refroidir la surface extérieure du carter.

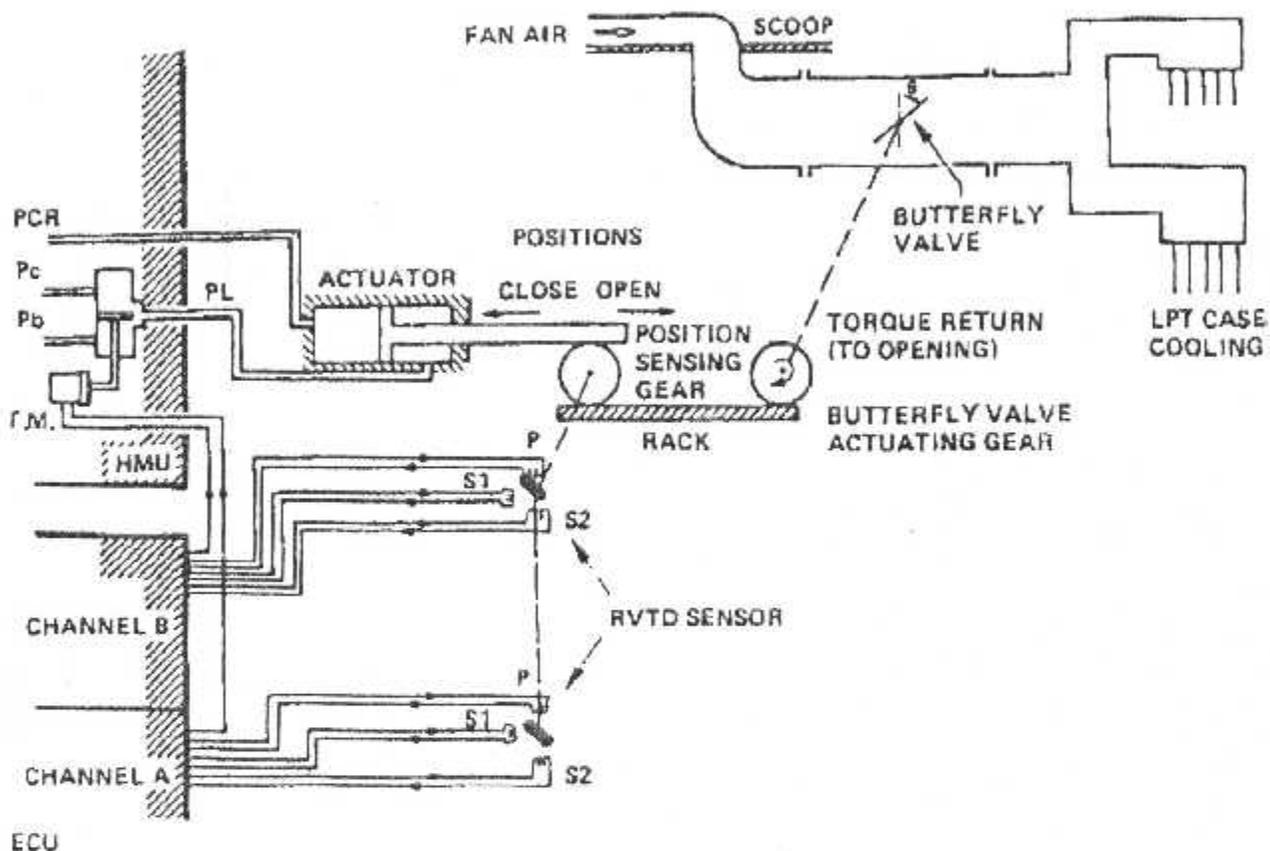
Le système de contrôle actif du jeu turbine basse pression (LPTACC) est contrôlé par une valve à partir de l'ECU. Il maintient relativement le jeu entre l'enveloppe du carter de la turbine BP et les extrémités des aubes de rotor de la turbine BP.



Figure(III-29) : SCHEMA DU SYSTEME LPTACC

III.5.6.1- DESCRIPTION

Le système de contrôle du jeu fournit l'air prélevé du FAN au carter de la turbine BP. L'air est distribué par les canalisations circulaires encastrées autour de la structure de support de carter. L'écoulement de l'air prélevé du Fan est modulé par l'ECU selon les conditions de fonctionnement du moteur.



Figure(III-30) : SYSTEME DE LPTACC

III.5.6.2- LA VALVE LPTACC

La valve de contrôle actif du jeu turbine basse pression est une valve à papillon qui contrôle la quantité d'air provenant du flux secondaire et qui est dirigé à la turbine BP pour contrôler le jeu. La vanne LPTACC est modulaire, elle se compose d'un carter externe, une plaque de contrôle, deux connecteurs RVDT, deux transformateurs RVDT fonctionne avec la pression hydraulique du carburant.

Le principe de fonctionnement de la LPTACC est le même que celui de la HPTACC. La servo pression (dans le HMU) donne la pression de carburant P_b ou P_c contre P_{cr} dans l'autre face du piston, la pression P_{cr} est appliquée à l'extrémité de la tige pour contrôler la position du papillon de la vanne, donc la valve règle la quantité d'air exigé pour refroidir la

turbine. L'ECU envoie un signal au HMU à travers des données obtenues P0 et PT, le HMU transforme ce signal électrique en signal hydraulique pour actionner la vanne LPTACC. Ce piston provoque le mouvement du papillon de la vanne.

- Si P_c est envoyé dans la valve, le piston descend à 0% de la course du piston ce qui correspond à la fermeture totale de la valve, dans ce cas le régime est diminué.

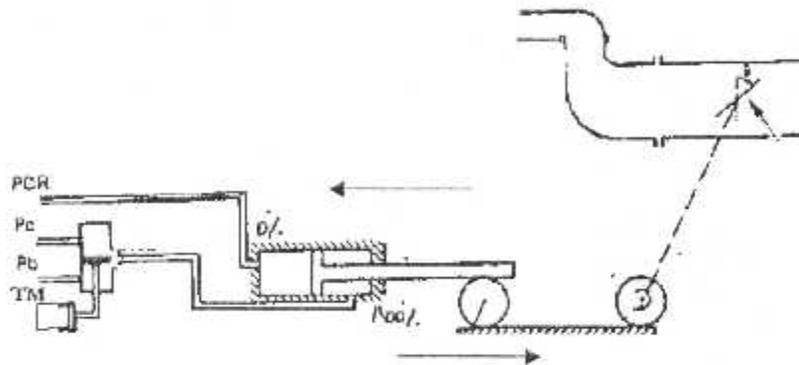


Figure (III-31) : LA POSITION FERMEE DE LA VENNE LPTACC

- Si la P_b est renvoyer dans la valve, le piston monte à 100 % de la course ce qui correspond à l'ouverture du papillon, dans ce cas le régime est augmenté.

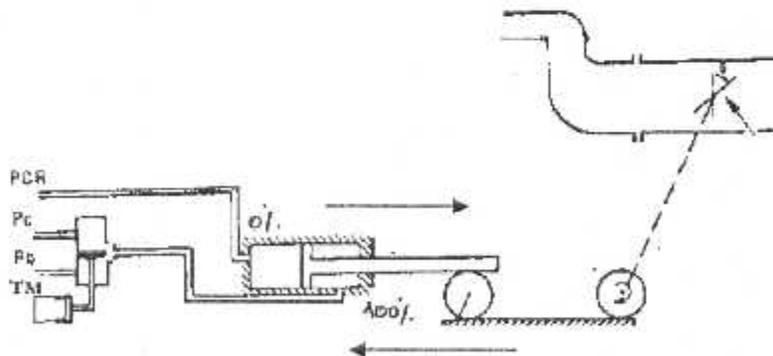


Figure (III-32) : LA POSITION OUVERTE DE LA VENNE LPTACC

- La vanne LPTACC à deux RVDT, qui sont utilisées par l'ECU pour avoir la position, le signal du position du papillon est transmet à l'ECU par deux RVDT.

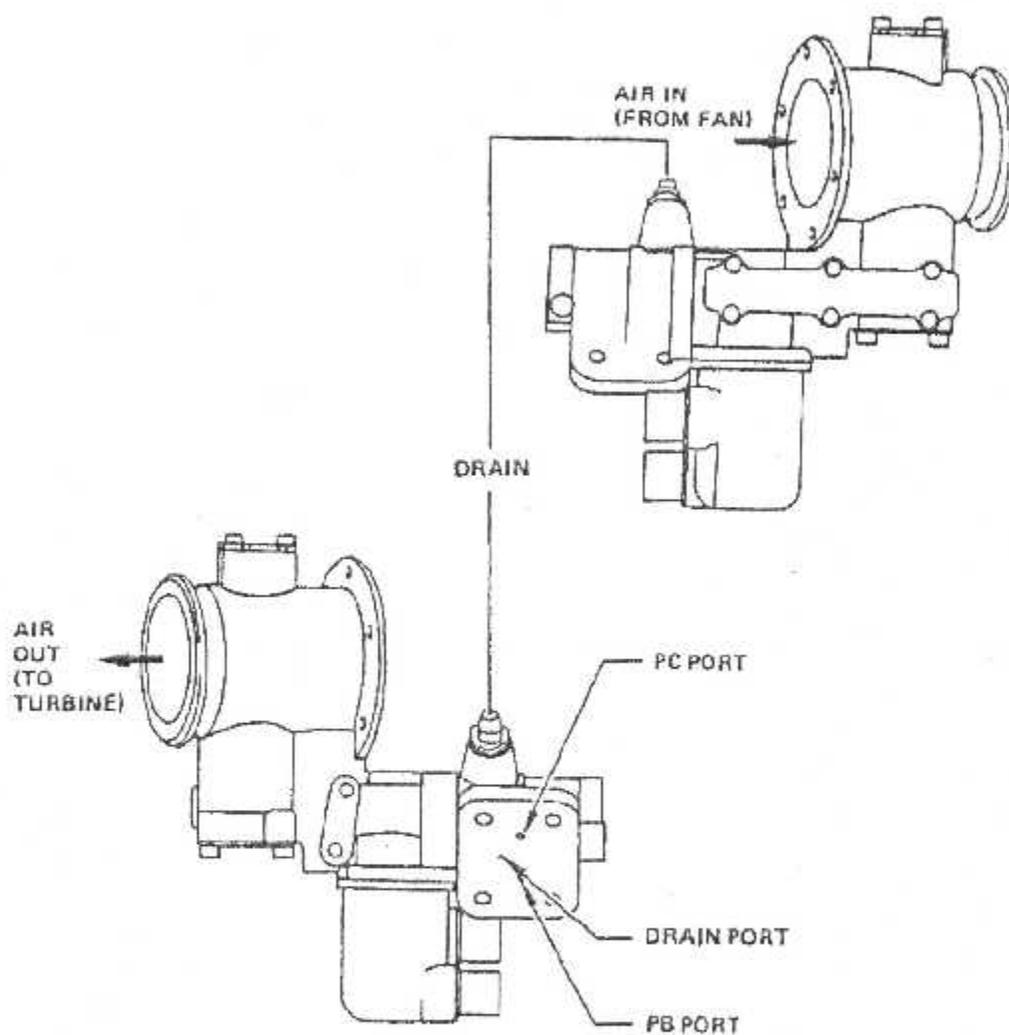


Figure (III-33) : LA VALVE LPTACC

Chapitre IV

Déscription des Systèmes Hydraumécanique de Moteur CFM56-7B

IV- DESCRIPTION DES SYSTEMES HYDROMECHANIQUES DU MOTEUR CFM56-7B

IV.1- UNITE ELECTRONIQUE DU CONTROLE DU MOTEUR (EEC)

Le EEC est un calculateur numérique qui comprend deux canaux (A, B) d'acquisition et de calcul. Chaque canal A ou B peut contrôler les opérations du moteur, quand l'un est active l'autre est en attente (Stand-by). Elle comprend plusieurs connexions pneumatique et électriques.

Pour augmenter la conception de tolérance de fautes, les paramètres sont échangés entre le contrôle deux canaux (à l'intérieur du EEC). Ce dernier communique avec les canaux A et B durant toutes les opérations du moteur.

Le EEC comprend trois microprocesseurs, un pour les fonctions principales de commande, contrôle et surveillance, un pour les fonctions d'interfaçage avec les capteurs de pression, et enfin un pour la gestion des échanges de signaux entre l'avion et le EEC, par signaux discrets câblés et par liaison analogique transmettant des mots série de 32 bits.

Le logiciel du EEC organise et distribue les tâches en temps réel. De plus, il fait la synchronisation entre les deux canaux du EEC et fait la sélection du canal en contrôle(actif).

Le canal actif est changé à chaque démarrage du moteur et si le canal actif est défectueux le EEC change le canal qui est en attente en canal actif.

Le EEC a le rôle de recevoir des données pour calculer les signaux de commande dans le canal A et B et envoyer des signaux de contrôle pour opérer le moteur, il est fabriqué en aluminium localisé à 2h.00 sur le carter du fan.

IV.1.1- LES CONNEXIONS DU EEC AUX SYSTEME DU MOTEUR ET D'AVION

Le EEC se relie à des systèmes et composants suivants :

- Prise d'identification.
- Unité hydromécanique(HMU).
- Système de contrôle d'air moteur.
- Capteurs du moteur.
- Commande du carburant
- Alternateur du EEC.
- Circuit d'allumage.
- Système de visualisation commune.
- L'unité d'affichage électronique (DEU).
- Auto manette (A/T).
- Ordinateur de gestion de vol(FMC) et la boîte de contrôle et d'affichage(CDU).
- Indication du moteur et du carburant.
- Commande d'arrêt et levier de démarrage.
- Unité de référence à inertie de donnée aérienne 1 et 2 (ADIRU).
- Unité d'acquisition de données de vol (FDAU).
- Interrupteur de feu moteur.
- Séparateurs de poussée.
- Inverseurs de poussée (TRS).
- Auto bus 1 ou 2 de transfert du courant alternatif.

IV.1.2- DIMENSIONS ET POIDS DU EEC

Longueur.....505,2 mm (19,92 inch).
 Hauteur.....171,9 mm (6,94 inch).
 Profondeur.....378,2 mm (14,96 inch).
 Poids.....21,09 Kg (46,5 lbs)

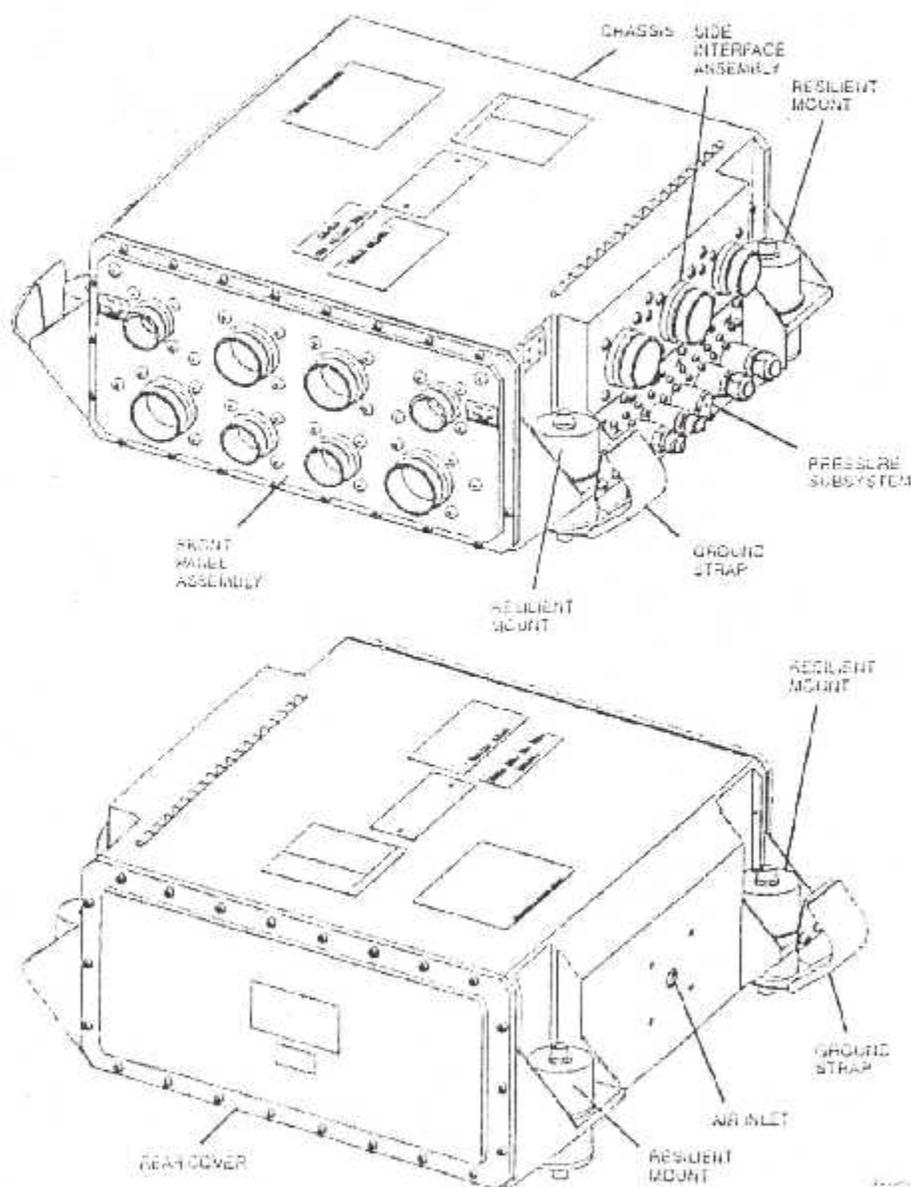


Figure (IV-1) : L'UNITE ELECTRONIQUE DU CONTROLE MOTEUR (EEC)

IV.2- UNITE HYDROMECHANIQUE (HMU)

Le HMU reçoit les signaux électriques du EEC et les convertit grâce à des moteurs couple et à des servo vanne, en ordres hydrauliques pour calculer le débit de carburant du moteur et le débit aux six(06) electrohydraulique servo vanne.

Le HMU règle les débits du carburant moteur en fonctionnement en fonction des paramètres moteur. La demande du carburant calculer par n'importe quel régime moteur est fournit par un signal électrique à l'électrohydraulique servo vanne du galet doseur qui se trouve dans le HMU.

La réponse de l'électrohydraulique servo vanne au signal de commande du EEC positionne le galet doseur de façon à délivrer le débit carburant calculer par le EEC.

Les systèmes hydrauliques externes du moteur sont alimentés en carburant par une pression servo alimentation filtrée (Psf), servo pression d'alimentation (Pc) et par la pression de référence régulée (Per) du HMU. Les systèmes hydrauliques du moteur commandés par le HMU comprenant :

- Deux (02) vérins des stators à calage variable (VSV) alimentés an carburant par la pression Psf.
- Deux (02) vérins de vanne de décharge (VBV) alimentés an carburant par la pression Psf.
- Une (01) valve de contrôle actif du jeu turbine basse pression (LPTACC) alimentée en carburant par les pressions Pc et Per.
- Une (01) valve de contrôle actif du jeu turbine haute pression (HPTACC) alimentée en carburant par les pressions Pc et Per.
- Une (01) vanne de décharge transitoire (TBV) alimentée en carburant par la pression Pc et Per.
- Une (01) vanne de sélection injecteurs (BSV) alimentée en carburant par les pression Pc et Per.

IV.2.1- ELECTROHYDRAULIQUE SERVO VANNE (EHSV)

L'unité hydromécanique (HMU) comprend six (06) électro- hydrauliques servo vannes positionnées sur le HMU, leurs rôles et de convertir les commandes électriques provenant du EEC aux signaux hydrauliques.

Les EHSV sont divisées en deux types qui sont les suivants :

- A trois voies pour les systèmes (TBV, HPTACC, LPTACC).
- A quatre voies pour les systèmes (FMV, VSV, VBV).

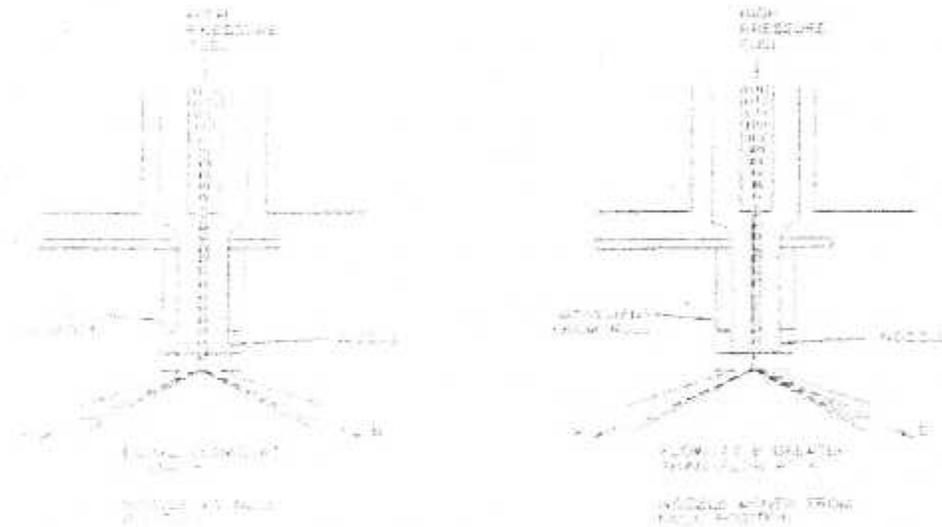
Chaque électro hydraulique servo vanne à deux étages commandés par un moteur couple.

Les deux étages de la EHSV sont un amplificateur fluide du premier 1^{er} étage qui actionne le deuxième 2^{ème} étage de la vanne terroir. L'amplificateur fluide positionne la vanne terroir en fonction des données moteur.

L'amplificateur fluide actionne en dirigeant une petite vapeur de carburant haute pression aux orifices qui délivrent ce carburant à l'une ou l'autre extrémité de la vanne terroir. La position de l'injecteur de carburant est une fonction des données du moteur couple.

- Quand la EHSV est à sa position neutre, des pressions égales sont dirigées par l'injecteur de l'amplificateur fluide.
- En fonctionnement, l'injecteur divise le carburant à haute pression délivrée aux extrémités de la vanne terroir selon les commandes du moteur couple.

Lorsque le carburant haute pression est envoyé aux extrémités de la vanne terroir, une augmentation du débit à l'une ou l'autre extrémité de la vanne terroir met en mouvement la vanne terroir. A la position neutre, les décharges de la vanne ferme les orifices et dirigent la mise en l'air libre de la vanne, une décharge (*land*) dirige le carburant à haute pression au composant en fonctionnement vers la pression du corps régulé (Pcb)



Figure(IV-2) : L'AMPLIFICATEUR FLUIDIQUE

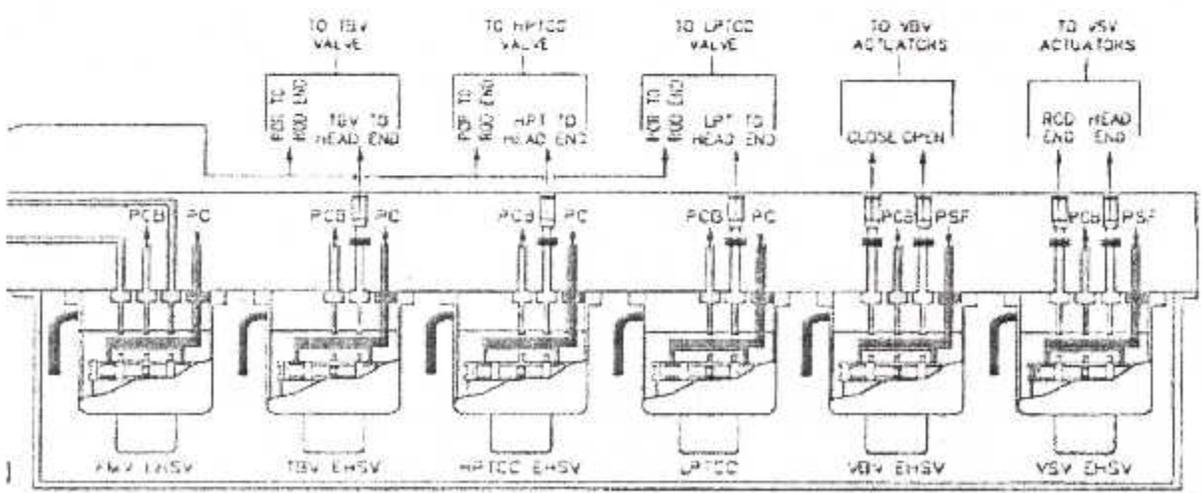


Figure (IV-3) : LES DIFFERENTES ELECTRO HYDRAULIQUE SERVO VANNE

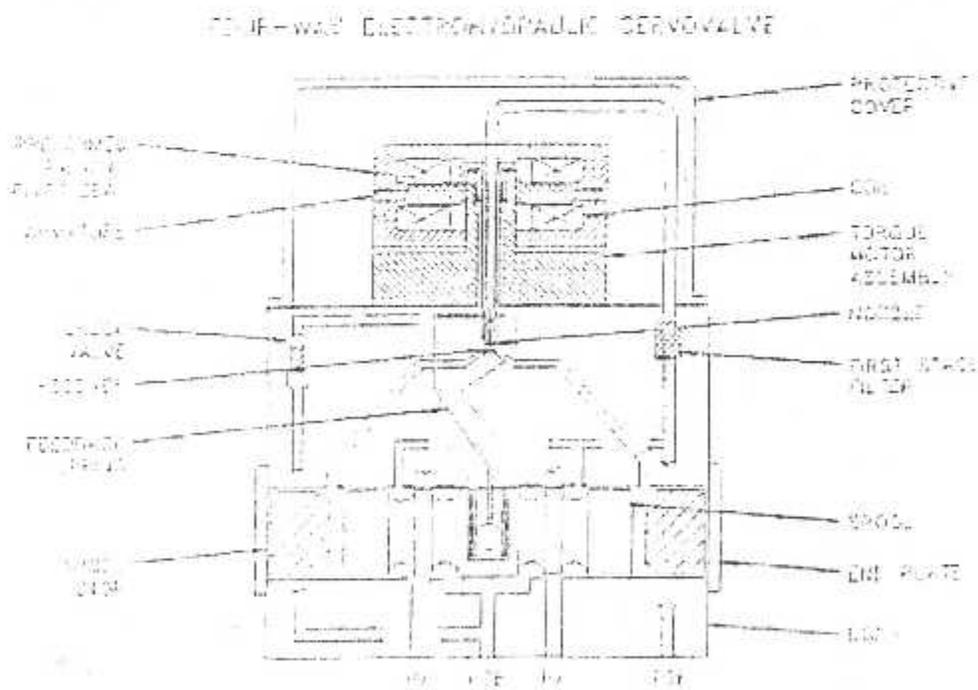
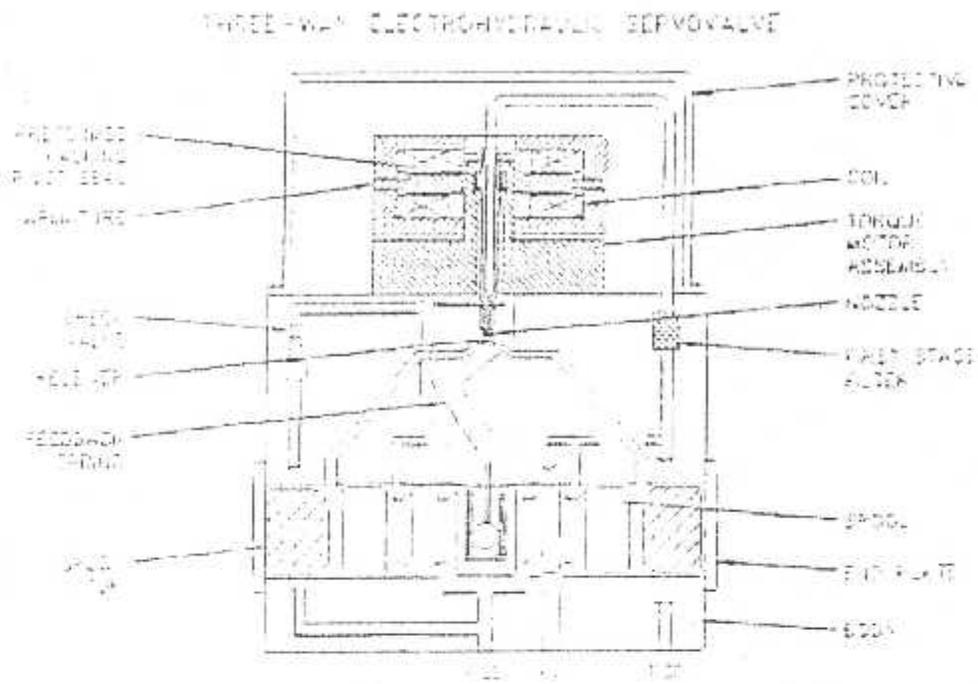


Figure (IV-4) : SCHEMA DE L'ELECTRO HYDRAULIQUE SERVO VANNES.(EHSV)

IV.2.2- ALIMENTATION DU CARBURANT AU HMU

Le carburant du moteur est envoyé directement à l'entrée principale de carburant du HMU à travers un servo réchauffeur carburant et à l'entrée du servo régulateur du HMU.

L'entrée principale du carburant est dans la face support de corps du HMU. Cette pression du carburant est désignée par P_s . L'entrée du servo réchauffeur carburant est monté sur la face du corps du HMU. À l'entrée carburant est installée un filtre de type clapet de surpression.

Le filtre passe particules plus grand que 10630 micro-inche (270 micromètre) du servo réchauffeur carburant, ce carburant d'alimentation aux systèmes d'asservissement du HMU est désigné par P_{sf} . Si un blocage de filtre par l'arrivée de contaminations. Le filtre se déplace une force contre la force du ressort, sortie de flux de carburant. Un passage de carburant à côté de filtre s'ouvre pour assurer la continuité du carburant d'alimentation aux système d'asservissement du HMU quand la pression diminue à travers le dépassement du filtre à 15 Psi (103 Kpa).

Le carburant à la pression P_{sf} est distribué au:

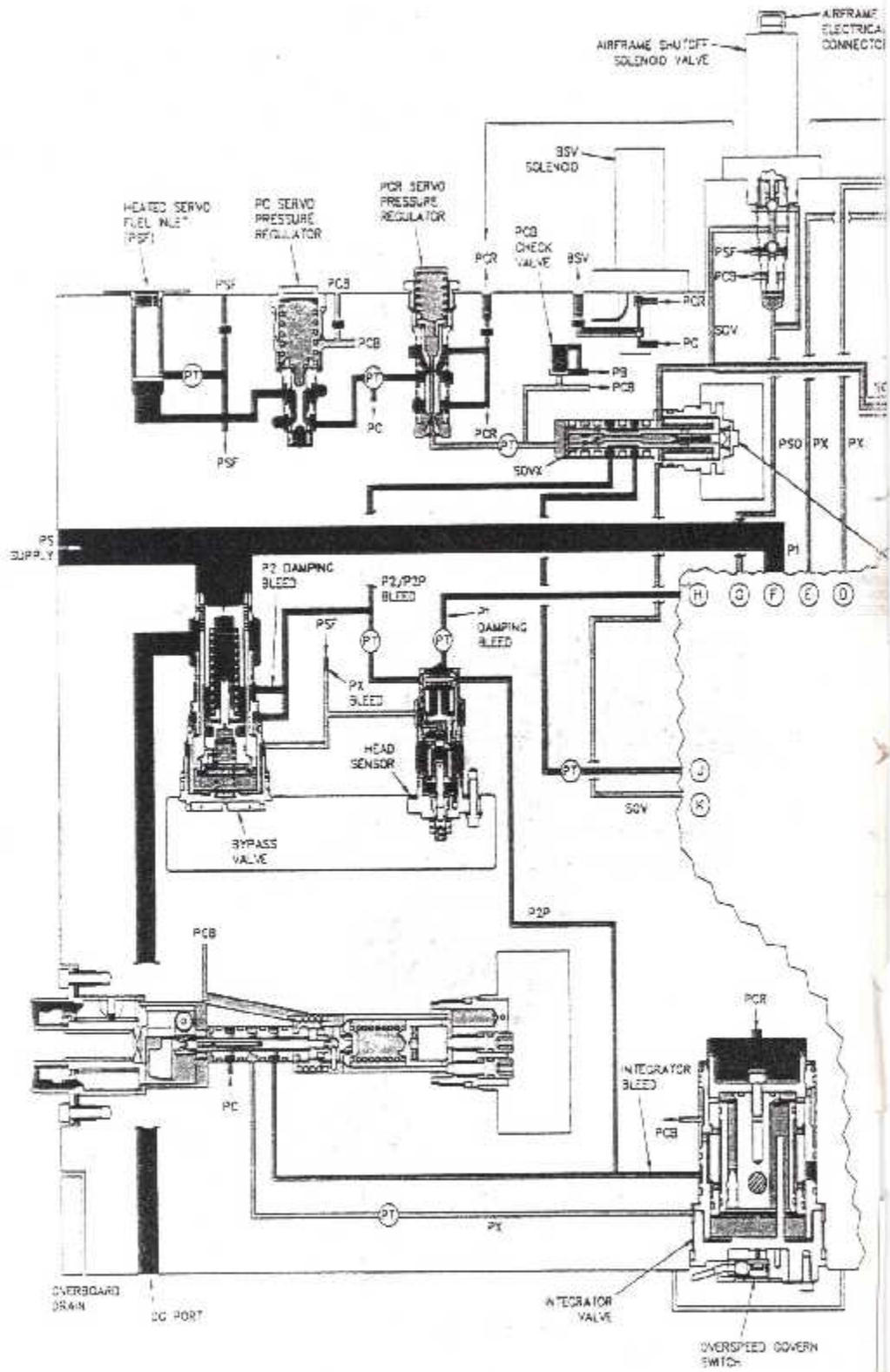
- À EHSV de VBV.
- À EHSV de VSV.
- À travers un restricteur du head sensor et de clapet de décharge intégré.
- Vers la vanne de mise en pression et d'arrêt.
- Au régulateur de servo pression (P_c).
- Vers la vanne solénoïde d'arrêt.

Le carburant à la pression P_c est distribue aux :

- Au régulateur servo pression P_{cr} .
- À EHSV de FMV.
- À la valve servo vitesse
- À EHSV de HPTACC.
- Au solénoïde de la BSV.
- À EHSV de la TBV.

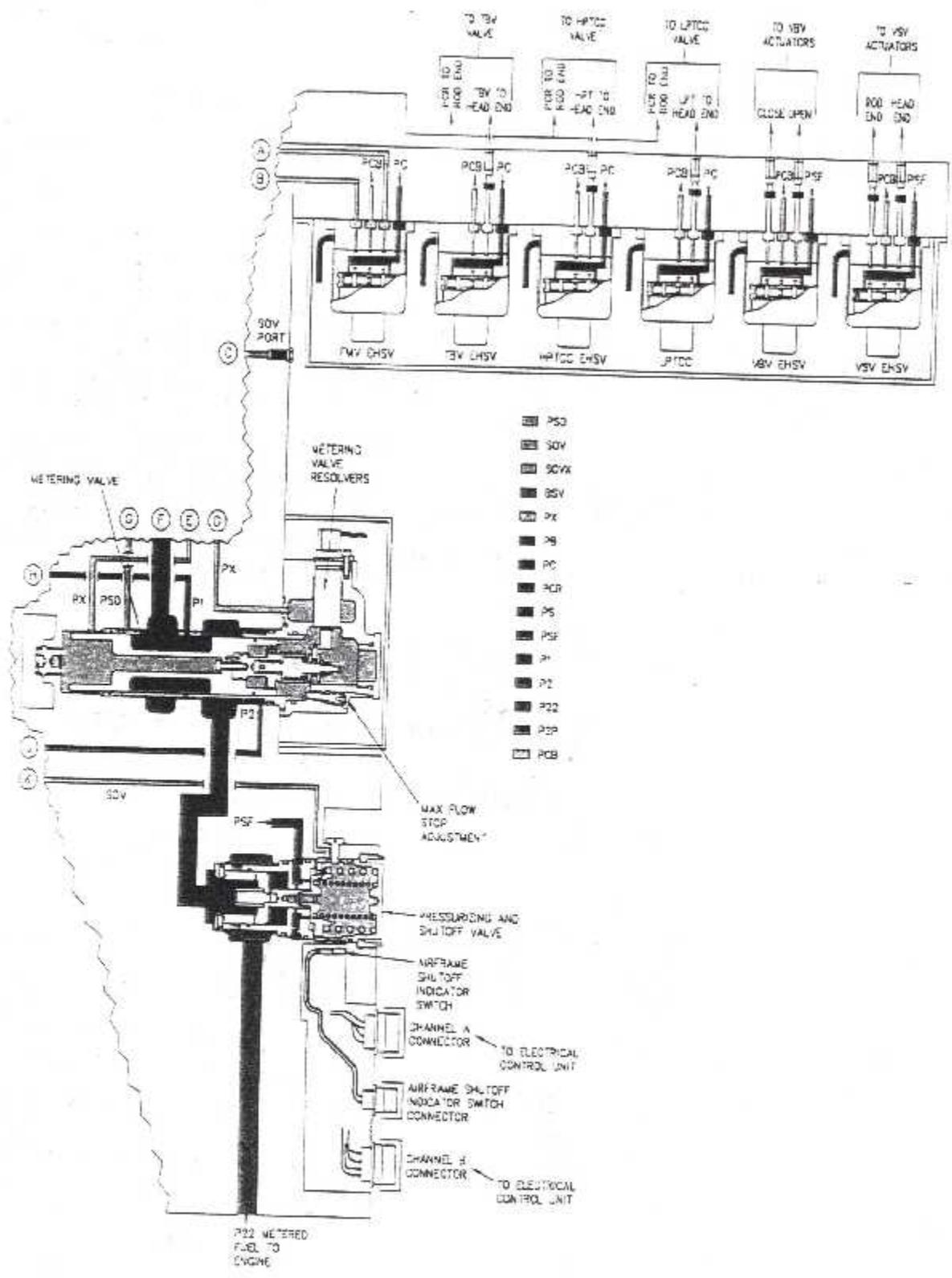
Le carburant à la pression P_{cr} est distribue aux :

- À l'extrémité de la tête du piston intégrateur.
- À l'extrémité de la tige de la vanne LPTACC.
- À l'extrémité de la tige de la vanne HPTACC.
- À l'extrémité de la tige de la vanne TBV.
- Au solénoïde de la BSV.



Figure(IV-5) : UN

ADJUSTABLE
SHUTOFF
VALVE



- PSD
- SOV
- SOVK
- 1SV
- PX
- PB
- PC
- PCB
- PS
- PSE
- P1
- P2
- P22
- P3P
- PCB

TE HYDROMÉCANIQUE

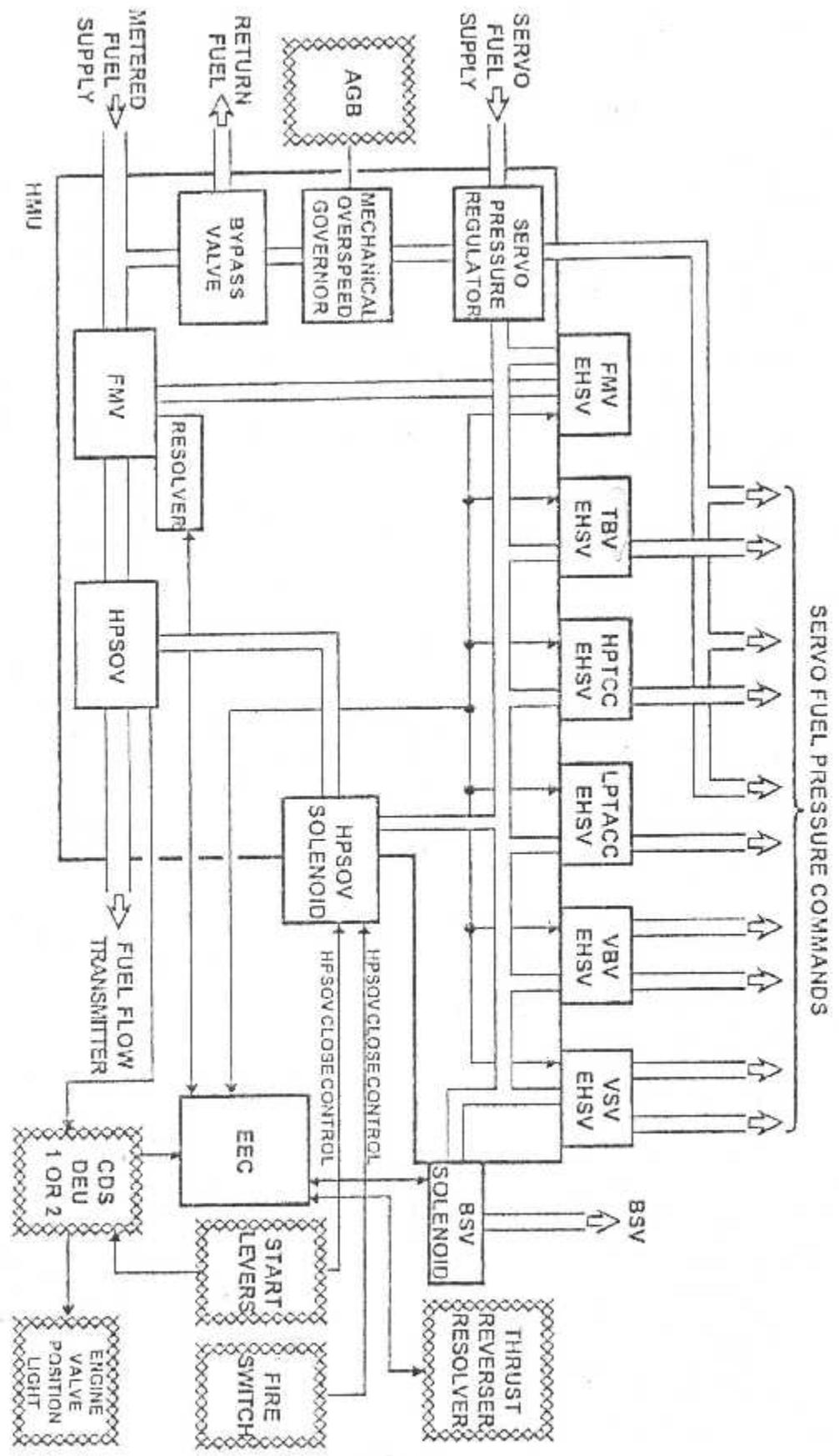


Figure (IV-6) : ALIMENTATION DU CARBURANT AU HMU

IV.3- DESCRIPTION DU CIRCUIT CARBURANT

IV.3.1- ROLE DU CIRCUIT CARBURANT

Le rôle de circuit carburant est d'assurer :

- L'alimentation des vingt (20) injecteur de la chambre de combustion.
- L'alimentation de deux (02) vérins des stators à calage variable.
- L'alimentation de deux (02) vérins des vannes de décharge.
- L'alimentation de la vanne de refroidissement de carter turbine haute pression.
- L'alimentation de la vanne de refroidissement de carter turbine basse pression.
- L'alimentation de la vanne de décharge de transitoire.
- Refroidissement de l'huile de graissage du moteur.
- Refroidissement de l'huile de graissage de l'alternateur.

IV.3.2 COMPOSITION DU CIRCUIT CARBURANT

Le circuit carburant est entièrement intégré dans la nacelle du réacteur, il comprend :

- Une (01) pompe carburant à haute pression.
- Un échangeur thermique (huile/carburant) alternateur (IDG).
- Un filtre principal carburant.
- Un régulateur principale carburant (HMU).
- Un servo réchauffeur carburant.
- Un transmetteur de débit carburant.
- Un filtre injecteur.
- Une vanne de sélection injecteurs.
- Une rampe injecteurs.
- Vingt injecteurs.

IV.3.3- CONTROLE DU CIRCUIT CARBURANT

La surveillance du circuit carburant est réalisée à partir :

- D'une indication de débit carburant situé sur l'écran inférieur des paramètres secondaires moteur.
- D'un voyant d'alarme du colmatage filtre carburant situé au panneau supérieur P5-2 au cockpit.
- D'un voyant associé au robinet carburant haute pression(HPSOBV).

IV.3.4- FONCTIONNEMENT DU CIRCUIT CARBURANT

Le carburant arrive du réservoir de l'avion; passe par la pompe carburant première étage ensuite vers l'échangeur thermique (huile/carburant) de l'alternateur IDG après à travers l'échangeur thermique (huile/carburant) moteur. Le carburant passe ensuite à travers un filtre principal, du filtre vers le régulateur principal carburant. A la sortie du régulateur carburant, le carburant passe à travers le débitmètre puis vers le filtre injecteur et enfin dans les injecteurs.

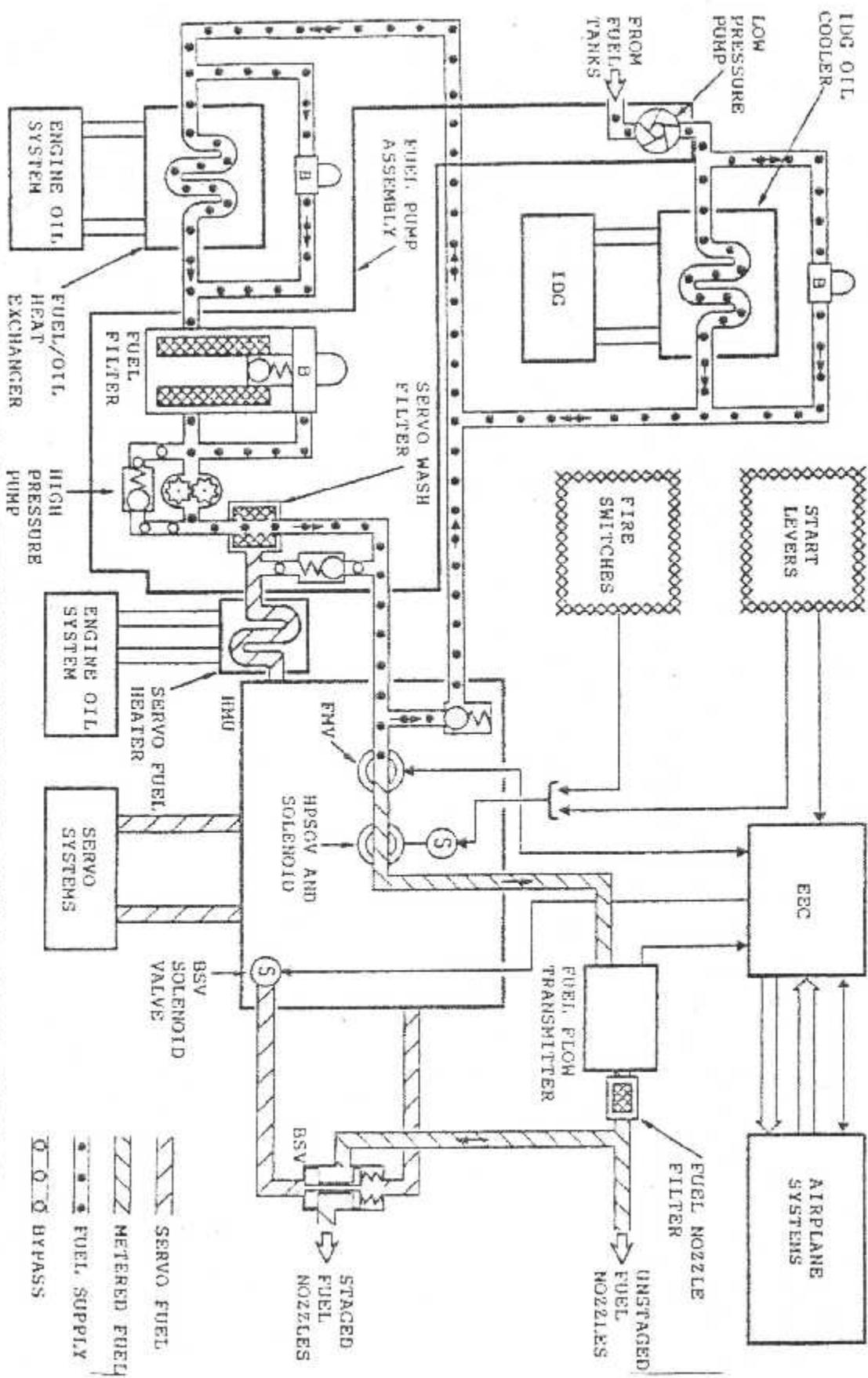


Figure (IV-7) : DESCRIPTION DU CIRCUIT CARBURANT DU MOTEUR CFM56-7B

IV.3.5- LA VANNE DE SELECTION INJECTEURS (BSV)

Le système de la valve de sélection des injecteurs (BSV) est composé de :

- Unité électronique de contrôle moteur (EEC)
- Unité hydromécanique(HIMU)
- La vanne de sélection injecteurs(BSV)

Elle est attachée au-dessous du moteur à une position 6h00. La BSV est conçue à fin de réduire le débit carburant vers les vingt (20) injecteurs. Le moteur travaille toujours en mode normal avec seulement dix (10) injecteurs, c'est pourquoi la BSV à été conçue, parce que le moteur puisse travailler dans d'autre régime (accélération, décélération)

IV.3.5.1- FONCTIONNEMENT DE LA BSV

A. Vingt (20) Injecteurs en Opération

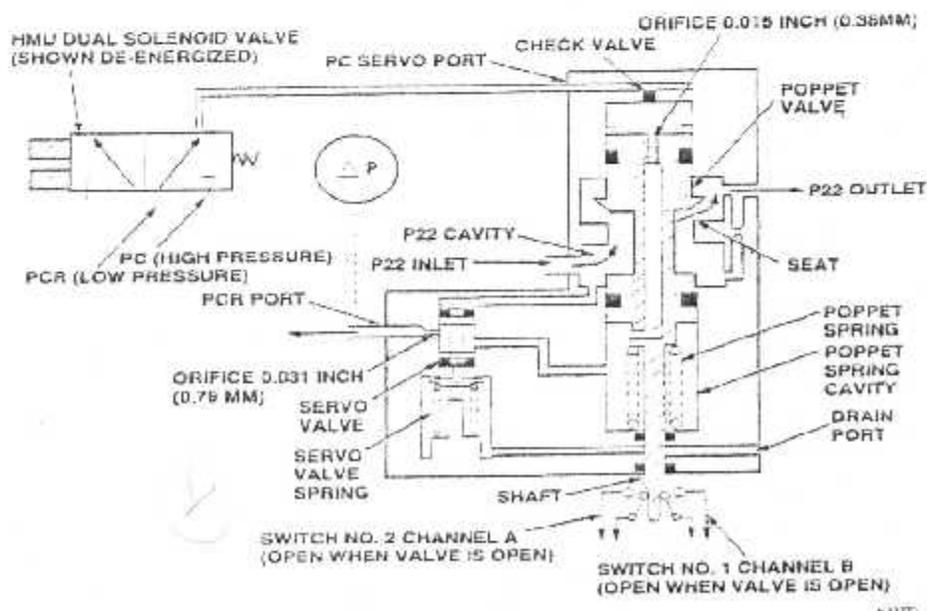
Dans ce cas, nous avons la pression P_{er} alimenté dans la cavité supérieur de la BSV. Donc les deux extrémités par la pression P_{er} . Alors on aura : $P_{er} \times S_1 + Fr > P_{er} \times S_2$.

Cela cause un mouvement du piston vers le haut, donc l'orifice P22 s'ouvre alors, le carburant passe aux injecteurs étagés.

B. Dix (10) Injecteurs en Opération

Pour fermer la valve un signal électrique est appliqué a solénoïde installer dans le HMU qui lui convertit au pression hydraulique P_c appliqués à la cavité supérieur de la BSV. Dans ce cas on aura : $P_{er} \times S_1 + Fr < P_c \times S_2$. Ce qui implique que le piston descend, alors l'orifice P22 se ferme donc le carburant ne passe pas au injecteurs étagés.

La position (*fail safe*) de la vanne de sélection injecteurs (BSV) est l'ouverture.



Figure(IV-8) : SCHEMA DE LA BSV (POSITION OUVERTE DE LA VALVE)

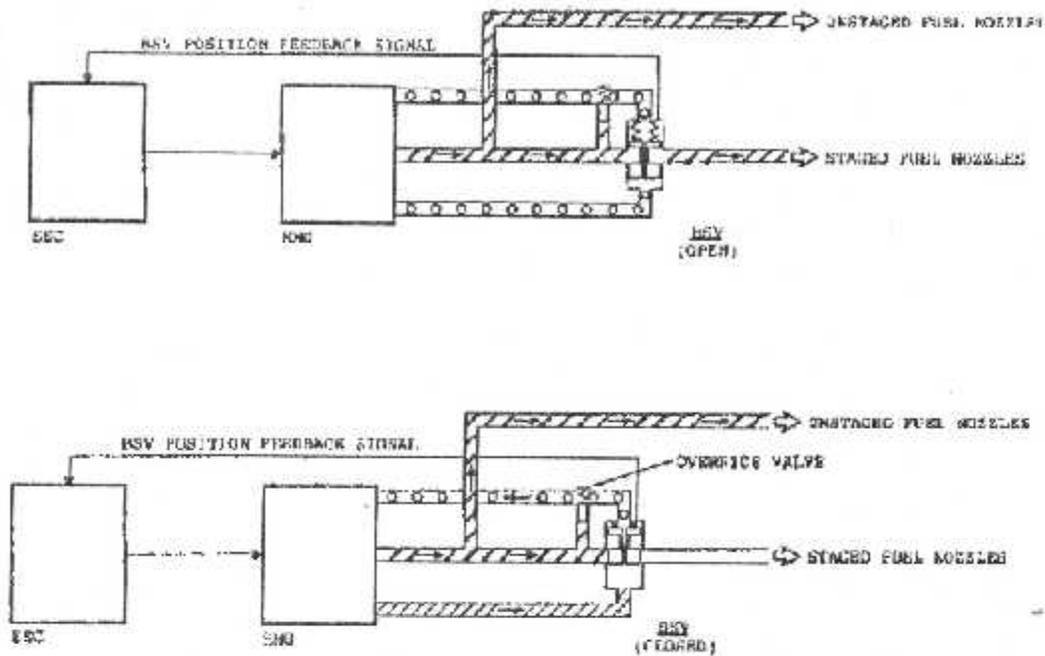


Figure (IV-9) : DISTRIBUTION DU CARBURANT À LA BSV

IV.3.6- SYSTEME DE DOSAGE CARBURANT

IV.3.6.1- LE GALET DOSEUR CARBURANT (FMV)

Le galet doseur carburant positionne l'orifice pour l'alimentation de carburant dosé vers la vanne de mise en pression et d'arrêt. La position du galet doseur et l'ouverture de l'orifice est établit par la EHSV du galet doseur en fonction des commandes du EEC. Le galet doseur ouvre ou ferme l'orifice de la livraison du carburant dans le manchon du galet doseur.

La pression P_c est fournit à EHSV du galet doseur pour positionner le piston du galet doseur. La P_x est fournit à travers L'EHSV du galet doseur à l'une ou l'autre extrémité du piston du galet doseur pour ouvrir ou fermé le galet doseur.

À la position neutre du piston, les force sur les cotés opposés sont équilibrés. A la position neutre, le piston et le galet doseur ne fonctionne pas. L'alimentation par l'orifice du carburant demandé est établie.

Une butée mécanique limite la course maximum du piston. Cette butée est réglée durant le teste finale du HMU et le réglage pour établir un débit maximum du carburant d'alimentation par le galet doseur.

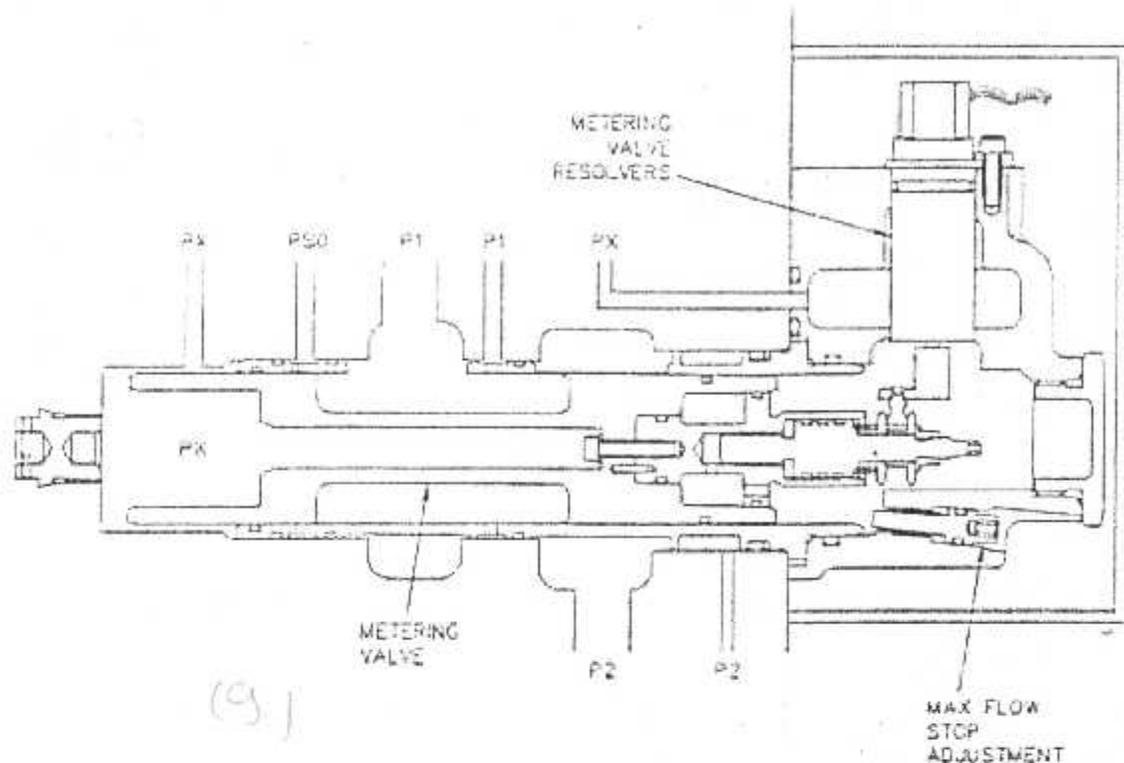


Figure (IV- 10) : LE GALET DOSEUR CARBURANT (FMV)

L'EHSV de FMV est un moteur couple fonctionne par une servo vanne. La EHSV contrôle la Px fournit aux extrémités du piston du galet doseur selon les commandes du EEC.

Quand une augmentation du débit carburant est demandée, l'EHSV du FMV réduit le débit de Px à l'extrémité de fermeture du piston du galet doseur.

- La Px réduite à l'extrémité de fermeture du piston change l'équilibre des forces qui maintenu le piston à sa position neutre. La Px fournit à l'extrémité de l'ouverture du piston du galet doseur déplace le piston contre la Px réduite à l'extrémité de la fermeture du piston.
- Le mouvement du piston est dans le galet doseur dans la direction ouverte de FMV. La section de l'orifice d'alimentation carburant régulée est augmentée.

Quand le débit carburant est demandé, la EHSV augmente le débit de Px à l'extrémité de la fermeture du piston du galet doseur.

- La Px ajoutée fournie à l'extrémité de fermeture du piston du galet doseur se déplace le piston contre la Px sur l'extrémité d'ouverture du piston.
- Le mouvement du piston est dans la direction fermée du galet doseur. La section de l'orifice d'alimentation du carburant demandé est diminuée.

Quand il y a une augmentation ou une diminution du débit carburant, le piston du galet doseur déplace jusqu'à ce que les signaux du EEC que le débit carburant demandé est entrain d'alimenter le circuit. Ce signal positionne la EHSV au neutre et les forces à l'ouverture et au fermeture des cotés du piston de FMV équilibre l'un à l'autre. À cette condition d'équilibre, le piston est à la position qui délivre le débit carburant demandé.

Deux resolvers donnent des indications de la position du galet doseur et le débit carburant régulé du moteur aux canaux A et B du EEC. Les resolvers sont commandés par une trenglerie à l'extrémité de la tige du piston de FMV.

Le débit carburant régulé du moteur est une fonction directe de la position du galet doseur pour n'importe quelle position il existe un débit de carburant correspondant.

Un resolver du signal de retour de la position du galet doseur indique au EEC la quantité du carburant délivré au moteur. Ce signal de retour ferme la boucle d'asservissement pour la EHSV.

Durant l'accélération du moteur, le signal de retour empêche le dépassement du débit carburant demandé. Le signal de retour permet de réduire le signal de l'EHSV quand la demande du débit carburant est atteinte et indique au EEC quand le galet doseur est en position pour l'alimentation du débit demandé. Ceci permet au EEC d'annuler le signal augmenté du débit carburant.

La pression dans le circuit d'arrêt du HMU est déterminée par la position de FMV. La pression est alimentée à ce circuit à travers un orifice dans le galet doseur. L'orifice est ouvert ou fermé, tous cela dépend de la position de FMV.

La pression dans le circuit d'arrêt dans le HMU est désignée par P_{so} . La P_{so} est égale à P_1 durant l'arrêt du moteur.

Les composants dans le circuit d'arrêt dans le HMU sont une vanne de mise en pression et d'arrêt et la vanne d'arrêt.

Durant l'arrêt du moteur, l'orifice dans le galet doseur est ouvert, la P_1 est fournit à travers de cet orifice à la vanne solénoïde d'arrêt (AFSO).

- La vanne solénoïde (AFSO) délivré P_1 au coté du ressort de la vanne de mise en pression et d'arrêt et à l'extrémité du piston de la vanne .
- La P_1 appliquée au coté du ressort de la vanne de mise en pression et d'arrêt, déplace cette vanne à la position fermée.
- La P_1 appliquée sur le coté du piston de la vanne d'arrêt déplace cette vanne contre la force du ressort, pour changer la ventilation du manchon de la valve d'arrêt. Dans la condition de fonctionnement, la vanne d'arrêt ouvre un passage qui dirige P_2 vers les soufflets de la sonde. Dans la position fermeture, la ventilation est chargée pour diriger SOVX vers le coté PIP des soufflets de tête de la sonde.

- Le circuit d'arrêt du HMU est alimenté P1 durant le démarrage initial du moteur et durant l'arrêt du moteur.

Durant le fonctionnement du moteur, l'orifice dans le galet doseur est fermé par le galet doseur, la pression P1 est déplacée du circuit d'arrêt du HMU. La pression du circuit Pso abaisse à Pcb alimentée à travers la valve d'arrêt.

- La chute de Pso, dans le côté de ressort de la vanne de mise en pression et d'arrêt à Pcb permettra l'ouverture de la vanne de mise en pression quand P2 établie.
- Le déplacement de P1 de la vanne d'arrêt permet à la force du ressort pour positionner la vanne et changer la ventilation dans le manchon de la vanne d'arrêt. SOVX est déplacée des soufflets de la tête de sonde et est remplacée par P2p.

IV.3.6.2- LE CLAPET DE DECHARGE

Le clapet de décharge fonctionne pour maintenir la pression la pression différentielle du galet doseur P1-P2. Il fonctionne sur le flux de carburant entre l'entrée de carburant et le galet doseur. Le clapet de décharge renvoie le carburant qui est en plus des besoins du moteur vers la pompe inter-étage carburant. Pb est la pression de retour créer par la pompe inter-étage carburant.

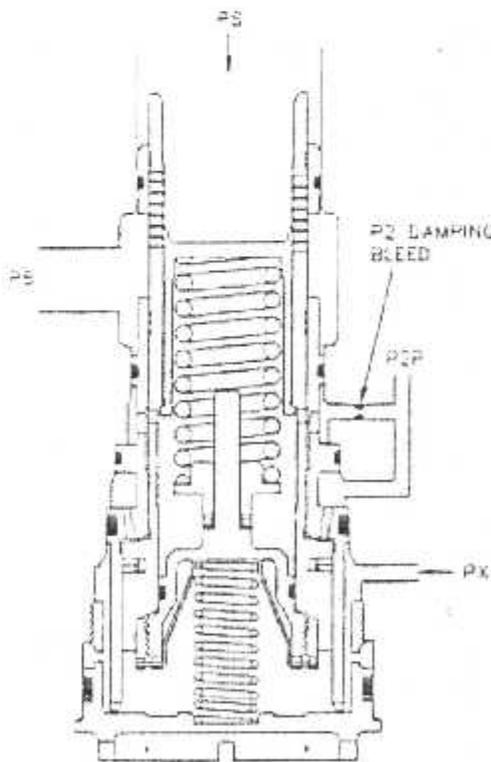


Figure (IV-11) : LE CLAPET DE DECHARGE

IV.3.7- REGULATEUR DE SURVITESSE (OSG)

Le régulateur de sur vitesse (OSG) donne au moteur une protection dans le cas où le contrôle du moteur par FADEC est perdu. Dans une telle condition, le régulateur limite la vitesse de moteur à une constante de 105,9 %.

Le réglage de survitesse est réalisé par un système de retour d'asservissement proportionnel et intégral qui réduit la chute de pression (P1-P2) à travers le galet doseur en contrôlant la tête de sonde et le clapet de décharge. Ceci réduit le débit du carburant mesuré dans le moteur. Une masselotte positionne la vanne terroir de survitesse proportionnelle pour mesurer la vitesse du moteur. La force de la masselotte est équilibrée aux ressorts de référence qui réduisent le mouvement de la vanne jusqu'à ce que deux points de déclenchement distinct de la vitesse du moteur soient atteints.

Entre 0 % et 40 % de la vitesse du moteur, la force de la masselotte ne dépasse pas la force du petit ressort de référence, ainsi que le mouvement de la vanne terroir de survitesse est réduit.

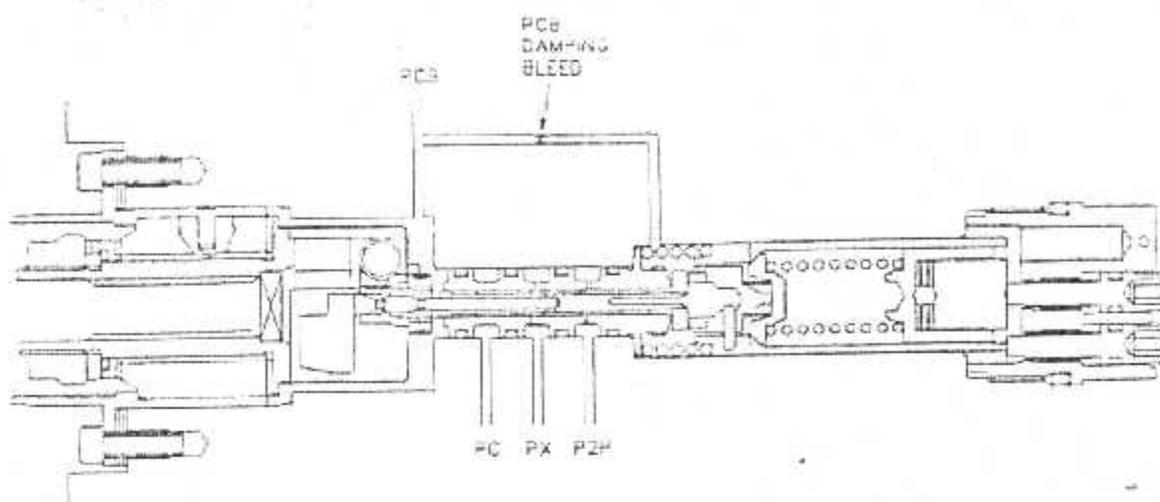
- La P_{cb} (P_x) est portée au côté de switch de la vanne régulatrice.
- Puisque P_{cr} est supérieur que P_{cb} , la vanne régulatrice est une pression chargée vers la switch.

Entre 38 % et 48 % de la vitesse du moteur, la force de la masselotte dépasse la force du petit ressort de référence et la vanne terroir de survitesse bouge. La vanne terroir de survitesse continue de bouger jusqu'à ce qu'elle s'arrête sur le grand ressort de référence.

- Ce mouvement porté P_c au côté de switch de la vanne régulatrice. La vanne régulatrice se déplace puisque P_c est plus haute que P_{cr} .
- La vanne régulatrice continue à bouger jusqu'à ce que la pression P_c est vidangée vers P_{cb} à travers un orifice variable dans le manchon intégrateur. L'orifice variable fait abaisser la pression P_c (P_x) à P_{cr} et la vanne régulatrice s'arrête.
- Le mouvement de la vanne régulatrice et l'aimant loin de switch de position change l'état de switch. Ce signal est envoyé au EEC pour indiquer le OSG.

À 105,9 % de la vitesse du moteur, la force de la masselotte dépasse la grande force de référence et la vanne terroir de survitesse bouge.

- La P_{2p} est portée à P_{cb} en réduisant effectivement le signal P_{2p} sur la tête de sonde et le clapet de décharge. Ceci le clapet de décharge qui réduit la chute de P1-P2 à travers le galet doseur réduisant le débit régulé.
- Le mouvement de la vanne terroir de survitesse porté aussi un débit (P_c) à la vanne régulatrice qui sature le prélèvement variable. Ceci permet à la vanne régulatrice ce qui porté aussi P_{2p} à P_{cb}
- La réduction du débit carburant réduit la vitesse du moteur et la valve terroir de survitesse retourne à la position 105,9 % (position neutre) à une constante 105,9 %.



Figure(IV-12) : LA VALVE TERROIR DU GOUVERNEUR DE SURVITESSE

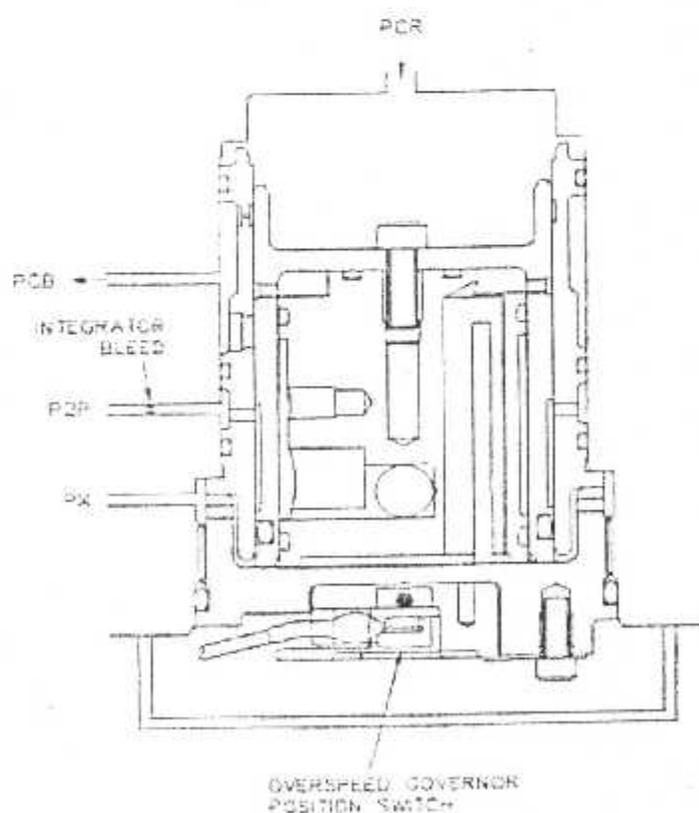


Figure (IV-13) : GOUVERNEUR DE SURVITESSE

IV.4- DESCRIPTION DU CIRCUIT D'AIR

IV.4.1- INTRODUCTION

Le rôle du système d'air est de contrôler le fonctionnement du moteur. Le système d'air en réalité empêche de présenter un disfonctionnement en pompage et surpression.

Il y a des systèmes hydromécaniques à pour rôle de réduire les difficultés d'adaptation turbine compresseur et contribuent à éviter les problèmes de pompage et des vannes sur le compresseur BP et des stators à calage variable sur le compresseur HP améliorent encore ces caractéristiques.

Deux dispositifs du contrôle des jeux diminuent les pertes marginales entre rotors et cartes turbines, il amène une diminution sensible de la consommation spécifique, notamment en croisière et augmentent la longévité du moteur.

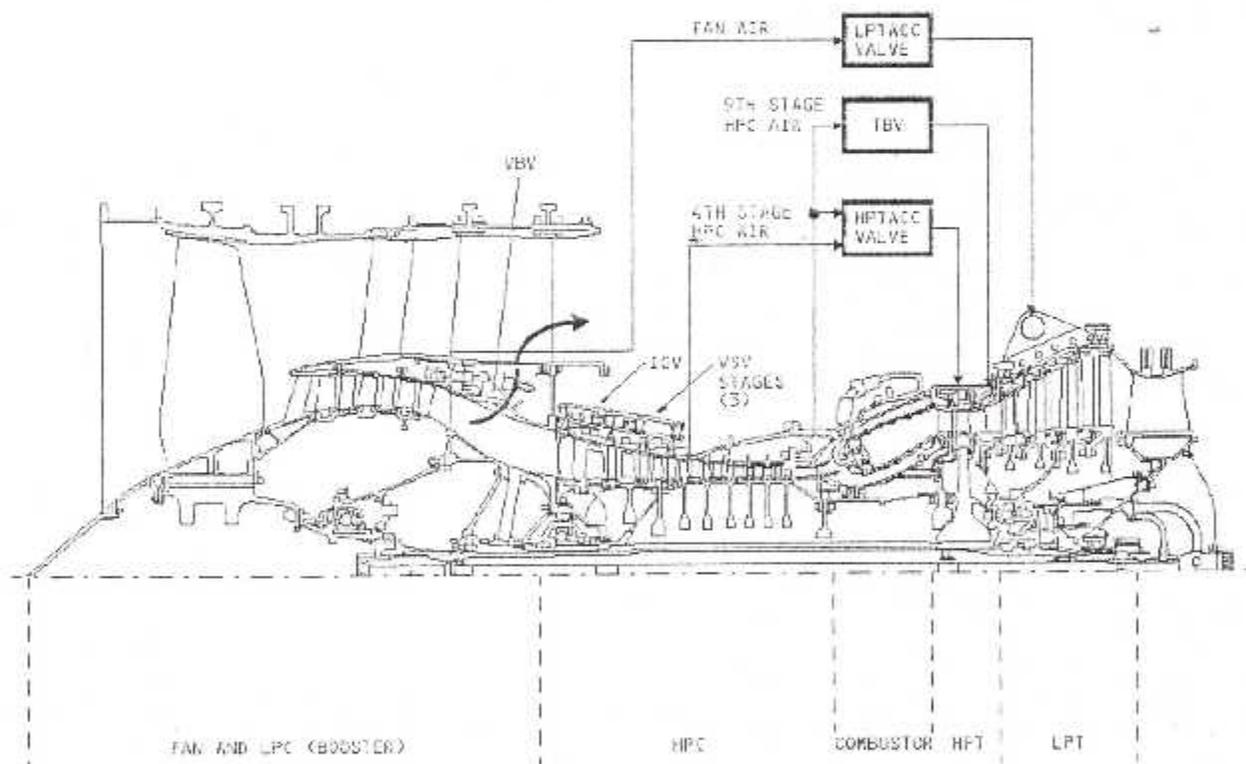


Figure (IV-14) : DESCRIPTION GENERALE DU SYSTEME D'AIR

IV.4.2- SYSTEME DE COMMANDE DE STATORS A CALAGE VARIABLE (VSV)

Le système stator à calage variable (VSV) est un dispositif qui contrôle l'écoulement d'air du compresseur HP, il assure une quantité d'air exacte qui coule à travers le compresseur HP en ajustant l'écoulement autour des profils d'aubes à différent régime de fonctionnement moteur dans le but d'éviter le pompage ou avoir une marge pour ne pas rester en pompage.

IV.4.2.1- DESCRIPTION DU VERIN DE COMMANDE DES VSV

Le vérin de commande des VSV est de type « verni à piston » munie de deux connections hydraulique, coté tête et coté tige.

Le EEC utilise les données au-dessus pour calculer la position des stators à calage variable :

- La température totale de l'air (TAT).
- La pression d'air totale (PT).
- La pression d'air statique d'avion (P0).
- La vitesse de rotation de l'attelage basse pression (N1).
- La vitesse de rotation de l'attelage haute pression (N2).
- La température d'air à la sortie du compresseur haute pression (T25).

Le EEC calcule les commandes de la position des VSV suivant les données du moteur et de l'avion et le renvoie des signaux de commandes au HMU qui les convertit grâce à moteur couple et servo vanne en ordre hydraulique régulé en débit et pression en fonction des ordres reçus du EEC.

La pression hydraulique du HMU est délivrée aux deux orifices de connections hydraulique de chaque vérin de commande de VSV, ceux des cotés têtes ou ceux des cotés tiges de ces derniers.

L'orifice qui reçoit la pression hydraulique du carburant en premier détermine la direction du piston du vérin, tandis que le débit de cette pression détermine la course de ce dernier.

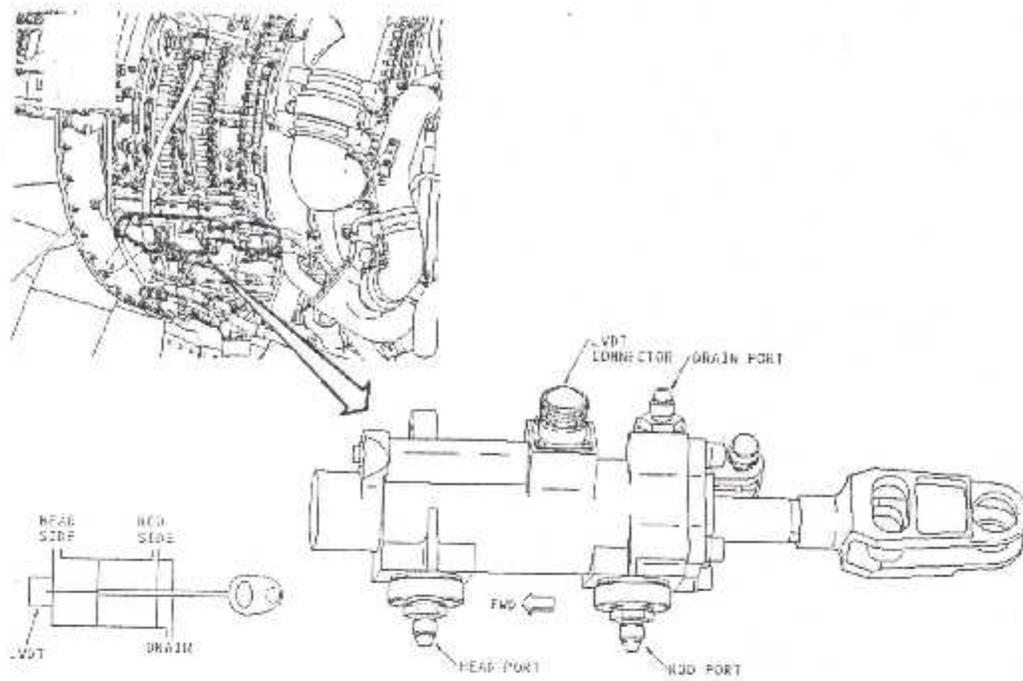
La pression reçue de l'orifice qui est du coté tête du vérin actionne les VSV vers la fermeture suivant le réglage de position voulue. La pression reçue de l'orifice qui est du coté tige du vérin actionne les VSV vers l'ouverture.

Chacun des vérins de commande des VSV possède une porte de drainage qui permet l'évacuation du carburant qui fuit du joint de la tige.

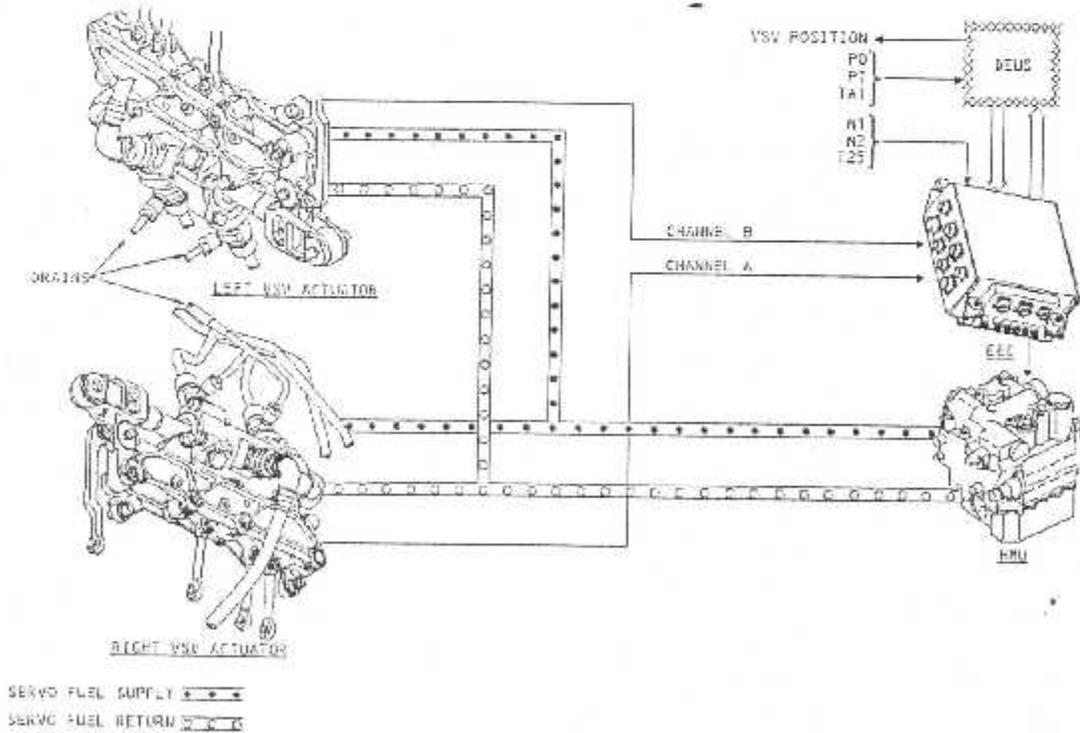
Le LVDT du vérin gauche est connecté au canal A du EEC et le LVDT du vérin droite est connecté au canal B du EEC, leur rôle consiste à transmettre la position des VSV au EEC.

IV.4.2.2- MODES DES OPERATIONS

À bas régime (régime ralenti 61%) les VSV contribuent à réduire le débit d'air à l'entrée du compresseur haute pression HP. Les vérins des VSV actionnent les vannes en position plus ouverte quant N2 augmente. La position des VSV est également modifier lors de l'utilisation des inverseurs de poussée.



Figure(IV-15) : LE VERIN DE COMMANDE DU SYSTEME VSV



Figure(IV-16) : DESCRIPTION DU FONCTIONNEMENT DU SYSTEME VSV

IV.4.3- VANNES DE DECHARGE (VBV)

Ce mécanisme est disposé en arrière du compresseur BP. Il permet d'effectuer une décharge d'air du compresseur BP vers l'écoulement dans les aubages du compartiment du compresseur BP. D'autre part, il permet d'éviter les particules non désirés pour atteindre le compresseur HP durant les faibles vitesses et l'utilisation des inverseurs de poussée.

IV.4.3.1- FONCTIONNEMENT DE LA VANNE DE DECHARGE (VBV)

Le vérin de commande VBV est de type « vérin à piston », munie de deux connections hydraulique, coté tige et coté tête. Le principe de fonctionnement de VBV est le même que celui de VSV.

Les vannes de décharge (VBV) sont commandés par le EEC qui envoie un signal électrique au HMU. Ce dernier transforme ce signal grâce à un moteur couple et servo vanne en une commande hydraulique à fin d'actionner les portes de décharge.

Il y a un LVDT qui se connecte avec chaque vérin, le LVDT du vérin gauche est relié au canal A du EEC celui du vérin droite est relié au canal B

Le EEC utilise les données suivantes pour calculer la position des vannes de décharge :

- La pression d'air statique ambiante (P_0).
- La pression d'air total de l'avion (PT).
- La température d'air total de l'avion (TAT).
- La température d'air à la sortie du compresseur haute pression (T25).
- La position des VSV.
- La vitesse de rotation de l'attelage basse pression (N1).
- La vitesse de rotation de l'attelage haute pression (N2).
- La résolution d'angle des reverses (TRA).

IV.4.3.2- MODES DES OPERATIONS

Les VBV sont complètement ouvertes lors de l'opération des inverseurs de poussée en atterrissage et durant une décélération rapide.

Les VBV sont en position fermer quand les VSV sont en position ouverte, c'est à dire quand la vitesse N2 atteint 80% de sa vitesse maximale.

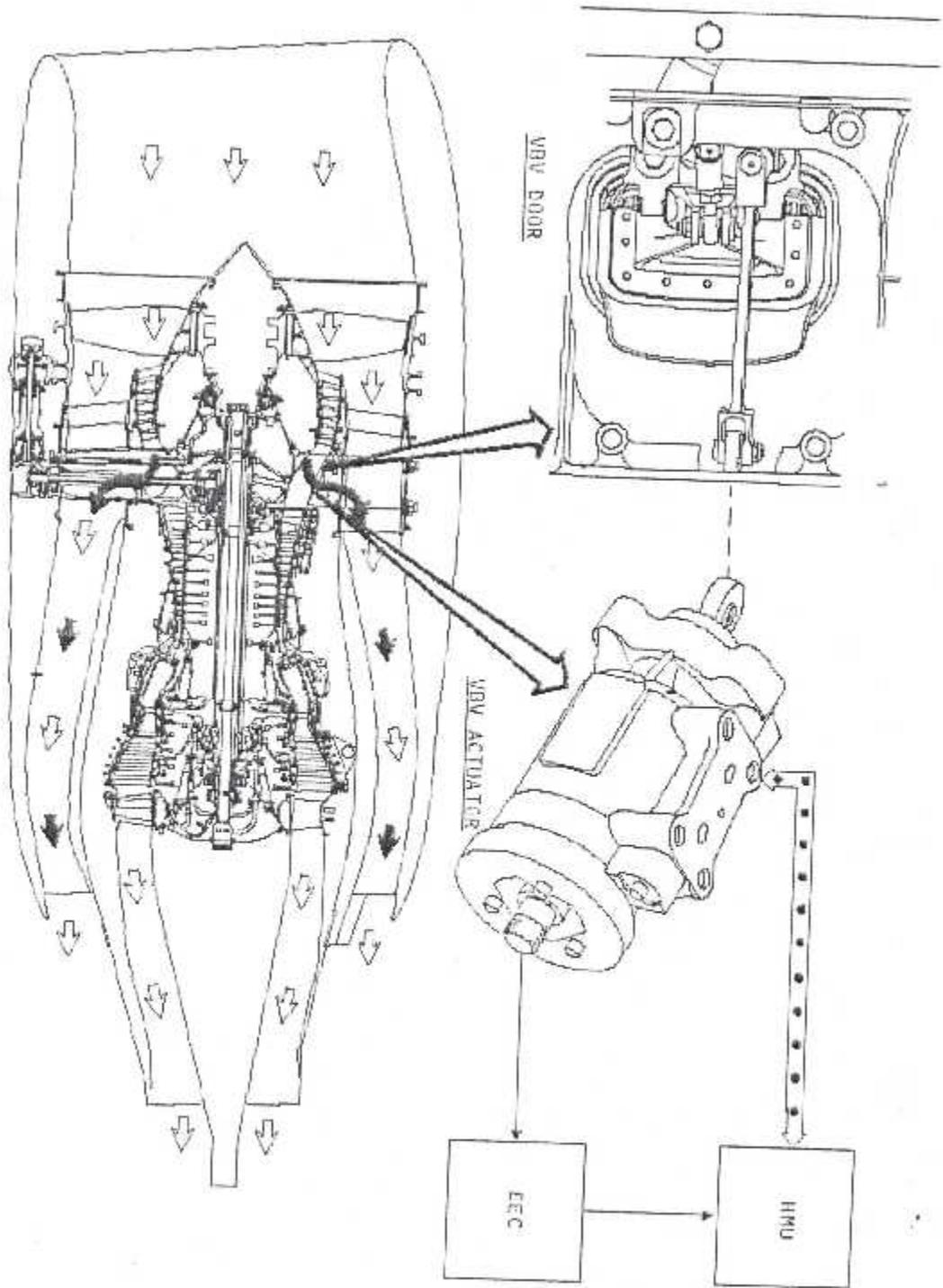
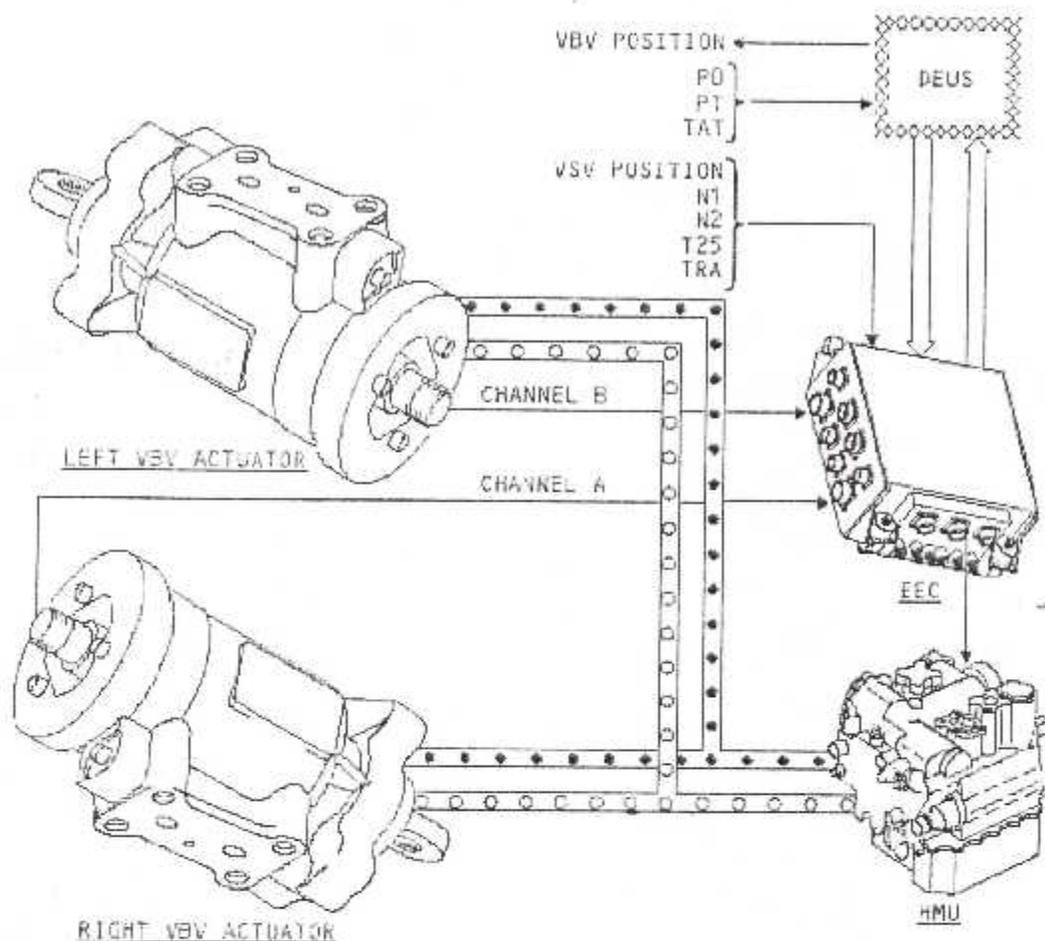


Figure (IV-17) : DESCRIPTION DES VANNES DE DECHARGE (VRV)



Figure(IV-18) : FONCTIONNEMENT DU SYSTEME VB

IV.4.4- VANNES DE DECHARGE TRANSITOIRE (TBV)

C'est un dispositif de vanne qui contrôle la quantité d'air qui sera soutirée du 9^{ème} étage pour être renvoyé au distributeur (aube stator) du 1^{er} étage turbine basse pression.

À ce moment là pendant le démarrage, la TBV sera en position ouverte pour permettre à l'air sous pression du 9^{ème} étage de passer au distributeur du 1^{er} étage turbine basse pression BP, ceci pour éviter le décrochage de l'écoulement dans le compartiment haute pression HP. D'autre part la TBV s'ouvre aussi pour aider à l'accélération rapide du rotor N2.

IV.4.4.1- LA VALVE DU SYSTEME TBV

La valve de décharge transitoire à ces composants :

- Un ensemble du corps de la valve.
- Un ensemble du carter de vérin.

L'ensemble du corps de la valve à :

- Un corps de la valve.
- Une plaque à papillon et tringlerie de vérin.
- Un indicateur de position.

L'ensemble du carter de vérin à :

- Une tringlerie de vérin.
- Un piston.
- Un transformateur différentiel variable linéaire (LVDT).

Le EEC utilise les paramètres suivants pour contrôler la position de la vanne de décharge et de transitoire (TBV) :

- La vitesse de rotation de l'attelage haute pression (N2).
- La température d'air à la sortie du compresseur haute pression (T25)

La TBV contrôle la quantité d'air du 9^{ème} étage qui est dirigé vers le distributeur du 1^{er} étage de la turbine basse pression. Cet air coule de la vanne TBV à travers la tuyère TBV vers le carter de la turbine BP pour passer enfin à travers des trous dans la sortie du 1^{er} étage de la turbine BP et se mélange avec les gaz d'échappement du moteur.

Le vérin de la TBV est de type « vérin à piston », munie de deux connections hydraulique, coté tête et coté tige, l'orifice qui reçoit la pression hydraulique du carburant en premier détermine la direction du piston, la TBV soit complètement ouverte ou complètement fermer, donc le débit de pression est toujours constant.

La TBV est commandée par le EEC qui envoie un signal électrique au couple moteur (TM). Ce dernier transforme ce signal en une commande hydraulique.

Le HMU envoie ce signal de commande aux deux orifices de connections hydrauliques du piston du vérin de commande de la vanne TBV, soit l'orifice du coté tête ou l'orifice du coté tige. L'orifice qui reçoit la pression hydraulique du carburant en premier détermine la direction du piston. La pression du carburant pour la chambre d'ouverture a tenu relativement constante par l'orifice Per. On variant la pression du carburant pour l'orifice PTB qui détermine la position de la vanne TBV à deux positions, ferme et ouverte, qui sont provoqué par la sortie ou rétraction du piston. Ce dernier est lié au papillon de la vanne TBV.

Le piston incorpore un orifice pour le débit du carburant en travers du piston qui fournit le refroidissement pour le vérin.

Le vérin de commande TBV possède un orifice de drainage de carburant pour évacuer le carburant qui fuit de joint de la tige du piston.

La position du vérin pendant que le piston est mouvementé (course) dans l'une ou l'autre direction, la position de la valve est traduite par l'arbre du papillon et la tringlerie associée au LVDT. Le LVDT transmet un signal au EEC qui correspond à la position de papillon.

IV.4.4.2- MODES DES OPERATIONS :

Durant la séquence du démarrage, la vanne de décharge est en position ouverte et se ferme quand la vitesse de rectification de N2 est en ralenti..

Durant la phase d'accélération, la TBV s'ouvre quand la vitesse de rectification N2 est entre la vitesse au ralenti et celle de l'approximation de 76% de la vitesse maximum de N2.

La TBV se ferme quand la vitesse de rectification de N2 est entre 76% et 80% de sa rotation maximal, et quand la vitesse de N2 est supérieure à 80%, la TBV est fermée durant les phases d'accélération du moteur.

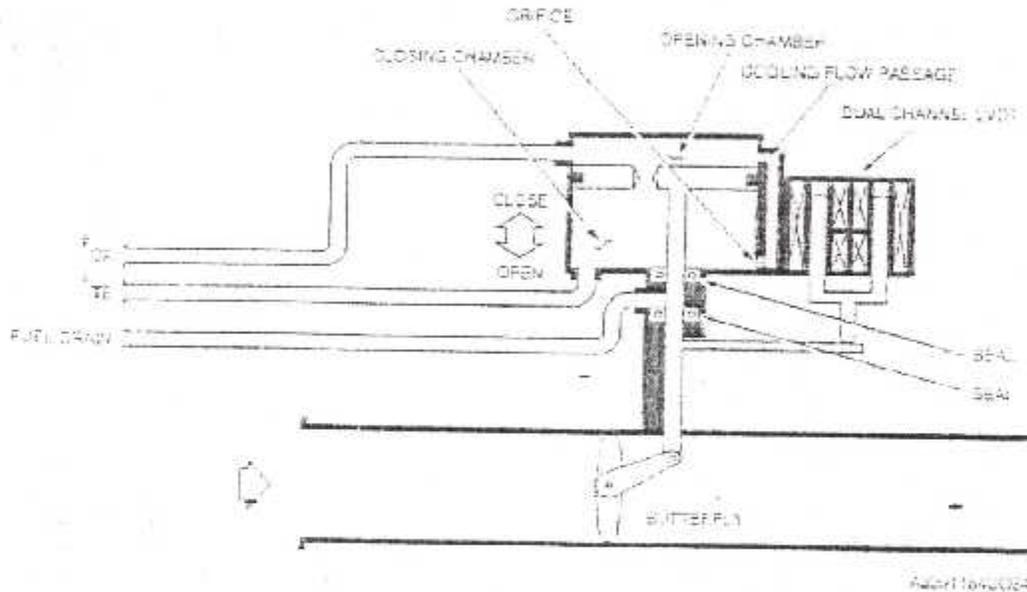
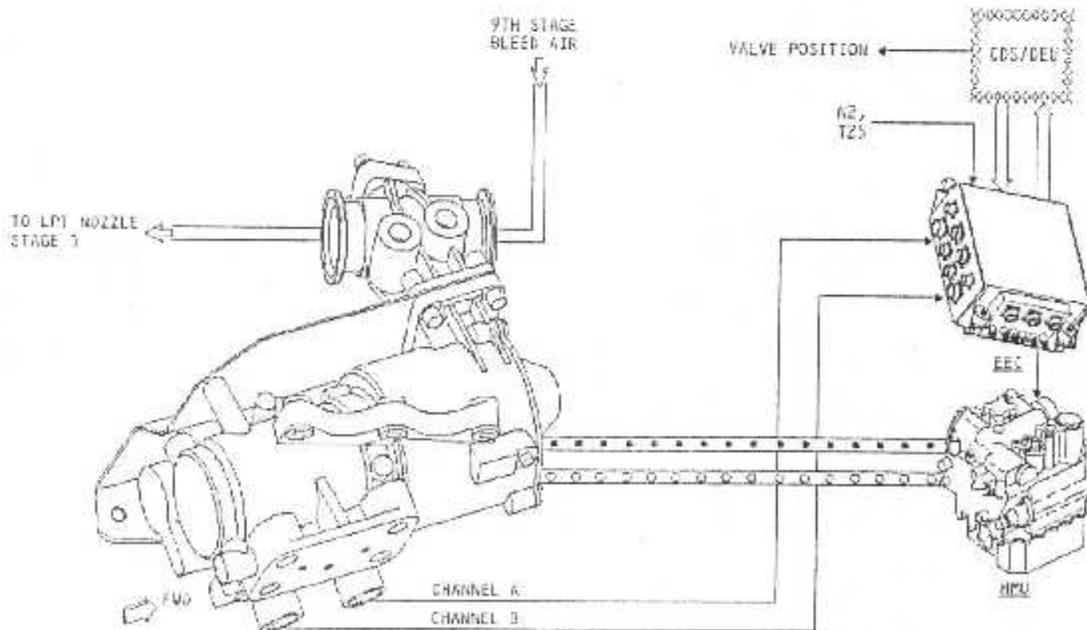
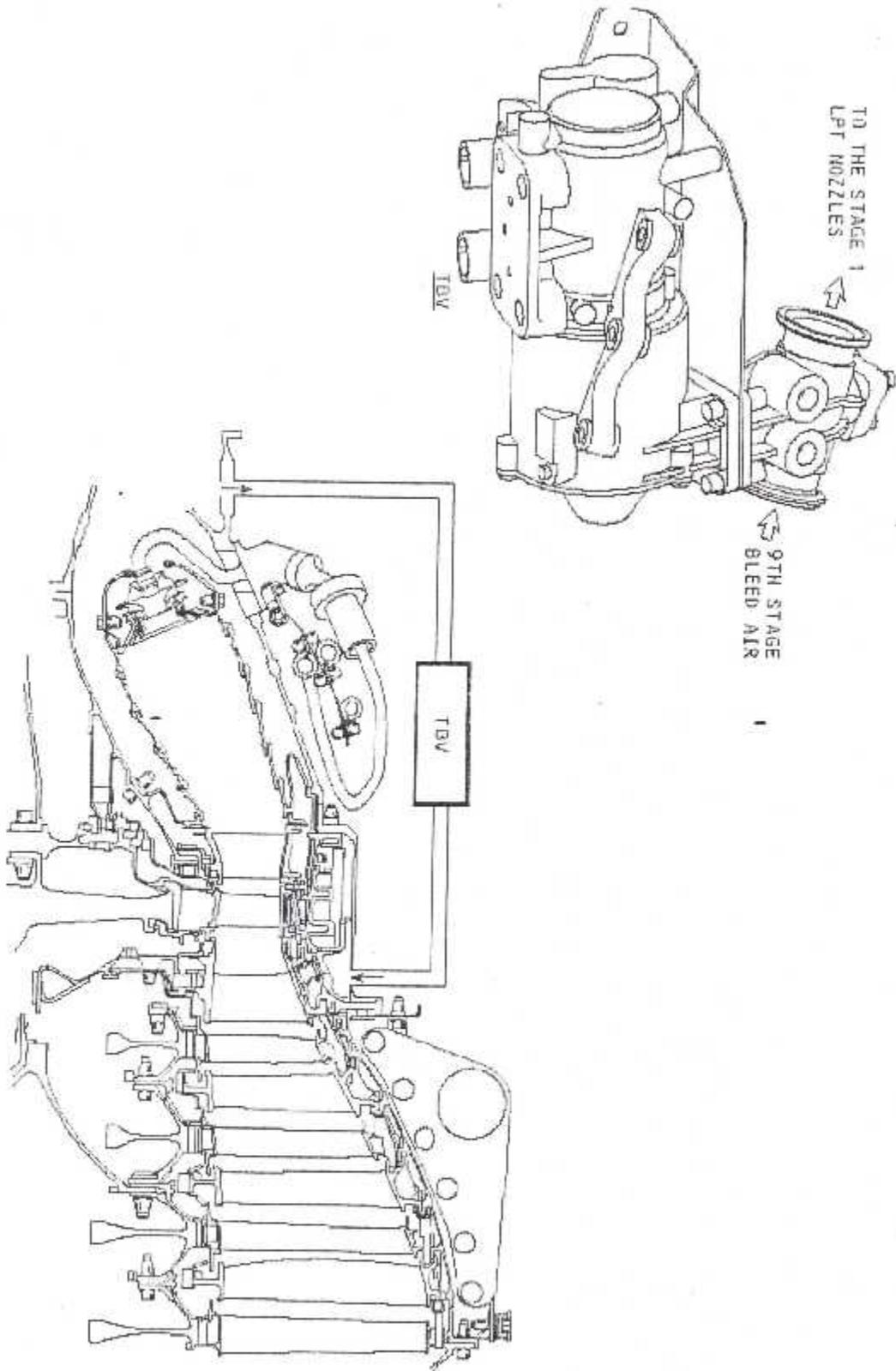


Figure (IV-19) : LA VANNE DE DECHARGE TRANSITOIRE (TBV)



Figure(IV-20) : FONCTIONNEMENT DU SYSTEME TBV



Figure(IV-21) : DESCRIPTION DE LA VANNE DE DECHARGE TRANSITOIRE (TBV)

IV.4.5- SYSTEME DU CONTROLE ACTIF DU JEU TURBINE HAUTE PRESSION

Le système du contrôle du jeu turbine haute pression contrôle la quantité d'air prélevé du 4^{ème} et 9^{ème} étage du compresseur haute pression et renvoyé vers le carter de la turbine haute pression pour contrôler le jeu. Tout ça est dans le but de réduire la consommation spécifique du carburant SFC, ainsi que la température des gaz sortie (EGT).

IV.4.5.1- LA VANNE HPTACC

la valve de contrôle du jeu de turbine haute pression à ces composants:

- Un ensemble du corps de la valve de 4^{ème} étage.
- Un ensemble du carter de vérin.
- Un transformateur différentiel variable linéaire (LVDT à canal double).

L'ensemble du corps de la valve à:

- Un corps de la valve.
- Une plaque à papillon et tringlerie du vérin pour le 4^{ème} étage.
- Un élément de dosage cylindrique sculpté pour le 9^{ème} étage.

Le carter de vérin à:

- Vérin à piston actionné hydrauliquement.
- Une switch d'indication de piston utilisant un canal double (LVDT).
- Une terroir à engrenage.
- Un ressort de fermeture de 4^{ème} étage.

Le EEC utilise ces données pour contrôler la vanne HPTACC :

- La pression de l'air statique (P0).
- La température de l'air total (TAT).
- La vitesse de rotation de l'attelage haute pression (N2).
- La température du 9^{ème} étage du compresseur haute pression (T3).
- La température d'air à la sortie du compresseur haute pression (T25).
- La température du carter de la turbine haute pression (HPTACC SENSOR).

La vanne HPTACC se compose en réalité de deux vannes, l'une pour le prélèvement du flux d'air du 4^{ème} étage et l'autre pour le prélèvement d'air du 9^{ème} étage, les deux vannes sont actionnées par un seul vérin qui est de type "vérin à piston".

La pression hydraulique du HMU est délivrée aux deux orifices de connections hydraulique du vérin de commande de HPTACC, soit l'orifice du coté tige ou celui du coté tête de ce dernier. L'orifice qui reçoit la pression en premier détermine la direction du piston du vérin.

La pression d'alimentation à la chambre d'ouverture est restée presque constante par l'orifice Pcr. Un changement de pression dans la chambre de fermeture par l'orifice Phpte fera changer la position des composantes de la valve. Quand la pression Pcr augmente du coté d'ouverture du piston et la force est plus que la pression Phpte et le ressort, le piston se déplace vers la direction Ouverte. Quand la pression Pcr diminue ou la pression Phpte augmente, le piston se déplace vers la direction Fermée.

Le vérin du piston actionne une terroir à engrenage qui entraîne un pignon relié à un arbre pour le 4^{ème} et le 9^{ème} étage. Le pignon et l'arbre de 9^{ème} étage tourne 100 degrés du 0 à 100 pour-cent de la course du vérin. Le pignon et l'arbre de 4^{ème} étage incluent un système de mouvement perdu. Comme la course du vérin se déplace vers la position ouverte.

Le piston du vérin incorpore un orifice pour le débit du carburant en travers le piston, qui donne le refroidissement au vérin.

Un drainage de carburant est fourni pour l'acheminement de n'importe quelle fuite liquide après le joint de l'arbre à un carter éloigné.

La position de la valve contrôlée par l'unité de contrôle électronique ECU par l'intermédiaire d'un LVDT à canal double.

IV.4.5.2- MODES DES OPERATIONS

A. PAS D'AIR

le vérin HPTACC possède respectivement deux (02) valves pour l'air de 9^{ème} et 4^{ème} étage du compresseur haute pression HP, les vannes sont en position fermée. Ce qui correspond à l'arrêt du moteur ou il y a un disfonctionnement du EEC ou HMU. Le jeu entre les extrémités des aubes de la turbine haute pression et leur enveloppe est au maximum.

B. ECOULEMENT HAUT ET BAS DU 9^{EME} ETAGE

❖ **Ecoulement Haut :** Le EEC met le vérin à 37% de son extension, la vanne du 9^{ème} étage est complètement ouverte, le flux HP chaud de l'air est entièrement envoyé vers l'enveloppe de la turbine haute pression HP. La vanne du 4^{ème} étage est fermée. Dans ce cas, on a les jeux sont en Maximum.

❖ **Ecoulement Bas :** Le EEC met le vérin à 8 % de son extension. La valve du 9^{ème} étage n'est pas complètement ouverte. Donc il y'a moins de quantité d'air chaude provenant du 9^{ème} étage qui est envoyée vers l'enveloppe de la turbine HP. Tandis que la valve du 4^{ème} étage est en position fermée.

C. ECOULEMENT MIXTE

Le EEC calcule la position du vérin entre 38 % et 99 % de son extension. Dans ce cas, la vanne du 4^{ème} étage est utilisée pour renvoyer une quantité d'air moins chaude pour être mélanger à celle du 9^{ème} étage et renvoyer à l'extrémité de l'enveloppe de la turbine HP. Cette disposition est utilisée dans le cas ou le démarrage à froid.

D. VALVE DU 4^{EME} ETAGE COMPLETEMENT OUVERTE (9^{EME} ETAGE FERME)

Le vérin est à 100% de son extension. L'air provenons du 4^{ème} étage moins chaud que celui du 9^{ème} étage. Donc il donne un refroidissement maximum à l'enveloppe de la turbine HP le jeu est au Minimum. On utilisant cet état croisière pour minimiser la consommation du carburant.

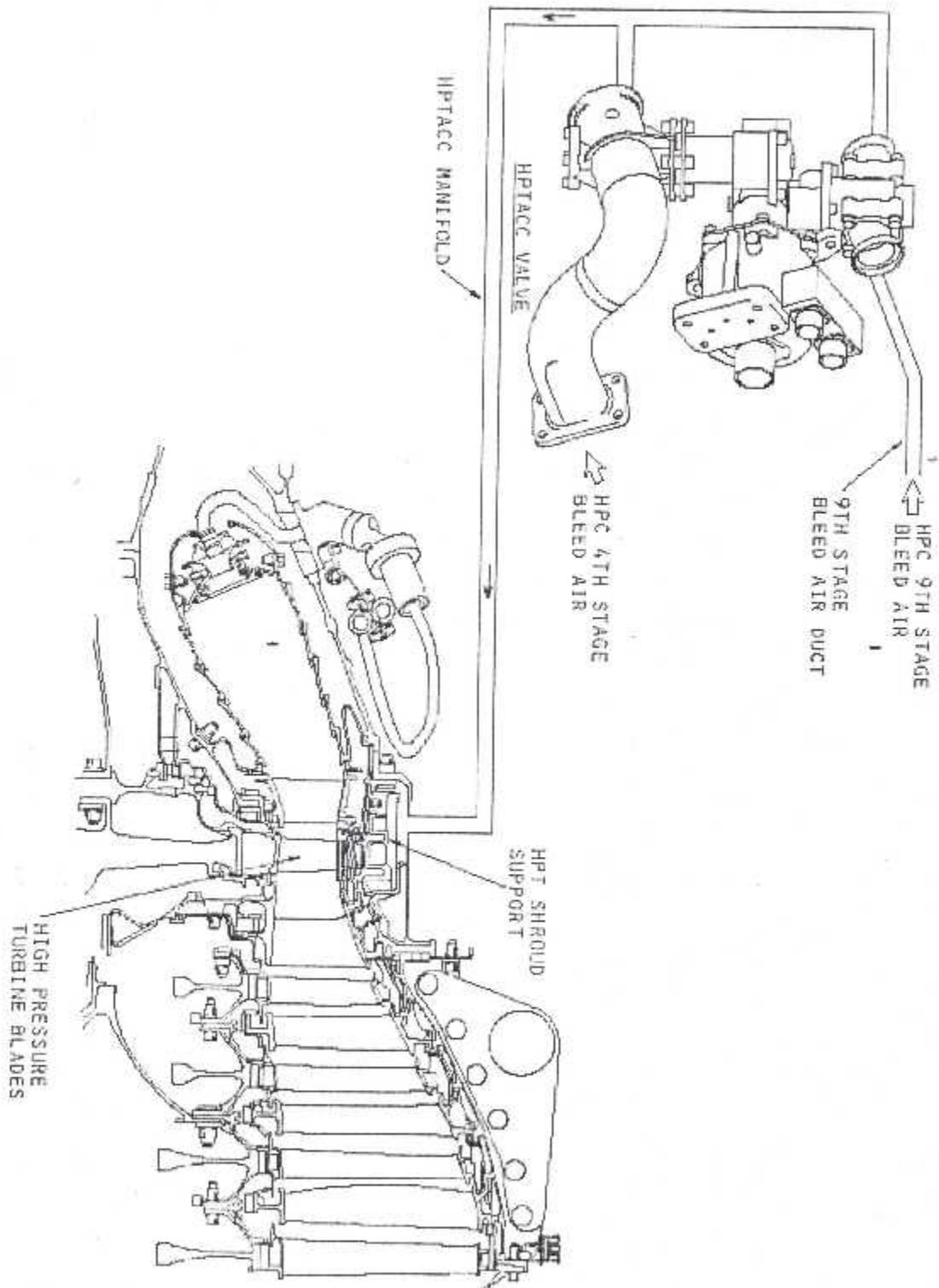


Figure (IV-22) : DESCRIPTION DE CONTROLE DU JEU TURBINE HAUTE PRESSION

IV.4.6 CONTROLE ACTIF DU JEU TURBINE BASSE PRESSION (LPTACC)

Le système de contrôle du jeu de turbine basse pression (LPTACC) contrôle la quantité d'air prélevée du flux secondaire du Fan qui est dirigé vers le carter de la turbine BP pour contrôler le jeu. Ceci à travers la vanne de LPTACC.

IV.4.6.1- LA VANNE LPTACC

La vanne de la LPTACC se compose de trois assemblés principaux:

- Un ensemble du débit d'air,
- Un ensemble de contrôle,
- Un ensemble de position de l'indication.

❖ L'ensemble de débit d'air:

Cet assemblé inclut une enveloppe qui contient un arbre avec un papillon du débit d'air. Cet arbre à une agrafe et un ressort de rappel dans l'une de ses extrémités, attachée par des revêts et actionne l'indicateur de position. Un levier est installé dans l'autre extrémité. Ce levier actionne l'arbre quand la pression est appliquée à l'assemblé du piston.

A une de ses extrémités, ce levier à un hexagone qui utilisé pour actionner l'arbre manuellement. Son a également deux arrêts pour garder la position de la valve LPTACC dans son intervalle de rotation.

❖ L'ensemble de contrôle:

Cet ensemble inclut un corps dont la base contient des orifices d'admission et drainage. Dans ce corps on trouve un ensemble de contrôle qui contient:

- Un piston attaché à une bielle. Un trou régulateur qui permet au carburant de dans le bon sens pour le refroidissement correcte.
- Un roulement pour obtenir une epoussement de la valve et le guide du piston.
- Une bielle, qui connecte le piston au levier.

Le corps et ses composants augmentent la différentielle de section de deux vérins hydraulique à double actions. Un mamelon installé dans le corps collecte le fluide de fuite hydraulique interne (le drainage).

❖ L'ensemble de l'indication de position (RVDT):

Un transformateur différentiel variable rotatif à double circuit, qui à un levier est attaché à l'enveloppe, ce levier transmet le mouvement de l'arbre au capteur.

Le EEC utilise les données pour contrôler la LPTACC valve :

- La pression d'air total (PT).
- La pression d'air statique (P0).
- La température d'air total (TAT).
- La vitesse de rotation de l'attelage basse pression (NI).

- La température des gaz d'échappement (EGT ou T49.5).

IV.4.6.2- MODES DES OPERATIONS

1. Position de Fermeture :

Quand les pressions hydrauliques aux orifices A et B sont ZERO, un ressort de rappel tient le papillon contre l'arrêt de fermeture. Ce ressort de rappel déplace l'arrière de papillon contre l'arrêt de fermeture si la panne de contrôle ou le facteur hydraulique de l'entraînement mécanique s'arrivent.

2. Mouvement Angulaire du Papillon :

Quand la valve est installée dans le moteur, le capteur de RVDT transmet un signal au EEC qui donne une indication de la position du papillon, le EEC commande l'unité hydromécanique HMU par rapport aux données obtenues. L'unité hydromécanique alimente la valve de LPTACC.

- Avec la pression modulée (P_c) de l'orifice A.
- Avec la pression de retour (P_{cr}) de l'orifice B.

Des fuites internes sont drainées par canalisation entre l'orifice C et le mamelon de drainage.

❖ Ouverture du papillon :

L'unité hydromécanique (HMU), contrôlé par le EEC diminue la pression modulée (P_{cr}) par l'orifice A jusqu'au papillon soit en position demandée. Puisque la charge appliquée au piston par la Chambre B est plus que la charge appliquée par la chambre A. le piston cause :

- Le papillon se déplace vers la position ouverte.
- Le capteur RVDT tourne.

Quand le papillon est en position exigée, l'unité de contrôle électronique (EEC) cause le piston de dispersion dans la position équilibrée par le capteur RVDT.

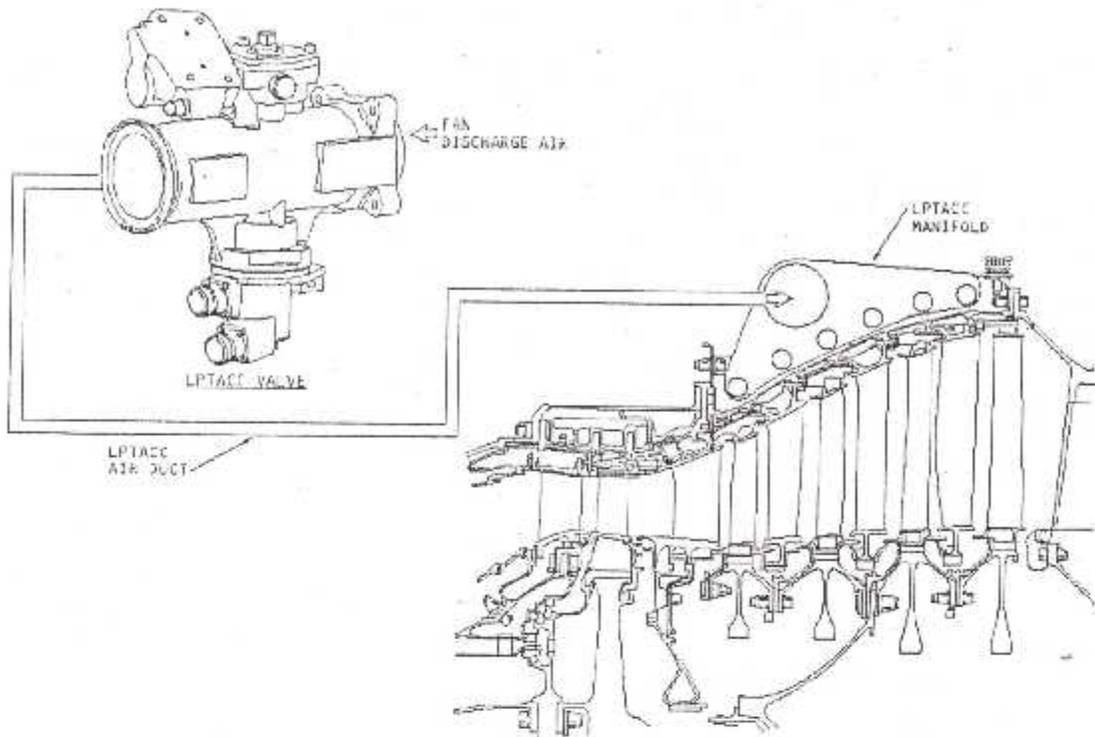
❖ La fermeture de papillon:

L'unité hydromécanique (HMU) commandé par l'unité électronique du contrôle (EEC). Augmente la pression modulée (P_L) à travers l'orifice A jusqu'à le papillon soit dans la position demandée.

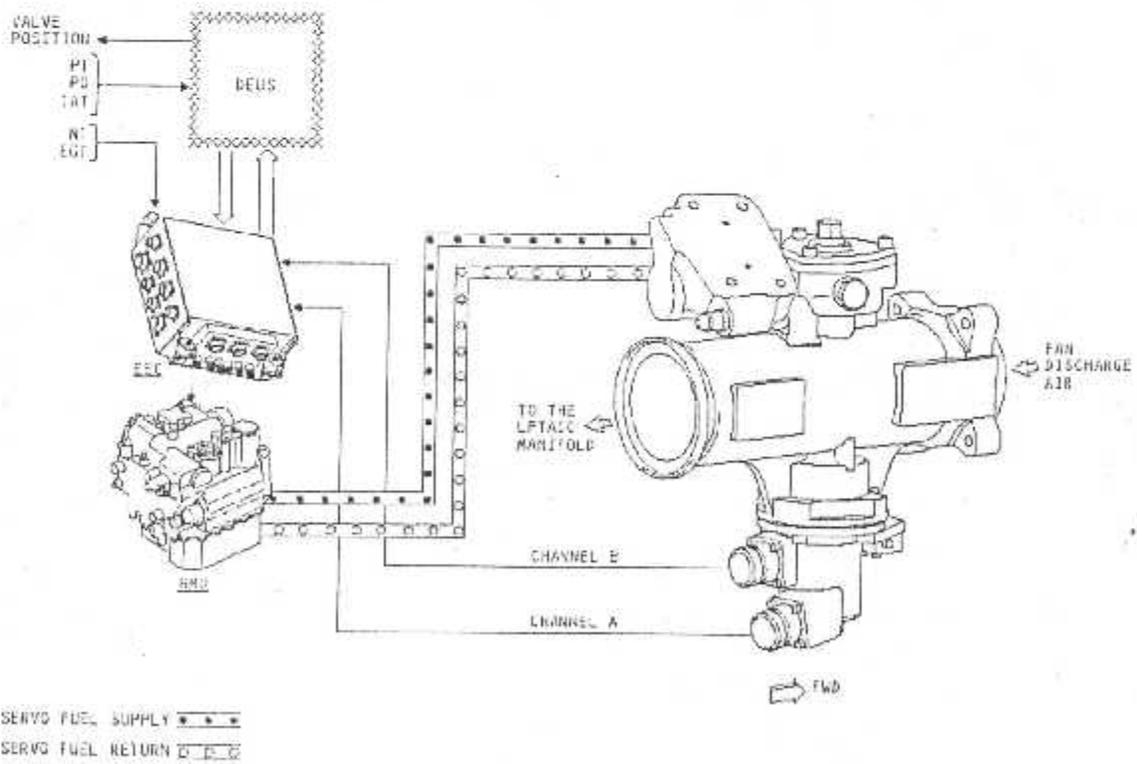
Puisque la charge appliquée au piston par la chambre B est inférieure que la charge appliquée par la chambre A, le piston cause :

- Le papillon se déplace vers la position fermée.
- Le capteur RVDT tourne.

Quand le papillon est en position exigée, l'unité électronique du contrôle moteur de contrôle électronique (EEC) cause la position de rester équilibrée par le capteur RVDT.



Figure(IV-25) : DESCRIPTION DU SYSTEME LPTACC



Figure(IV-26) : DESCRIPTION DU FONCTIONNEMENT DU SYSTEME LPTACC

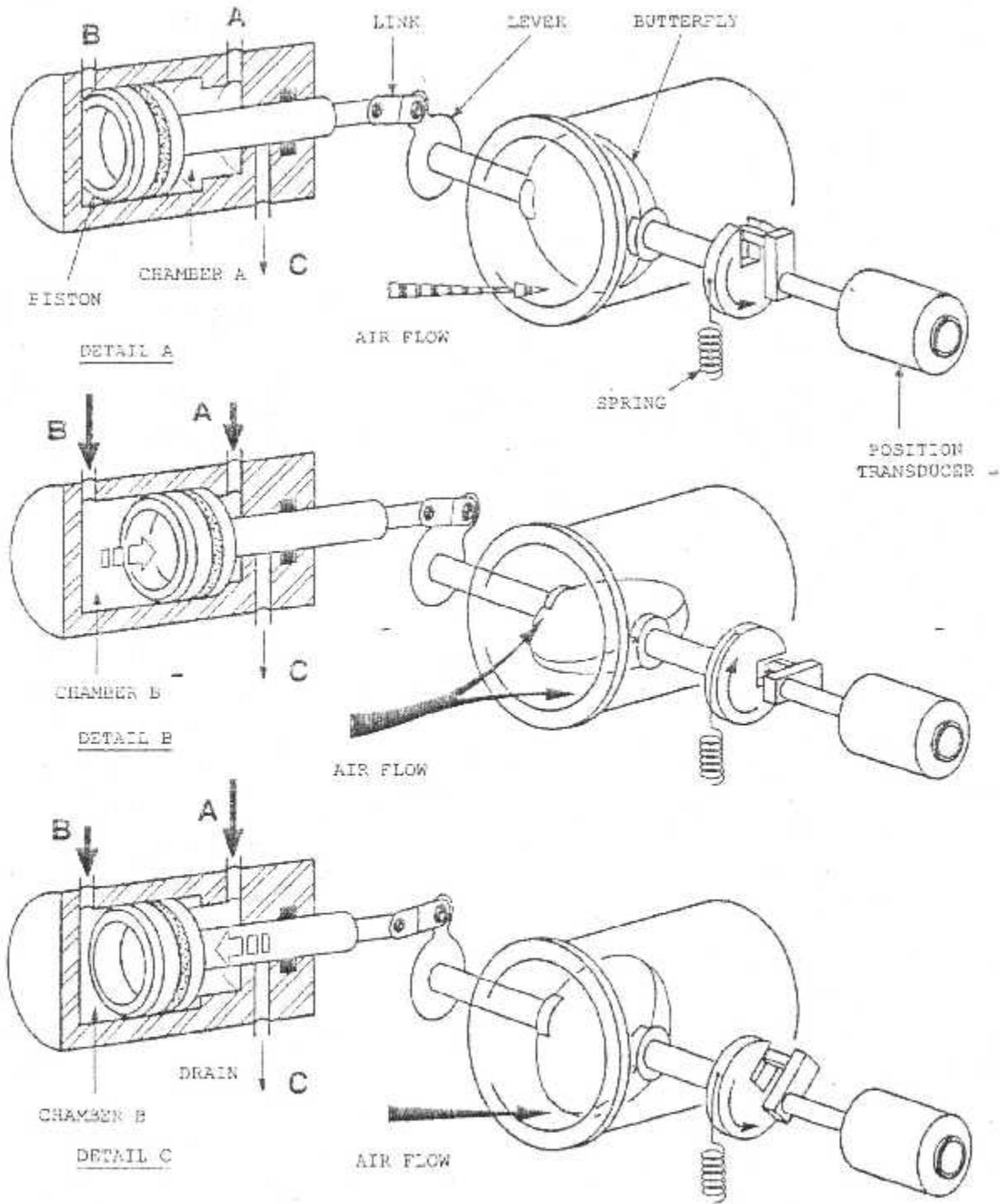


Figure (IV-27) : FONCTIONNEMENT DE LA VALVE LPTACC

IV.4.7 MODES DE FONCTIONNEMENTS DU SYSTEME D'AIR

IV.4.7.1 CONTROLE DE FLUX D'AIR DU COMPRESSEUR

A. VERIN DE COMMANDE DE VSV

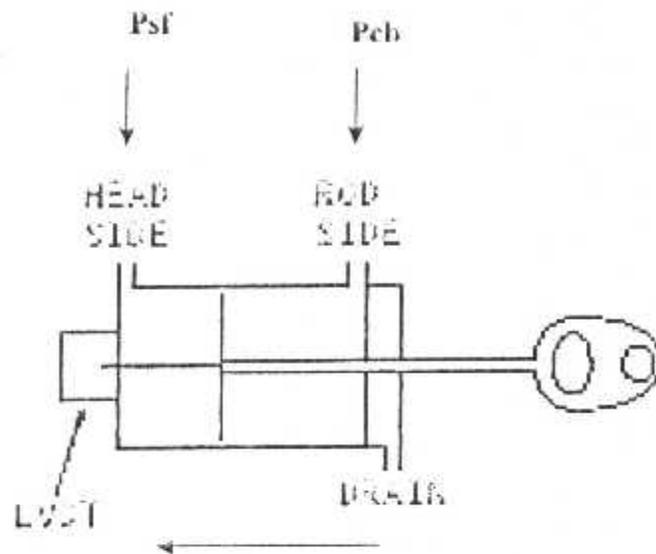


Figure (IV-28) : LA POSITION OUVERTE DU VERIN DE VSV

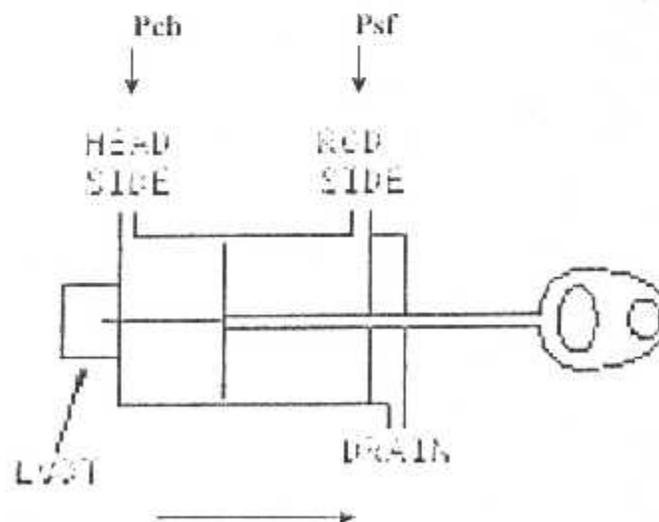


Figure (IV-29) : LA POSITION FERME DE LA VERIN DE VSV

B. LA VANNE DE DECHARGE VBV

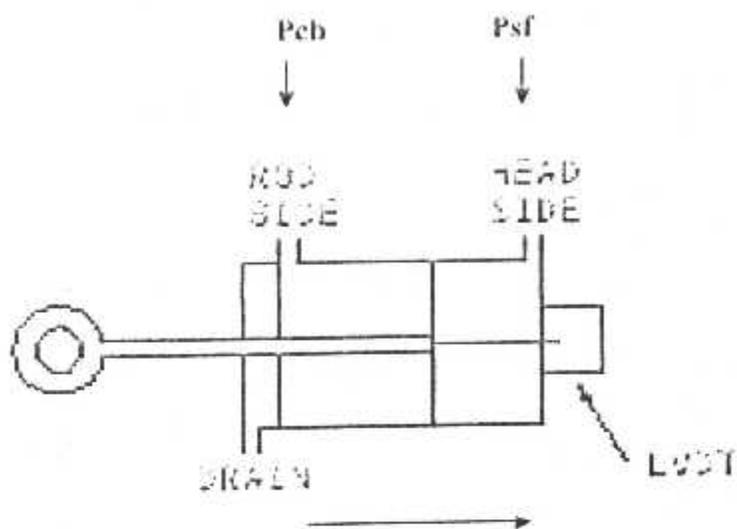


Figure (IV-30) : LA POSITION OUVERTE DE LA VANNE VBV

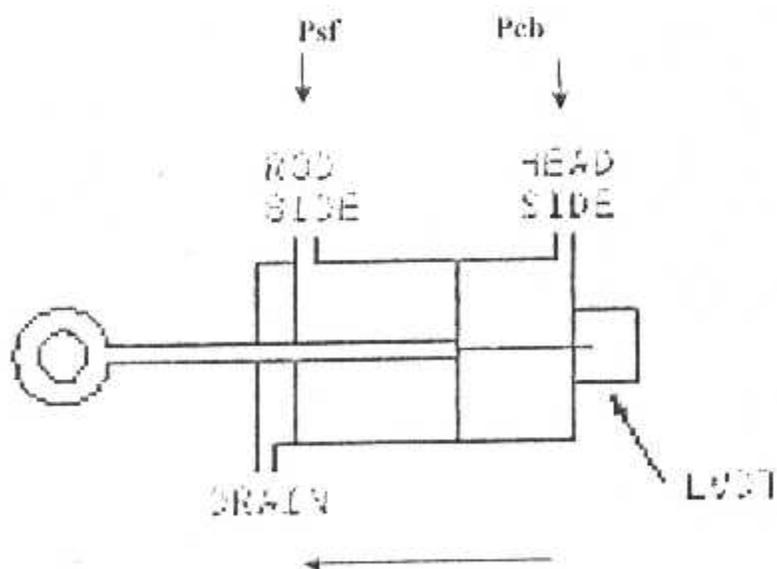


Figure (IV-31) : LA POSITION FERME DE LA VANNE VBV

C. LA VANNE DE DECHARGE TRANSITOIRE TBV

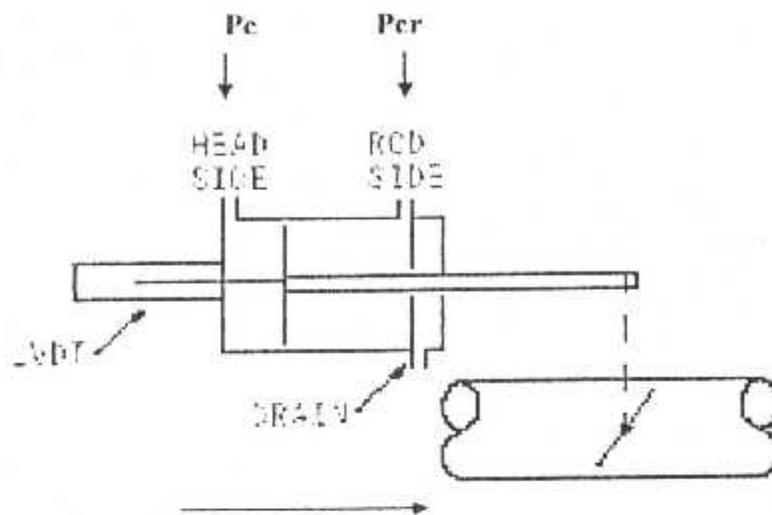


Figure (IV-32) : LA POSITION OUVERTE DE LA VANNE TBV

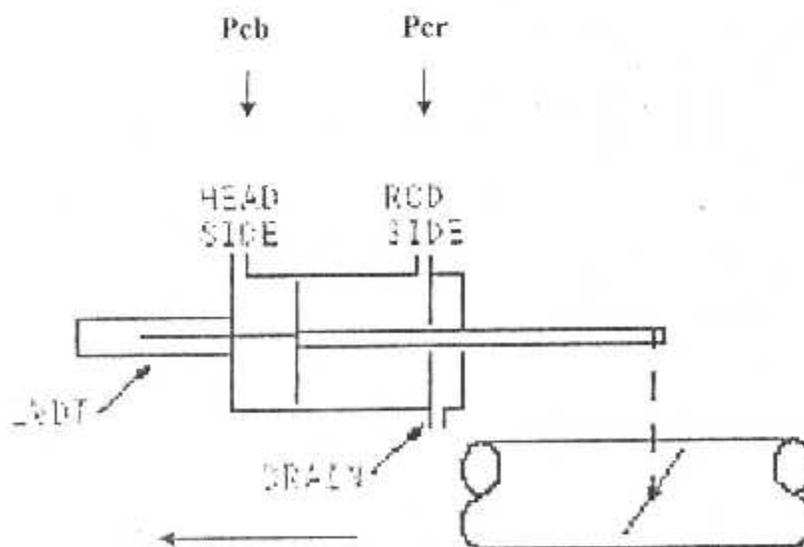


Figure (IV-33) : LA POSITION FERME DE LA VANNE TBV

IV.4.7.2- CONTROLE DU JEU TURBINE

A. LA VANNE IPTACC

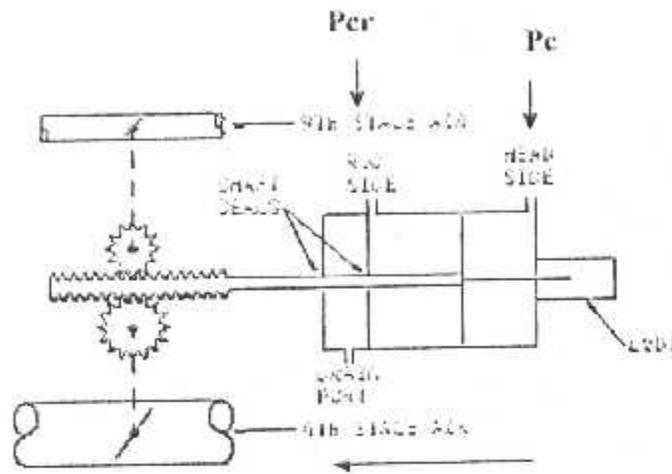


Figure (IV-34) : LA POSITION OUVERTE DE LA VANNE IPTACC

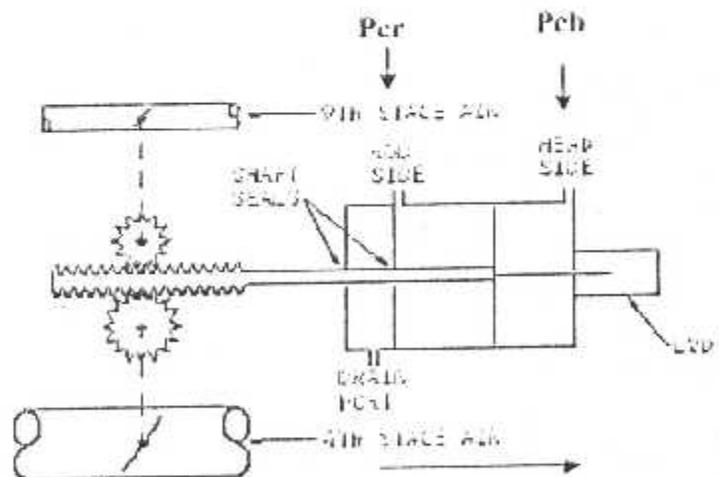


Figure (IV-35) : LA POSITION FERME DE LA VANNE IPTACC

B. LA VANNE LPTACC

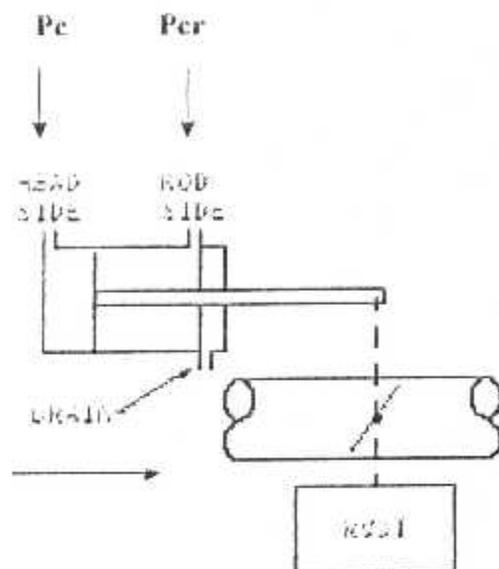


Figure (IV-36) : LA POSITION OUVERTE DE LA VANNE LPTACC

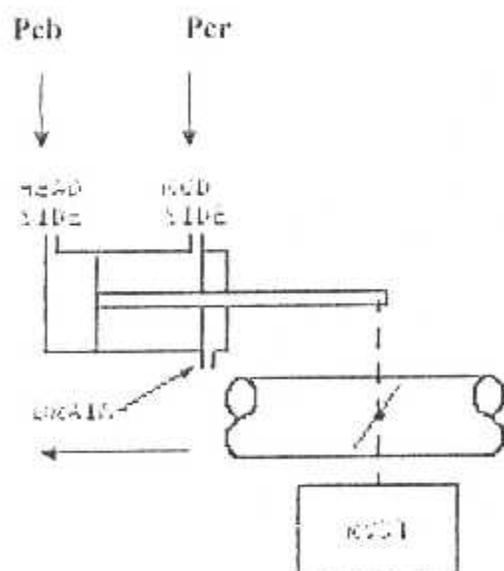


Figure (IV-37) : LA POSITION FERME DE LA VANNE LPTACC

Chapitre V

Maintenance du Moteur

CFM56-5B et CFM56-7B

V. MAINTENANCES DU MOTEUR CFM56-5B ET CFM56-7B

V.1. INTRODUCTION

La durée de vie d'une machine ou d'un équipement quelconque est plus particulièrement fonction de sa nature et ses conditions de travail. Il ne faut pas donc éliminer la nécessité d'une maintenance préventive et d'une inspection périodique ainsi que le chargement nécessaire d'un nombre de pièce et de composants.

L'existence d'un service maintenance se justifie par la nécessité d'assurer la disponibilité permanente des équipements.

La fonction maintenance constitue un moyen efficace dans l'amélioration de la rentabilité, et la sécurité des personnes et des matériels. Les périodes maintenance doivent être planifiées et les différentes interventions doivent être enregistrées.

La maintenance est définie comme étant (l'ensemble des actions permettant de maintenir ou d'un bien dans état spécial ou il est en mesure d'assurer un service déterminé). (Norme AFNOR X60-10).

V.2. DIFFERENTS TYPES DE MAINTENANCE

V.2.1. MAINTENANCE CORRECTIVE

- C'est une maintenance effectuée après une défaillance.
- C'est une politique de maintenance (dépannage ou réparation), qui correspond à une attitude de réaction à des événements plus ou moins aléatoires et qui s'applique après la panne.
- C'est un choix politique de l'entreprise qui malgré tout, nécessite la mise en place d'un certain nombre de méthodes qui permettent d'en diminuer les conséquences.

V.2.1.2- LA MISE EN ŒUVRE DE LA MAINTENANCE CORRECTIVE

La maintenance corrective devra s'appliquer automatiquement aux défaillances, comme par exemple, la rupture brusque d'un organe mécanique.

Ce type de maintenance sera réservé au type de matériel peu coûteux et dont la panne aurait une influence sur la sécurité.

V.2.2. MAINTENANCE PREVENTIVE

C'est une maintenance effectuée dans l'intention de réduire la possibilité de défaillance d'un bien ou la dégradation d'un service rendu.

Ce type de maintenance à pour objectif :

- D'augmenter la durée de vie des équipements.
- De diminuer le temps d'arrêt lors des pannes.
- De faciliter la gestion des stocks.

La maintenance préventive comprend deux types de maintenances :

V.2.2.1 MAINTENANCE CONDITIONNELLE

C'est une maintenance qui effectue un diagnostic avant de remplacer l'élément visité. Elle s'applique par exemple pour les grandes machines tournantes. Un démontage ou un remplacement coûte cher en perte de production et en temps. Pour cela la maintenance conditionnelle consiste aussi à ne changer l'élément que lorsque celui-ci présente des signes de vieillissement ou usure mettant en danger ses performances.

Elle est subordonnée à un type d'événement pédestrement, révélateur de l'état de dégradation (usure, bruits,..Etc.).

V.2.2.2 MAINTENANCE SYSTEMATIQUE

C'est une maintenance effectuée selon un échéancier établi en fonction du temps et du nombre d'unités, elle est appliquée avant l'apparitions d'une panne.

Ce type de maintenance permet de réduire le nombre de défaillances, d'améliorer la disponibilité de l'équipement, la sécurité et l'augmentation de la durée de vie des équipements.

V.3. MAINTENANCES DU MOTEUR CFM56-5B

V.3.1. CLASSES DES PANNES

Toutes les pannes n'affectent pas la sécurité de l'avion de la même façon, en distingue différentes classes de pannes en fonction de leur gravité ou conséquence

V.3.1.1. PANNES CLASSE 1

En cas d'une panne classe N1 (panne du système de commande LPTACC) un message d'alerte est affiché dans l'ECAM supérieur.

Un nécessite d'être porter de connaissance de l'équipage parce qu'ils ont des conséquences opérationnelles (pour suite qui vol, elle nécessite obligatoirement (systématique) une action du pilote pour remettre la panne, les panne NO GO doivent être importantes réparez, l'avion ne décolle pas.

V3.1.2. PANNES CLASSE 2

En cas d'une panne classe N2 (signal de retour LPTACC ou panne de courant du moteur couple) un message de l'état de maintenance est affiché en même ECAM, ces messages sont imprimés dans le mode normal.

Dans cette classe elle n'a pas de conséquence pour le vol en cours et pour les prochains vols dans la limite retour à ça base principale, elle est directement porter à la connaissance de l'équipage, elle doit être rapportée de look book ou CRM, les pannes GO IF, elles ne pas besoin d'être réparez, mais s'il prend quelques précautions.

V.3.1.3. PANNES CLASSE 3

En cas d'une panne classe N3, elle n'est pas indiquée à l'équipage parce qu'ils ont des conséquences opérationnelles et n'affecte rien la sécurité de l'avion et elle peut être jamais réparer, si ce n'est pas des considérations économiques et de disponibilité ; Les pannes GO, il ne pas besoin de réparer, leur réparation relève à l'autre des critères liés à la compagnie on neutre, de prestige et disponibilité de l'avion.

V.3.2. PROCESSUS DE DETECTIONS DE PANNE MOTEUR

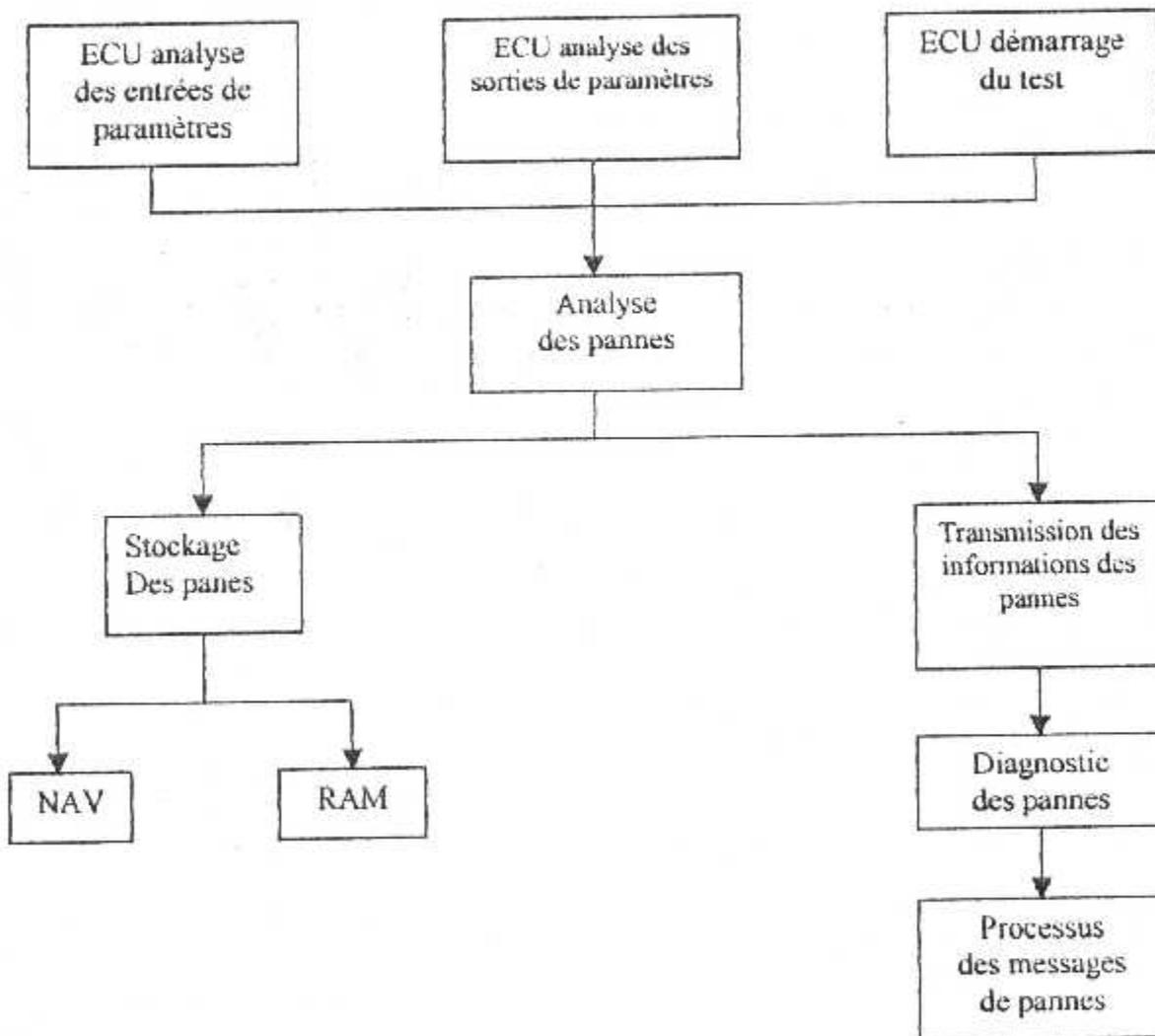


Figure (V-1) : FONCTIONNEMENT EN MODE NORMALE DU LOGICIEL DE MAINTENANCE

On a vu que les avantages des régulateurs numériques (ECU) plus de souplesse dans la détermination et la mise au point des lois de régulations et des contrôles des systèmes moteur. En plus de ses avantages, c'est la détection de ses propres pannes et de celles de tous les organes de

commande et des capteurs, et transmission en temps réel des signaux de panne correspondant au système d'alarme et de maintenance centralisé de l'avion.

La détection d'anomalie est une fonction d'analyse continue des données moteurs durant le vol et le mode opératoire normale. Le processus de détection des pannes commence par une analyse complète de l'ECU, des paramètres d'entrées et de sorties, en faisant des comparaisons entre eux. L'ECU est capable de détecter la chaîne d'air le problème est engendré.

Ce dernier les envoie sous forme de messages de pannes après avoir diagnostiquer les données ensuite stockées dans des mémoires (par exemples dans les boite noires afin de connaître ou de savoir les causes en cas d'accident d'avion.

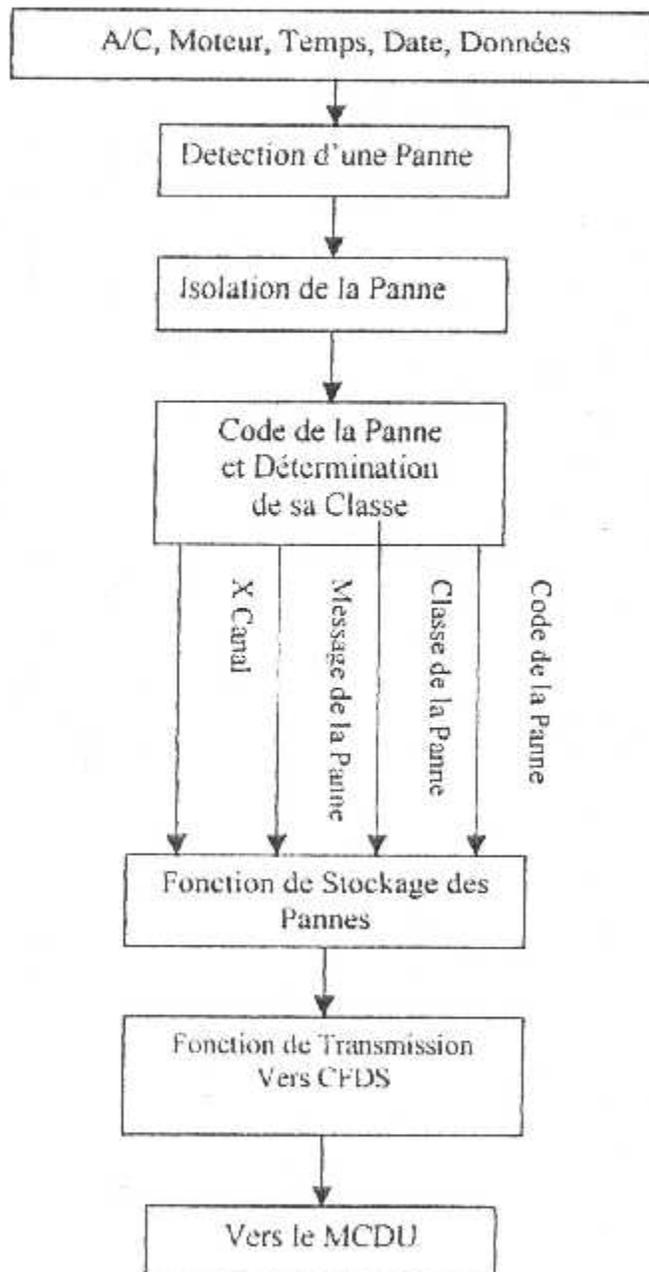
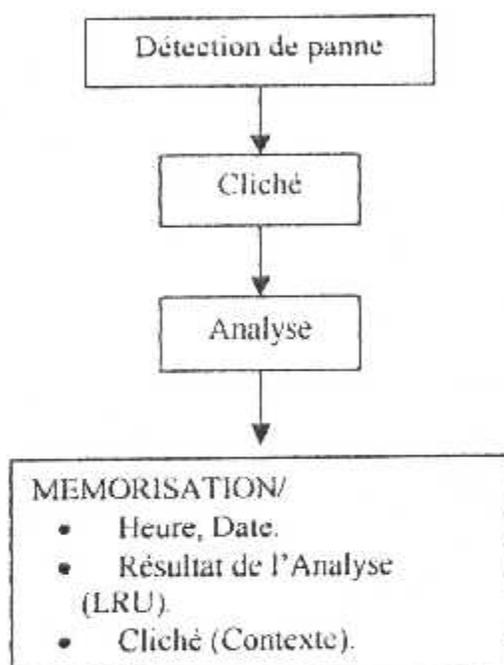


Figure (V-2) : PROCESSUS DE DIAGNOSTICS DE LA FONCTION ECU MAINTENANCE

V.3.3 MEMORISATION

Pour faciliter les opérations de dépannage, les dispositifs BITE mémorisent les informations suivantes :

- Résultat du diagnostic pour le vol en cours et un certain nombre de vols précédent.
- Des informations complémentaires par chaque panne détectée et qui constituent le contexte (Cliché), configuration avion, altitude, position de valeurs, état des systèmes périphériques.....).



- Mémorisation d'informations complémentaires destinées à faciliter la maintenance en atelier.
- Mémorisation des pannes dont l'action corrective peut être repartée à une visite programmée ultérieure.

V.3.4. MODE MENU DU LOGICIEL DE MAINTENANCE (CFDS)

Il permet de donner l'accès aux tests des équipements ainsi que le rapport de l'état de fonctionnement du moteur après chaque vol ou un certain nombre de vol précédent.

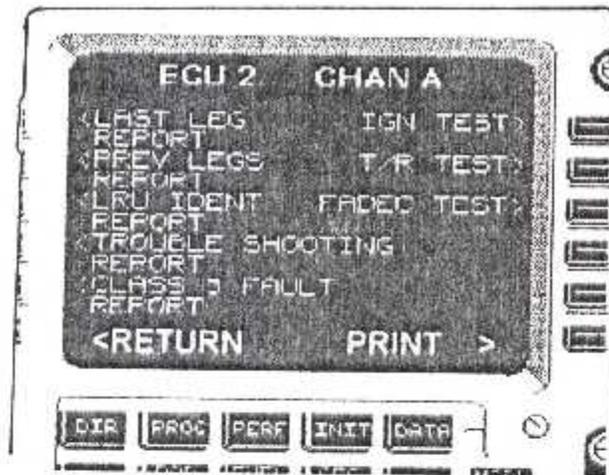


Figure (V-3) : MODE MENU DE LOGICIEL DE MANITENANCE

V.3.4.1. LAST LEG REPORT

- 1) Donne au maximum 12 fautes de classes 1 et 2 seulement qui sont survenues durant le dernier vol.



La flèche indique l'existence d'une autre page de Last Leg Report. S'il n'y a pas de défaut on aura le message suivant.

Figure (V-4):MENU DE DERNIERE PANNES CLASSE 1 ET 2

V.3.4.2 PREVIOUS LEG REPORT

Donne au maximum les 12 derniers messages de pannes de classes 1 et 2 seulement qui sont produit durant les 64 vols.

V.3.4.3. LRU IDENTIFICATION

Donne des informations codées à travers la prise d'identification moteur.

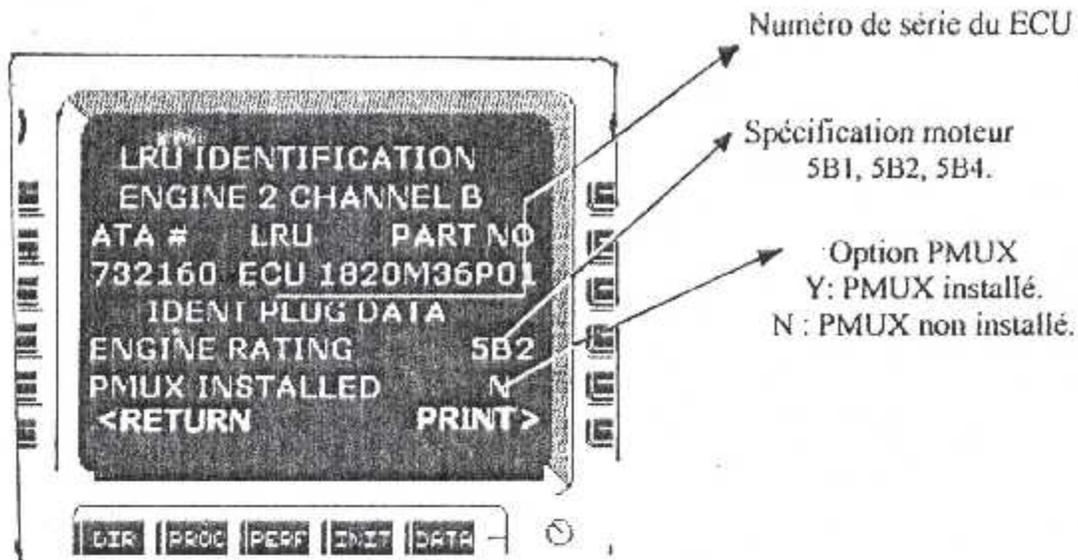
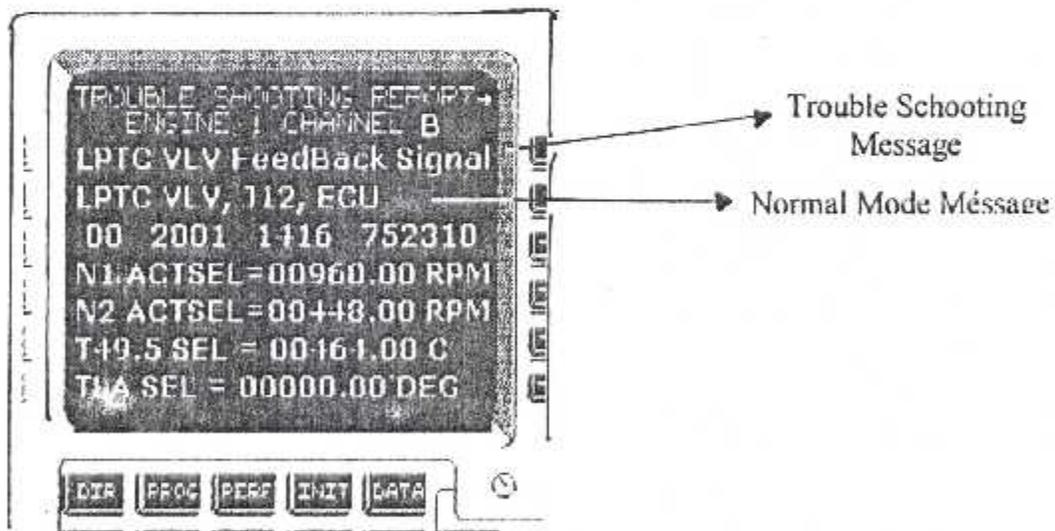


Figure (V-5) : MENU DE DERNIERE PANNES CLASSE 1 ET 2

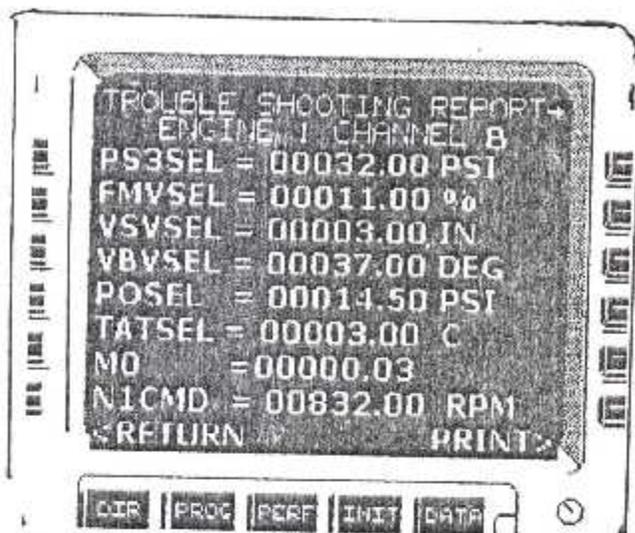
V.3.4.4 TROUBLE SHOOTING REPORT

Donne au maximum 12 messages de pannes de classes 1 et 2 seulement durant les 64 vols.



ECRAN # 1

Figure (V-6) :MENU DE RECHERCHE DE PANNES



ECRAN #2

Figure (V-7) : MENU DE RECHERCHE DE PANNES

V.3.4.5 CLASSE 3 REPORT

Donne en maximum 12 messages de pannes classe 3.

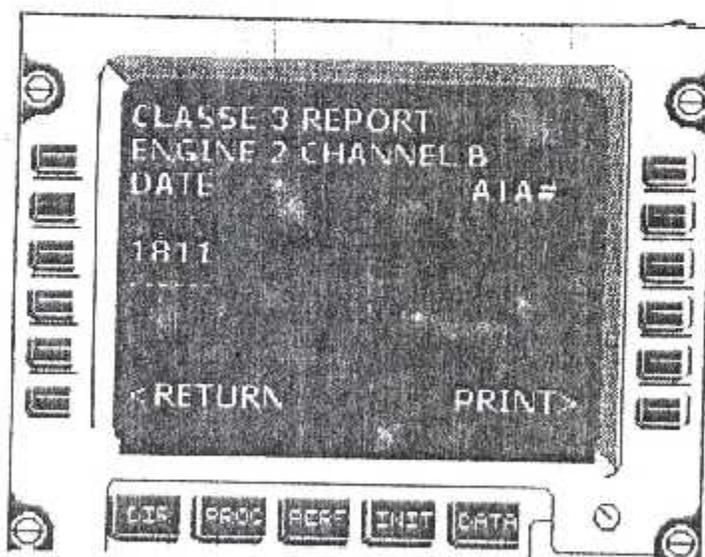


Figure (V-8) :MENU DE RAPPORT DE PANNES CLASSE 3

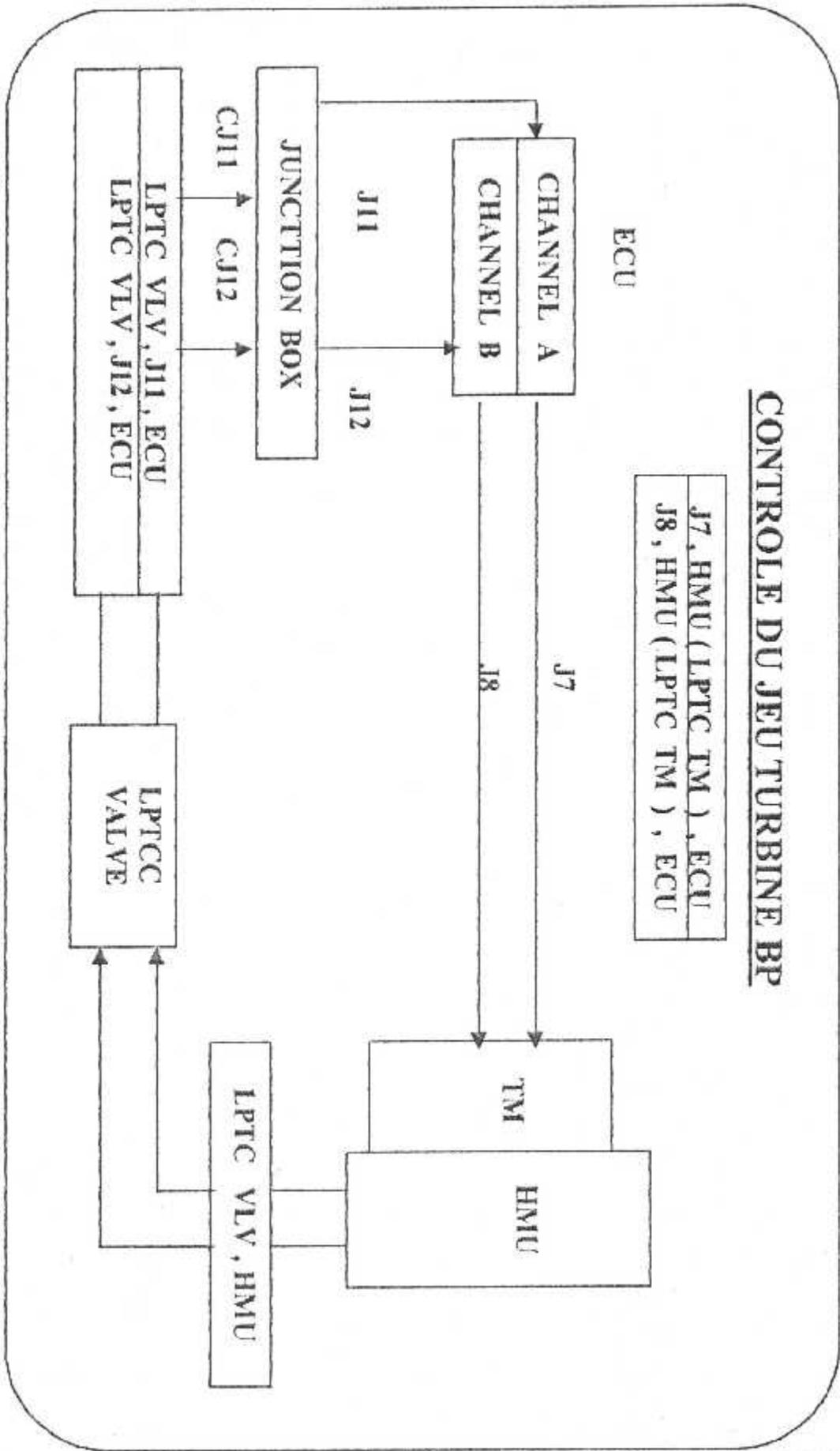
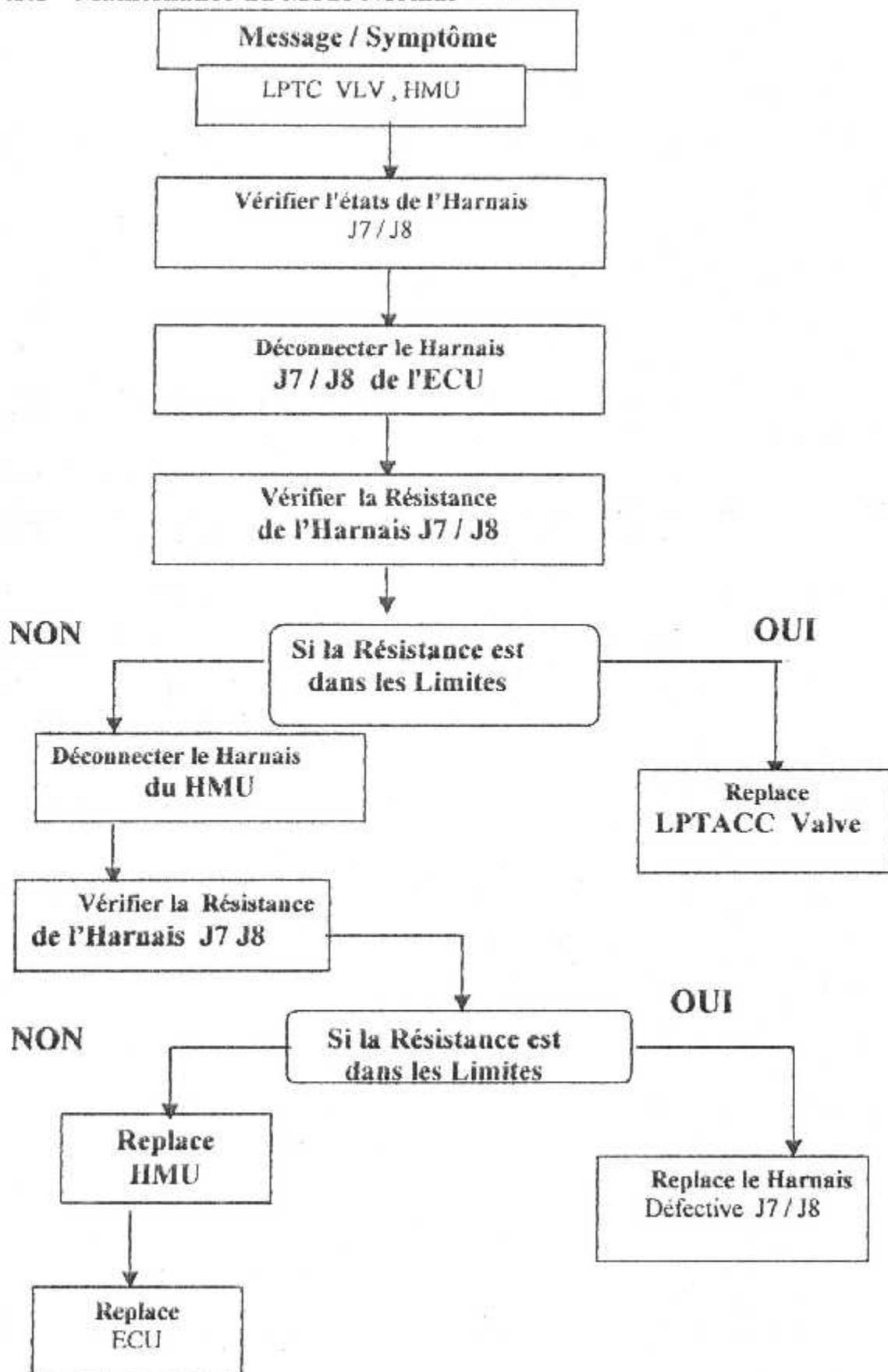


Figure (V-9) : SCHEMA CYNOBTIQUE DU SYTEME LPTACC

V.3.5- Maintenance du Mode Normal



V.3.6 EXEMPLE DE RECHERCHE DE PANNE

V.3.6.1. SYSTEME DE CONTROLE ACTIF DU JEU TURBINE BASSE PRESSION (LPTACC)

PROCEDURE : 75-22-00-810-808

La perte des signaux de retour provient de la valve LPTC -moteur 2-canal A et canal B

1. Les Causes Possibles :

- ❖ La valve LPTC
- ❖ ECU
- ❖ Le Harnais J11
- ❖ Le Harnais CJ11R
- ❖ Le Harnais J12
- ❖ Le Harnais CJ12R

2. Informations du Travail de Montage

Information Référencée.

REFERENCE	DESIGNATION
73-21-50-000-002	- Démontage de l'harnais CJ11R
73-21-50-000-004	- Démontage de l'harnais CJ12R
73-21-50-000-010	- Démontage de l'harnais J11
73-21-50-000-011	- Démontage de l'harnais J12
73-21-50-210-001	- Inspection visuelle de l'harnais électrique
73-21-50-400-002	- Installation de l'harnais CJ11R
73-21-50-400-004	- Installation de l'harnais CJ12R
73-21-50-400-010	- Installation de l'harnais J11
73-21-50-400-011	- Installation de l'harnais J12
73-21-60-000-001	- Dépose de l'unité électronique de contrôle moteur (ECU)
73-21-60-400-001	- Installation de l'unité électronique de contrôle moteur (ECU)
75-29-60-710-040	- Test opérationnel du FADEC au sol (avec non dégommege de moteur)
75-22-10-000-001	- Dépose la valve LPTACC
75-22-10-400-001	- Installation de la valve LPTACC

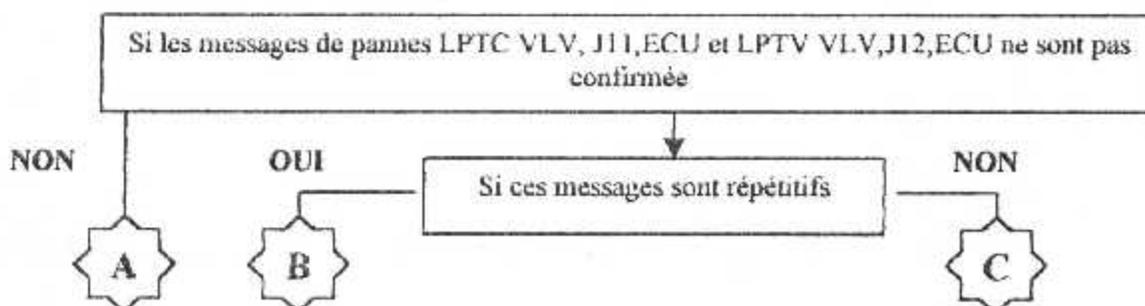
3. Confirmation des Pannes

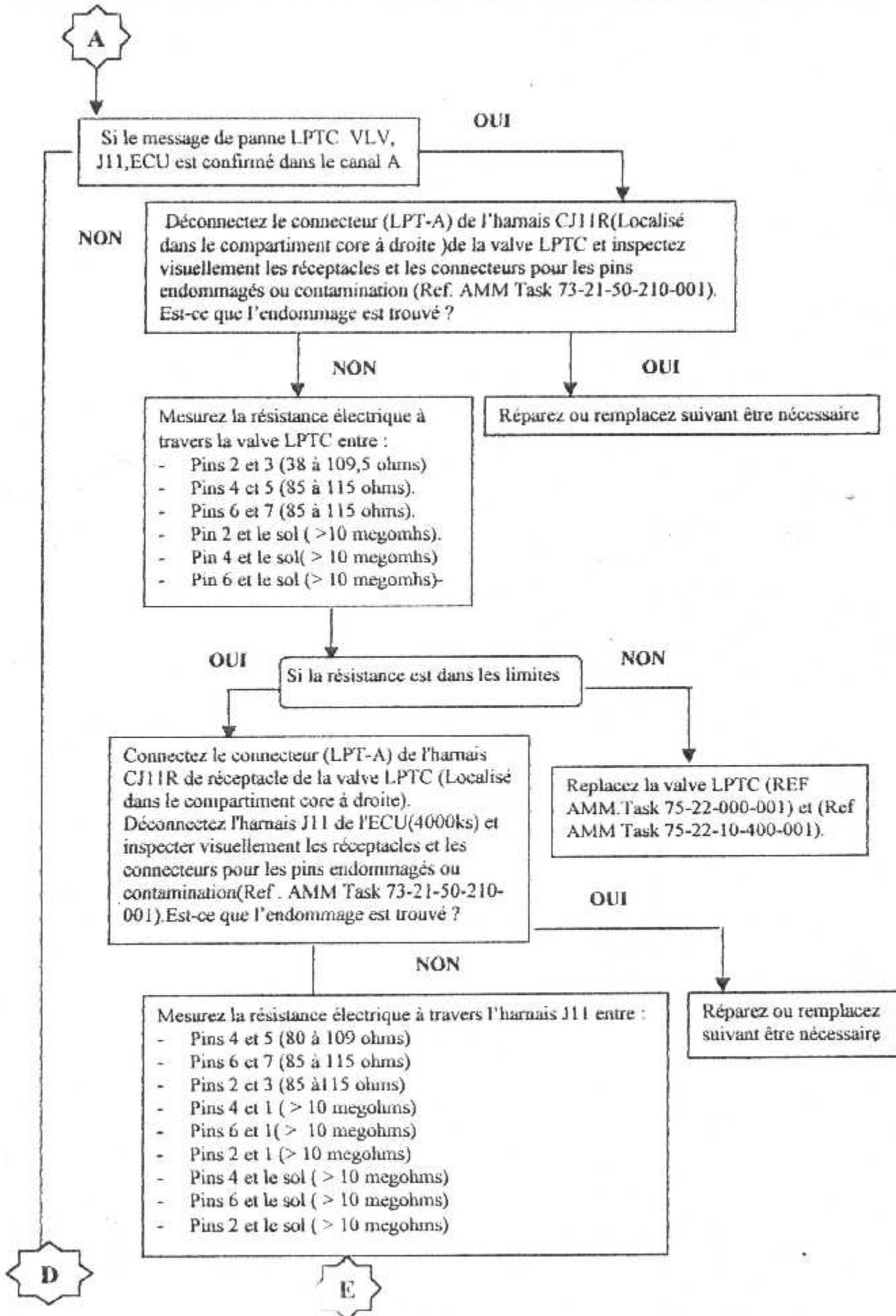
A. Teste

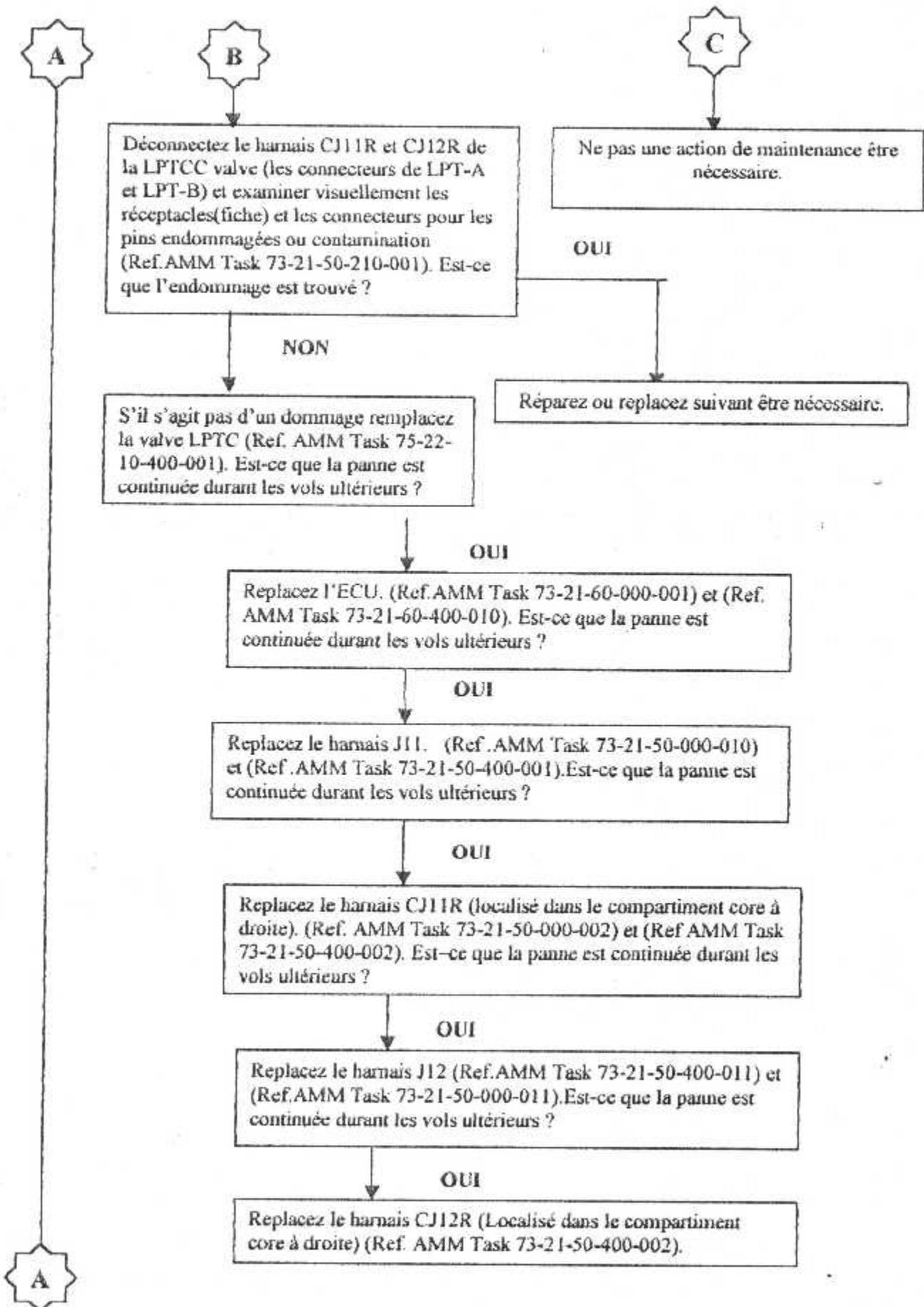
(1) procède du test opérationnel pour le FADEC 2A et 2B au sol(avec non-dégommege du moteur)(Ref.AMM TASK 73-29-00-710-040)

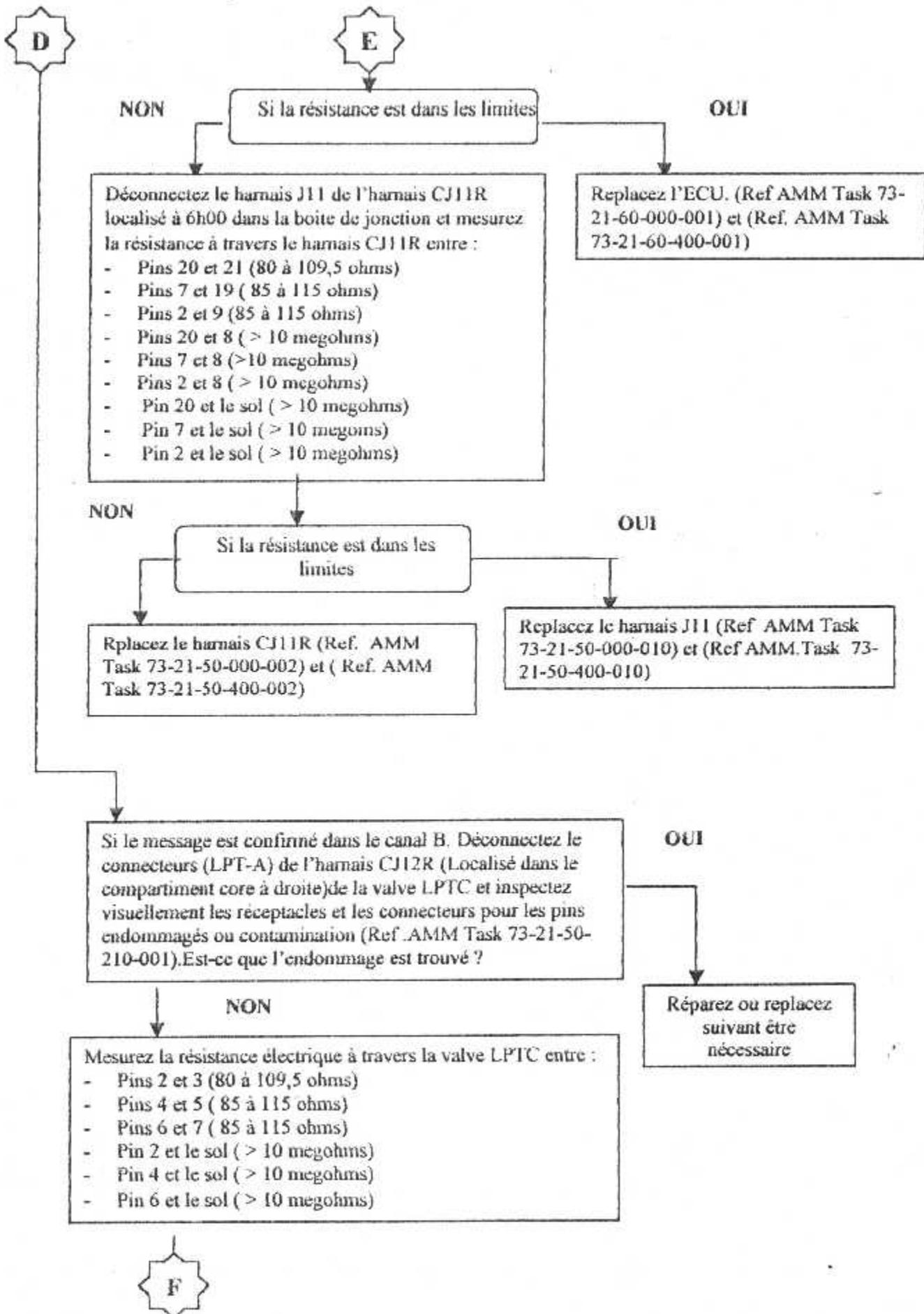
4. Recherche de panne

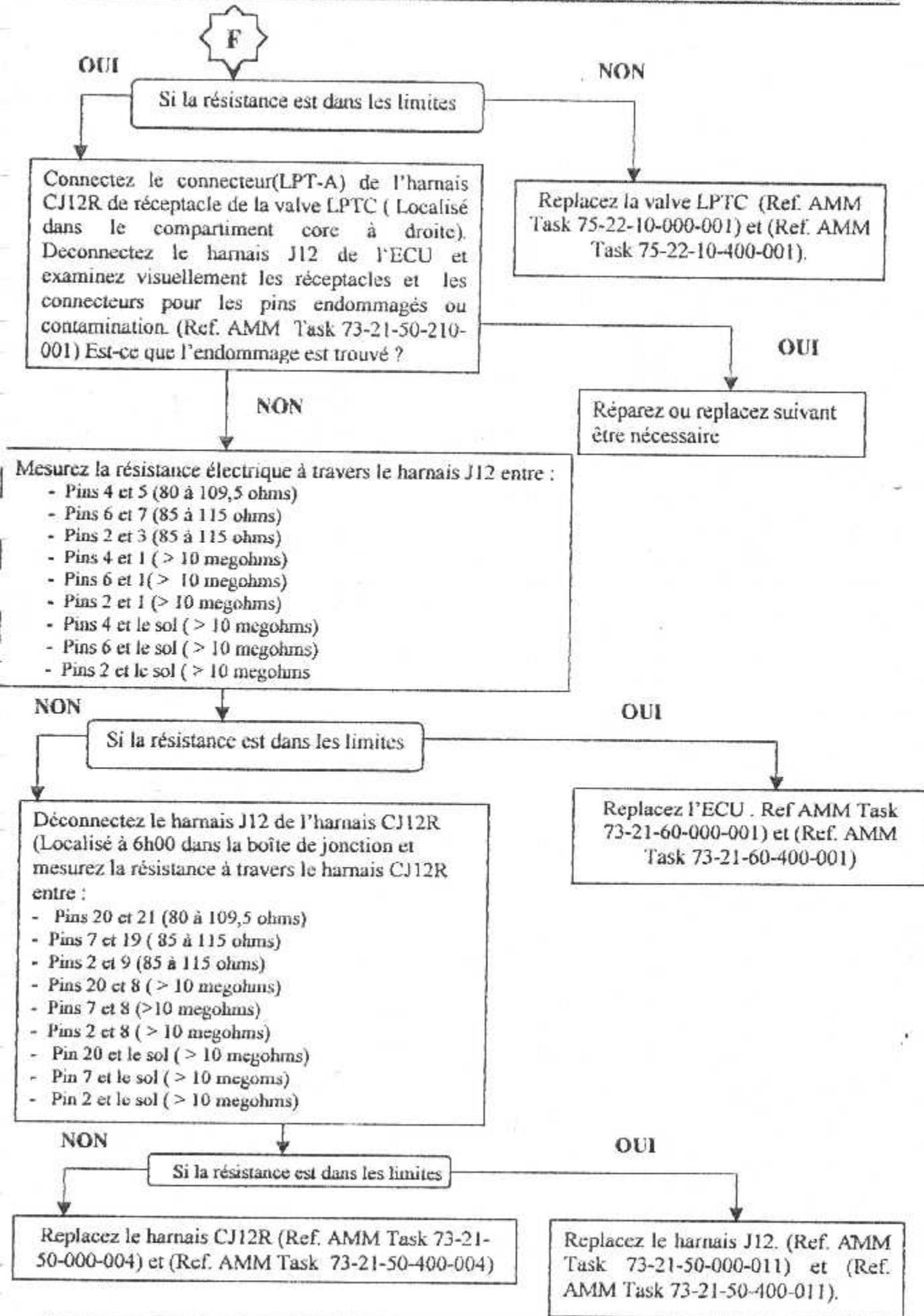
A. Les messages de pannes sont introduis si les signaux des deux canaux A et B sont invalides, hors intervalle, ou les deux canaux sont différents.











V.4.2- L'ECRAN DU MENU DE MAINTENANCE

L'écran du menu de maintenance affiche le menu qui permet l'accès à la fonction de maintenance de l'avion et du moteur, et pour avoir accès aux fonctions de la maintenance du moteur on sélectionne la touche à côté de l'indication ENGINE.

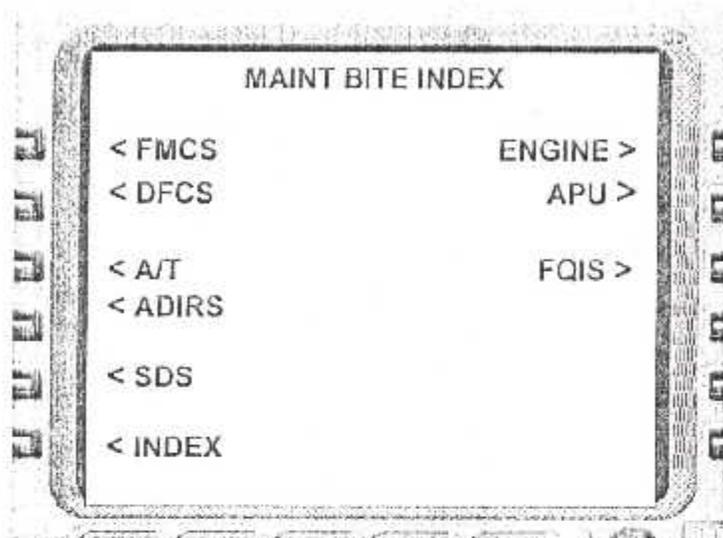


Figure (V-11) : L'ECRAN DU MENU DE MAINTENANCE

V.4.3- L' ECRAN DE SELECTION DU MOTEUR

L'écran de sélection du moteur affiche le menu qui permet le choix du moteur et pour avoir accès au menu principal de maintenance, il permet aussi d'avoir accès au rapport des dépassements des limites du moteur et ceci en sélectionnant la touche à côté de l'indication EXCEEDANCES.

Après la sélection, l'ordinateur de gestion de vol (FMC) établit la communication avec le EEC du moteur sélectionné, à cet instant l'apparaît la phase (initialisation du EEC) sur l'écran suivi l'écran du menu principal MAIN MENU SCREEN.

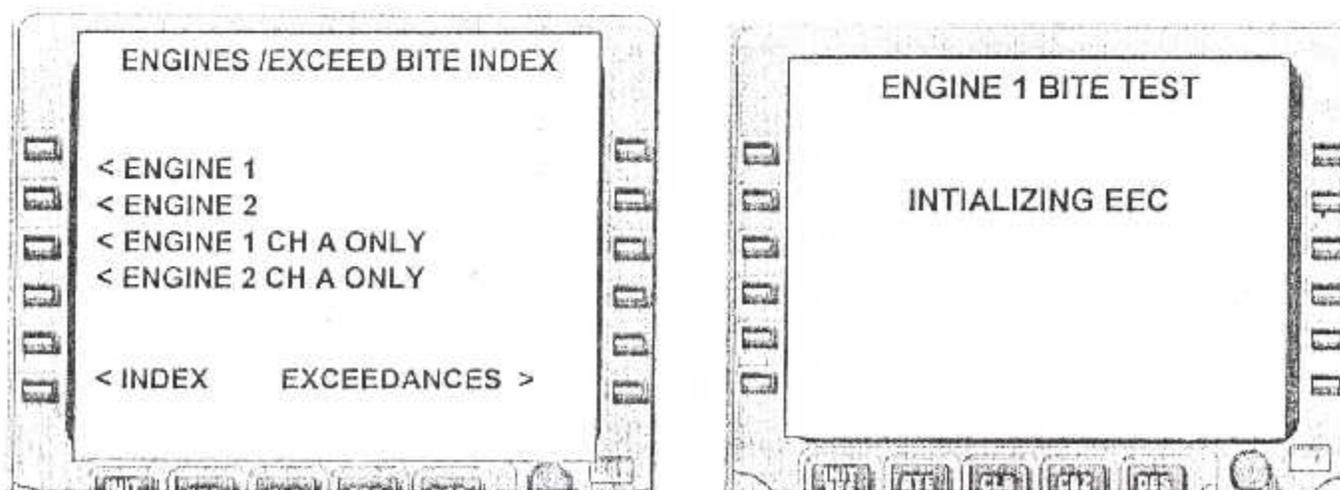


Figure (V-12) : L'ECRAN DE SELECTION MOTEUR

V.4- MAINTENANCE DU MOTEUR CFM56-7B

V.4.1- LA BOITE DE COMMANDE ET D'AFFICHAGE (CDU)

La CDU de l'ordinateur de gestion de vol (FMC) est utilisée pour performer et faciliter la recherche de panne, en affichant sur son écran des messages de pannes, se forme d'un code constitué d'un sept(07) chiffres. Pour effectuer les opérations nécessaires, le technicien de maintenance doit chercher ce même code qui est affiché sur la CDU dans le manuel de recherche de pannes du constructeur (FIM) et suivre la procédure décrite.

Il y a deux (02) CDU qui sont localisées au centre de la console du compartiment de vol, chaque CDU comporte douze (12) boutons de sélections, six à droite et six à gauche pour la sélection des menus d'affichages qui dépasse par fois une page les touches NEXT PAGE et PREV PAGE servent à défiler les pages en arrière ou en avant.

Pour activer l'accès au système de la maintenance on sélectionne la touche qui se situe à coté de l'indication MAINT, ensuite l'écran d'affichage de l'écran de menu de maintenance apparaîtra (MAINT BITE INDEX SCREEN).

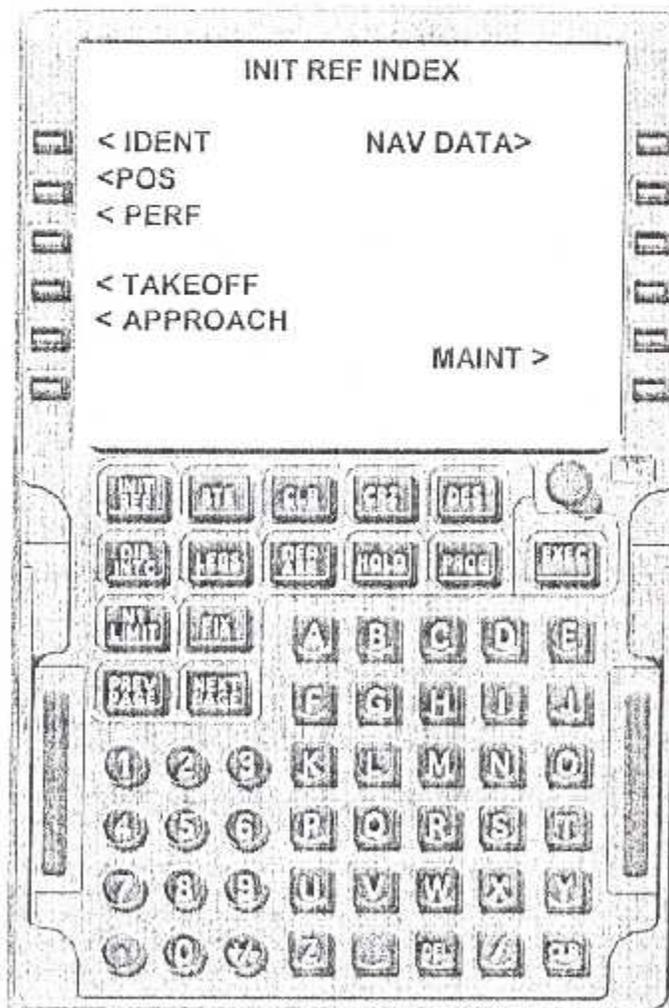


Figure (V-10) : La Boite de Commande et d'Affichage (CDU)

V.4.4- L'ECRAN DU MENU PRINCIPAL

Il permet d'avoir accès à la liste de tests de toutes les fonctions du moteur réalisables par l'équipe de maintenance. L'écran de maintenance est le premier menu affiché par le EEC et il contient les options suivantes.

Les pannes récentes et anciennes, identification/configuration, tests au sol, entrées de données de surveillance. Pour sélectionner les pannes récentes on appuie sur la touche à côté de l'indication RECENT FAULT.

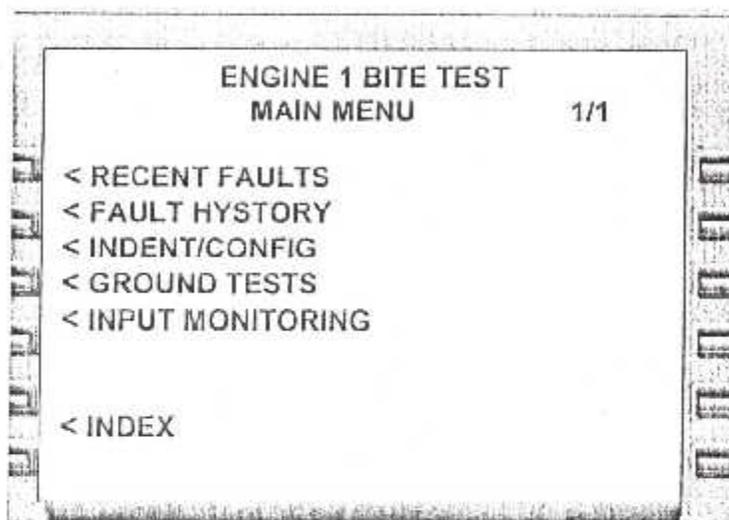


Figure (V-13) : L'ECRAN DE MENU PRINCIPAL

V.4.5- LES ECRANS DES RECENTS PANNES

La fonction RECENT FAULT enregistre les pannes détectées des trois derniers vols en mémoire. La sélection de cette fonction de l'écran du menu principal affichera un message de panne par page (écran). La fraction $\frac{1}{4}$ indique la page courante sur le nombre total des pages. La deuxième ligne affiche le titre de la touche sélectionnée de l'écran du menu principal, ainsi que la troisième ligne identifie la zone ou la panne enregistrée, la cinquième ligne contient le code en nombre qui est utilisé uniquement pour identifier la panne, ce nombre se trouve dans le manuel de FIM.

Les lignes six et sept donnent une brève description de la panne identifiée dans la cinquième ligne. Les lignes 09, 10 et 11 affichent les trois pannes les plus récentes détectées en vol. S'il n'y a pas de pannes enregistrées, l'expression (NO RECENT FAULTS STORED) est affichée sur l'écran.

Pour afficher les pages en avant ou en arrière les boutons NEXT PAGE ou PREV PAGE de la CDU sont utilisés.

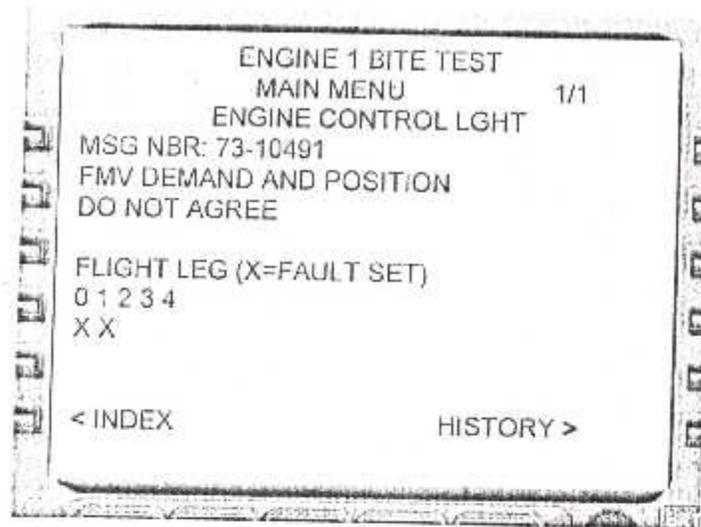


Figure (V-14) : L'ECRAN DES RECENTS DE PANNES

V.4.6- LES ECRANS DES ANCIENNES PANNES

La fonction FAULT HISTORY affiche les pannes des 10 derniers vols, ainsi que les pannes détectées durant le fonctionnement au sol de l'avion. La sélection de cette fonction de l'écran du menu principal affiche un message de panne par page (écran). La fraction $\frac{1}{4}$ indique la page courante sur le nombre total des pages. La deuxième ligne affiche le titre de la touche déjà sélectionnée de l'écran du menu principal, ainsi que la troisième ligne identifier la panne a été enregistrée.

La cinquième ligne contient le code en nombre qui est utilisé uniquement pour identifier la panne. La ligne six et sept donne une brève description de la panne identifiée dans la cinquième ligne. Les lignes 09, 10 et 11 affichent les dix (10) pannes les plus récentes détectées en vol.

S'il n'y a pas des pannes enregistrées l'expression NO FAULT HISTORY STORED est affichée sur l'écran.

Pour défilier les pannes en avant ou en arrière le bouton NEXT PAGE ou PREV PAGE de la CDU sont utilisées.

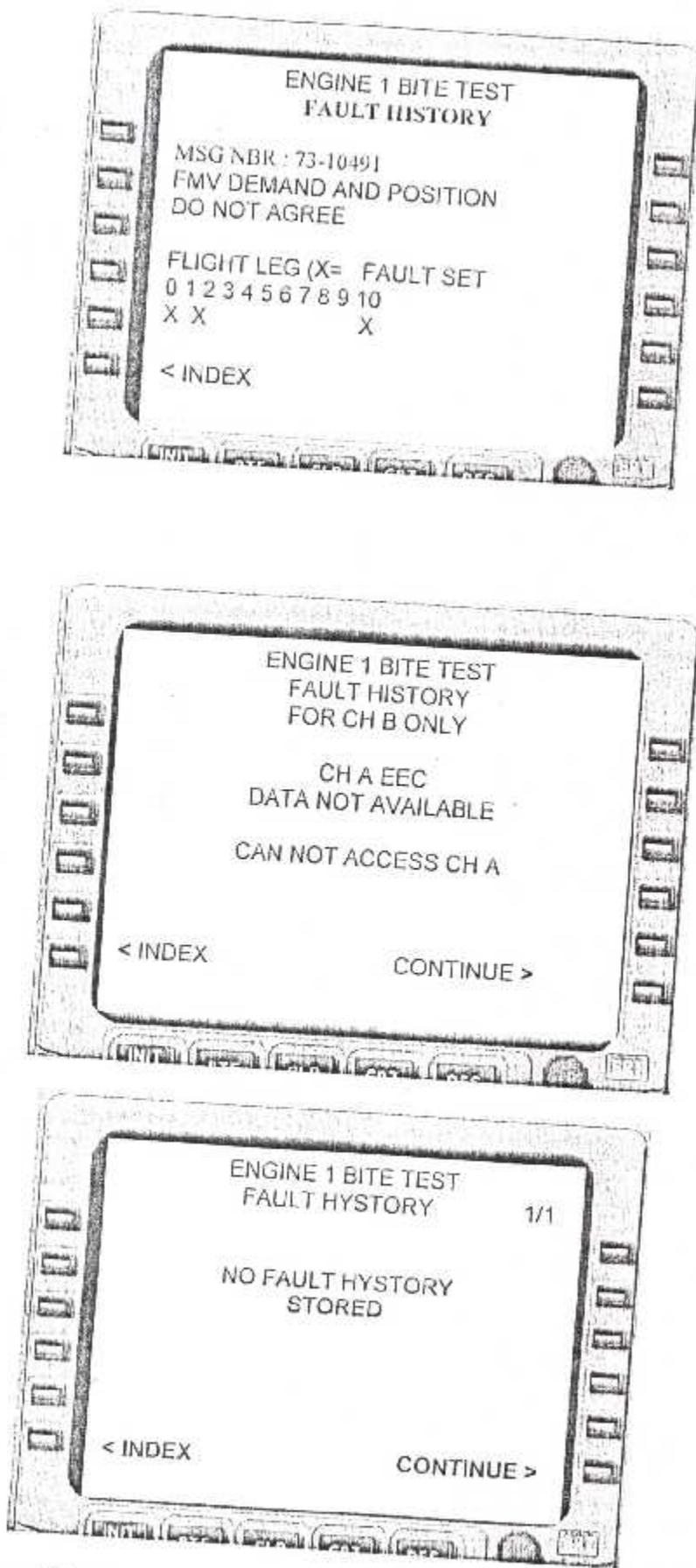
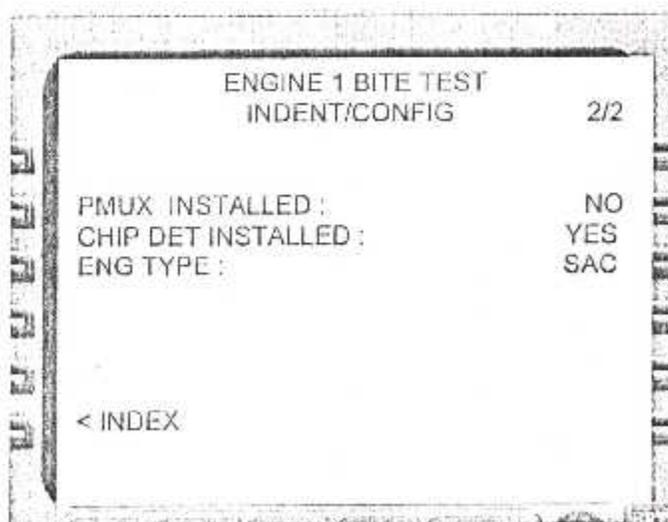
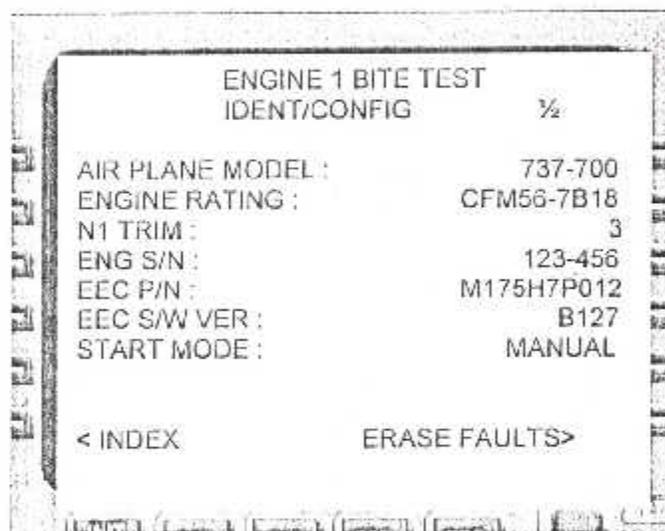


Figure (V-15) : LES ECRANS DES ANCIENNES PANNES

V.4.7- LES ECRANS DE CONFIGURATION ET D'IDENTIFICATION

Il permet la configuration et l'identification du moteur lors de son installation sur l'avion ou lors du changement du EEC pour donner les messages de pannes correctes qui correspondent à chaque type de moteur. La sélection de l'écran d'identification et du menu principal du moteur affichera les données de configuration et d'identification du moteur qui définissent les paramètres suivants :

- ❖ Le modèle de l'avion
- ❖ Le modèle du moteur
- ❖ L'équilibrage de N1
- ❖ Le numéro de série de moteur
- ❖ Le numéro de série du EEC
- ❖ Le mode de démarrage



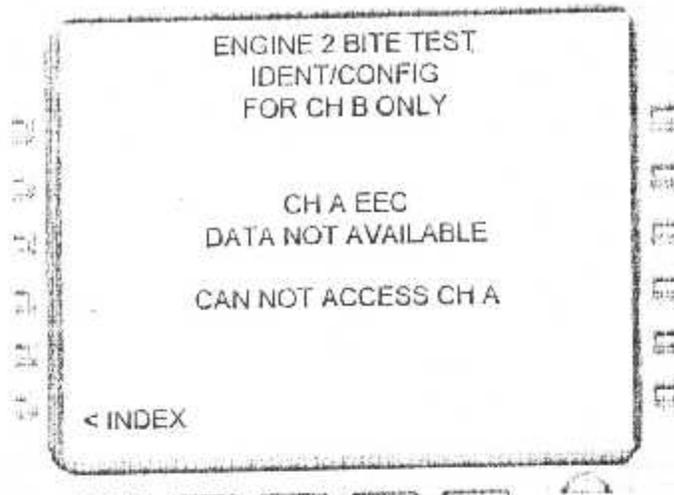


Figure (V-16) : LES ECRANS DE CONFIGURATION ET D'IDENTIFICATION

V.4.8- L'ECRAN DU MENU DES TESTS AU SOL

L'écran des tests au sol donne le menu des différents tests qui peuvent être effectués au sol. Quand la fonction de teste au sol est sélectionnée du menu du moteur les fonctions suivantes sont affichées :

- ❖ Teste du EEC
- ❖ Teste des inverseurs de poussée
- ❖ Teste des vérins
- ❖ Teste d'allumage

La sélection d'une fonction dans le menu de teste au sol affichera le menu de sélection des testes.

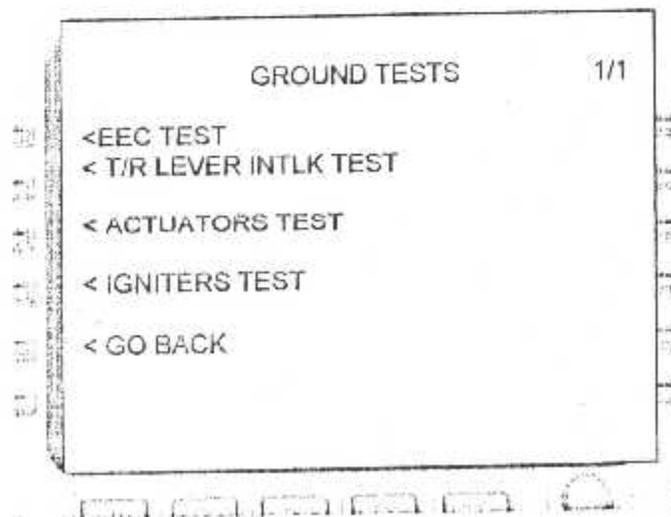


Figure (V-17) : L'ECRAN DE TESTS AU SOL

V.4.9- LES ECRANS 1 ET 2 D'INTRODUCTION DES DONNEES DE SURVEILLANCE

Faire afficher les écrans d'introduction de données permet le personnel de maintenance de surveiller les conditions du moteur en temps réel.

Quand la fonction de l'introduction des données de surveillance est sélectionnée du menu principal du moteur le comportement des paramètres cités au-dessous est surveillé par le EEC et transmet à la CDU :

- ❖ Le contrôle des boucles
- ❖ Le contrôle des pressions
- ❖ Le contrôle des températures
- ❖ Système carburant
- ❖ La vitesse
- ❖ Signal analogique
- ❖ Signal digital

La selection de l'un des paramètres au-dessus affichera l'écran de surveillance.

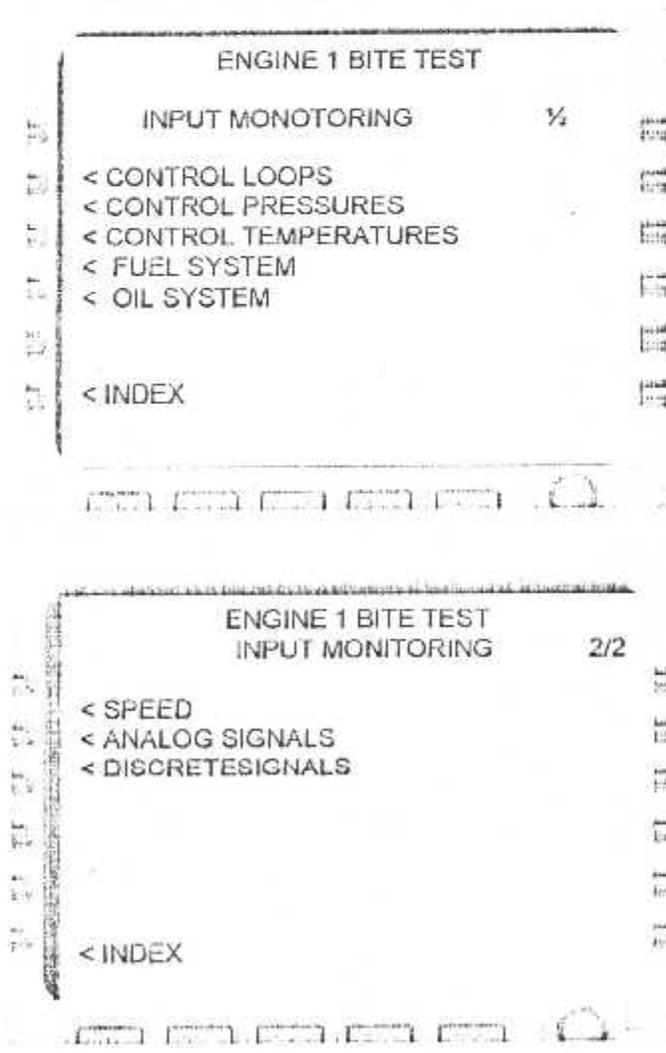


Figure (V-18) : LES ECRANS 1 ET 2 D'INTRODUCTION DES DONNEES DE SURVEILLANCE

Figure (V-18) : LES ECRANS 1 ET 2 D'INTRODUCTION DES DONNEES DE SURVEILLANCE

V.5- LES DIFFERENTS MANUELS DE RECHERCHE DE PANNES

V.5.1- LE MANUEL DE RECHERCHE DE PANNE (FIM)

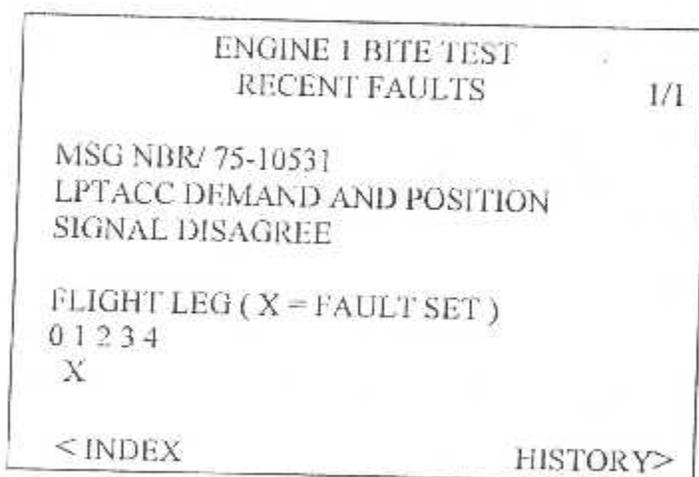
Le FIM est utilisé par l'équipe de maintenance pour isoler et réparer les pannes d'avions. L'isolation de la panne nécessite le numéro de la procédure de recherche de panne FIM, pour cela on utilise les données du (FIM) avec celles de l'avion (CDU) afin d'identifier le numéro correct de cette dernière.

V.5.2- LE MANUEL D'EQUIPEMENT D'ESSAI INCORPORE (BITE)

Le manuel BITE donne plus d'informations sur les pannes observées par l'équipage de l'avion, il donne aussi des clairs et faciles procédures qui aboutissent à la référence du FIM qui correspond à la panne observée.

V.5.3- EXEMPLE DE RECHERCHE DE PANNE

V.5.3.1 SYSTEME DE CONTROLE ACTIF DU JEU TURBINE BASSE PRESSION (LPTACC) :



L'écran des Récentes Pannes (CDU)

Allez au début du chapitre 75 et chercher le code 75-10531 dans la liste des codes des pannes

LE CODE DE LA PANNE	DESCRIPTION DE LA PANNE	ALLEZ A LA PROCEDURE
750 105 31	Système d'air ; le EEC perçoit que la demande de la LPTACC et le signal de position est différent, moteur 1.	75-22 procédure 801

LA LISTE DES CODES DES PANNES.

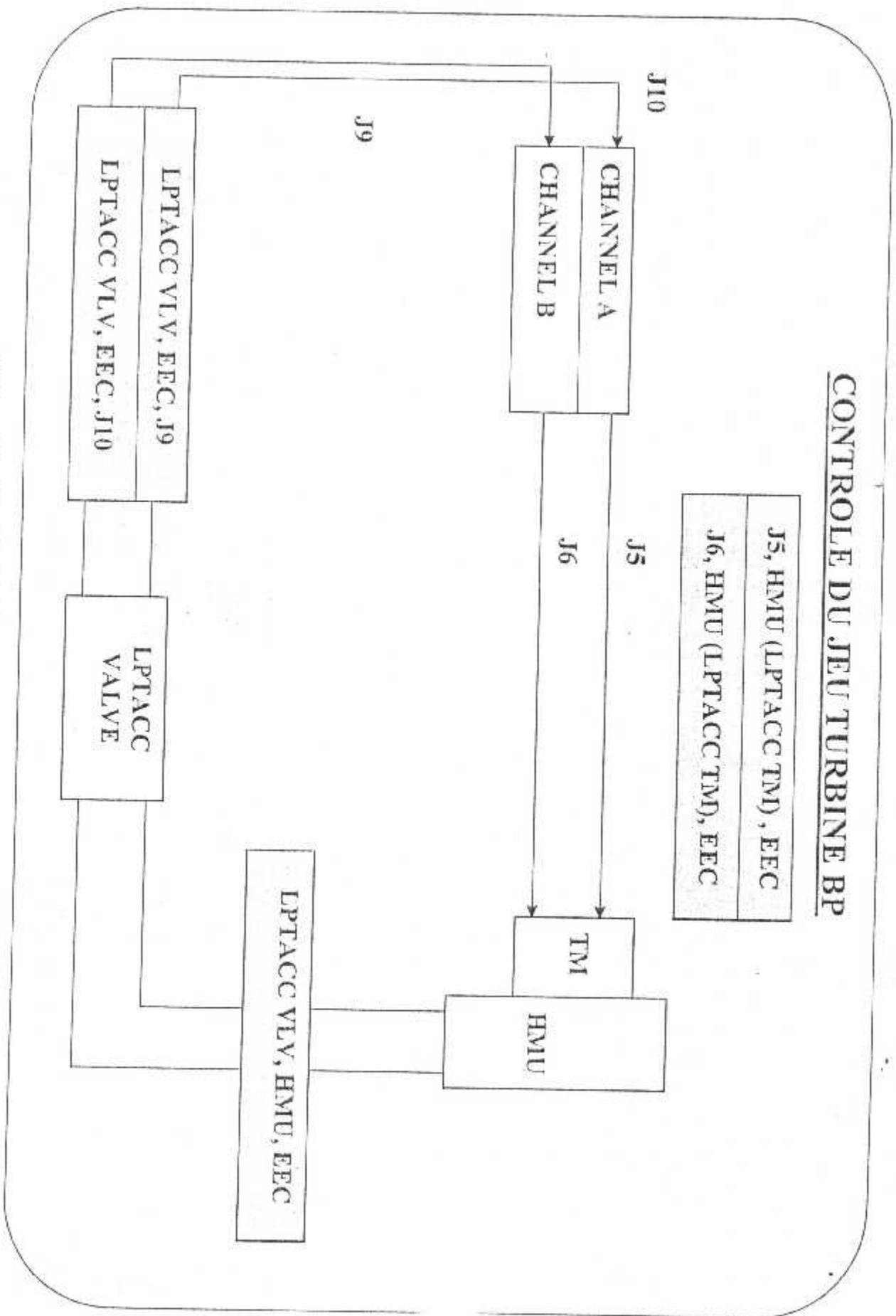


Figure (IV - 19): SCHEMA SYNOPTIQUE DU SYSTEME LPTACC

801. La Demande de la LPTACC et le Signal de Position est Différent

1. DESCRIPTION

- (1) cette procédure est pour les messages de maintenance suivant :
75-10531, 75-10532, 75-20531, 75-20532, 75-30532.
- (2) Le message de maintenance : **75-X0534**
- (3) X : Représente le canal du EEC qui a envoyé ce message de panne
Si X=1, le message est du canal A du EEC (canal simple)
Si X=2, le message est du canal B du EEC (canal simple)
Si X=3, le message est du canal A et B du EEC (canal doublé)
- ❖ Y : Représente le moteur d'où vient le message de panne
Si Y=1, le message est du moteur N°1
Si Y=2, le message est du moteur N°2
- ❖ Si X=1, la procédure de recherche de panne à suivre est celle des Pannes reçues du canal A (canal simple)
Si X=2, la procédure de recherche de panne à suivre est celle des pannes reçus du canal B (canal simple)
Si X=3, la procédure de recherche de panne à suivre est celle des pannes reçus du canal doublé.
- (4) Cette panne est reportée sur le canal actif du EEC quand le moteur est en fonctionnement.
- (5) Vous devez faire la procédure d'évaluation initiale pour savoir si le message de maintenance du canal doublé, 75-30531 ou 75-30532, est aperçus.
- (6) Le EEC perçoit que la valeur absolue de la différence entre la demande de la LPTACC et le signal de position du vérin est supérieur de 5%.

2. LES CAUSES POSSIBLES

- (1) Pour les messages de maintenance reçus du canal simple A ou B :
 - a. Le HMU.
 - b. Le EEC.
 - c. Le Harnais électrique J5 (canal A) ou le Harnais électrique J6 (canal B)
- (2) pour les messages de maintenance reçus du canal doublé :
 - a. La valve LPTACC.
 - b. Le HMU.
 - c. Le EEC.

3. LES DISJONCTEURS

(1) Pour le moteur 1
les disjoncteurs primaires qui sont en relation avec la panne sont :

- A. Panneau des disjoncteurs, P18-2
 - 1) 18A4 Alternateur du canal B
 - 2) 18A5 Alternateur du canal A

(2) Pour le moteur 2
les disjoncteurs primaires qui sont en relation avec la panne sont :

- A. Panneau des disjoncteurs, P6-2
 - 1) 6D7 Alternateur du canal B
 - 2) 6D8 Alternateur du canal A

4. L'EVALUATION INITIALE

(1) Fautes ces étapes pour découvrir si la panne est de style active et si elle est du canal doublé :

- a. Faites cette procédure : Teste 12 (teste des vérins) (AMM TASK 71-00-00-700-807-F00-P501).
 - b. Si les messages de maintenance 75-10531 (canal A, moteur 1), 75-10532 (canal A, moteur 2), 75-20531 (canal A, moteur 1) ou 75-20532 (canal B, moteur 2) sont apparus, alors faites la procédure de recherche de panne du canal simple pour le canal approprié (A ou B).
 - c. Si les messages de maintenance 75-30531 (canal A et B, moteur 1) ou 75-30532 (canal A et B, moteur 2) sont apparus, alors faites la procédure de recherche de panne du canal doublé.
 - d. Si le message de maintenance n'est pas apparu dans le FMCS CDU, Alors la panne n'est pas active à ce moment, et vous avez une panne intermittente.
 - 1) Si vous ne trouvez pas la panne à ce moment, alors la procédure de recherche de panne ne peut pas isoler et réparer la panne.
 - 2) Pour les pannes intermittentes vous devez utiliser votre jugement pour réparer cette panne.
 - 3) Si vous voulez réparer cette panne, il vous est recommandé de Suivre ces étapes.
- a. faites les contrôles visuels des connecteurs électriques avec la procédure de recherche de panne appropriée d'écrite ci-dessous
 - b. Utilisez le manuel WDM pour identifier les connecteurs électriques intermédiaires dans les harnais électriques et faites le contrôle de visualisation.
 - c. Si vous ne trouvez aucun problème, alors remettez les composants en place.

4) Surveillez les vols prochains de l'avion.

5. LA PROCEDURE DE RECHERCHE DE PANNE DU CANAL SIMPLE

(1) Faites l'évaluation initiale pour voir si cette panne est au canal doublé

NOTE : *Durant le fonctionnement du moteur, le EEC indique les pannes. Seulement dans le canal actif.*

(2) Faites ces étapes pour réparer la procédure :

A. Pour le moteur 1

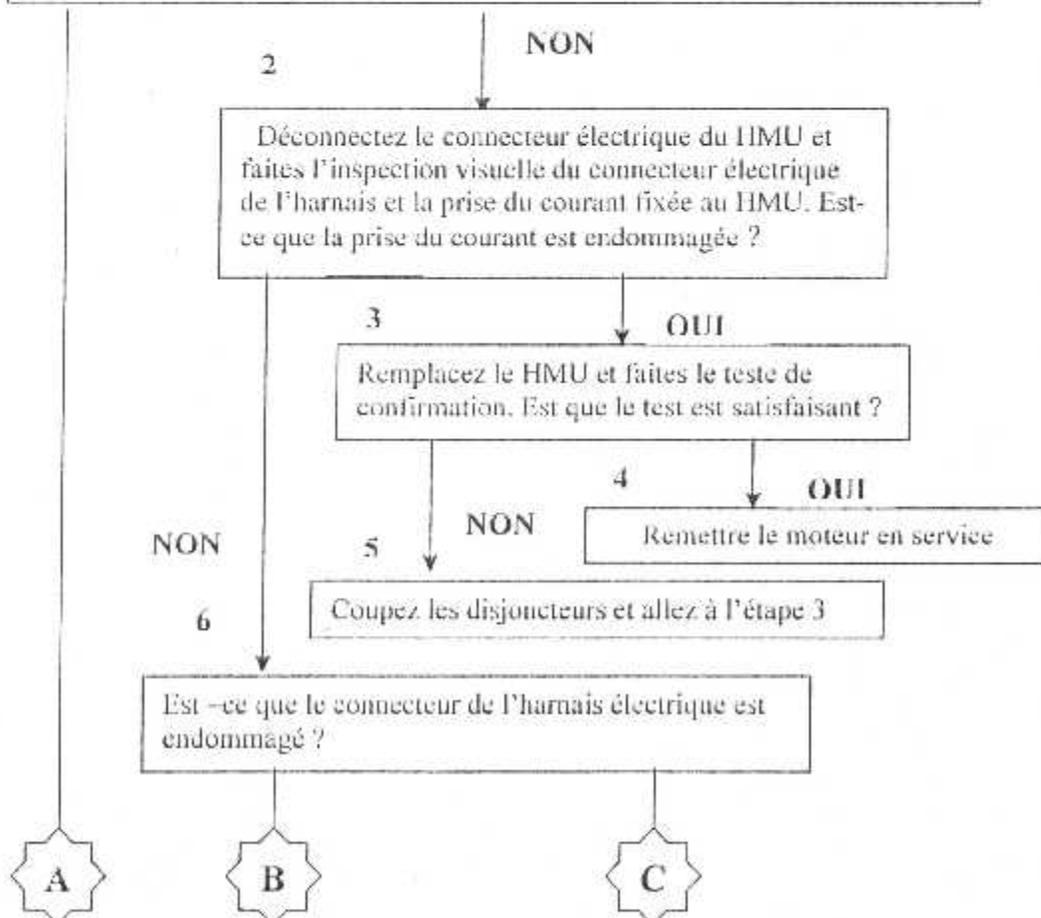
ouvrir les disjoncteurs et attacher l'étiquette DO-NOT-CLOSE :

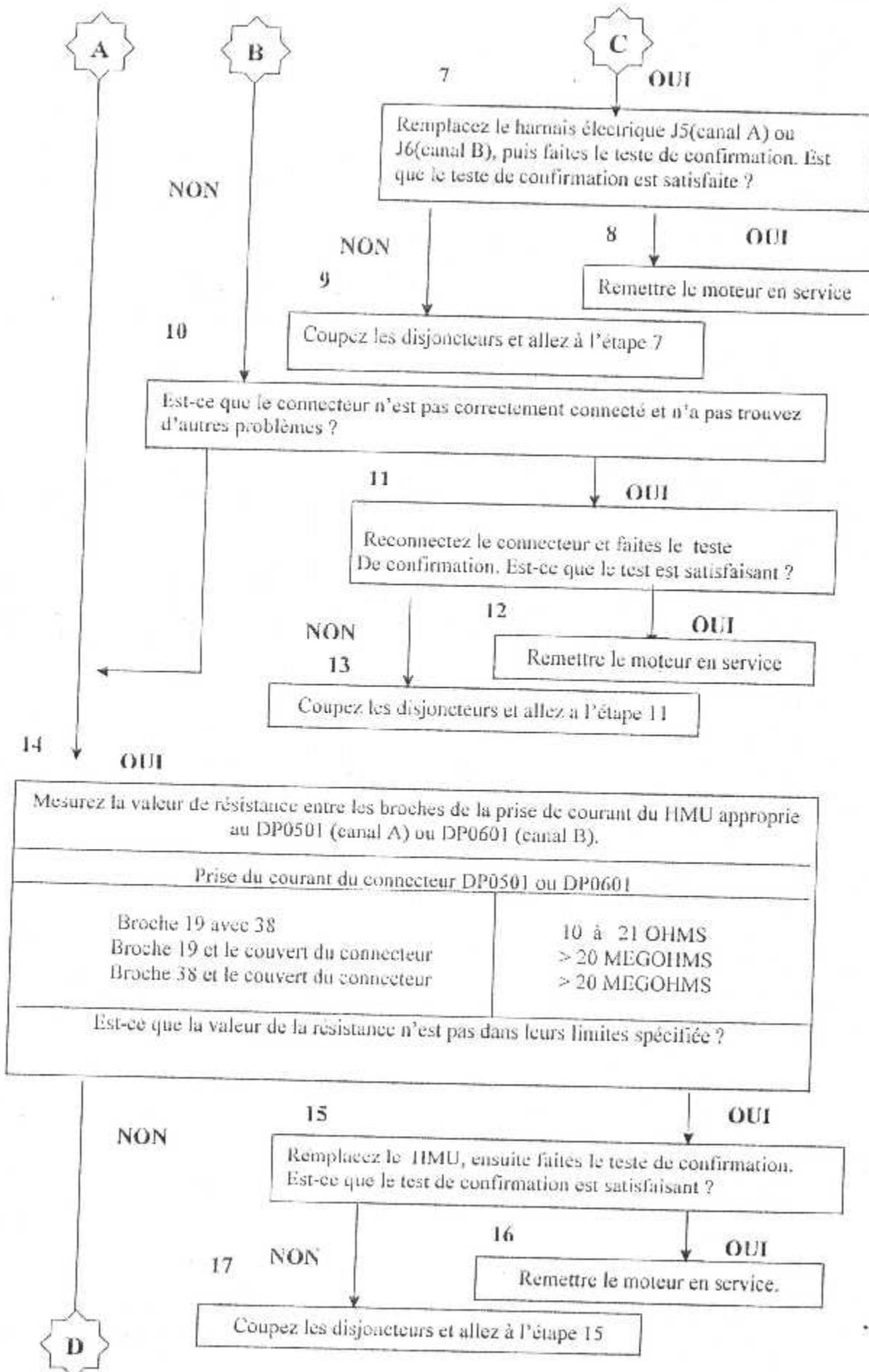
- 1) panneau des disjoncteurs, P18-2
 - a) 18A1 Allumage à droite du moteur 1
 - b) 18A3 Allumage à gauche du moteur 1
 - c) 18A4 Alternateur du canal B du moteur 1
 - d) 18A5 Alternateur du canal A du moteur 1

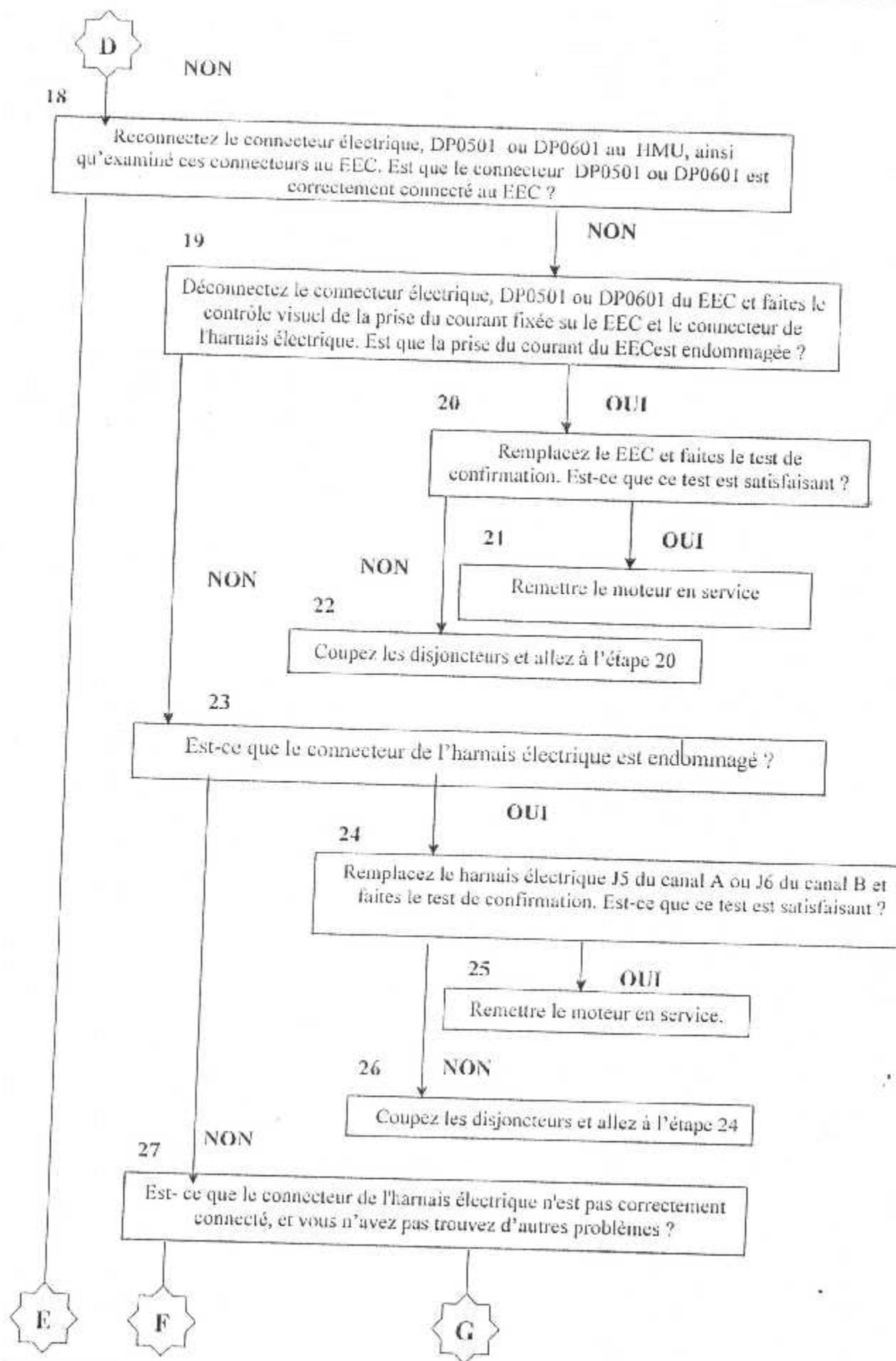
(3) Faites cette procédure : ouvrez le capot du fan.

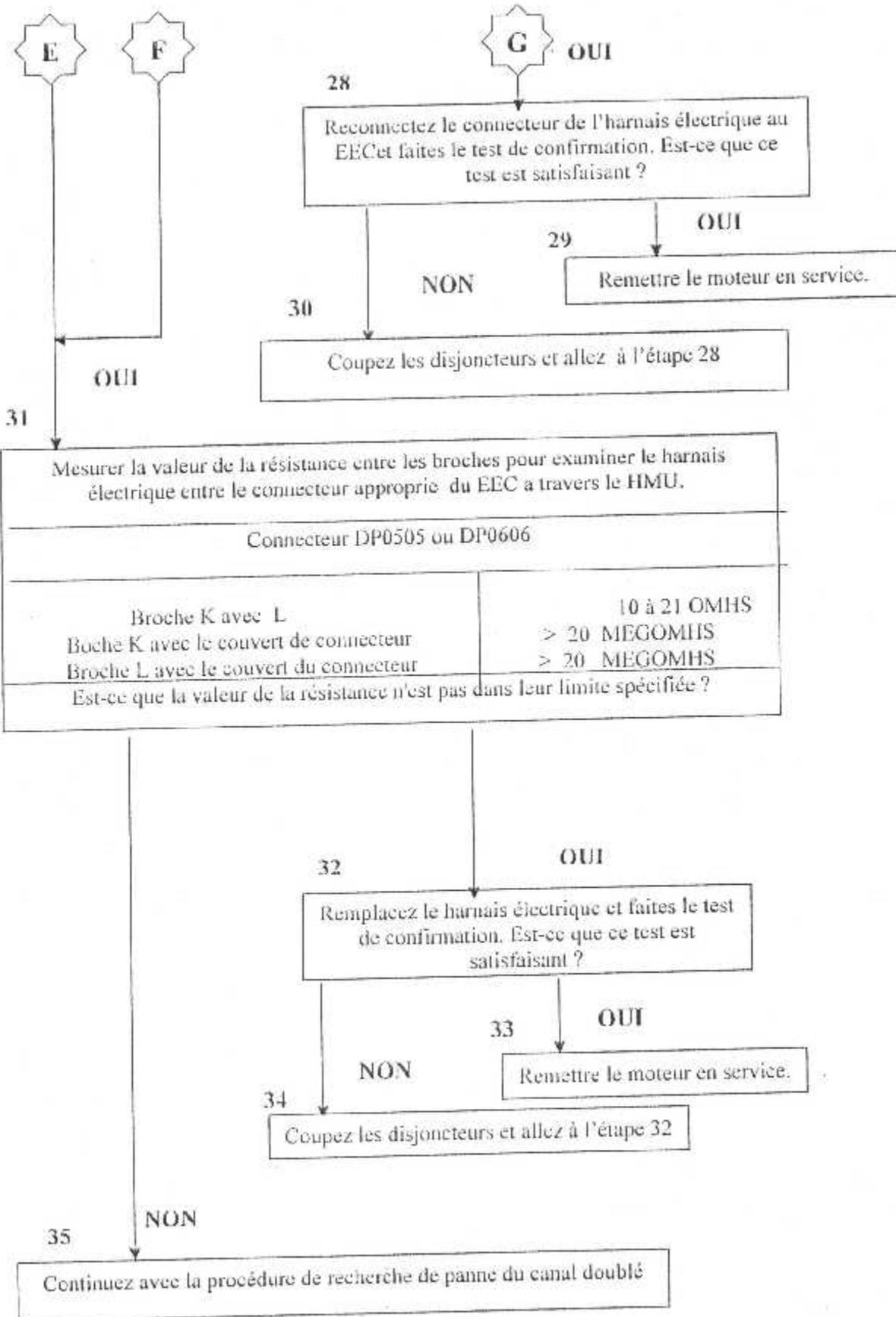
(4) La recherche de panne

1 Examinez les connecteurs électriques, DP0501 (canal A) ou DP0601 (canal B) qui sont sur les harnais électriques J5 et J6. Est-ce que DP0501 ou DP0601 sont bien connectés au HMH

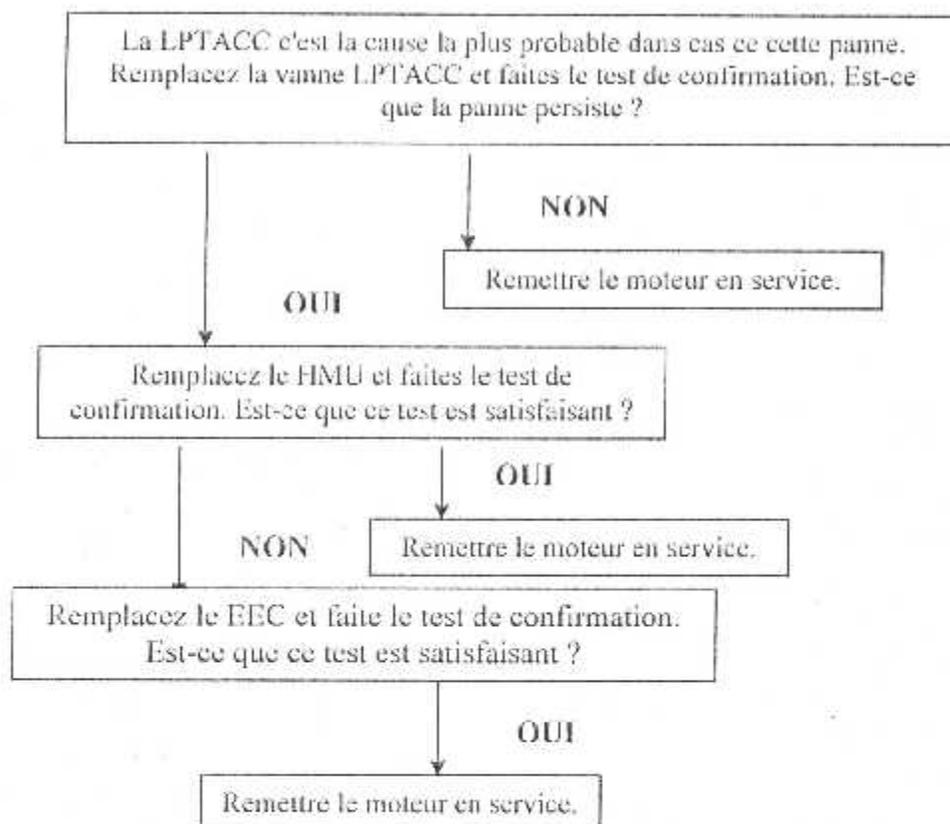








6. PROCEDURE DE RECHERCHE DE PANNE DU CANAL DOUBLE



7. LE TEST DE CONFIRMATION

(1) Faites ces étapes avant le test de confirmation :

Assurez que les connecteurs DP0501 et DP0606 sont correctement Connectés au HMU et AU EEC.

A. Pour le moteur 1

Fermez les disjoncteurs suivants :

- 1) Panneau des disjoncteurs, P18-2
 - a) 18A3 Allumage à droite du moteur 1
 - b) 18A3 Allumage à gauche du moteur 1
 - c) 18A3 Alternateur du canal B du moteur 1
 - d) 18 A4 Alternateur du canal A du moteur 1

B. Pour le moteur 2

Fermez les disjoncteurs suivants :

- 1) Panneau des disjoncteurs, P6-2 :
 - a) 6D4 Allumage à droite du moteur 2
 - b) 6D6 Allumage à gauche du moteur 2
 - c) 6D7 Alternateur du canal B du moteur 2
 - d) 6D8 Alternateur du canal A du moteur 2

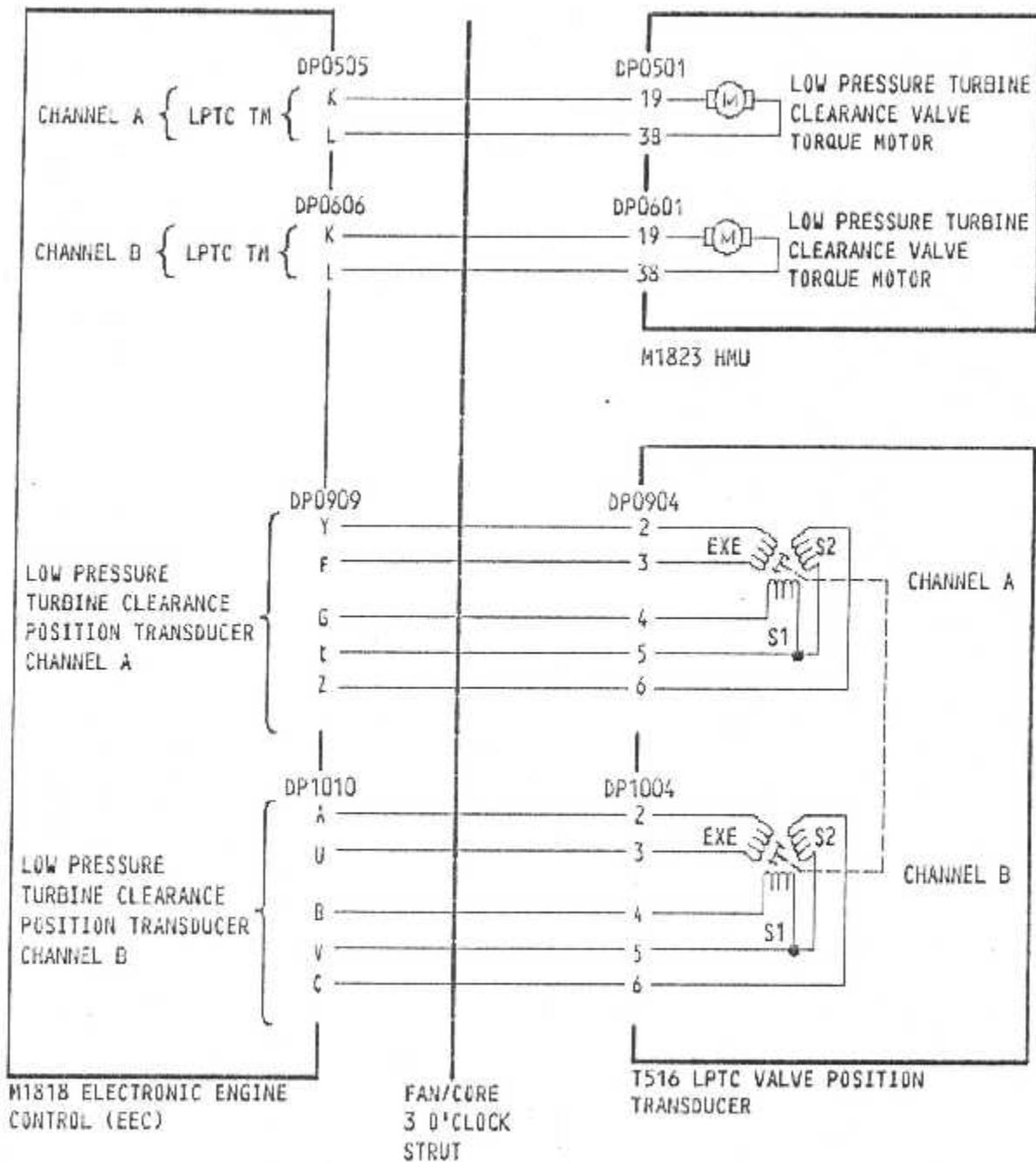


Figure (V-20) : SIEMA ELECTRIQUE SIMPLIFIE DU SYSTEME LPTACC

Chapitre VI

Comparaison et Conclusion

COMPARAISON ENTRE LES DEUX SYSTEMES HYDROMECHANIQUES

<i>Version de Moteur</i>	<i>CFM56-5B7</i>	<i>CFM56-7B27</i>
<i>Caractéristiques Générale</i>		
<i>Poussée Max au Décollage (KN)</i>	120.30	121.00
<i>Taux de Dilution</i>	5.7	5.1
<i>T° à Poussée Nominale maintenue (C°)</i>	44	30
<i>Poussée Max en Montée (KN)</i>	28.50	32.70
<i>Taux de Compression Général</i>	34.4	26.29
<i>Longueur</i>	2601	2500
<i>Diamètre de la Soufflante (mm)</i>	1735	1550
<i>Application</i>	A319	B737-800/900
<i>Système Hydromécaniques</i>	<p><u>Eléments constitutants</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - ECU : Elle comporte 15 prises électriques de J1 à J15. Elle est fixée sur le carter du Fan position 4h00. - HMU, VSV, VBV, HPTACC, RACC, BSV <p><u>Fonctionnements</u></p> <p>Le système fonctionne suivant les lois hydromécaniques par l'intermédiaire de servo-pression (système de régulation) qui fonctionne selon la différence de pression d'où il envoie la pression nécessaire pour l'ouverture ou la fermeture de la vanne.</p>	<p><u>Eléments constitutants</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - EEC : Elle comporte 11 prise électriques de J1 à J11. Elle est fixée sur loe carter du Fan position 2h00 - HMU, VSV, VBV, HPTACC, TBV, BSV <p><u>Fonctionnements</u></p> <p>Le système fonctionne selon les lois hydromécaniques par l'intermédiaire du sélecteur de pression, c'est à dire une electro hydraulique servo vanne (EHSV) qui fonctionne selon la commande du EEC d'où il décide quelle pression quel canal l'envoie. Pour l'ouverture ou la fermeture de la vanne.</p>
<i>Recherche de pannes</i>	<p>Pour les pannes du CFM56-5B, elles sont classées en trois(03) classes. La MCDU affiche la panne du moteur, ainsi que la position de toutes les autres éléments du système, ensuite on effectue les testes nécessaires pour le dépannage selon le manuel de recherche de pannes TSM.</p>	<p>Pour les pannes du CFM56-7B la CDU affiche la panne sous forme du numéro du chapitre* qui nous renvoie au manuel de recherche de pannes FIM pour chercher les causes possibles de la panne et effectuer ensuite les testes nécessaires au dépannage.</p>

CONCLUSION

A l'issue de notre stage pratique qui s'est déroulé au niveau des installations techniques de la compagnie AIR ALGERIE, avec la collaboration de notre promoteur et la direction technique de la compagnie, on s'est intéressé à l'étude comparative des systèmes hydrauliques des moteurs CFM56-5B et CFM56-7B.

Il faut noter que ce travail nous a permis de :

- Comprendre l'utilité et le fonctionnement de ces systèmes.
- Récupérer des caractéristiques du moteur CFM56-5B qui équipe la famille A320, et le moteur CFM56-7B qui équipe les Boeing, notamment la gamme des 737.
- Connaître la philosophie de dépannage des deux moteurs et pour cela on a donné quelques exemples aidant à mieux comprendre le déroulement de la procédure de la recherche de pannes.

Malgré quelques difficultés et les moyens qui sont limités, c'est à dire le manque des documents et des personnes qualifiées dans le domaine, nos efforts ont été déployés à l'élaboration d'un mémoire fructueux ; nous souhaitant que nous sommes arrivés à enrichir par notre travail et apporterons un plus au sein de notre institut et au sein de la compagnie AIR ALGERIE.

ANNEXE

CONVERSION DES UNITES

❖ LONGUEUR :

$$1\text{in} = 2,54\text{ cm}$$

$$1\text{ft} = 0,3084\text{ m}$$

❖ MASSE :

$$1\text{Kg} = 2,2046\text{ Lbm} = 6,8521 \cdot 10^{-2}$$

$$1\text{Slug} = 1\text{Lbf} \cdot \text{s}^2/\text{ft} = 32,174\text{Lbm}$$

❖ FORCE :

$$1\text{Lbf} = 4,448\text{ N}$$

❖ TEMPERATURE :

$$1^\circ\text{K} = 1,8^\circ\text{R} = 273,15 + ^\circ\text{C}$$

$$1^\circ\text{F} = 5/9 \cdot (T(^{\circ}\text{C}) - 32)$$

❖ PRESSION :

$$1\text{PSI} = 6892,8751\text{ Pascal}$$

❖ POUSSEE SPECIFIQUE :

$$1\text{Lbf}/(\text{Lbm}/\text{s}) = 908\text{ N}/(\text{Kg}/\text{s})$$

❖ CONSOMATION SPÉCIFIQUE:

$$1\text{Lbm}/(\text{Lbf} \cdot \text{h}) = 28,325\text{ m}/(\text{N} \cdot \text{s})$$

BIBLIOGRAPHIE

- 1- Air plane maintenance manuel, ATA 75-72
Boeing 737-800(AMM).
- 2- Component maintenance manuel (CMM), ATA 73,75,72
Boeing 737-800.
- 3- CD-ROM CAATS(computer assisted aircraft trouble shooting)
A 319 , A 320 , A 321
- 4- CD-ROM ADRES(aircraft documentation retrieval system)
A319, A320,A321.
- 5- CD-ROM airbus A319,A320,A321.
- 6- CFM 56-5B FADEC Training Manuel .
- 7- Dictionnaire technique d'aéronautique et l'espace
(english- french) par aenri Goursau 1985
- 8- Illustrated parts catalog, Boeing 737-800.
- 9- Fault isolation manuel (FIM)737-800

ملخص العمل

يهدف المسطر من خلال العمل الذي قمنا به بتتمثل أساسا في دراسة ومقارنة الهيدروميكانيكي المستعمل في كل من المحركين التفتين CFM56-5B, CFM56-7B للدراسة من فهم واستيعاب مختلف الأجزاء المكونة لهما وهدفنا المحوري هو فهم مبدأ التشغيل للنظام الهيدروميكانيكي لهذين المحركين وأخيرا منهجية الصيانة لكل منهما.

THE WORK RESUME

The objective of our work is the comparative study between the hydromechanics systems of the engines CFM56-5B and CFM56-7B, after the descriptive study of engine which allows us to see clearly the different composites of these two engines, however the reason is to show the main functions for their hydromechanics systems, also the methodology of maintenance for two engines so.

RESUME DU TRAVAIL

L'objectif de notre travail est d'élaborer une étude comparative entre les systèmes hydromécaniques des moteurs CFM56-5B et CFM56-7B.

Grâce à une étude descriptive des moteurs, on a compris et vu clairement leurs différents composants.

Cependant, le but est aussi de comprendre le principe de fonctionnement des systèmes hydromécaniques de ces deux moteurs et finalement leur méthodologie de dépannage.