

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

Université de BLIDA
Institut d'Aéronautique



39 04
EXL

Projet de fin d'étude

Pour l'Obtention Du Diplôme d'Etudes Universitaires Appliquées En Aéronautique (DEUA)

Option : *propulsion*

Thème

ETUDE COMPARATIVE ENTRE LE SYSTEME CARBURANT DES MOTEURS

CF6-80 A3 ET CFM56-5B

Présenté par :

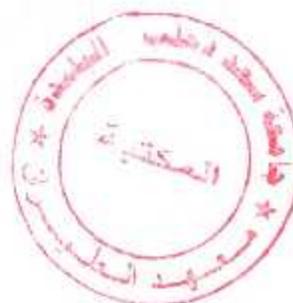
Mr : SEBAA ALI

Mr : BENREJDAL ABDENOUR

Promoteurs :

Mr: KBAB HAKIM

Mr: BEN HAOUA ALI



Promotion: 2004

Remerciement

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

Nous tenons à remercier Mr **KBAB .H** et Mr
BENHAOUA .A pour leurs constants suivies,
leurs aides ainsi que leurs précieux conseils qui
nous ont beaucoup aidé à accomplir ce modeste
travail.

Nous remercions également tout qui ont collaboré
de près ou de loin à la réalisation de ce projet.

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 FIGURES

LISTE DES ABREVIATIONS

GLOSSAIRE

INTRODUCTION

CHAPITRE I : HISTORIQUE DU CFMI

I. HISTORIQUE DU CFM INTERNATIONAL.....	01
---	----

CHAPITRE II : DESCRIPTION GENERALE DES MOTEURS CF6-80 A3 ET CFM56-5B

II.1- DESCRIPTION DU MOTEUR CF6-80 A3.....	04
II.1.1 INTRODUCTION.....	04
II.1.2 GENERATEUR DE GAZ.....	05
II.1.3 RECEPTEUR.....	05
II.2 CARACTERISTIQUE PRINCIPALE DU REACTEUR CF6-80 A3.....	05
II.3 DESCRIPTION GENERALE.....	06
II.3.1 ENSEMBLE BASSE PRESSION.....	06
II.3.1.1 COMPRESSEUR BP.....	06
II.3.1.1.1 AILETTES FUN	06
II.3.1.2 TURBINE BP.....	07
II.3.1.3 VITESSE DE ROTATION DE L'ATTELAGE BP.....	07
II.3.2 ENSEMBLE A HAUTE PRESSION GENERATEUR DE GAZ.....	07
II.3.2.1 CHAMBRE DE COMBUSTION.....	08
II.3.2.2 TURBINE A HAUTE PRESSION.....	09
II.3.2.3 ENTRAINEMENT DES BOITIER DES ACCESSOIRES.....	09
II.3.2.4 VITESSE DE ROTATION DE L'ATTELAGE HP.....	10
II.3.3 DIFFERENTS PUISARDS.....	10
II.3.4 REPERAGE DES DIFFERENTES STATIONS REACTEUR.....	11
II.3.5 CONTROLE DE LA TEMPERATURE DEVANT TURBINE.....	12
II.3.6 PARAMETRE PRINCIPAUX LIMITATIONS.....	12
II.4 DESCRIPTION DU MOTEUR CFM56-5B.....	12
II.5 MODULES DU MOTEUR.....	13
II.5.1 MODULE FAN.....	16
II.5.1.1 SOUFFLANTE ET COMPRESSEUR BP.....	16

II.5.2 MODULE CORE.....	17
II.5.2.1 COMPRESSEUR HAUTE PRESSION HPC.....	17
II.5.2.2 CHAMBRE DE COMBUSTION.....	17
II.5.2.3 TURBINE HAUTE PRESSION.....	18
II.5.3 MODULE TURBINE BASSE PRESSION HPT.....	19
II.5.4 MODULE GEARBOX.....	20
II.6 CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DU MOTEUR CFM56-5B.....	21
II.7 VITESSE DE ROTATION DE L'ATTILAGE HPT ET BP.....	21
II.8 REPERAGE DES STATIONS AERODYNAMIQUES DU MOTEUR CFM56-5B.....	21
II.9 PALIERS ET ROULEMENTS DU MOTEUR CFM56-5B.....	22

CHAPITRE III : DESCRIPTION DU SYSTEME CARBURANT DU MOTEUR

CF6-80 A3

III.1 ALIMENTATION DU SYSTEME CARBURANT REACTEUR.....	24
III.1.1 FONCTION DU CIRCUIT CARBURANT REACTEUR.....	24
III.1.2 COMPOSITION DU CIRCUIT CARBURANT.....	24
III.1.3 DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT DES DIFFERENTS COMPOSANTS DU CIRCUIT CARBURANT.....	25
III.1.3.1 POMPE HAUTE PRESSION.....	25
III.1.3.2 CONTROLE DE LA PRESSION CARBURANT.....	26
III.1.3.3 ECHANGEUR THERMIQUE PRINCIPAL CARBURANT/HUILE REACTEUR.....	26
III.1.3.4 FILTRE PRINCIPAL CARBURANT.....	26
III.1.3.4.1 DETECTEUR COLMATAGE.....	27
III.1.3.4.2 CIRCUIT BY-PASS DU FILTRE.....	27
III.1.3.5 REGULATEUR PRINCIPAL CARBURANT (MEC).....	29
III.1.3.5.1 ENSEMBLE DE REGULATION DES SERVO-PRESSIONS.....	30
III.1.3.5.2 LE DOSEUR.....	31
III.1.3.5.3 REGULATEUR DE ΔP	31
III.1.3.5.4 VANNE HPT CARBURANT.....	31
III.1.3.5.5 VANNE DE MISE EN PRESSION ET DRAINAGE.....	32
III.1.3.5.6 ECHANGEUR THERMIQUE SECONDAIRE CARBURANT / HUILE	
IDG.....	32
III.1.3.5.7 CONTROLE DE DEBIT CARBURANT.....	33
III.1.3.5.8 RAMPE D'INJECTION CARBURANT ET INJECTEURS.....	34
III.2 REGULATION DE DEBIT CARBURANT.....	35
III.2.1 PRINCIPE.....	35
III.2.2 FONCTION PRINCIPALE DU MEC.....	36
III.2.3 FONCTION AUXILIAIRE DU MEC.....	36
III.2.4 CALCULATEUR DE POUSSEE MOTEUR (PMC).....	37
III.2.4.1 FONCTION PRINCIPALE.....	37
III.2.4.2 FONCTION AUXILIAIRE.....	37
III.2.5 DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT DES ELEMENTS DE REGULATION.....	38
III.2.5.1 DIFFERENTS SIGNAUX UTILISES PAR LE MEC.....	38
III.2.5.2 REGULATEUR DE REGIME N2.....	39
III.2.5.2.1 SELECTION DE NIVEAU DE POUSSEE.....	39
III.2.5.2.2 REGULATION DE REGIME N2.....	39
III.2.5.2.3 LIMITATION DE LA POUSSEE.....	39
III.2.5.2.4 BLOCCAGE DU SIGNAL DE LIMITATION PMC (FAIL FIXED SIGNAL).....	39

III.2.5.2.5 REGULATION DU NIVEAU DE POUSSEE EN FONCTION DES CONDITIONS AMBIANTES.....	40
III.2.5.2.6 REGIME DE RALENTI.....	40
III.2.5.2.7 REGLAGES.....	41
III.2.5.3 CONTROLLEUR DES ACCELERATION ET DECELERATIONS.....	41
III.2.5.3.1 FONCTIONNEMENT.....	41
III.2.5.4 CALCULATEUR DE POUSSEE MOTEUR PMC.....	42
III.2.5.4.1 DIFFERENTS SIGNAUX UTILISENT PAR LE PMC.....	44
III.2.5.4.2 FONCTIONNEMENT NORMAL DU PMC.....	45
III.2.5.4.3 MODE D'ACTION DU PMC.....	45
III.2.5.4.4 ANOMALIES DE FONCTIONNEMENT DU PMC.....	46
III.2.5.4.5 TEST DU PMC.....	46

CHAPITRE IV : DESCRIPTION DU SYSTEME CARBURANT DU MOTEUR
CFM56-5B

IV.1 DESCRIPTION DU SYSTEME FADEC.....	47
IV.1.1 INTRODUCTION.....	47
IV.1.2 AVANTAGE DE REGULATION NUMERIQUE.....	47
IV.1.3 FONCTION DU FADEC.....	48
IV.2 UNITE ELECTRONIQUE DU CONTROLE MOTEUR (ECU).....	49
IV.2.1 ALIMENTATION ELECTRIQUE DE L'ECU.....	49
IV.3 UNITE HYDROMECHANIQUE (HMU).....	50
IV.4 DESCRIPTION DU SYSTEME CARBURANT.....	52
IV.4.1 ROLE DU CIRCUIT CARBURANT.....	52
IV.4.2 DESCRIPTION DES COMPOSANTS.....	54
IV.4.2.1 ENSEMBLE POMPE ET FILTRE.....	54
IV.4.2.2 LE FILTRE DE CARBURANT.....	57
IV.4.2.3 FILTRE DE LAVAGE.....	57
IV.4.2.4 ECHANGEUR THERMIQUE HUILE CARBURANT MOTEUR.....	58
IV.4.2.5 SERVO RECHOPPEUR DE CARBURANT.....	59
IV.4.2.6 RADIATEUR D'HUILE (IDG).....	61
IV.4.2.7 VANNE DE SELECTION INJECTEURS (BSV).....	62
IV.4.2.7.1 FONCTIONNEMENT DE LA BSV.....	64
IV.4.3 SYSTEME DE DOSAGE CARBURANT.....	64
IV.4.3.1 LE GALET DOSEUR CARBURANT.....	65
IV.4.3.2 ROBINET CARBURANT HP (HPSOV).....	66
IV.4.3.3 PY-PASS.....	66
IV.4.3.4 DEBITMETRE.....	66
IV.4.4 SYSTEME DE REGULATION DE SURVTESSE.....	66
IV.4.4.1 INTRODUCTION.....	66
IV.4.4.2 DESCRIPTION FONCTIONNELL.....	66

CHAPITRE V : MAINTENANCE ET RECHERCHE DE PANNES
DES MOTEUR CF6-80 A3 ET CFM56-5B

V.1 MAINTENANCES DU MOTEUR CF6-80 A3 et CFM56-5B.....	68
V.1.1 INTRODUCTION.....	68
V.2 DIFFERENTS TYPES DE MAINTENANCE.....	68
V.2.1 MAINTENANCE CORRECTIVE.....	68

V.2.1.1 LA MISE EN ŒUVRE DE LA MAINTENANCE CORRECTIVE.....	68
V.2.2 MAINTENANCE PREVENTIVE.....	68
V.2.2.1 MAINTENANCE CONDITIONNELLE.....	68
V.2.2.2 MAINTENANCE SYSTEMATIQUE.....	69
V.3 LES OBJECTIFS DE LA MAINTENANCE.....	69
V.3.1 SECURITE.....	69
V.3.2 DISPONIBILITE.....	69
V.3.3 ECONOMIE.....	69
MAINTENANCES DU MOTEUR CF6 80A 3.....	70
V.4.1 DEFINITION ET OBJECTIFS.....	70
V.4.2 DEFINITION DES DONNEES DE L'ECAM.....	70
V.4.3 DEFINITION DES ALARMES.....	70
V.4.3.1 TYPES D'ALARME.....	70
V.4.3.2 NIVEAUX D'ALARME.....	71
V.4.3.3 MESSAGES FMC.....	72
V.4.4 EXEMPLE DE RECHERCHE DE PANNU DE MOTEUR CF6-80 A3.....	73
V.5 MAINTENANCES DU MOTEUR CFM56-5B.....	74
V.5.1 CLASSES DES PANNES.....	74
V.5.1.1 PANNES CLASSE 1.....	74
V.5.1.2 PANNES CLASSE 2.....	74
V.5.1.3 PANNES CLASSE 3.....	74
V.5.2 PROCESSUS DE DETECTIONS DE PANNE MOTEUR.....	75
V.5.3 MEMORISATION.....	77
V.5.4 MODE MENU DU LOGICIEL DE MAINTENANCE (CFDS).....	77
V.5.4.1 LAST LEG REPORT.....	79
V.5.4.2 PREVIOUS LEG REPORT.....	79
V.5.4.3 LRU IDENTIFICATION.....	79
V.5.4.4 TROUBLE SHOOTING REPORT.....	79
V.5.4.5 CLASSE 3 REPORT.....	79
V.5.5 DEMARCHE DE DEPANNAGE.....	82
V.5.6 LES DIFFERENTS MANUELS DE RECHERCHE DE PANNES.....	82
V.5.7 EXEMPLE DE RECHERCHE DE PANNES.....	82

Chapitre VI : COMPARAISON ET COCLUSION

VI.1 COMPARAISON ENTRE LES DEUX SYSTEMES CARBURANT.....	84
---	----

CONCLUSION

ANNEXE

BIBLIOGRAPHIE

Liste des Figures

I-01	LES DEFERENTS ELEMENTS DU MOTEUR CFM56-5B.....	01
II-01	CARACTERISTIQUES DIMENSIONNELLES DE LA NACELE.....	04
II-02	PRESENTATION DU MOTEUR CF6-80 A3.....	06
II-03	TURBINE BASSE PRESSION.....	07
II-04	ENSEMBLE HAUTE PRESSION.....	08
II-05	CHAMBRE DE COMBUSTION.....	08
II-06	TURBINE HAUTE PRESSION.....	09
II-07	DIFFERENTS PUISARDS.....	10
II-08	STATIONS AERODYNAMIQUES DU MOTEUR CF6-80 A3.....	11
II-09	DIMENSIONS PRINCIPALES EXTERNES DU MOTEUR CFM56-5B.....	14
II-10	CONCEPTION MODULAIRE DU MOTEUR CFM56-5B.....	15
II-11	L'ENSEMBLE FAN ET COMPRESSEUR BP.....	16
II-12	SECTION DU COMPRESSEUR HP.....	17
II-13	CHAMBRE DE COMBUSTION.....	17
II-14	SECTION DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION.....	18
II-15	SECTION DE LA TURBINE HAUTE PRESSION.....	19
II-16	L'ENSEMBLE "ROTOR/STATO" TURBINE BASS PRESSION.....	19
II-17	L'ENSEMBLE AGB.....	20
II-18	STATIONS AERODYNAMIQUES DU MOTEUR CFM56-5B.....	22
II-18	ROULEMENTS ET PALIERS DU MOTEUR CFM56-5B.....	23
III-01	SCHEMA DE SYSTEME CARBURANT DU MOTEUR CF6-80 A3.....	24
III-02	POMPE CARBURANT.....	25
III-03	ECHANGEUR THERMIQUE PRINCIPAL CARBURANT/HUILE REACTEUR.....	26
III-04	FILTRE PRINCIPAL CARBURANT.....	27
III-05	DESCRIPTION DU SYSTEME CARBURANT DU MOTEUR CF6-80 A3.....	28
III-06	REGULATEUR PRINCIPAL CARBURANT.....	29
III-07	ALIMENTATION CARBURANT REGULATEUR PRINCIPAL (MEC).....	30
III-08	ECHANGEUR THERMIQUE CARBURANT /HUILE IDG.....	33
III-09	REGULATEUR DE REGIME N2.....	36
III-10	CALCULATEUR DE POUSSEE MOTEUR (PMC).....	37
III-11	DOMAINE D'ACTION DU PMC.....	40
III-12	SCHEMA DE CALCULATEUR DE POUSSEE MOTEUR (PMC).....	43
IV-01	PRESENTATION DU SYSTEME FADEC.....	48
IV-02	L'UNITE ELECTRONIQUE DU CONTROLE MOTEUR (ECU).....	50
IV-03	L'UNITE HYDROMECHANIQUE (HIMU).....	51
IV-04	DESCRIPTION DU CIRCUIT CARBURANT DU MOTEUR CFM56-5B.....	53
IV-05	FILTRE ET POMPE CARBURANT.....	55
IV-06	COMPOSANTS D'ENTRAINEMENTS DE LA POMPE CARBURANT.....	55
IV-07	DIAGRAMME DE SYSTEME DE LA POMPE CARBURANT.....	56
IV-08	LES ETAGES HP ET BP DE LA POMPE CARBURANT.....	56
IV-09	FILTRE ADDITIONNEL DE LA POMPE CARBURANT.....	57
IV-10	LOCALISATION DE L'ECHANGEUR THERMIQUE CARBURANT.....	58
IV-11	LE PARCOURS DE CARBURANT ET D'HUILE A L'INTERIEUR DE L'ECHANGEUR THERMIQUE CARBURANT.....	59

IV-12	LOCALISATION DU REFROIDISSEUR D'HUILE IDG	60
IV-13	SCHEMA FONCTIONNEL DU REFROIDISSEUR D'HUILE IDG	60
IV-14	VANNE DE SELECTION INJECTEURS (BSV) - DISTRIBUTION / CARBURANT.....	61
IV-15	FONCTIONNEMENT DE LA BSV (20 INJECTEURS EN OPERATION).....	63
IV-16	FONCTIONNEMENT DE LA BSV (10 INJECTEURS EN OPERATION).....	63
IV-17	FONCTIONNEMENT DE LA BSV (OPERATION FAILE SAFE).....	64
IV-18	PRINCIPE DE DOSAGE CARBURANT.....	65
IV-19	SYSTEME DE REGULATEUR DE SURVITESSE.....	67
V-01	FONCTIONNEMENT EN MODE NORMALE DU LOGICIEL DE MAINTENANCE..	75
V-02	PROCESSUS DE DIAGNOSTICS DE LA FONCTION ECU MAINTENANCE.....	76
V-03	LA BOITE DE COMMANDE D'AFFICHAGE (MCDU).....	78
V-04	MODE MENU DE LOGICIEL DE MAINTENANCE.....	78
V-05	MENU DE DERNIERE PANNE CLASSE 1 ET 2.....	79
V-06	MENU DE DERNIERE PANNE CLASSE 1 ET 2.....	80
V-07	MENU DE RECHERCHE DE PANNE.....	80
V-08	MENU DE RECHERCHE DE PANNE.....	81
V-10	MENU DE RAPPORT DE PANNE CLASSE 3.....	81

Liste des Abréviations

ADIRU	Centrale de référence inertielle de données aérienne
ADC	Air data computer
AGB	Boîte de commande des accessoires
APU	Unité de puissance auxiliaire
A/C	Aircraft
A/T	Auto manette
BITE	Équipement de contrôle intégré
BSV	Vanne de sélection injecteurs
BP	Basse pression
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 international
CDP	Compresseur discharge pressure
CIT	Compresseur inlet température
CL	Climb
CR	Cruise
DAC	Moteur à chambre de combustion double
DUE	Unité d'affichage électronique
DOD	Dégât causé par un objet à l'intérieur de l'avion
ECU/EEC	Unité électronique du contrôle moteur
EGT	Température de sortie d'échappement
ECAM/EICAS	Ecran cathodique d'affichage des paramètres avion
EIU	Unité d'interface moteur
FADEC	Système de régulation électronique numérique à pleine 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
FF	Fuel flow
FELX-TO	Flexible take off
FU	Fuel used
HDS	Arbre d'entraînement horizontal
HMU	Unité hydromécanique
IIP	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 pré rotation à calage variable
LPC	Compresseur basse pression
LPT	Turbine basse pression
LPTACC	Contrôle actif du jeu turbine basse pression
LVDT	Transformateur différentiel variable linéaire
LE	Left
M	Mach
MCT	Maxi continuous
MEC	Main engine control
N1	Vitesse de rotation de l'attelage basse pression
N2	Vitesse de rotation de l'attelage haute pression
PC	Contrôle pressur
PCR	Regulated control pressur
PF	Filtered pressur
PLA	Power lever angle
PMC	Power management control
PO	Pression ambiante (station0)
POC	Fan compartment pressur
PS	Pression statique
PT	Pression totale
Q	Pression dynamique
RH	Right
RDS	Arbre d'entraînement radial
RACC	Contrôle actif du jeu rotor
AT	Température de l'air total
TGB	Boîtier de renvoi d'angle
PLA	Manette de commande de l'angle de poussé
TRA	La résolution d'angle de poussée
ICC	Thrust control computer
THR limit	Thrust limit
TRP	Thrust rating panel
VBV	Vanne de décharge
VSV	Stator à calage variable
Z	Altitude

Glossaire

Anglais	Français
Aircraft	Avion
Air data computer	Centrale aérodynamique
Approach idle	Ralenti d'approche
Air flow	Débit d'air
Actuator	Vérin
Anti-ice	Anti-givrage
Bellerank	Biellette
Below	Boite anéroïde
Body	Corps
By pass valve	Clapet de décharge
Bearing	Roulement
Blade	Ailette
Bleed	Prélèvement
Booster	Compresseur basse pression
Check valve	Valve anti-retour
Clim	Montée
Clog	Colmatage
Compressor discharge pressure	Pression de refoulement compresseur
Compressor inlet temperature	Température d'entrée d'air
Control discharge	Pression d'injection
Cooler	Refroidissement
Cover	Couvercle
Cruise	Croisière
Case	Carter
Chamber	Chambre
Cavity	Cavité, trou
Combustor	Chambre de combustion
Decrease	Diminution
Discharge	Refoulement
Dual flow	Double débit
Exchanger	Echangeur
Engine trim	Réglage
Fuel	Carburant
Fail fixed	Signal de blocage
Fault	Défaut
Feed back	Retour d'asservissement
Filter	Filtre
Flexible take off	Décollage à poussé réduite
Flight management computer (FMC)	Calculateur de gestion du vol
Flow divided valve	Clapet sélecteur
Flow meter	Transmetteur de débit
forward	Avant

Secondary flow	Débit secondaire
Sensor	Détecteur
Slat	Bec de bord d'attaque
Specific gravity adjustment	Correcteur de densité
Speed	Vitesse
Speed trim/torque motor	Moteur couple de limitation de vitesse
Spline	Cannelures
Supply	Alimentation
switch	Contacteur
sea	Joint
shaft	Arbre
spring	Solenoids
solenoid	Étage
tap	Déviator
TAT-Total air temperature	Température total
Tank	Réservoir
Thrust control computer (TCC)	Calculateur de commande de poussée
Thrust limit	« N1 limite »
Thrust rating panel (TRP)	Panneau de sélection de mode
Thrust reverser	Poussée inverse
Transducer	Transmetteur
Transducer lever angle (TLA)	Transmetteur de position manette
Tribone	Collecteur triple de carburant
Trim	Réglage
Variable bleed	Vanne de décharge à section variable
Variable stator vane	Stator à calage variable

Introduction

Introduction

L'objectif de notre travail est d'élaborer une étude comparative entre les circuits carburant des moteurs CF6-80-A3 et CFM56-5B.

Le circuit carburant permet à délivrer le débit carburant correspondant au régime demandé et compatible avec les limites du moteur

Notre étude est divisée en six chapitres, dans le premier chapitre, on a élaboré un historique sur les deux moteurs,

Le deuxième chapitre est consacré à une étude descriptive des deux moteurs par contre dans le troisième et quatrième chapitre on a détaillée notre description sur les systèmes carburant respectivement sur les moteurs CF6-80-A3 et CFM56-5B,

Le cinquième chapitre est consacré à la maintenance et la recherche de pannes des deux moteurs, par contre le dernier chapitre est une étude comparative des deux systèmes ; enfin une conclusion générale est tirée.

Les moteurs CF680-A3 et CFM56-5B sont des moteurs à double flux et à double corps, le groupe turboréacteur « *General Electric* » CF6-80-A3 équipe l'avion « *Airbus* » A310

Le CFM56-5B a été développé 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 d'étude 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 occupe 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 ELECTRIC 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 ; CF (*Compressor-Fan*) de GE (*General Electric*) et M56 (*M-Motor*) de SNECMA (Société Nationale d'Etude 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 livrés depuis quinze ans, et confirme en 1999 sa place N°1.

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 de la grande famille A320, mais aussi le quadrimoteur long-courrier A340.

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

De nouvelles applications pour les moteurs CFM ont vu le jour. Par sa commande de 15 avions (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 Wedge tail, 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 a double tête DAC (DUEL ANNULAR COMBUSTOR); Qui permet une réduction importante des émissions polluantes d'oxyde d'azote; a été adopté par lauda Air pour ses 737 NG. Elle est proposée en optant sur les CFM56-5B et 7B est équipée déjà entre autre des avions de Swissair, Austrian Airlines et SAS

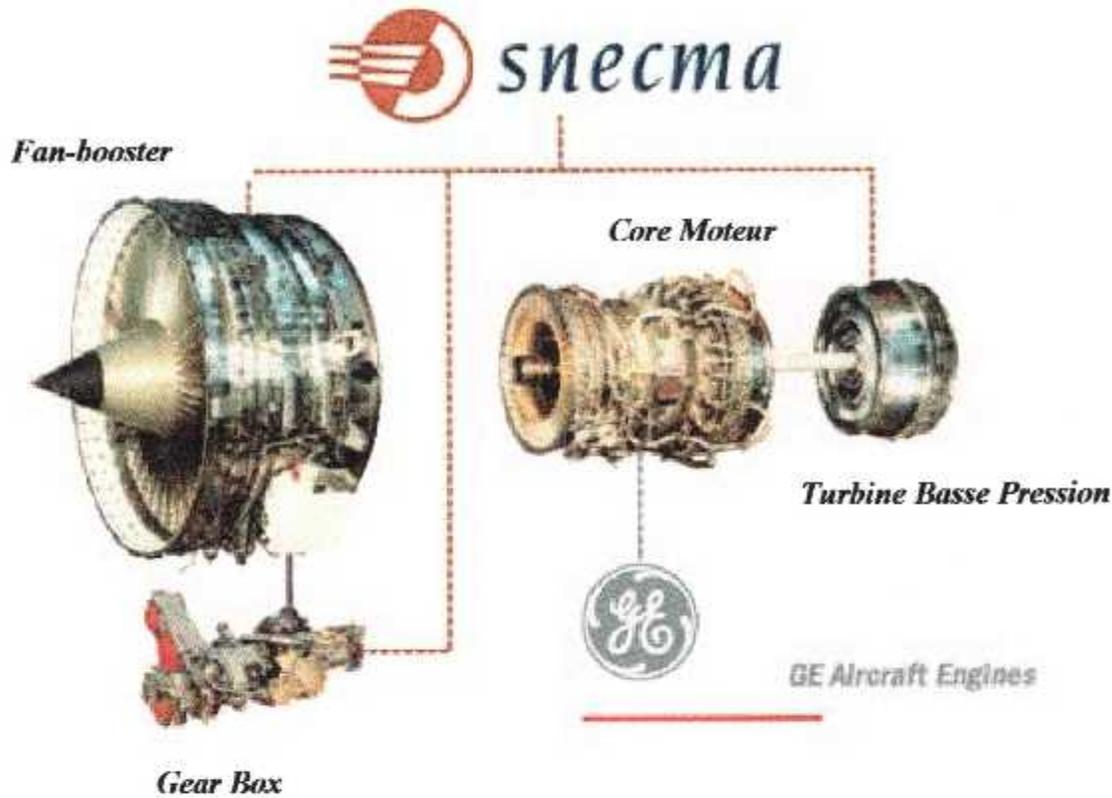
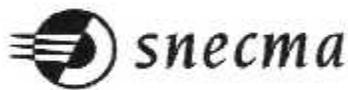


Figure (I-01) : LES DEFERENTS ELEMENTS DU MOTEUR CFM56-5B



L'industrie aéronautique d'aujourd'hui puise ses racines en France, où la société des moteurs de Gnome a été fondue 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 fusionnés avec d'autres fabricants de moteurs d'avion français, y compris Renault qui a donné naissance à une société publique : Société Nationale 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 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 l'aviation civile ne se développe qu'au début des années soixante dix avec la mise en point du moteur olympus qui équipe les premières concordes.

Le groupe produit outre ses activités liées à la propulsion aéronautique et spatiale, des matériels d'équipements (train d'atterrissage, système de freinage, équipement électronique).



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 l'Edison Electric Railway and 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 Général Electric.

Au début des années 1900, Général Electric est spécialisé dans les turbines à gaz. Un ce temps dans la première guerre mondiale, GE fabrique des compresseurs en série sous l'observation des services des armées d'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 États-Unis par sa nouvelle économie.

Grâce à ses turbocompresseurs 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 (I-A) propulsaient le premier avion à réaction américain, le Bell XP-59A.

Au cours 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.

Chapitre II

Description Générale
des Moteurs

CF6-80 A3 et CFM56-5B

II. DESCRIPTION GENERALE DES MOTEURS CF6-80A3 ET CFM56-5B

II.1- DESCRIPTION DU MOTEUR CF6-80A3

II.1.1- INTRODUCTION

Le groupe turboréacteur « *General Electric* » CF6-80-A3 équipe l'avion « *Airbus* » A310.

Le CF6-80A3 est un turboréacteur à double flux et doublé corps a un taux de dilution élevé et une vitesse d'éjection relativement faible lui confèrent un bon rendement de propulsion.

Il se compose de sept (07) modules principaux :

- Module rotor fan
- Module stator fan
- Module core haute pression
- Module carter arrière compresseur
- Module turbine haute pression
- Module turbine basse pression
- Module gear box

Ce turboréacteur comporte 2 ensembles principaux.

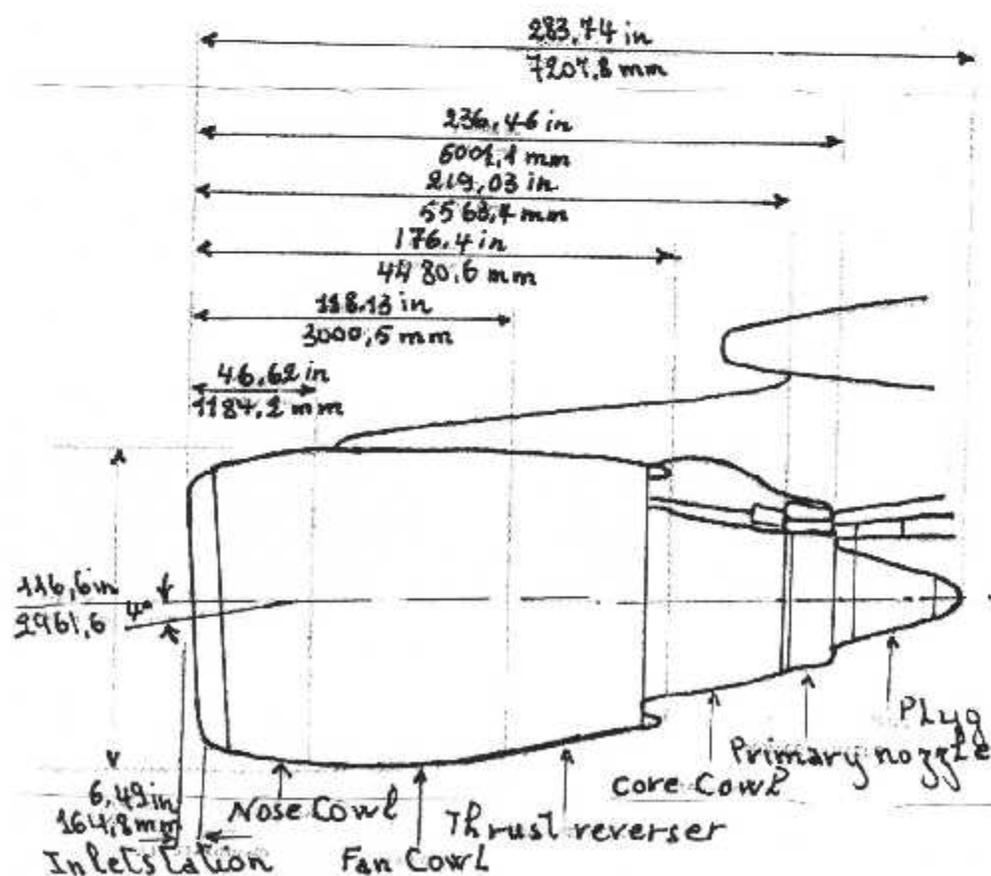


Figure (II-01) : CARACTERISTIQUES DIMENSIONNELLES DE LA NACELLE

II.1.2- GENERATEUR DE GAZ OU ENSEMBLE A HAUTE PRESSION (CORE ENGINE)

Il comprend une chambre de combustion annulaire et une turbine HP qui entraîne un compresseur HP et un boîtier d'accessoires.

II.1.3- RECEPTEUR (ENSEMBLE BASSE PRESSION)

Il comporte une turbine BP qui entraîne le fan et un compresseur BP.

Les attelages HP et BP sont concentriques et mécaniquement indépendants. Cette disposition réduit les difficultés d'adaptation turbine compresseur et contribue à éviter les problèmes de pompage.

Des vannes de décharge sur le compresseur BP et des stators à calage variable sur le compresseur HP améliore encore ses caractéristiques.

Les turbines et compresseurs des 2 attelages sont de type axial. Un haut rapport manométrique de compression, pour l'ensemble GTR, procure un rendement thermique élevé.

Deux dispositifs de contrôle des jeux diminuent les pertes marginales entre rotor et stator ; ils amènent une diminution sensible de la consommation spécifique, notamment en croisière et augmentent la longévité du réacteur.

Ce réacteur est équipé d'un régulateur carburant hydromécanique (MEC) à commande classique, assisté par un calculateur électronique de poussée moteur (PMC).

Le boîtier d'accessoires du CF6-80-A3 est installé à la partie inférieure de la nacelle. Cette disposition améliore l'accessibilité aux différents équipements du GTR.

II.2- CRACTERISTIQUES PRINCIPALES DU REACTEUR CF6-80-A3

- Poussés statique : (F)
 - $z=0$ -température ambiante $<33^{\circ}\text{C}$
- Poussés assurée par le flux primaire ; 23 % de la poussée totale.
- Poussés assurée par le flux secondaire ; 77 % de la poussée totale.
- Consommation spécifique en conditions statiques : 0,368 Kg/H/daN.
- Poussées en croisière $z=350$ $M=4800$ daN.
- Consommation spécifique en croisière : 0,632 Kg/H/daN.
- Poussée inverse : 40% de la poussée directe du fan.
- Masse du réacteur nu : 3 770Kg.
- Masse de réacteur équipé : 5 900Kg.
- Longueur totale de la nacelle ; 7,20 m.
- Hauteur totale de nacelle : 2,96 m.
- Début d'air total 679/280 Kg/s.
- Début d'air primaire 120/55 Kg/s.
- Début d'air secondaire 559/225 Kg/s.
- Taux de dilution 4,66.
- Rapport manométrique de compression 29/1.

II.3- DESCRIPTION GENERALE

II.3.1- ENSEMBLE BASSE PRESSION

Une turbine BP à 4 étages entraîne un compresseur BP à 4 étages.

L'attelage BP tourne dans le sens horaire. Il est supporté par les 3 roulements suivants :

- ❖ Le roulement de butée N° 1- à billes.
- ❖ Le roulement N° 2 à rouleaux.
- ❖ Le roulement N° 6 à rouleaux.

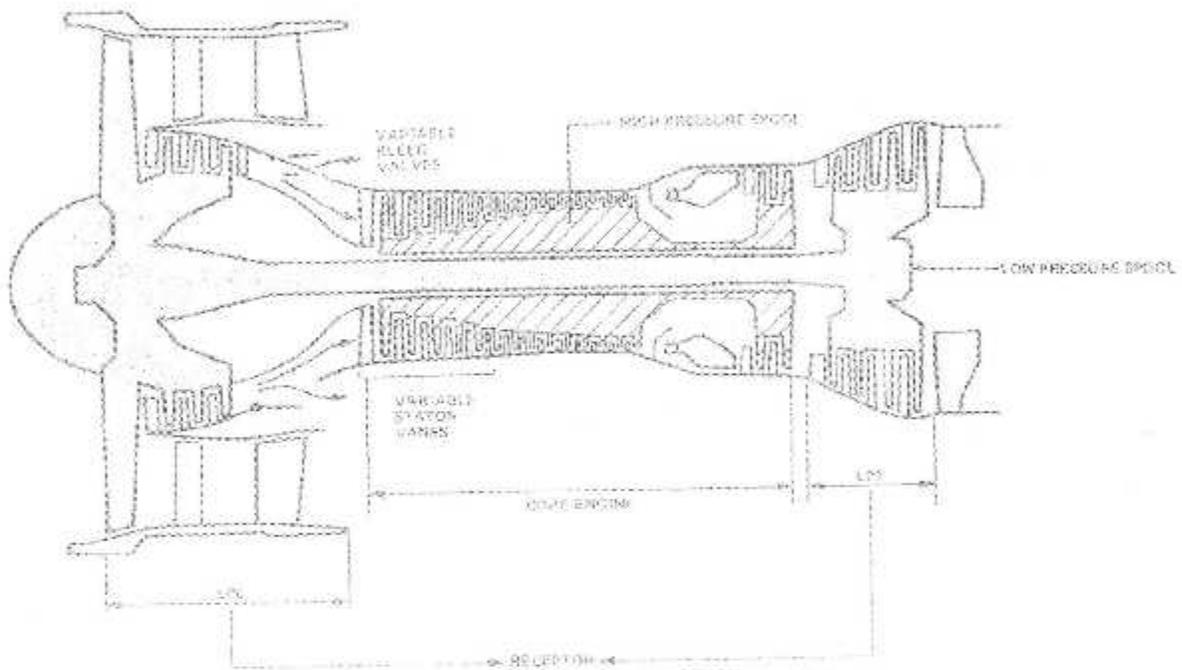


Figure (II-02) : PRESENTATION DU MOTEUR CF6-80 A3

II.3.1.1- COMPRESSEUR BP

Le premier étage du compresseur BP constitue le fan. Il engendre à lui seul le flux secondaire.

II.3.1.1.1- AILETTES DE FAN

38 ailettes sont montées à la périphérie du disque de fan dans des alvéoles en forme de queues d'aronde.

Chaque ailette comporte des plate-formes intermédiaires (*mid span*) destinées à réduire les contraintes mécaniques dues aux charges élevées du fan.

La position des ailettes N°1 et N° 5 est repérée sur la face avant du disque de fan.

Le compresseur BP alimente le compresseur HP.

II.3.1.2- LA TURBINE BP

Elle est constituée de 4 étages dont les ailettes possèdent toutes une plate-forme d'extrémité.

Ces plate-formes lorsqu'elles sont en contact les unes avec les autres, diminuent les constituants joint d'air entre le rotor et le stator.

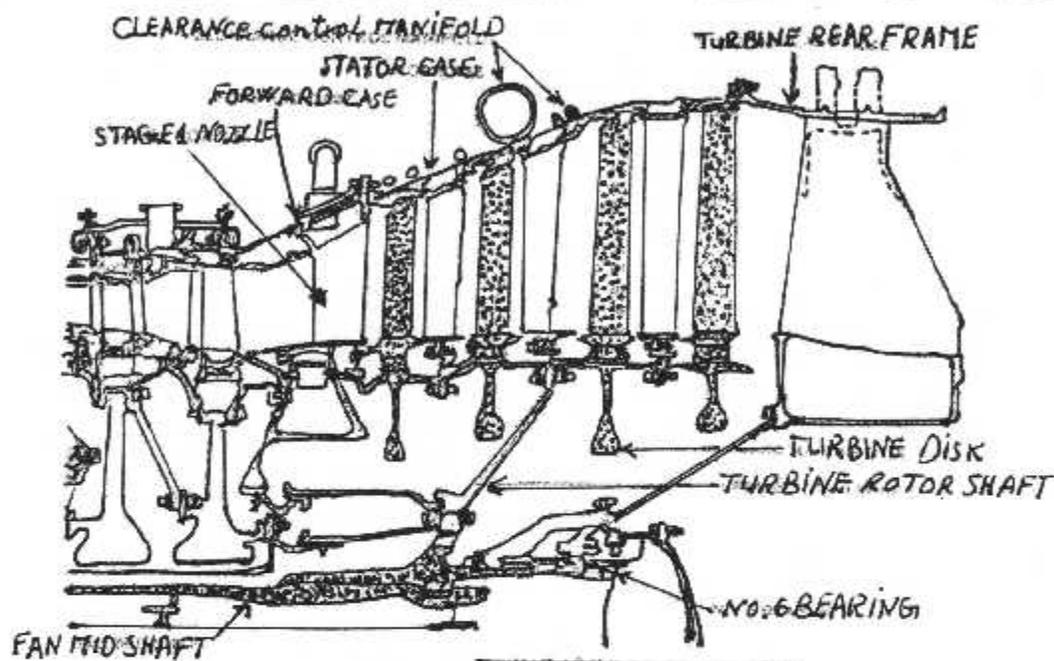


Figure (II-03) : TURBINE BASSE PRESSION

II.3.1.3- VITESSE DE ROTATION DE L'ATTELAGE BP

La vitesse de rotation de l'attelage BP est appelée régime N1 :

- ❖ Le régime N1 est indiqué en pourcentage.
- ❖ 100% de régime sont équivalents à 3 432,5 tr/min.
- ❖ Le régime N1 maximum est de 117%.

II.3.2- ENSEMBLE A HAUTE PRESSION GENERATEUR DE GAZ

Son compresseur à haute pression comprend 14 étages. Il est entraîné par une turbine HP à 2 étages. L'attelage HP tourne dans le sens horaire.

Il est supporté par 4 roulements. Le roulement N°3 est à rouleaux, le N° 4B à billes, les N°4R et 5 à rouleaux.

Les ailettes du premier étage du compresseur HP comportent, comme le fan, des plates formes intermédiaires.

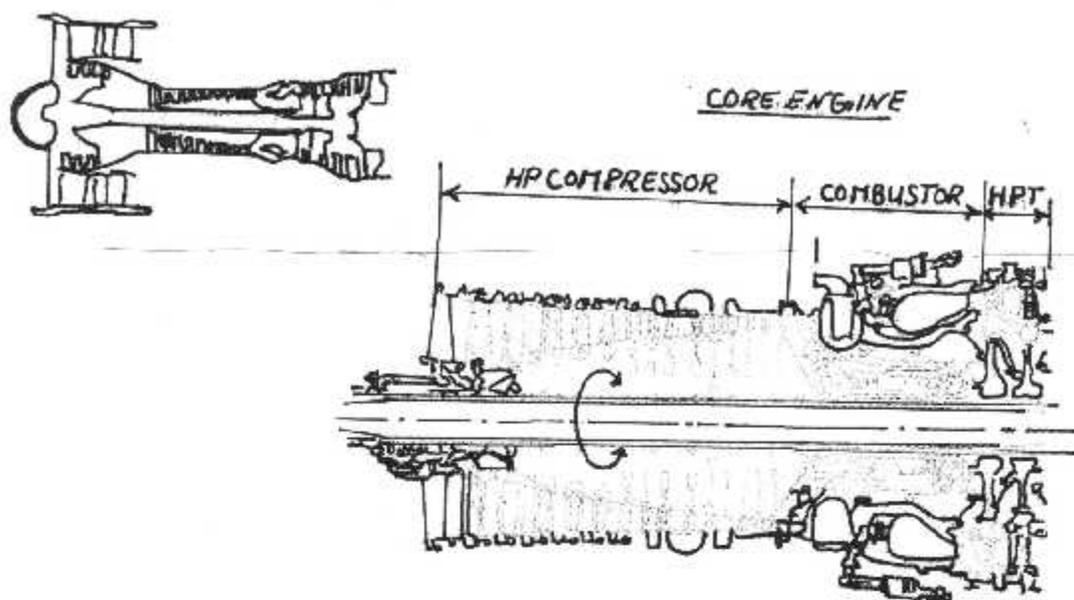


Figure (II-04) : ENSEMBLE HAUTE PRESSION

II.3.2.1- CHAMBRE DE COMBUSTION

Elle se trouve à l'intérieur du carter diffuseur appelé aussi « carter arrière compresseur »

De type annulaire, elle comporte des logements équipés de diffuseurs destinés à recevoir 30 injecteurs de carburant.

Deux orifices, en position 3 et 4 heures, permettent le montage de 2 allumeurs à haute énergie.

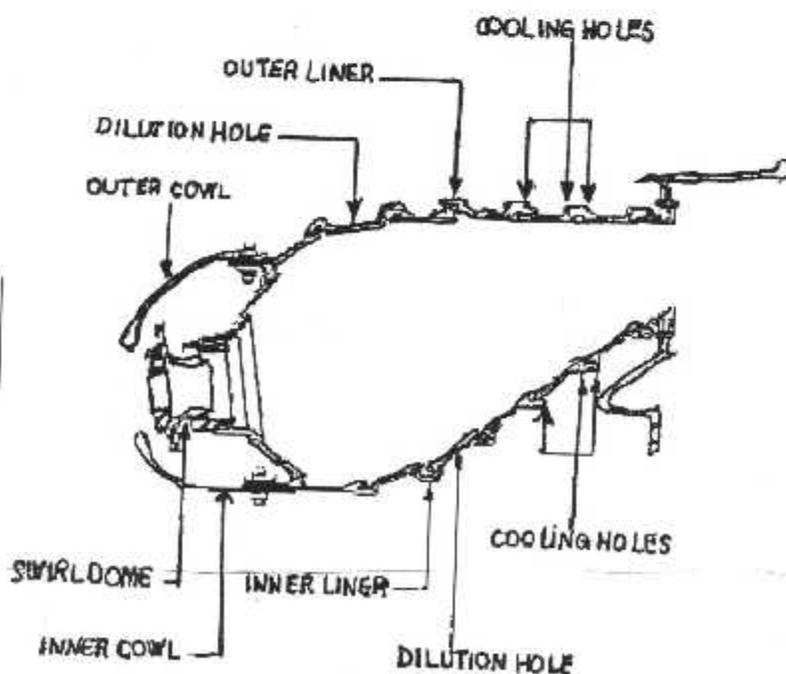


Figure (II-05) : CHAMBRE DE COMBUSTION

II.3.2.2- TURBINE A HAUTE PRESSION

L'ensemble des rotor et stators des 2 étages de turbines HP est refroidi par circulation d'air. Le distributeur de turbine 1^{er} étage (NGV *nozzle guide Vanes*) est refroidi par de l'air 14^e étage (CDP *compresseur discharge pressure*) le distributeur de turbine 2^{ème} étage (NGV 2) est refroidi par de l'air prélevé au 10^{ème} étage du compresseur HP.

Les ailettes des 1^{er} et 2^{ème} étage sont refroidies par une circulation d'air forcée en provenance du 14^e étage (CDP).

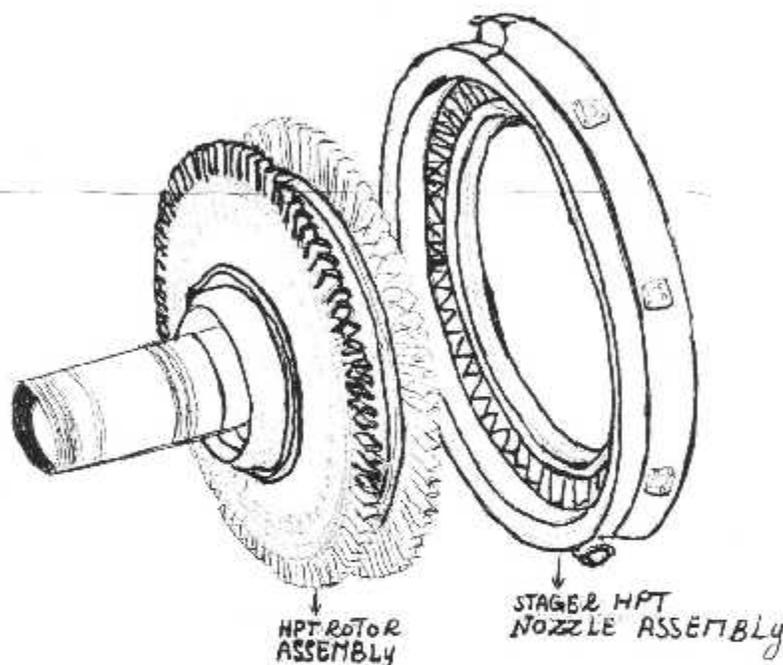


Figure (II-06) : TURBINE HAUTE PRESSION

II.3.2.3- ENTRAINEMENT DU BOITIER DES ACCESSOIRES

L'attelage HP entraîne le boîtier des accessoires et reçoit le mouvement du démarreur par l'intermédiaire d'une prise de mouvement (IGB *inlet gearbox*) et d'une boîte de transfert (TGB *transfer gearbox*).

La prise de mouvement est reliée par cannelures au moyeu avant du compresseur HP. Un arbre vertical relie la prise de mouvement à la boîte de transfert.

Un arbre horizontal relie la boîte de transfert au boîtier des accessoires. Le rapport de réduction des vitesses ; arbre horizontal/attelage HP, est de 0,956/1.

Le boîtier des accessoires est fixé à la partie inférieure du carter de fan.

Les différents accessoires qui équipent le boîtier sont :

- **SUR LA FACE AVANT**

- 2 pompes hydrauliques.

- 1 groupe de pompes à huile de lubrification et récupération.
- Le démarreur monté dans l'axe de l'arbre horizontal.
- L'alternateur (IDG integrated drive generator).

- **SUR LA FACE ARRIERE**

- La pompe HP carburant.
- Le régulateur carburant (MEC).

II.3.2.4- VITESSE DE ROTATION DE L'ATTELAGE HP

- ❖ La vitesse de rotation de l'attelage HP est appelée régime N2.
- ❖ Le régime N2 est indiqué en pourcentage.
- ❖ 100% de régime N2 sont équivalents à 9827 tr/mn.
- ❖ Le régime N2 maximum est de 110,5%.

II.3.3- DIFFERENTS PUISARDS

Le puisard A comprend

- La zone des roulements N° 1 , 2 , 3 et la prise de mouvement.
- La boîte de transfert (TGB).
- Le boîtier des accessoires (AGB).

Le puisard B comprend la zone des roulements N° 4B, 4R et 5

Le puisard C comprend la zone du roulement 6

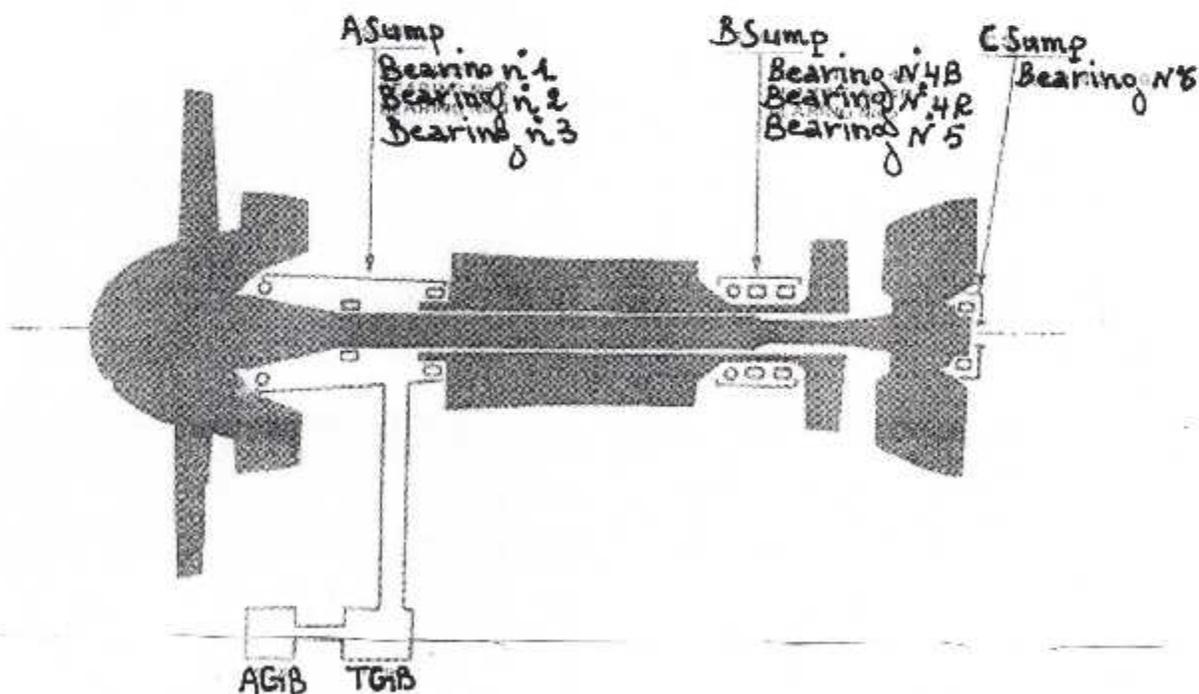


Figure (II-07) : DIFFERENTS PUISARDS

II.3.4- REPERAGE DES DIFFERENTES STATIONS REACTEUR

- Station 0 : Conditions ambiantes
- Station 1 : Entrée d'air

FLUX PRIMAIRE

- Station 2 : Entrée du compresseur BP
- Station 2, 5 : Entrée du compresseur HP
- Station 3 : Sortie compresseur HP (compresseur dis charge pressure CDP)
- Station 4 : Devant turbine HP
- Station 4,9 : Devant turbine BP (sortie ensemble HP)
- Station 5 : Sortie ensemble BP
- Station 9 : Ejection flux secondaire.

FLUX SECONDAIRE

- Station 1,2 : Entrée fan
- Station 1,3 : Sortie stator de fan
- Station 1,8 : Ejection flux secondaire

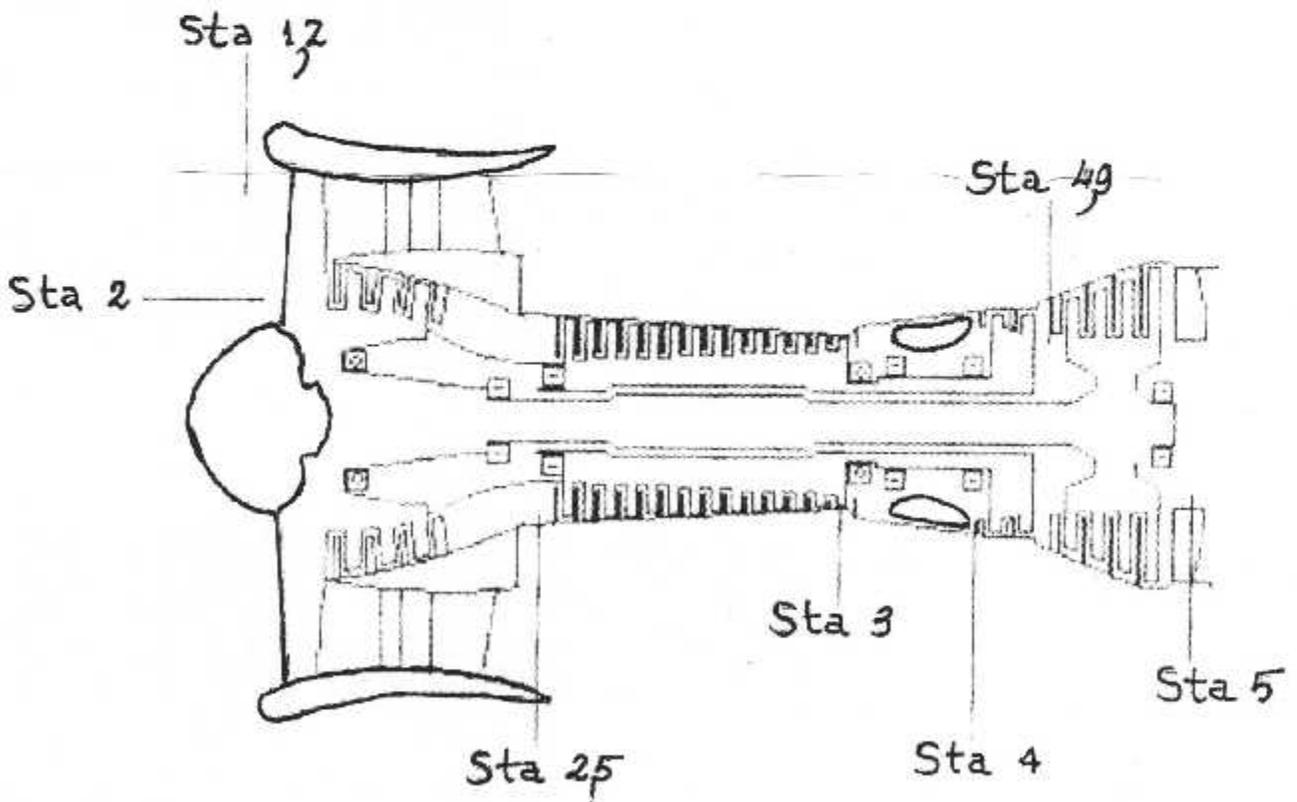


Figure (II-08) : STATIONS AERODYNAMIQUES DU MOTEUR CF6-80 A3

II.3.5- CONTROLE DE LA TEMPERATURE DEVANT TURBINE

❖ (EGT) (*Exhaust Gas Temperature*)

C'est la température du flux primaire en station 4.9 qui est relevée. Il s'agit en fait de la température des gaz après leur sortie de l'ensemble HP. La mesure de cette température est réalisée par huit sondes thermocouples.

Les huit sondes sont montées en parallèle à la périphérie du carter avant de turbine BP.

Le signal de température EGT est transmis par l'intermédiaire de canalisations rigides et boîtes de jonction, vers l'indicateur EGT au poste de pilotage.

II.3.6- PARAMETRES PRINCIPAUX LIMITATIONS

Les indicateurs N1, EGT et N2 sont situés sur la planche centrale pilotes. Lorsque les signaux des températures EGT, régimes N1 et N2, dépassent les limites définies pour la phase de fonctionnement en cours, une alarme est déclenchée par l'intermédiaire du système ECAM.

Les valeurs maxima sont pour :

- L'EGT 940° celsius.
- Le régime N1 117 %.
- Le régime N2 110,5 %.

II.4- DESCRIPTION DU MOTEUR CFM56-5B

Le CFM56-5B est un moteur double flux, double corps, turbo fan à écoulement axial avec un taux de dilution élevé et une poussée comprise entre 9800 et 14250 KN.

Il est court et léger et d'une conception entièrement modulaire pour faciliter sa maintenance, développé à partir d'un programme qui date de 1974 issue d'une fusion de deux sociétés internationales occupants des places importantes à l'échelle mondiale à savoir SNECMA (Société Nationale Française d'Etude et de Construction de Moteur Aéronautique) et GE (*General Electric*).

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 A320, 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 mobile 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 conservé depuis la certification ETOPS.

Depuis 1995, pour satisfaire aux contraintes très rudes 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'oxygènes 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.5- MODULES DU MOTEUR

Le moteur CFM56-5B est un moteur de conception modulaire. Il se compose de quatre (04) modules principaux, chaque module peut être démonté seul, ce qui facilite la maintenance du moteur et de minimiser le coût d'entretien, les modules du CFM56-5B sont les suivants :

- ❖ Module fan - La soufflante
- Compresseur BP (LPC)
- ❖ Module core - Compresseur HP (HPC)
- Chambre de combustion
- ❖ Module LPT - Turbine basse pression
- ❖ Commandes des accessoires

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

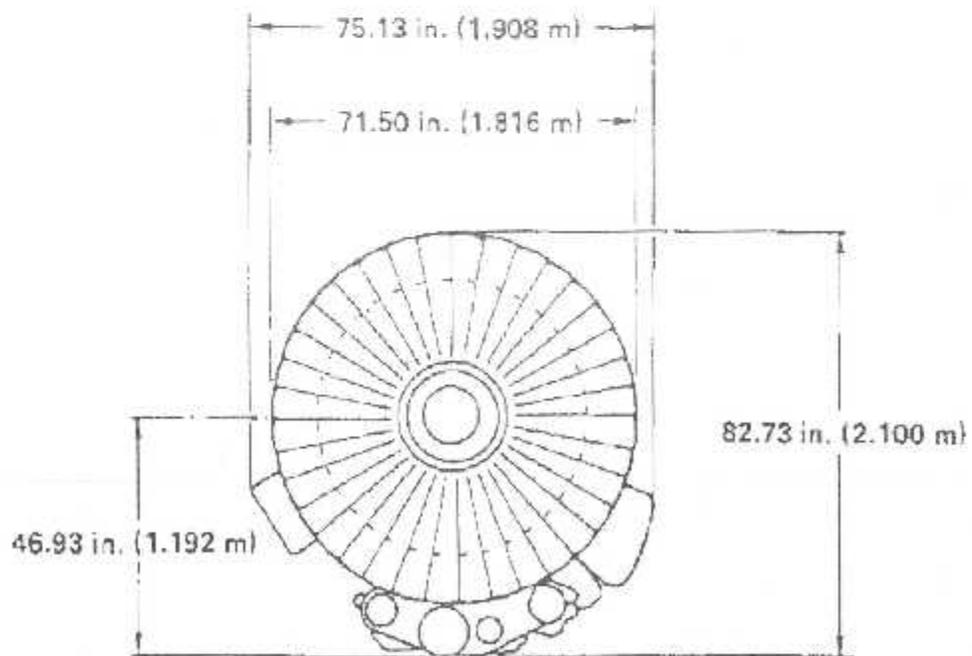
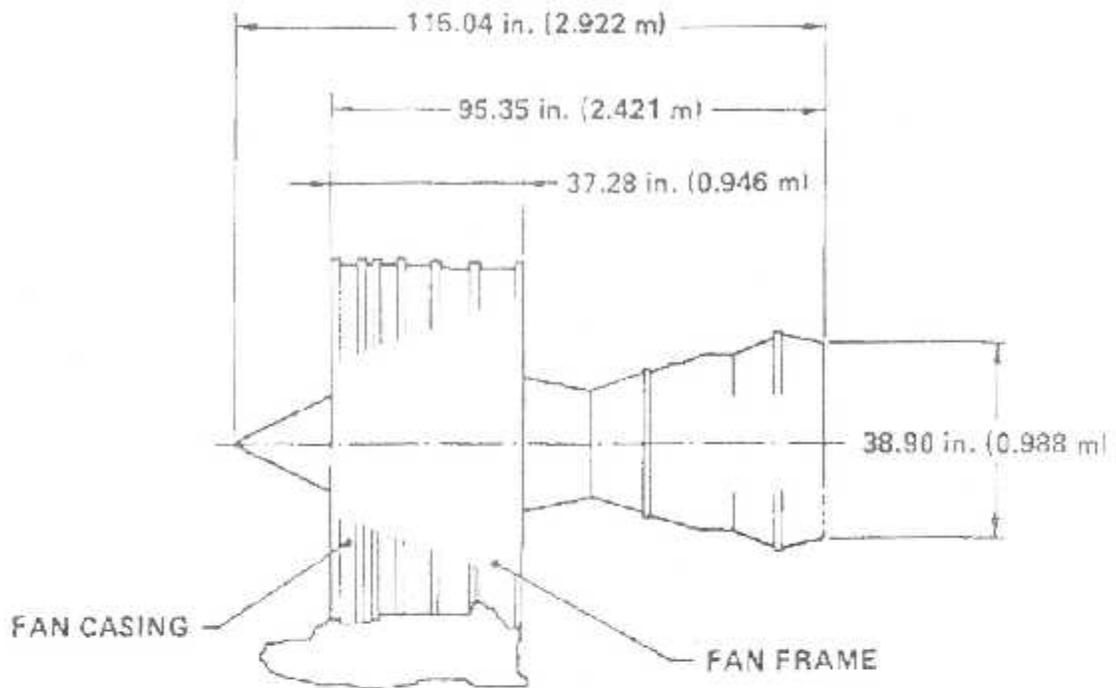


Figure (II-09) : DIMENSIONS PRINCIPALES EXTERNES DU MOTEUR CFM56-5B

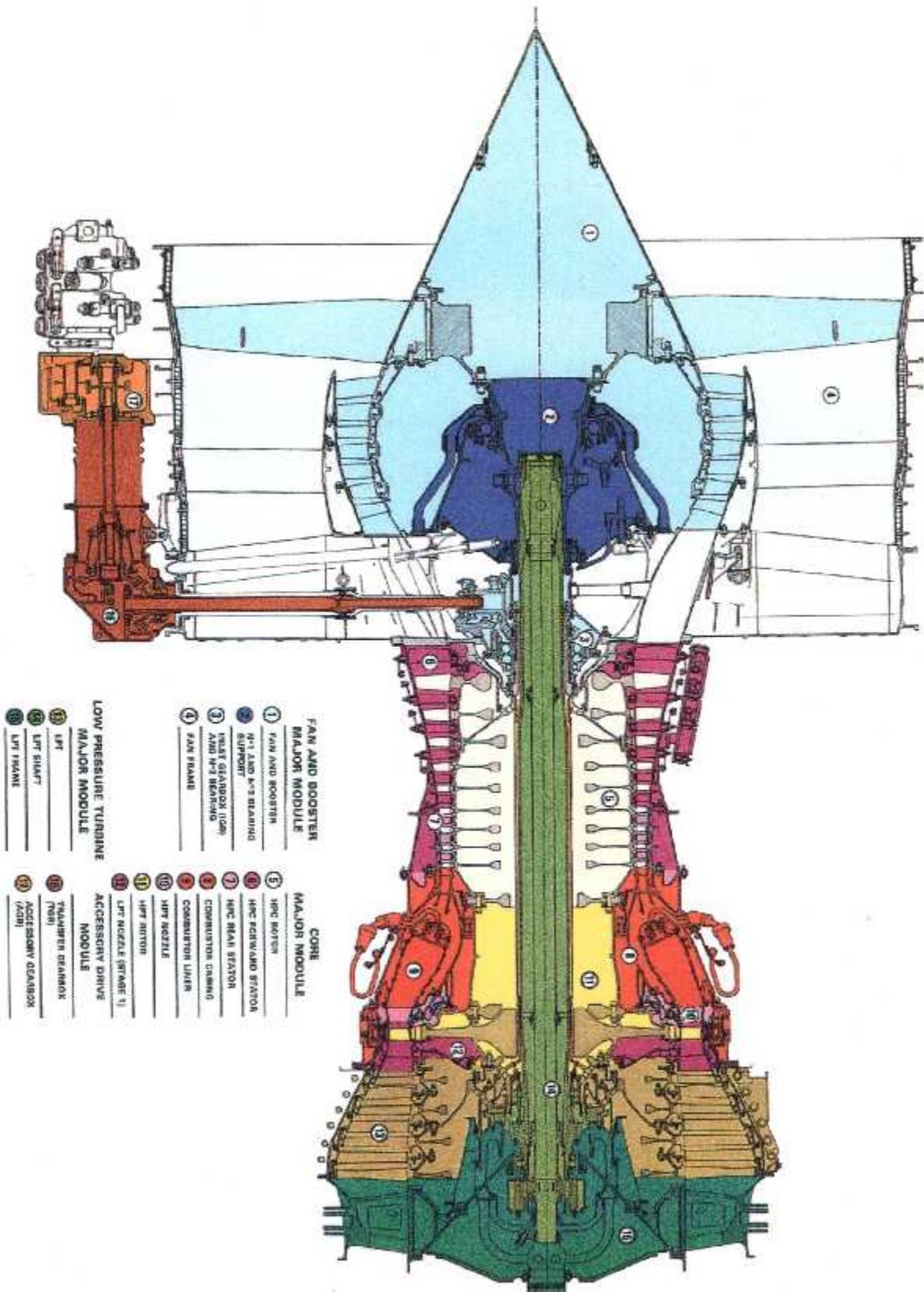


Figure (II-10) : CONCEPTION MODULAIRE DU MOTEUR CFM56-5B

II.5.1- MODULE FAN

II.5.1.1- SOUFFLANTE ET COMPRESSEUR BASSE PRESSION

La soufflante du moteur CFM56-5B est composée de 36 ailettes .Elle possède un (01) seul étage ,elle augmente la vitesse de l'air .

Le Fan à lui seul engendre le flux secondaire. Ce dernier génère approximativement 80% de poussée durant le décollage.

Le compresseur BP a trois étages ,il est entraîné également par la turbine BP La soufflante et le compresseur BP sont des ensembles entraînés par la turbine basse pression. La soufflante accélère la vitesse de l'air , un carénage de splitter divise l'air en deux parties :

- L'air primaire ,
- L'air secondaire .

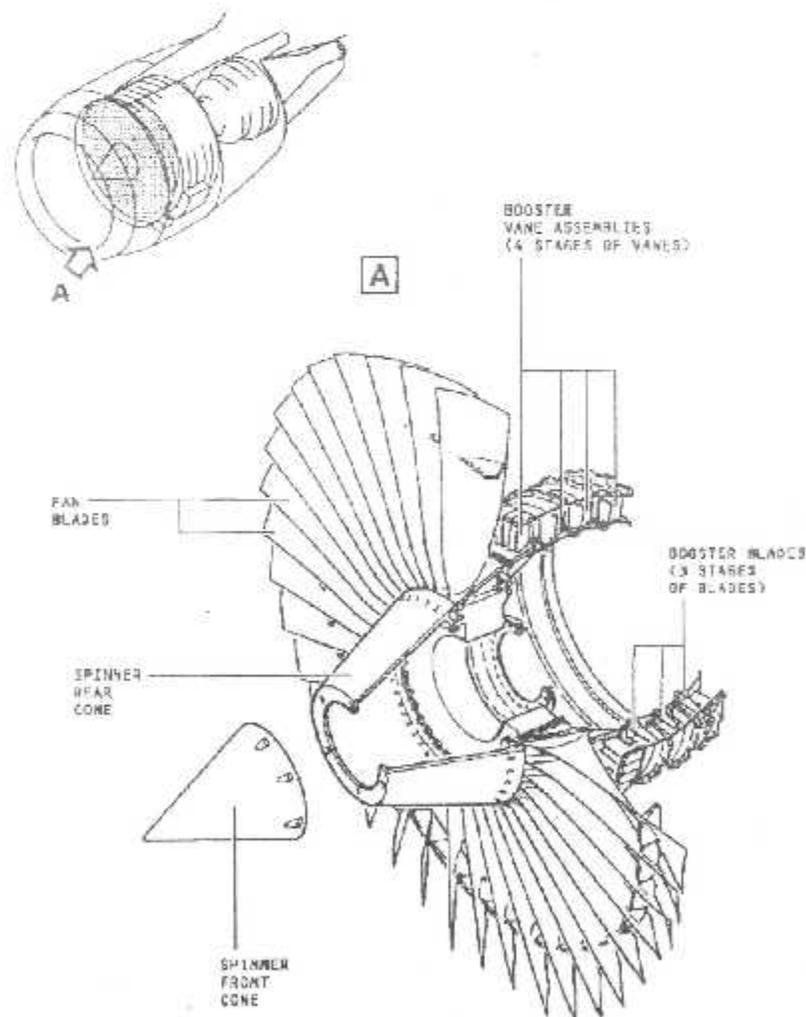


Figure (II-11) :L'ENSEMBLE FAN ET COMPRESSEUR BASSE PRESSION

II.5.2- MODULE CORE

Le module core est constitué de :

II.5.2.1- COMPRESSEUR HAUTE PRESSION (HPC)

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

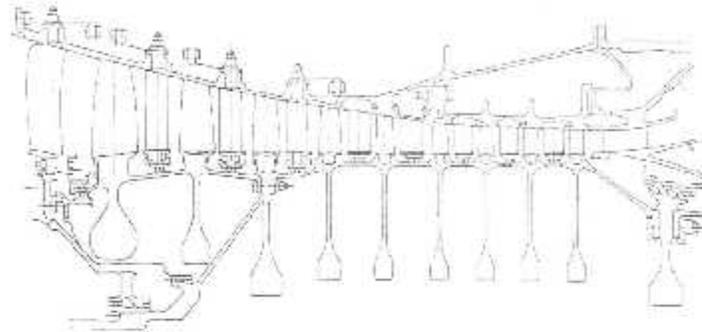
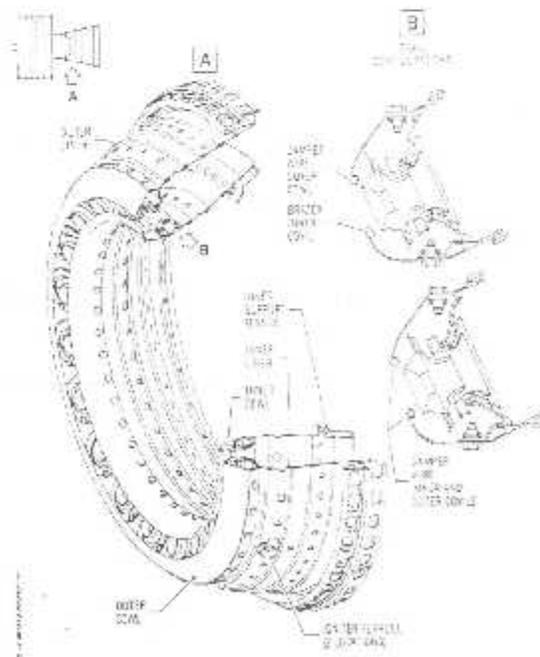


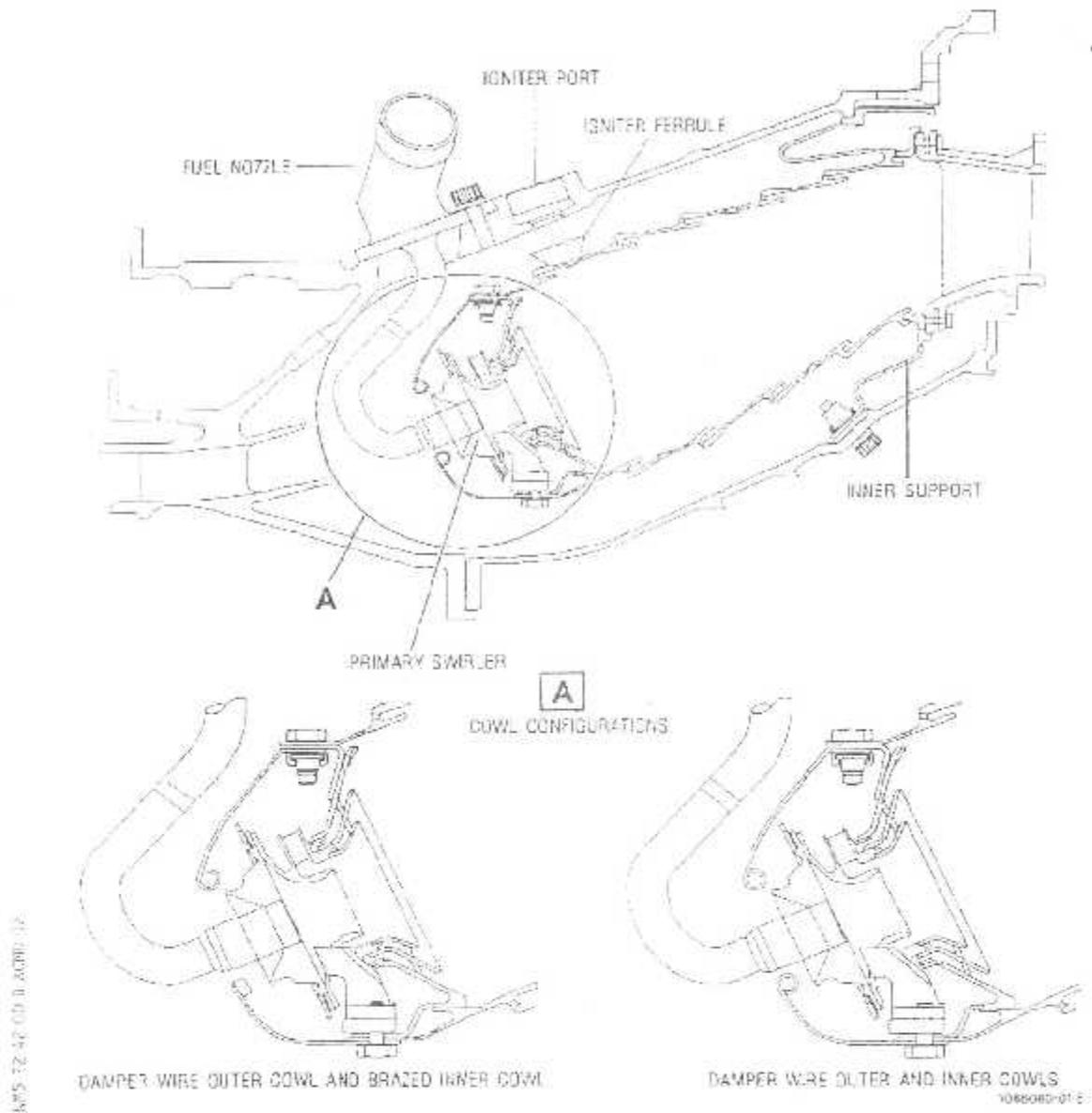
Figure (II-12) : SECTION DU COMPRESSEUR HP

II.5.2.2- CHAMBRE DE COMBUSTION

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



Figure(II-13) : CHAMBRE DE COMBUSTION

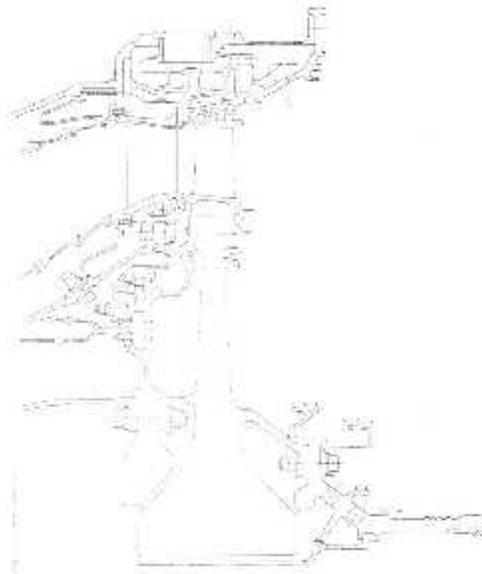


Figure(II-14) : SECTION DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION

II.5.2.3- TURBINE HAUTE PRESSION

C'est un module a un (01) seul étage, elle effectue la transformation de l'énergie des gaz chauds à l'énergie mécanique pour entrainer le compresseur haute pression et la boîte d'entraînement des accessoires.

L'ensemble turbine haute pression et compresseur haute pression est appelé attelage haute pression ou N2.cet attelage tourne dans le sens horaire. Il es supporté par trois (03) roulements.

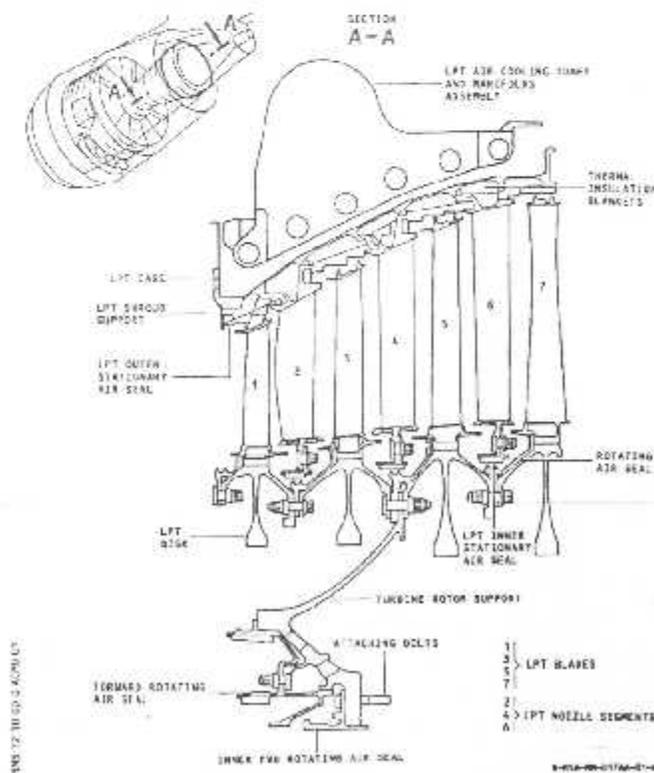


Figure(II-15) : SECTION DE LA TURBINE HAUTE PRESSION

II.5.3- MODULE TURBINE BASSE PRESSION

Ce module est constitué de quatre (04) étages. Elle transforme l'énergie des gaz chauds en énergie mécanique qui sert pour entraîner la soufflante et le compresseur BP.

L'ensemble turbine basse pression, Fan et le compresseur basse pression est appelé attelage basse pression ou N1, cet attelage tourne dans le sens horaire. Il est supporté par trois (03) roulements.



Figure(II-16) : L'ENSEMBLE "ROTOR/STATO" TURBINE BASE PRESSION

II.5.4- MODULE GEARBOX

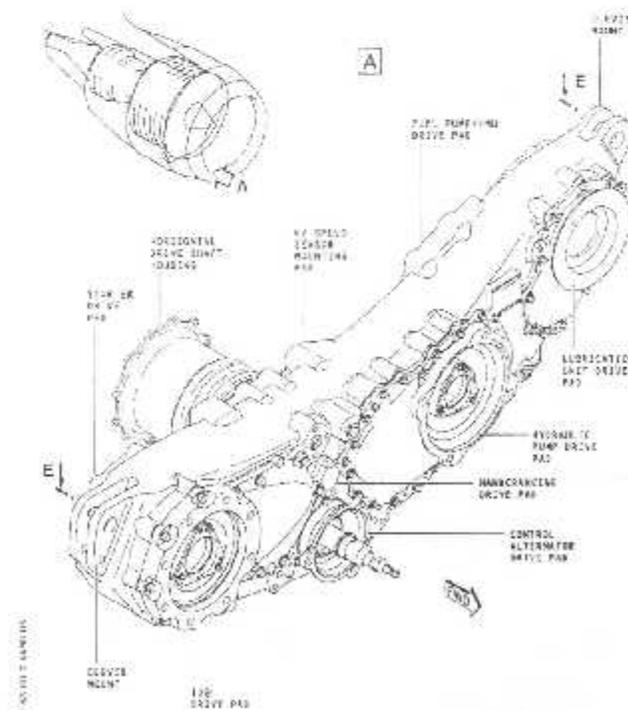
L'attelage haute pression entraîne la boîte d'entraînement des accessoires: elle reçoit le mouvement par l'intermédiaire d'une boîte de transfert.

La boîte d'entraînement des accessoires est fixée sur le côté bas du carter de la soufflante position 6h00. la plupart des accessoires sont montés sur l'AGB par des anneaux. l'AGB est composée des éléments principaux suivant:

- L'arbre d'entraînement horizontal
- Le carter de l'AGB :il possède des support de fixation pour les accessoire et les équipements suivants :
 - ❖ Unité de lubrification
 - ❖ La pompe hydraulique
 - ❖ Levier d'entraînement
 - ❖ Alternateur a entraînement intégré (IDG)
 - ❖ Alternateur a entraînement de l'ECU

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

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



Figure(II-17) : L'ENSEMBLE AGB

II.6- LES CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DE MOTEUR CFM56-5B

- ❖ Poussée assurée par le flux secondaire 80% de la poussée totale
- ❖ La poussée assurée par le flux primaire est de 20 % de la poussée totale
- ❖ Poussée maxi au décollage (KN) :138,00 KN
- ❖ T° à poussée nominale maintenue (C°) : 44°C
- ❖ Poussée maxi en montée (KN) :28,50 KN
- ❖ Taux de compression général :34,4
- ❖ Longueur (mm) : 2601 mm
- ❖ Diamètre de soufflante (mm) : 1735 mm
- ❖ Application : La famille des Airbus sur les A319/20/21

II.7- VITESSE DE ROTATION DE L'ATTELAGE HP ET BP*Régime N1*

- 100 % = 5173 tr/min.
- 104 % = 5380 tr/min. (Maximum)

Régime N2

- 100 % = 14 460 tr/min.
- 105 % = 15 183 tr/min. (Maximum)

EGT

- 950°C Maximum.
- 725°C Maximum au démarrage.

II.8- REPERAGE DES STATIONS AERODYNAMIQUES DU REACTEUR

- Station 0 : Air ambiant
- Station 12 : Entrée d'air
- Station 25 : Température d'entrée compresseur HP
- Station 30 : Décharge HPC (pression sortie HPC)
- Station 49,5 : Sortie 2^{ème} étage turbine basse pression

Si le moteur équipé du Kit surveillance d'état optionnel, plus de soude sont à ces stations

- Station 13 : Décharge Fan
- Station 25 : Entrée HPC
- Station 50 : Décharge LPT

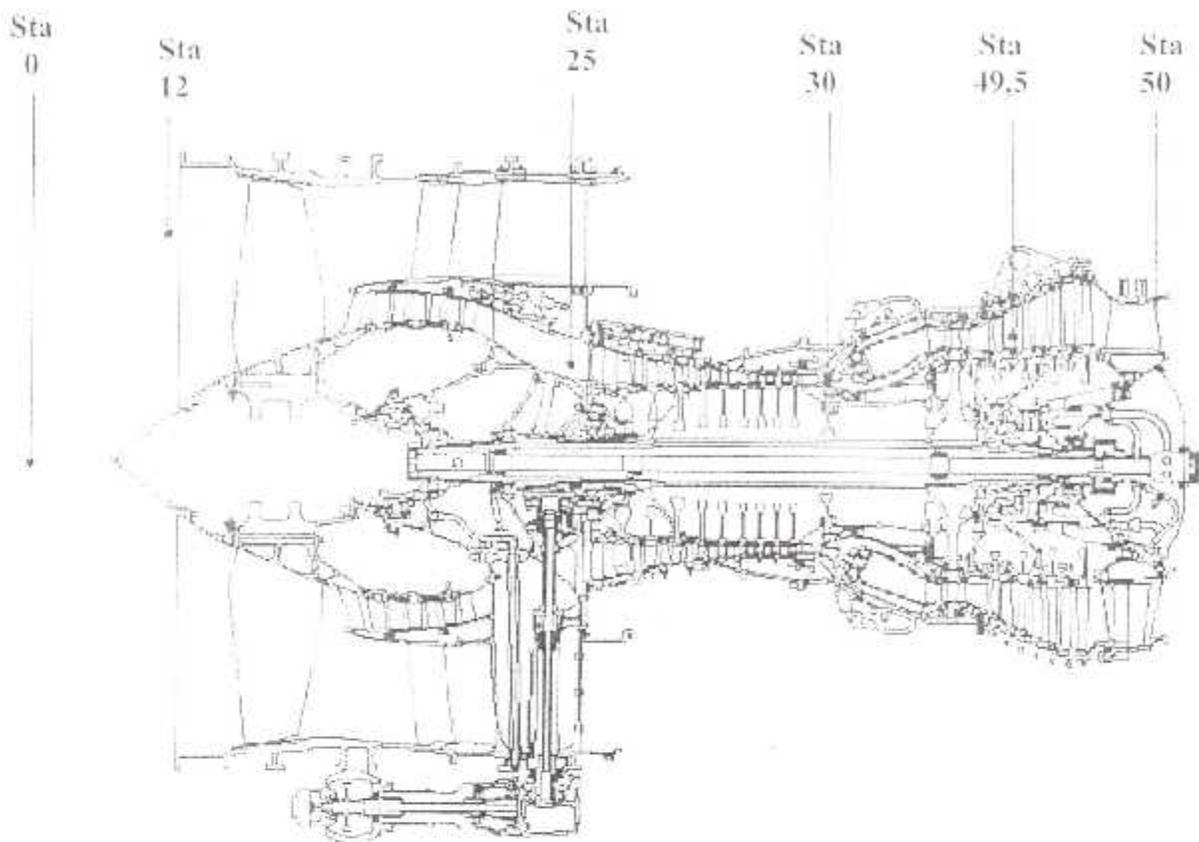


Figure (II-18) : STATIONS AERODYNAMIQUES DU MOTEUR CFM56-5B

II.9- PALIER ET ROULEMENTS DU MOTEUR CFM56-5B

Il y a deux palier pour le moteur :

- ❖ palier avant
- ❖ palier arrière

Cinq (05) roulements principaux (2 a billes et 3 a galets) sont contenus dans le palier avant (roulement 4R et 5R) cinq roulements moteur principaux supportent les arbres N1 et N2.

Les roulements a galets absorbent seulement les charges radiales.

- Roulement à billes N°1 et roulement à galets 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 localiser dans l'AGB
- Roulement à galet N°4 supporte l'arrière de l'arbre rotor IPT et roulement à galet N°5 supporte l'arrière de l'arbre LPT

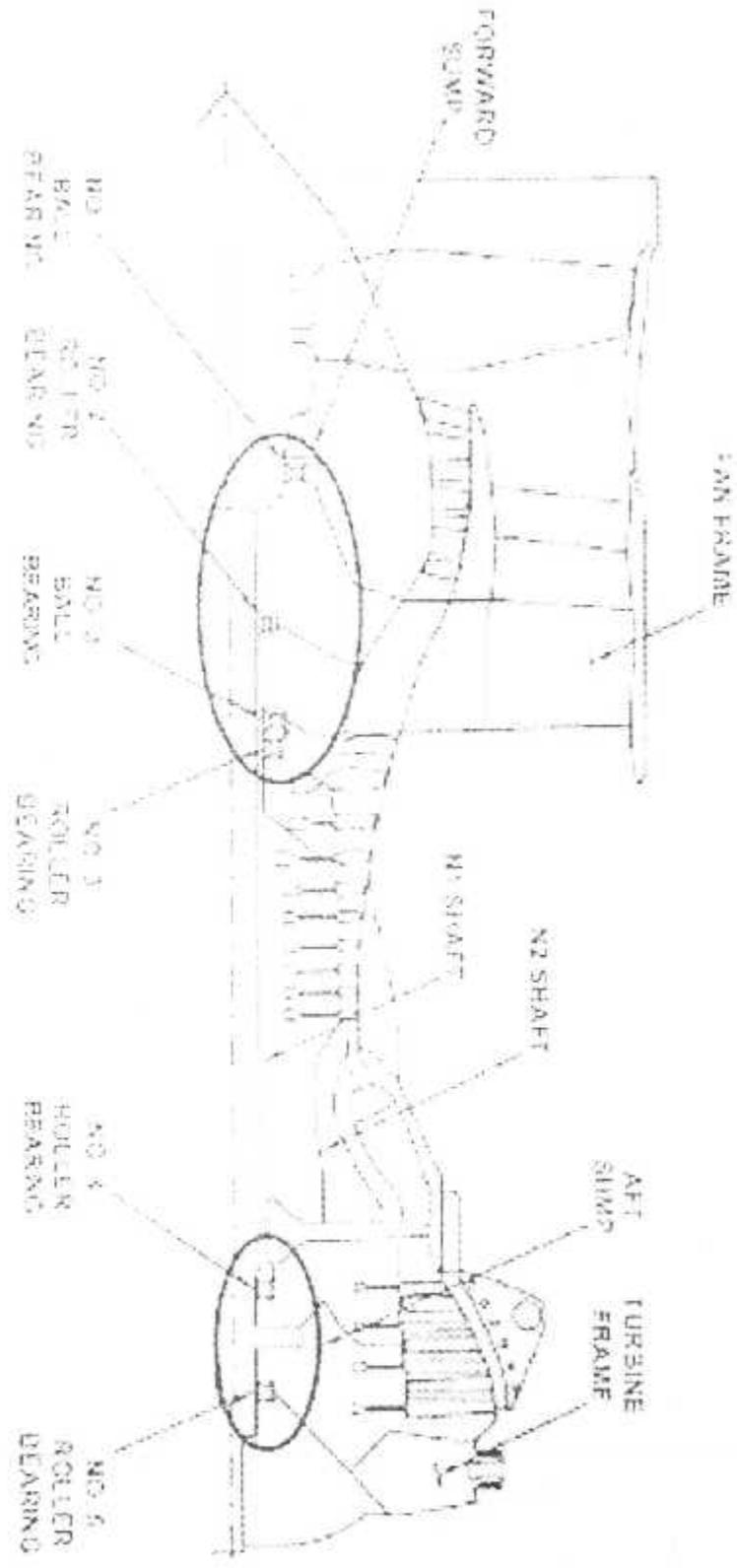


Figure (II-18) : ROULEMENTS ET PALIERS DU MOTEUR CFM56-5B

Chapitre III

Description du Système Carburant du Moteur CF6-80 A3

III. DESCRIPTION DU SYSTEME CARBURANT DU MOTEUR CF6-80A3

III.1- ALIMENTATION CARBURANT REACTEUR

III.1.1- FONCTIONS DU CIRCUIT CARBURANT REACTEUR

Ce circuit assure :

- ❖ Le refroidissement de l'huile réacteur
- ❖ L'alimentation des circuits hydrauliques d'asservissement et de contrôle du régulateur principal carburant.
- ❖ L'alimentation des circuits hydrauliques des commandes des dispositifs anti-pompage VSV et VBV.
- ❖ Le refroidissement de l'huile de l'IDG
- ❖ L'alimentation des 30 injecteurs carburant de la chambre de combustion

III.1.2- COMPOSITION DU CIRCUIT

Ce circuit est entièrement intégré dans la nacelle réacteur. Il comprend :

- ❖ Une pompe carburant à haute pression
- ❖ Un échangeur thermique principal carburant/huile réacteur
- ❖ Un filtre principal
- ❖ Un régulateur principal carburant (MEC)
- ❖ Un transmetteur de débit carburant
- ❖ Une rampe d'injection carburant et 30 injecteurs.

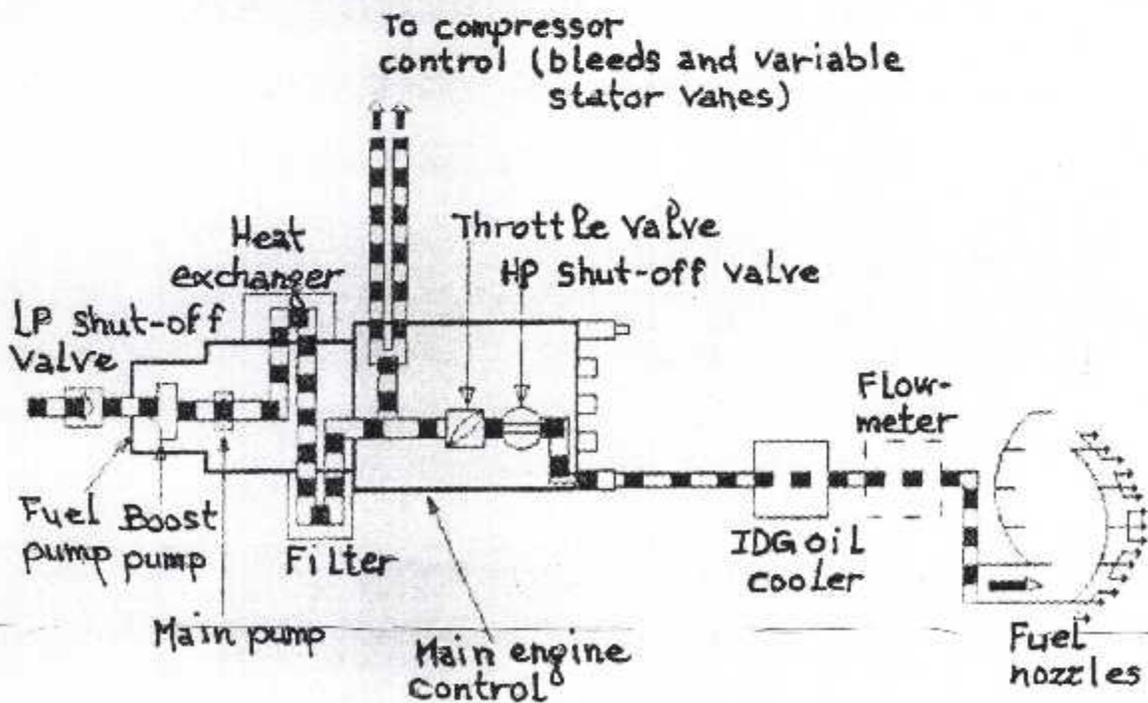


Figure (III-01) : SCHEMA DE SYSTEME CARBURANT DU MOTEUR CF6-80A3

III.1.3- DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT DES DIFFERENTS COMPOSANTS DU CIRCUIT CARBURANT

III.1.3.1- POMPE HAUTE PRESSION

La pompe HP est entraînée par le boîtier des accessoires. Elle se compose de deux étages : Le premier étage constitué par un rouet centrifuge assure le gavage du deuxième étage afin d'atténuer les phénomènes de cavitation.

Un filtre inter étage protège le second étage. Il est accessible à la partie inférieure de la pompe. En cas de colmatage, un clapet by pass incorpore court-circuite ce filtre, si la perte de charge atteint 4 PSI.

Le second étage de la pompe est de type « à engrenage », à son régime maximum, le débit de la pompe HP est d'environ 73 gallons US au maximum.

Un clapet de surpression s'ouvre vers le circuit inter étages lorsque la pression dépasse 1350 PSI.

Dans tous les cas de fonctionnement le débit de la pompe est supérieur aux besoins du réacteur. L'excédant de carburant est renvoyé par le régulateur carburant (MEC), dans le circuit inter-étage, en amont du filtre.

Sur le carter de la pompe HP sont fixés les trois équipements suivants :

- L'échangeur thermique principal carburant/huile réacteur
- Le filtre principal
- Le régulateur carburant (MEC)

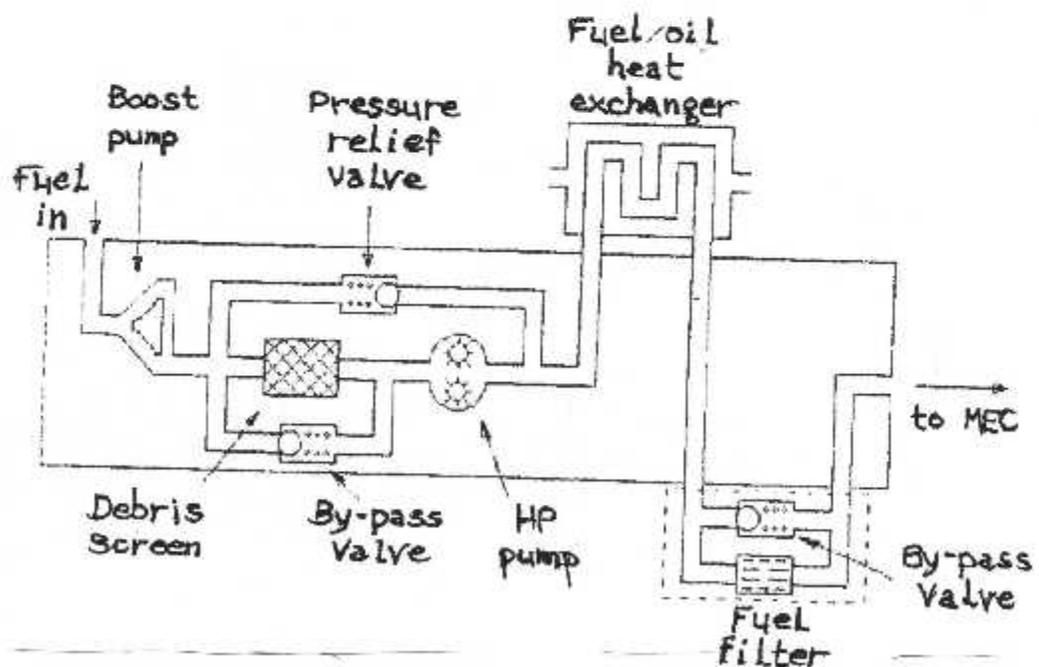


Figure (III-02) : POMPE CARBURANT

III.1.3.2- CONTROLE DE LA PRESSION CARBURANT

Un transmetteur de pression carburant enregistre la pression inter-étage. Cette pression est indiquée par le système ECAM en bas à droite de l' « engine page ». Cette pression varie en fonction de la pression des pompes BP des réservoirs, de l'état de premier étage de la pompe HP et du régime réacteur.

III.1.3.3- ÉCHANGEUR THERMIQUE PRINCIPAL CARBURANT/HUILE REACTEUR

L'échangeur thermique principal assure seul, en permanence, la protection anti-givrage du carburant. L'apport de calories est réalisé par le circuit de lubrification réacteur. Il n'existe aucun clapet by-pass sur le circuit carburant de l'échangeur.

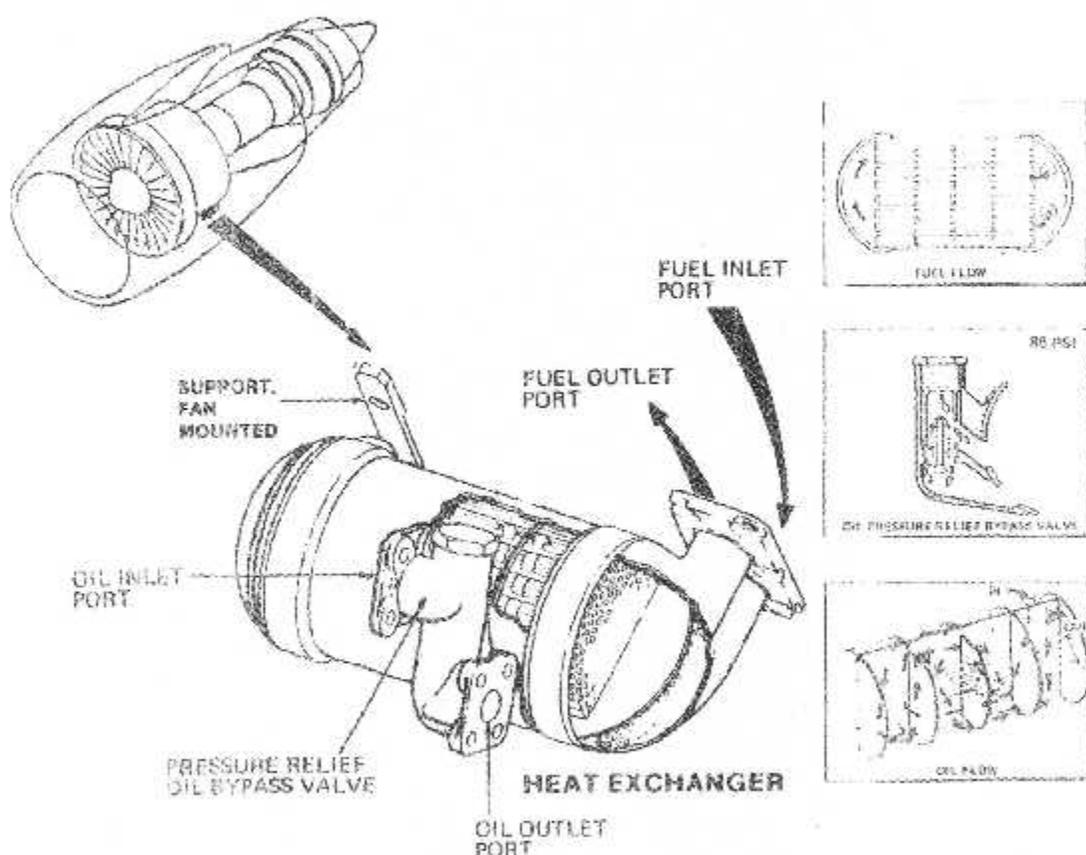


Figure (III-03) :ECHANGEUR THERMIQUE PRINCIPAL CARBURANT/HUILE REACTEUR

III.1.3.4 - FILTRE PRINCIPAL CARBURANT

La cartouche filtrante assure l'arrêt de toutes impuretés supérieures à 10 microns. Il est facilement accessible à la partie inférieure du réacteur. Un bouchon permet la vidange du filtre avant démontage.

CE 140

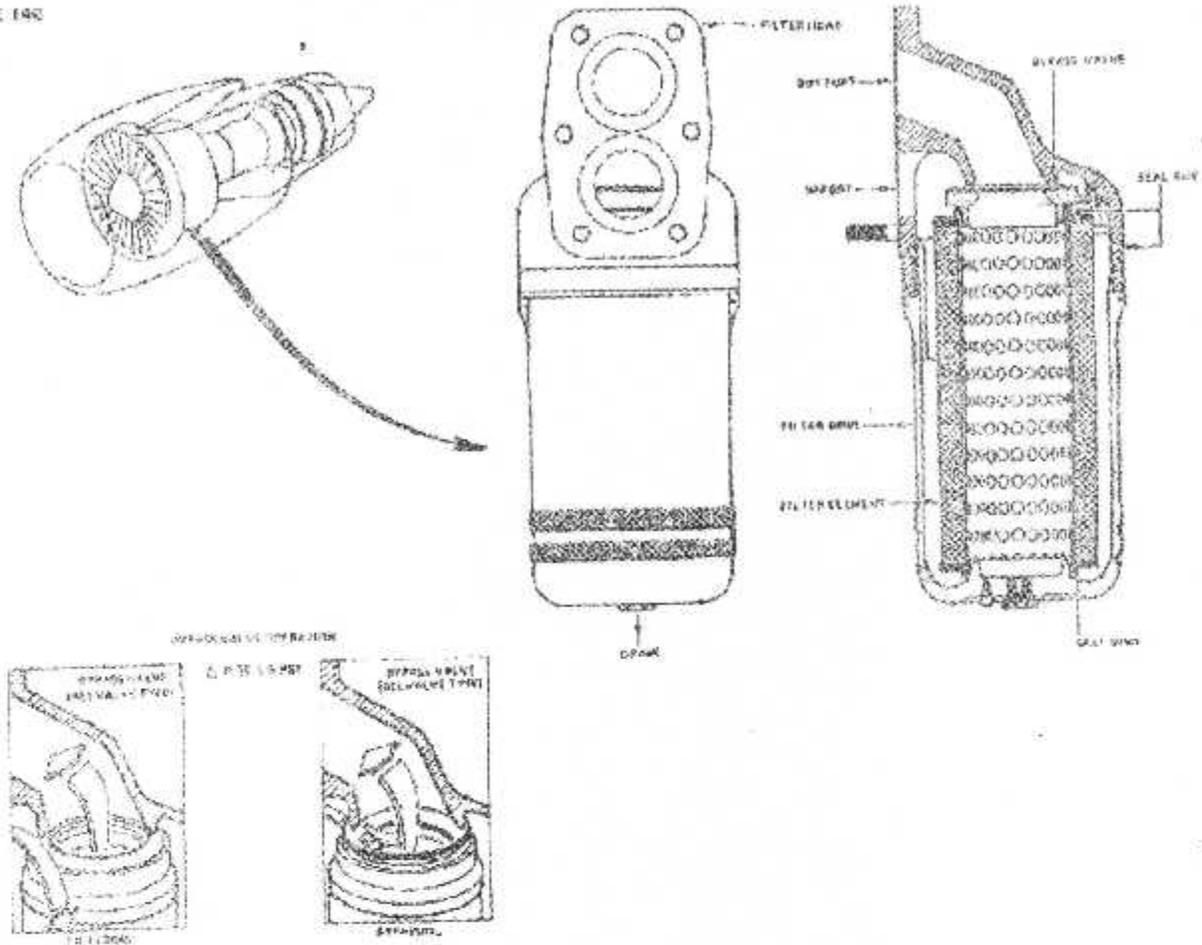


Figure (III-04) :FILTRE PRINCIPAL CARBURANT

III.1.3.4.1- DETECTION COLMATAGE

Un mano contact à pression différentielle est monté sur le coté gauche du carter de fan. En cas de colmatage, lorsque la perte de charge au travers du filtre atteint 23 PSI, le mano contact transmet un signal vers le système ECAM. Il entraîne :

- ❖ Le retentissement d'un gong monocoup
- ❖ L'allumage du voyant « ENG » au panneau central pilotes.
- ❖ L'allumage du voyant ambre « FUEL CLOG »

III.1.3.4.2- CIRCUIT BY-PASS DU FILTRE

Si la perte de charge dépasse 35 ± 5 PSI un clapet by-pass s'ouvre et permet la libre circulation du carburant vers le MEC, sans filtrage.

Le clapet by-pass est constitué par une rondelle conique en acier. Après disparition de l'anomalie ($\Delta P < 35$ PSI), elle reprend sa position initiale.

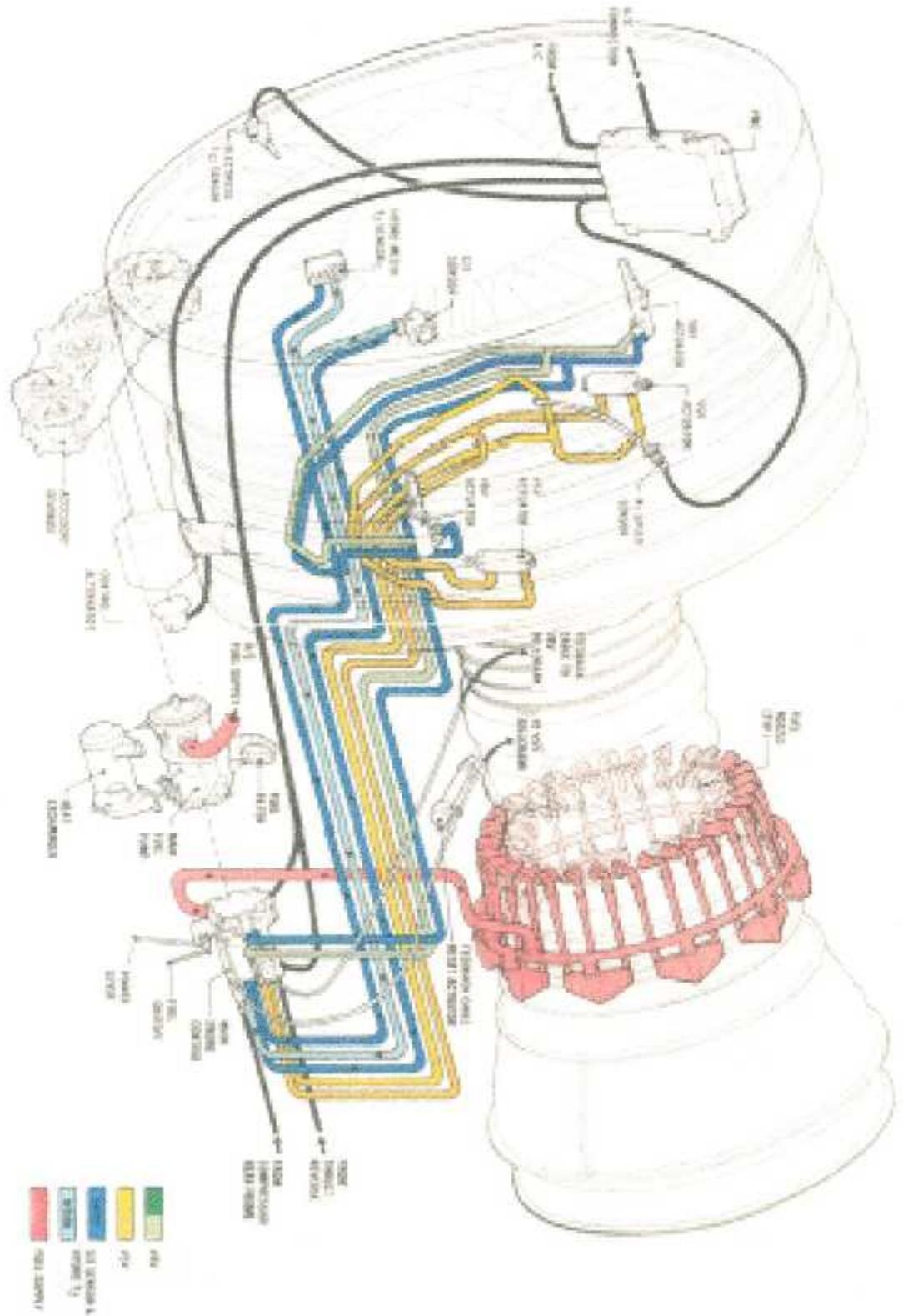
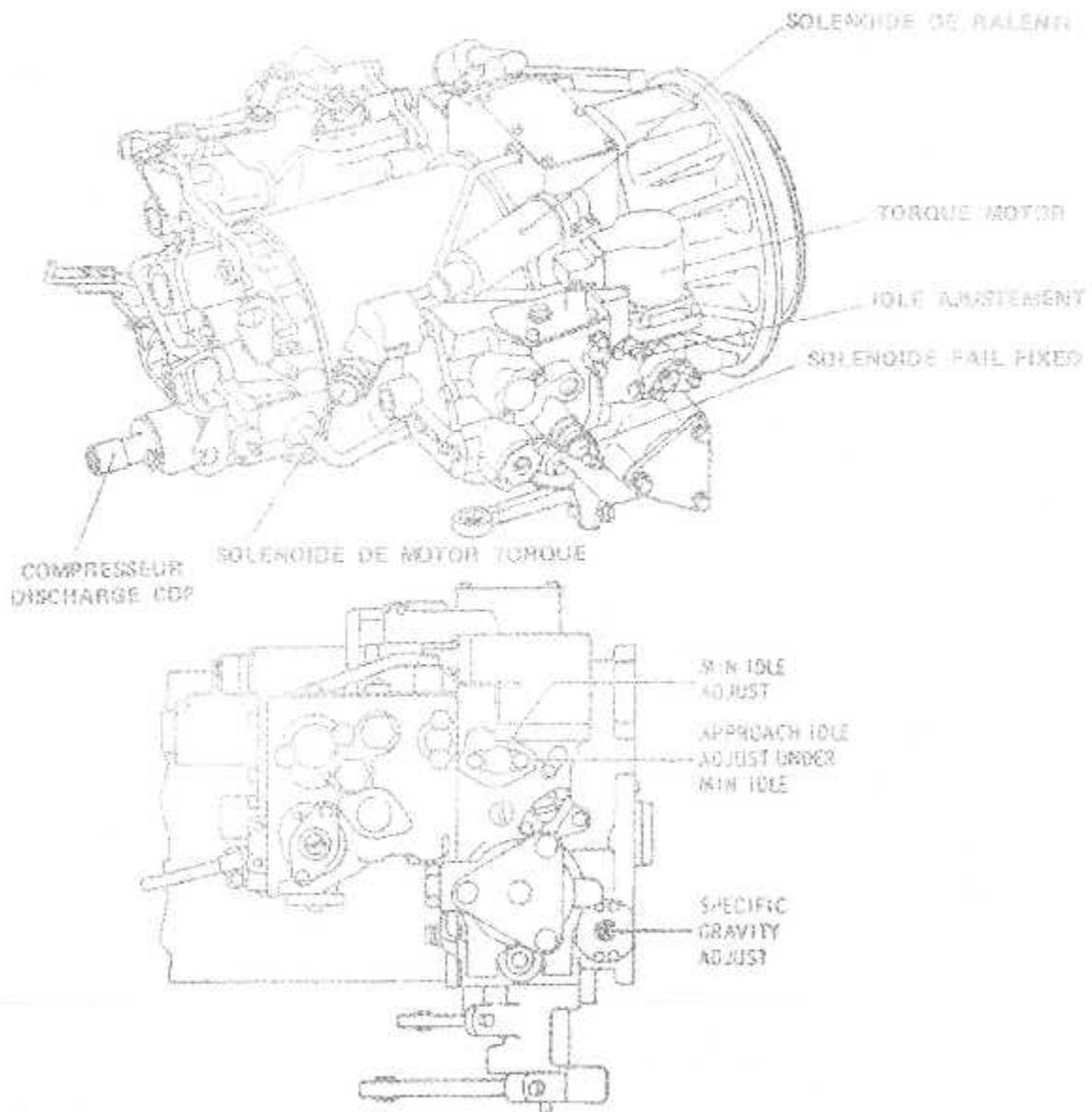


Figure (III-05) : DESCRIPTION DU SYSTEME CARBURANT DU MOTEUR CF6-80 A3

III.1.3.5- REGULATEUR PRINCIPAL CARBURANT MEC

Le circuit d'alimentation du MEC comprend :

- ❖ Un Ensemble de régulation des servo-pressions
- ❖ Un Doseur
- ❖ Un Régulateur de AP
- ❖ Une Vanne haute pression carburant
- ❖ Une Vanne de mise en pression et drainage



Figure(III-06) : REGULATEUR PRINCIPAL CARBURANT

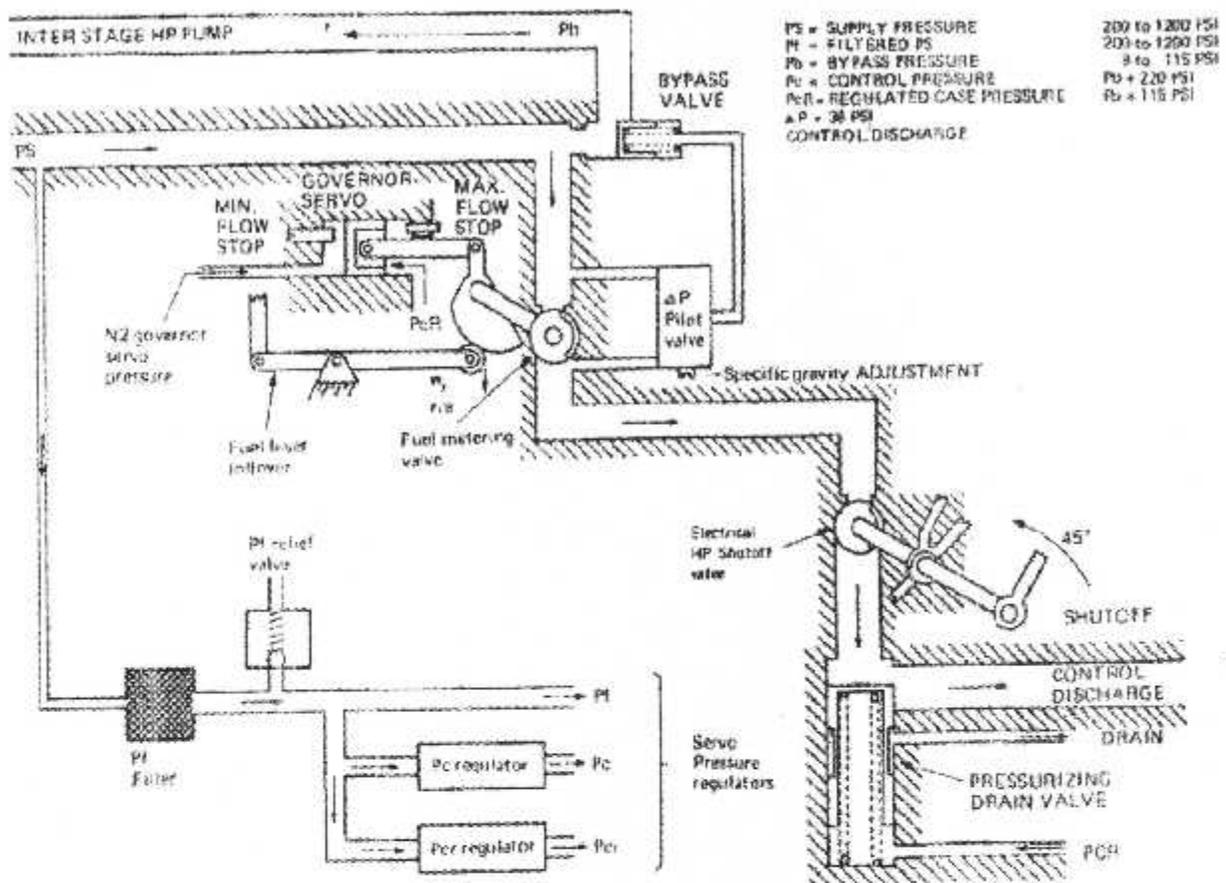


Figure (III-07) : ALIMENTATION CARBURANT REGULATEUR PRINCIPAL (MEC)

III.3.5.1- ENSEMBLE DE REGULATION DES SERVO - PRESSIONS

Le régulateur principal carburant est de type « hydromécanique ». Le fluide utilisé pour assurer le fonctionnement du MEC et de ses équipements de contrôle et régulation, est le carburant.

Diverses servo-pression carburant régulées sont nécessaires pour le fonctionnement des servo mécanismes.

SERVO-PRESSIONS

Un piquage de carburant est effectuée sur la canalisation du MEC (P_S supply) pour alimenter les différents régulateurs de servo pressions PF, PC et PCR.

A) PRESSION PF

Son circuit comporte un filtre très fin et un clapet de surpression qui protège les servo mécanismes. La pression est égale à la pression d'alimentation P_S (de 200 à 1200 PSI). Ce circuit alimente les deux autres régulateurs de servo-pressions et le régulateur des dispositifs anti-pompage.

B) PRESSION PC

Cette pression est réglée à un niveau égal à la pression inter étage P_b+220 PSI- ce circuit constitue la source d'énergie hydraulique utilisée pour faire fonctionner les servo mécanismes du MEC.

C) PRESSION PCR

Cette pression est réglée à un niveau égal à la pression inter étage P_b+115 PSI- ce circuit constitue une pression relative d'équilibrage à l'intérieur du carter du MEC pour les différents servo mécanismes. Il assure aussi la lubrification et l'étanchéité de l'ensemble.

III.1.3.5.2- LE DOSEUR

Le doseur est une vanne à commande hydraulique. Elle assure le calibrage du débit carburant vers les injecteurs. En faisant varier le dosage air /carburant, cette vanne permet la sélection et la régulation du régime N_2 de l'ensemble générateur de gaz est de 249 kg/H et son débit maximum est de 9525 kg/g.

❖ COMMANDE DU DEBIT CARBURANT

Un régulateur centrifuge N_2 commande le doseur par l'intermédiaire d'une servo pression (N_2 governor servo pressure). La position du vérin du doseur est déterminée par l'équilibre entre cette servo pression et la PCR. En absence de pression, aucun ressort ne positionne le doseur.

III.1.3.5.3- REGULATEUR DE ΔP

Son but est d'obtenir un débit de carburant proportionnel à la section de passage du doseur. Pour cela, il régule à une à une valeur constante, quel que soit le régime, la différence entre la pression amont et la pression aval du doseur. La ΔP est d'environ 36 PSI.

Comme le débit de la pompe HP est toujours plus élevé que les besoins du réacteur, lorsque que la ΔP atteint sa valeur maxi, le régulateur de ΔP commande l'ouverture de la by valve, qui renvoi l'excédent de pétrole dans le circuit inter étage ($P_b=By$ -pass pressure).

Un dispositif de réglage (correcteur de densité) permet d'adapter la valeur de la ΔP en fonction de la nature du carburant utilisé et de sa masse volumique (*specific gravity ajustment*).

III.1.3.5.4- VANNE HB CARBURANT

La vanne HB carburant est incorporée au MEC et possède 2 positions :

- ❖ pleine ouverture
- ❖ fermeture complète

Elle est utilisée pour la mise en route et l'arrêt du réacteur

La vanne HP est manoeuvrable par un vérin électrique monté sur le côté gauche de fan. Sa commande se trouve en arrière des manettes de poussée réacteur. Un voyant rouge ENG 1 ou 2, est intégré à la commande HP.

Lorsque la commande est sur « ON », la vanne HP carburant est ouverte, le circuit d'allumage peut être activé et, en cas de détection feu réacteur, le voyant rouge ENG 1 ou 2, s'allume.

Lorsque la commande est sur « off », la vanne carburant est fermée, le circuit d'allumage et le voyant feu sont désactivés.

III.3.5.5- VANNE DE MISE EN PRESSION ET DRAINAGE

Cette vanne est placée entre le MEC et les injecteurs de carburant.

- Lors de la mise en route du réacteur elle n'autorise le passage du carburant vers les injecteurs que lorsque valeur normale. Pour cela, un ressort associé à l'action de la PCR, maintient la vanne fermée tant que la pression délivrée par la pompe HP n'atteint pas 240 à 300 PSI. Ce délai permet un fonctionnement optimum la régulation dès le début de l'injection carburant.
- Lors de l'arrêt du réacteur, la fermeture de la vanne HP carburant entraîne, d'une part, la chute de la pression d'injection, (control dis charge), d'autre part, l'ouverture de la bypass valve du régulateur de AP doseur. Le ressort de la vanne de mise en pression repousse alors le tiroir, et permet le drainage de la rampe d'injection carburant vers le circuit extérieur d'évacuation (mat de drainage nacelle GTR).

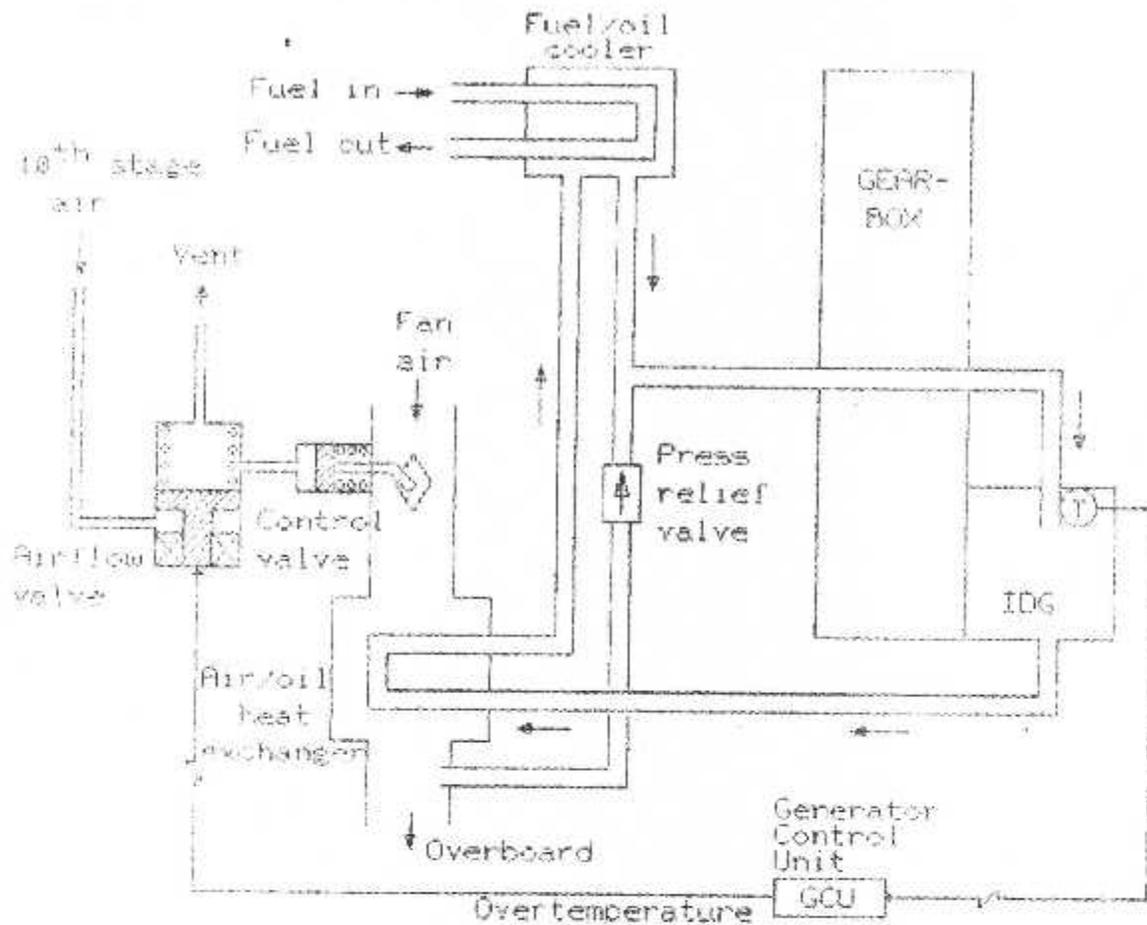
La quantité de carburant drainée est relativement faible compte tenu de la présence de clapets de contrôle sur les injecteurs à double débit.

III.1.3.5.6- ECHANGEUR THERMIQUE SECONDAIRE CARBURANT/HUILE IDG

Cet échangeur thermique a pour but de refroidir en permanence l'huile du circuit de lubrification de l'IDG.

Il est monté en arrière gauche, du boîtier des accessoires. C'est donc le carburant dosé qui apporte un abaissement de température à l'huile de l'IDG.

Un second échangeur thermique secondaire huile IDG/air, à fonctionnement intermittent, contribue également au refroidissement de l'huile de l'IDG.



Figure(III-08) :ECHANGEUR THERMIQUE CARBURANT /HUILE IDG

III.1.3.5.7- CONTROLE DU DEBUT CARBURANT

Le transmetteur enregistre le débit massique du carburant dosé lors de son transit vers la rampe d'injection. Ce transmetteur est monté en arrière de la boîte d'accessoire en position 7h et envoie un signal analogique à un indicateur double au panneau central pilotes. Cet instrument comporte :

- A sa partie supérieure, un indicateur de débit instantané repéré « FF » (*Fuel flow*). Il est gradué en Kg X 1000.
- A sa partie inférieure un compteur digital qui constitue le totalisateur de consommation, repéré « FU » (*Fuel used*). Il utilise les mêmes unités que l'indicateur de débit instantané.

Les indications du totalisateur de consommation sont automatiquement remises à 0 lorsque au sol, on enfonce le bouton poussoir de démarrage réacteur.

Le débit maximum de carburant admissible est de 12 475 Kg/heure.

III.1.3.5.8- RAMPE D'INJECTION CARBURANT ET INJECTEURS

A- RAMPE D'INJECTION

Le carburant est acheminé vers les injecteurs par une seule rampe constituée de deux demi-anneaux.

Ils sont fixés à la périphérie du carter diffuseur réacteur. La rampe alimente les 30 injecteurs par l'intermédiaire de 10 collecteurs triples (tribune).

La rampe d'injection, les collecteurs triples, ainsi que toutes les tuyauteries carburant qui cheminent autour du générateur de gaz, sont traités d'une gaine métallique d'étanchéité.

L'espace compris entre la canalisation carburant et la gaine d'étanchéité est en communication avec le mat de drainage extérieur.

Cette disposition évite tous risques d'incendie, en cas de fuite carburant, au voisinage du générateur de gaz.

B- INJECTEURS CARBURANT

Chaque injecteur peut assurer un débit maximum de 326 Kg/heure. Afin d'éviter tous problèmes d'étanchéité, les parties principales du corps de l'injecteur sont soudées. Une protection thermique isole le tout.

Une protection thermique isole le corps de l'injecteurs à tous les régimes, notamment à faible débit, et de 9 injecteurs à simple débit. Leur répartition est représentée en page 115.

C- INJECTEURS A DOUBLE DEBIT

Ce type d'injecteur est muni d'un clapet de contrôle qui se ferme lorsque la pression carburant est inférieure à 10 PSL. Le rôle de ce clapet est de diminuer la quantité de pétrole drainé lors de l'arrêt du réacteur.

Lors du démarrage réacteur, le carburant traverse le clapet de contrôle dès son ouverture et circule librement par le circuit primaire vers le petit orifice central de l'injecteur.

Lorsque le débit carburant augmente et atteint 34 Kg/H, la pression dépasse alors sensiblement 190 PSL, le clapet sélecteur (flow divider valve) s'ouvre et autorise le passage du carburant vers le circuit secondaire, puis l'orifice circulaire de l'injecteur.

Ce débit correspond approximativement à la valeur supérieure de débit, les 2 circuits débitent simultanément.

D-INJECTEUR A SIMPLE DEBIT

Ces injecteurs ne comportent pas de clapet de contrôle ni de circuit primaire. Ils sont repérés par une bague anodisée de couleur verte.

Ces injecteurs ne fonctionnent pas à faible débit. Le clapet sélecteur (FLOW DIVIDER VALVE) ne s'ouvre que lorsque la pression d'injection carburant atteint 190 PSI, c'est à dire, pour égal ou supérieur au ralenti minimum.

L'embout d'injection des deux types d'injecteurs comporte une bague d'extrémité (*air shroud*) qui crée une circulation d'air autour du cône de pulvérisation afin de favoriser la vaporisation afin de favoriser la vaporisation du carburant.

III.2- REGULATION DE DEBIT CARBURANT

III.2.1- PRINCIPE

Le vérin du doseur carburant (governor servo) est commandé hydraulique ment par un régulateur centrifuge.

Ce régulateur est entraîné l'attelage HP, il est donc asservi au régime N2.

En régime stabilisé, si aucun changement n'intervient sur le tarage du régulateur centrifuge, le régime N2 reste constant.

Le débit carburant calibré par le doseur détermine le niveau d'énergie développé par le générateur de gaz. Cette énergie est utilisée assurer :

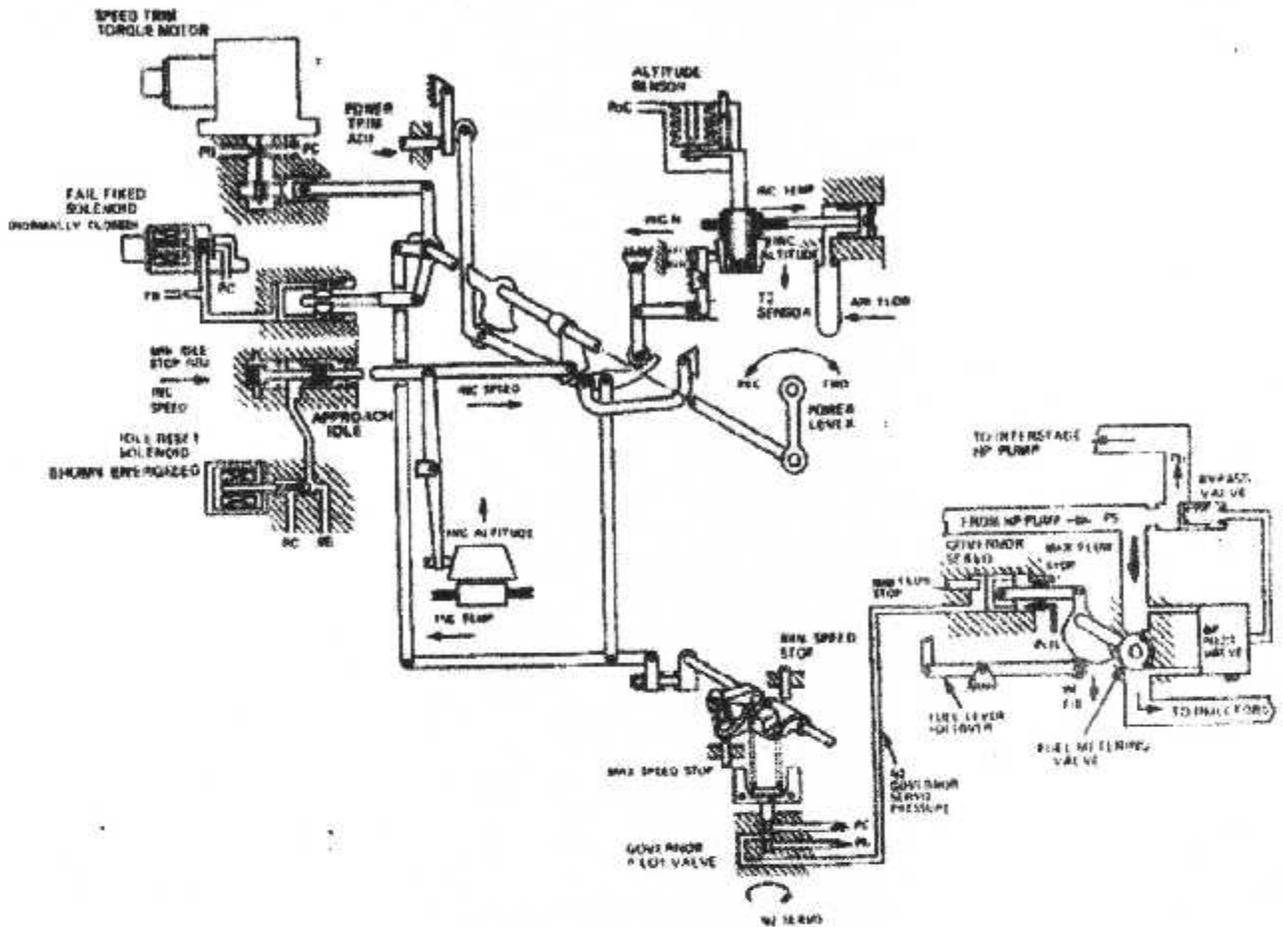
- ❖ L'entraînement des compresseurs et des accessoires.
- ❖ La génération du flux primaire (23% de la poussée totale réacteur).
- ❖ L'entraînement du fan et la génération du flux secondaire (77% de la poussée totale).

Il suffit donc de modifier le tarage du régulateur centrifuge pour faire varier le niveau d'énergie développée par le générateur de gaz et, ainsi, sélectionner le N1 correspondant à la poussée nécessaire calculée.

Le tarage de ce ressort est assuré mécaniquement par la manette de poussée.

Par ailleurs, l'évolution du niveau de poussée est soumise à certaines limitations, et les impératifs de gestion du vol nécessitent l'utilisation de programmes complexes pour conduire le réacteur aux régimes optime.

Pour tenir compte de ces conditions, le PMC et certains équipements du MEC, ont la possibilité de modifier le tarage du ressort du régulateur N2, donc le régime N2 : sa déplacer la manette de poussée.



Figure(III-09) : REGULATEUR DE REGIME N2

III.2.2- FONCTIONS PRINCIPALES DU MEC

- ❖ Sélection de la poussée en fonction :
 - De la position manette
 - Du signal PMC de limitation
- ❖ Régulation du régime N
- ❖ Contrôle des accélérations et décélération.

III.2.3- FONCTIONS AUXILIAIRES DU MEC

- limitation de la pression inter-reacteur
- limitation de la vitesse de rotation N2 maxi
- sélection de régime N2 de ralenti minimum
- Correction de régime N2 de ralenti d'approche en fonction de la température T2 et de l'altitude.
- En cas de panne du PMC
 - blocage du signal PMC de limitation N2 en attente d'une sélection manuelle de la poussée
 - correction des régimes N2 à poussée normale d'utilisation en fonction de l'altitude
- Transmission de la position doseur vers le PMC. (*Metering valve position transmitter*)

III.2.4 - CALCULATEUR DE POUSSEE MOTEUR (PMC)

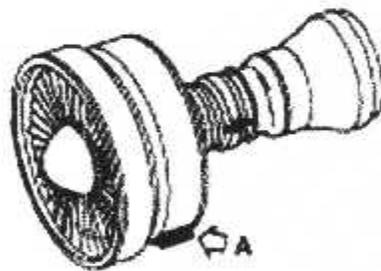
III.2.4.1- FONCTION PRINCIPALE

Le PMC est un calculateur digital électronique qui permet d'ajuster finement le débit carburant, par action d'un moteur couple sur le robinet doseur en lime tant le régime N2, afin d'obtenir le niveau de poussée optimum en fonction :

- ❖ De la phase de vol programmée (TTC *Thrust Control Computer*)
- ❖ Des conditions du vol. (ADC *air data computer*)
- ❖ De la position manette
- ❖ Des limitations réacteur

III.2.4.2- FONCTION AUXILIAIRE

- ❖ Emission d'un signal « FAIL FIXED », afin d'amener ou de maintenir suivant le cas, la limitation du régime N2 à sa valeur la plus basse, quelle que soit la position de la manette.



A

CS
POWER MANAGEMENT CONTROL

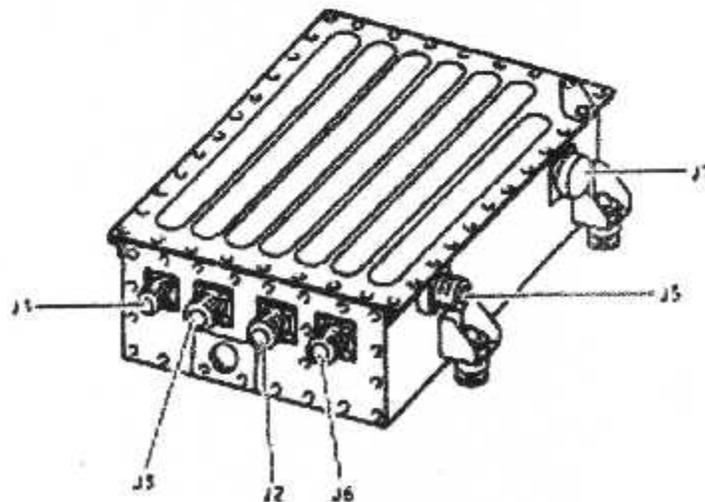


Figure (III-10) : CALCULATEUR DE POUSSEE MOTEUR (PMC)

III.2.5-DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT DES ELEMENTS DE REGULATION

III.2.5.1- LES DIFFERENTS SIGNAUX UTILISES PAR LE (MEC)

A- REGIME N2

Le régulateur centrifuge est entraîné par la boîte d'accessoires, il est donc asservi au régime N2

B-TEMPERATURE T2

La température N2 est relevée sur un tube de ventilation dont l'orifice se trouve à l'extérieur de l'entrée d'air du fan en position 4h. ce détecteur est de type hydrodynamique

Il comprend une capsule chargée d'hélium et un clapet hydraulique. Ce clapet soumis aux pressions P_c et P_b délivre un signal hydraulique (P7) proportionnel à l'évolution de température T2.

C- TEMPERATURE T2,5 (CIT COMPRESSION IN LET TEMPERATURE)

La température T2,5 est relevée à l'entrée d'air du compresseur HP. Ce détecteur est monté sur le carter intermédiaire du fan à la position 4h30. le principe de fonctionnement de ce détecteur est identique au détecteur de T2.

D- PRESSION POC (AMBIANT PRESSURE)

L'orifice de pression ambiante est situé à la partie inférieure droite du MEC. Elle enregistre donc la pression ambiante qui règne dans la zone des accessoires.

E- PRESSION STATIQUE P3 (CDP COMPRESSEUR DISCHARGE PRESSURE)

La prise de pression P3 se trouve en arrière du compresseur HP, sur le carter diffuseur. Un transmetteur hydromécanique est intégré au MEC. Il émet un signal hydraulique proportionnel à l'évolution de pression de refoulement du compresseur HP.

F- POSITION MANNETE DE POUSSEE

Le signal position manette est transmis mécaniquement au régulation N2 par l'intermédiaire de tringle rics et câbles jusqu'au levier de commande sur le MEC.

G- RALENTI MINIMUM

Possible qu'avec les reverses rentrées : un signal électrique « ralenti minimum » est transmis au MEC dans les configurations avion suivantes :

- ❖ Lorsque les bords de bord d'attaque aile sont rentrés et que le de givrage nacelle n'est pas utilisé
- ❖ Lorsque l'amortisseur de train avant est comprimé.

H- SIGNAL DE LIMITATION DE POUSSEE

Le signal électrique de limitation de poussée émis par le MEC est transmis au régulateur N2 par l'intermédiaire d'un moteur couple intégré au MEC (SPEED TORQU MOTOR)

J- SIGNAL DE BLOCAGE DE LIMITATION (TRIM FAIL FIXED)

Le signal électrique TRIM FAIL FIXED émis par le PMC est transmis à un solénoïde de blocage sur le MEC

III.2.5.2- REGULATEUR DE REGIME N2

Le régulateur centrifuge utilise les pressions P_e et P_b pour commander le vérin de doseur (governor servo pressure).

III.2.5.2.1- SELECTION DU NIVEAU DE POUSSEE

Le levier de commande de poussée assure de tarage du régulateur N2 par l'intermédiaire d'une came et de tringlerie. Le paramètre d'affichage de la poussée est le régime N1. En cas d'affichage manuel de poussée, la manette de poussée peut être avancée jusqu'à l'obtention du régime calculé.

III.2.5.2.2- REGULATION DU REGIME N2

Lorsque aucune action extérieure n'entraîne de variation du tarage du régulateur centrifuge le régime N2 reste constant.

III.2.5.2.3- LIMITATION DE LA POUSSEE

En fonctionnement normal, le PMC est activé lorsque le contacteur « ENG TRIM » n'est pas renforcée que les voyants « FAULT3 » et « OFF » sont éteints.

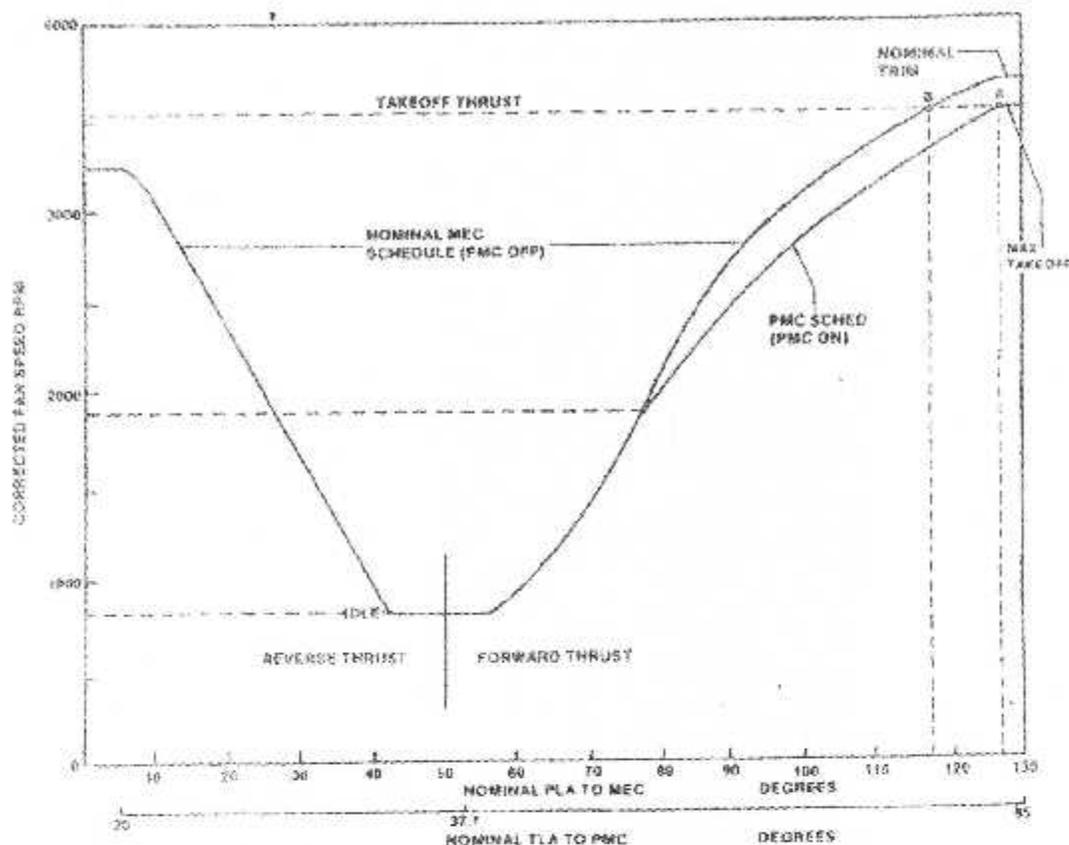
Le signal électrique émis par le PMC a pour but de limiter la poussée, donc le régime N1, à sa valeur optimum. Ce signal commande le moteur couple du MEC auquel est asservi un vérin hydraulique. Ce vérin limite le tarage du régulateur N2, le niveau d'énergie développé par l'ensemble HP diminue et interdit tout dépassement du régime N1 optimum (N1 commandé). Cette limitation (TRIM) peut atteindre au maximum 5% du régime N1 de décollage.

III.2.5.2.4- BLOCAGE DU SIGNAL DE LIMITATION PMC (FAIL FIXED SIGNAL)

Lorsque le PMC émet un signal de blocage le gong mono coup retentit les voyants « ENG TRIM FAULT » et « ENGINE » s'allument au poste de pilotage.

Le solénoïde de blocage commande un vérin hydraulique qui contrecarre l'action du vérin du moteur couple. Dans ce cas, le régime N2 est maintenue à la valeur obtenue lors du « TRIM ». Ce régime peut représenter le minimum ou le maximum du « TRIM ».

Cette situation nécessite deux actions. L'une consiste à renforcer le contacteur « ENG TRIM » (le voyant off s'allume), l'autre à réajuster manuellement le niveau de poussée par action sur la manette. Le PMC est désactivé.



Figure(III-11): DOMAINE D'ACTION DU PMC

III.2.5.2.5-REGULATION DU NIVEAU DE POUSSEE EN FONCTION DES CONDITIONS AMBIANTES

En cas de désactivation du PMC, le moteur couple et le solénoïde de blocage ne sont plus alimentés. Le régime N2 est optimisé par le MEC en fonction de l'altitude POC et de la température d'entrée d'air T2.

Dans ce but, une capsule anéroïde soumise à la POC et un vérin commandé par la sonde hydromécanique T2 positionne une came à 3 dimensions. Le programme de ce système entraîne une modulation d'altitude et de température T2.

III.2.5.2.6- REGIME DE RALENTI

A- RALENTI MINIMUM

N'est possible qu'avec les reverses rentrées soit : avion au sol, amortisseurs comprimés, ou, configuration becs de bord d'attaque rentrés et dégivrage nacelle sur air.

Le solénoïde de ralenti minimum est alimenté, le vérin hydraulique de ralenti n'est pas soumis à la pression PC. Si la manette de poussée est en butée arrière, le tarage du régulateur N2 évolue en fonction de l'altitude, de la température entrée air. La came à 3 dimensions, asservie à la POC et à la T2 possède un deuxième programme. Celui-ci commande le tarage du régulateur

N2 afin d'obtenir le ralenti minimum à une valeur entre 58,5 et 64,9 % de N2 (fonction de POC et T2).

B- RALENTI D'APPROCHE

Lorsque l'anti-givrage est utilisé, le régime N2 doit être plus élevé.

De plus, lorsque l'avion est en configuration approche, (bees sortis) une remise rapide de poussée réacteur peut être nécessaire. Afin d'obtenir un temps d'accélération aussi faible, le régime N2 de ralenti est conservé à une valeur nominale de l'altitude (POC) et température T2. Dans cette configuration, le solénoïde de ralenti n'est pas alimenté et le vérin de ralenti est soumis à la pression PC.

III.2.5.2.7- REGLAGES

Seul les réglages du ralenti minimum peut être effectué en utilisation.

III.2.5.3- CONTROLEUR DES ACCELERATIONS ET DECELERATIONS

L'ensemble du dispositif a pour but :

- Le contrôle du dosage carburant/air durant les régimes transitoires.
- La limitation de la pression interne P3 (*CDP compressor discharge pressure*).
- Une protection en cas de survitesse N2 importante.

Le programme de fonctionnement du contrôleur est défini en fonction de 4 paramètres principaux :

A- DEBIT CARBURANT

Matérialisé par came et un levier suiveur de position doseur. (*Fuel lever follower*)

B- P3 OU CDP

Un transmetteur hydro-mécanique positionne une came qui représente le signal de pression interne réacteur.

C- TEMPERATURE D'ENTREE D'AIR DU COMPRESSEUR HAUTE PRESSION

(T2.5 ou CIT). La sonde hydraulique déplace axialement une came à 3 dimensions (3D) en fonction de l'évolution de température d'entrée.

D-REGIME N2

Un régulateur centrifuge déplace angulairement la came 3D au fur et à mesure de l'évolution du N2.

III.2.5.3.1- FONCTIONNEMENT

Les différents composants du contrôleur d'accélération commandent un tiroir limiteur.

(LIMIT PILOT VALVE). Les déplacements axiaux limiteurs ci entraînent des variations de débit des circuits PC et PB du régulateur N2. Ces variations de débit ont pour conséquence une influence sur la vitesse de déplacement doseur, donc sur les temps d'accélération et décélération du réacteur.

A-DÉBUT D'ACCÉLÉRATION

Le régulateur N2 commande une ouverture du doseur. La P3 est faible. La pilote valve du contrôleur limite la servo-pression de commande du doseur afin d'éviter l'augmentation rapide du débit d'air compresseur n'est pas suffisant.

B- AUGMENTATION DE PRESSION P3

La pression P3 augmente. La came CDP entraîne une augmentation de la servo-pression doseur. Le débit carburant augmente progressivement sans entraîner de surechauffe.

D- AUGMENTATION DU REGIME N2

Le régulateur centrifuge entraîne en rotation de la came 3D dont le défilement du profil entraîne une réduction de la servo-pression doseur et, en conséquence, une augmentation du temps d'accélération ainsi qu'une limitation de température devant turbine en régime transitoire.

E- AUGMENTATION DE TEMPERATURE T2,5

La came 3D se déplace axialement vers la gauche. De par sa conicité, elle entraîne une réduction de la servo-pression doseur et, en conséquence, une augmentation du temps d'accélération ainsi qu'une limitation de température devant turbine en régime transitoire.

F- LIMITATION PRESSION INTERNE

Le profil de la came CDP entraîne une réduction du débit carburant lorsque la P3 atteint 445 PSI.

G- PROTECTION EN CAS DE SURVITESSE IMPORTANTE

En cas de dépassement important ($N2 > 112,2\%$), le régulateur centrifuge du contrôleur d'accélération commande une augmentation de la section de passage de by-pass valve. La AP doseur diminue et le débit carburant chute.

H- FONCTIONNEMENT EN DECELERATION

Le contrôleur régule le dosage carburant/air de façon à éviter tous risques d'extinction consécutive à un dosage pauvre. Les éléments de régulation sont identiques à ceux de la phase accélération.

III.2.5.4 - CALCULATEUR DE POUSSEE MOTEUR (PMC)

Le boîtier du PMC est installé sur le carter de sortie du fan en position 2h. Il est supporté par des amortisseurs de vibrations. Il est alimenté électriquement par l'alternateur de contrôle N2. Il comporte un circuit de ventilation.

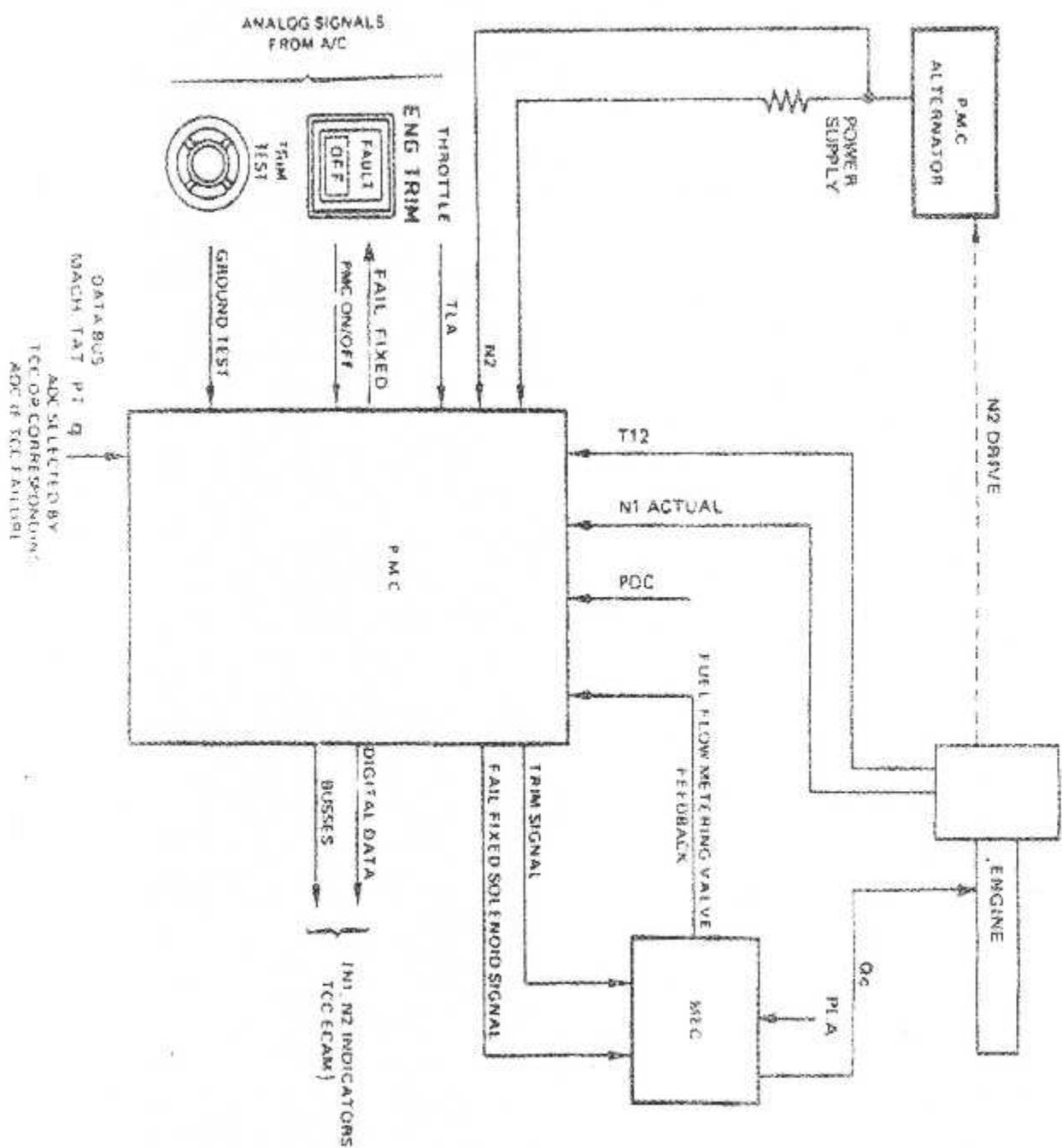


Figure (III-12) : SCHEMA DE CALCULATEUR DE POUSSEE MOTEUR (PM C)

III.2.5.4.1- DIFFERENTS SIGNAUX UTILISES PAR LE PMC

A-SIGNAUX DIGITAUX EN PROVENANCE DE LA CENTRALE AERODYNAMIQUE –ADC- (AIR DATA COMPUTER) SELECTEE PAR LE –TCC- (THRUST CONTROL COMPUTER)

- ❖ Mach –M
- ❖ Température totale –TAT
- ❖ Pression totale –PT
- ❖ Pression dynamique-Q

Le PMC calcule la valeur de la P0 à partir des valeurs de PT et Q.

En cas de panne du TCC, le PMC utilise les informations en provenance directe de la centrale ADC n° 2 pour le GTR a°2.

En cas de panne ADC, les informations proviennent des capteurs propres du PMC.

B-SIGNAUX ANALOGIQUES EN PROVENANCE DU POSTE D'EQUIPAGE

- ❖ Position manette de poussée indiquée par un transmetteur (TLA *transducer lever angle*) situé à la partie inférieure du bloc manettes, partie inférieure du bloc manettes.
- ❖ Contacteur principal PMC, position « On » ou « Off ».
- ❖ Signal de test au sol – (utilise l'alimentation de bord 115 volts 400 Hz).

C-SIGNAUX ANALOGIQUES EN PROVENANCE DU GTR

- ❖ Régime N1 réel (actuel N1)
- ❖ Débit carburant : le transmetteur de position doseur renseigne le PMC sur la valeur du débit instantané de carburant (ΔP doseur constante).

Lorsque le PMC détecte une anomalie de valeur des paramètres, température TAT, ou pression PT ou Q, fournis par les centrales ADC, il utilise deux autres signaux par le GTR.

➤ T12

La température d'entrée d'air du réacteur est mesurée par une sonde électrique montée station 12, à la position 4h30.

➤ Pression POC

Un transmetteur fournit la pression ambiante prise à l'extérieur du boîtier PMC. Par contre, en cas de défection du signal de mach, le PMC calcule ce paramètre à partir des autres signaux PT et PS, ce qui lui permet de rester opérationnel et de minimiser les effets de cette panne.

III.2.5.4.2- FONCTIONNEMENT NORMAL DU PMC

Un écran TRP (thrust rating panel) au panneau central pilotes, permet la sélection du mode de fonctionnement réacteur correspondant à la phase de vol programmé:

GA-TO	Décollage ou remise de poussée
MCT	Régime maxi continu
CL	Régime de montée
CR	Régime de croisière
FLEX TO	Décollage à poussée réduite

Le signal de sélection de mode est transmis au calculateur de commande de la poussée (TTC thrust control computer). Ce calculateur de commande fait partie des systèmes automatiques de vol. Le TTC comporte entre autres deux calculateurs :

- Le calculateur de « N1 limit » qui tient compte aussi de la position des vannes de prélèvement d'air.
- Le calculateur auto manette qui détermine la position de la manette de poussée.

C'est le TTC qui transmet la valeur du régime « N1 limit », d'une part, à l'écran « THR LIMIT » du TRP pour affichage, d'autre part, à l'indicateur N1, pour positionnement de l'index triangulaire de N1 limit.

Pour élaborer le régime N1 optimum (N1 commandé), le PMC utilise les informations suivantes :

- Position manette (TLA)
- Mach PO et FAT
- Données mémorisées concernant le programme de fonctionnement réacteur afin de faciliter l'affichage de la poussée, réduire le régime N1 ? CONSERVER LES MARGES DE SECURITE EGT et éviter les surchauffes.

Le signal « N1 commandé » est transmis :

- A l'indicateur de N1 pour positionnement de l'aiguille de N1 commandé.
- Au calculateur auto manette du TCC, à titre de retour d'asservissement (position manette).
- Au calculateur de limitation de poussée.

III.2.5.4.3- MODE D'ACTION DU PMC

Le calculateur de limitation de poussée (ou de régime N1), compare le N1 commandé avec le signal N1 réel et élabore le signal de limitation. Il transmet ce dernier signal au moteur couple du MFC qui limite le régime N2 pour obtenir un N1 réel égal au N1 commande.

Durant les phases de transition, les aiguille « N1 commandé » et N1 réel sont décalées sur l'indicateur N1.

Lorsque le régime N1 réel aura atteint le N1 commandé, les 2 aiguilles seront superposées.

Le PMC ne tient pas compte des prélèvements air dans son calcul de N1 commandé.

III.2.5.4.4- ANOMALIES DE FONCTIONNEMENT DU PMC

Le PMC peut détecter 80% des pannes de fonctionnement du système de limitation de poussée réacteur

Dans ce cas, il émet un signal de blocage du signal de limitation « FAIL FIXED » qui signifie :

- ❖ L'alimentation du solénoïde de blocage du signal de limitation sur le MEC.
- ❖ L'activation des alarmes.
 - « eng trim fault » et « engine » allumé
 - Gong mono coup

À l'issue de la manœuvre du contacteur « ENG TRIM FAULT » l'alimentation électrique du moteur couple et du solénoïde de blocage est coupée. Le PMC est désactivé. Le voyant blanc « ENG TRIM OFF » est allumé.

III.2.5.4.5- TEST DU PMC

Le PMC peut être testé au sol, réacteur à l'arrêt. Lors du test, le PMC est alimenté en 115 V, 400Hz par l'intermédiaire du bouton poussoir TRIM TEST situé au panneau de maintenance. Il génère son propre signal N1 fonction du déplacement des manettes de poussée.

Le test devra être effectué TCC et ADC sur « ON ». Dans le cas contraire, le PMC recevra l'information TAT de la sonde T12. Cette information peut être faussée par une exposition au air GTR encore chaude.

Chapitre IV

Description du Système Carburant du Moteur CFM56-5B

IV. DESCRIPTION DU SYSTEME CARBURANT DU MOTEUR CFM56-5B

IV.1- DESCRIPTION DU SYSTEME FADEC

IV.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 Control Unit-ECU* ou EEC) et de ses périphériques : unité hydromécanique (HME), 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).

IV.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, et 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.

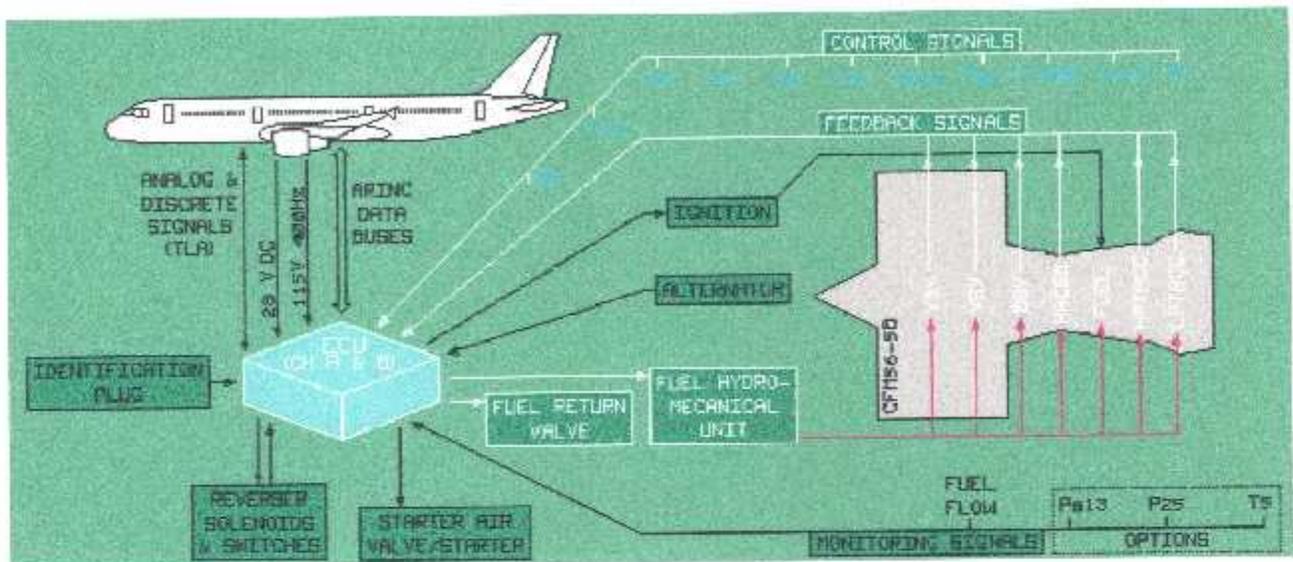


Figure (IV-01) : PRESENTATION DU SYSTEME FADEC

IV.1.3- FONCTION DU FADEC

❖ Réglage la pousser 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 minimal 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 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 du 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** (*Engin Warning Display*) et **EICAS** (*Engin 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 staturs 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 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.

IV.2- UNITE ELECTRONIQUE DE CONTROLE MOTEUR (ECU)

L'unité électronique du contrôle moteur (ECU) est un calculateur numérique qui est fixé sur le carter de la soufflante position 4H00, il est 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 même fonctions que celle du canal actif, il comprend plusieurs connexions pneumatiques et électriques.

Quinze (15) connecteurs électriques câblés sont localisés sur le panneau bas de L'ECU. Chaque connecteur a un modèle à cle 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 relié 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.

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.

IV.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 propres 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.

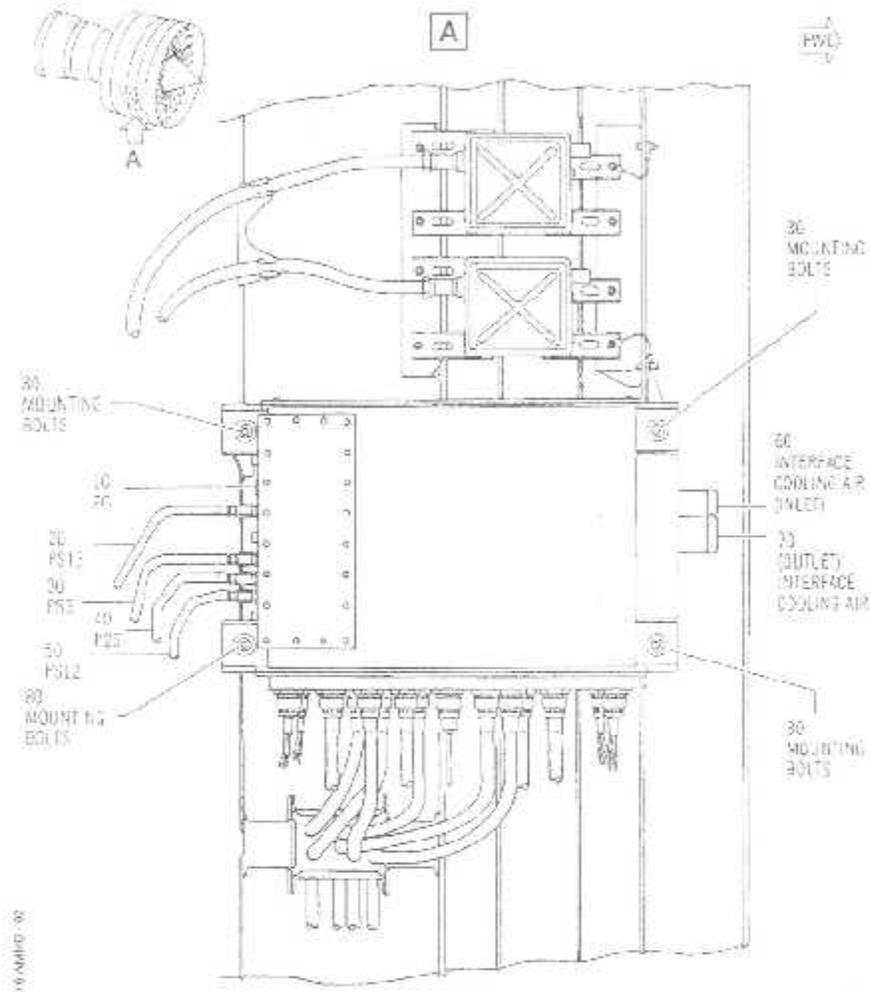


Figure (IV-02) : L'UNITE ELECTRONIQUE DU CONTROLE MOTEUR (ECU)

IV.3- UNITE HYDROMECHANIQUE (HMU)

Le moteur CFM56-5B est contrôlé par un système de régulation électronique numérique à pleine 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). Ce dernier convertit ces signaux grâce à des moteur couple en ordre hydraulique pour calculer le débit de carburant du moteur et le débit aux servo vannes.

La repense de servo vanne au signal de commande du EEC positionne le galet doseur de façon à délivrer le débit de carburant calculé par l'ECU.

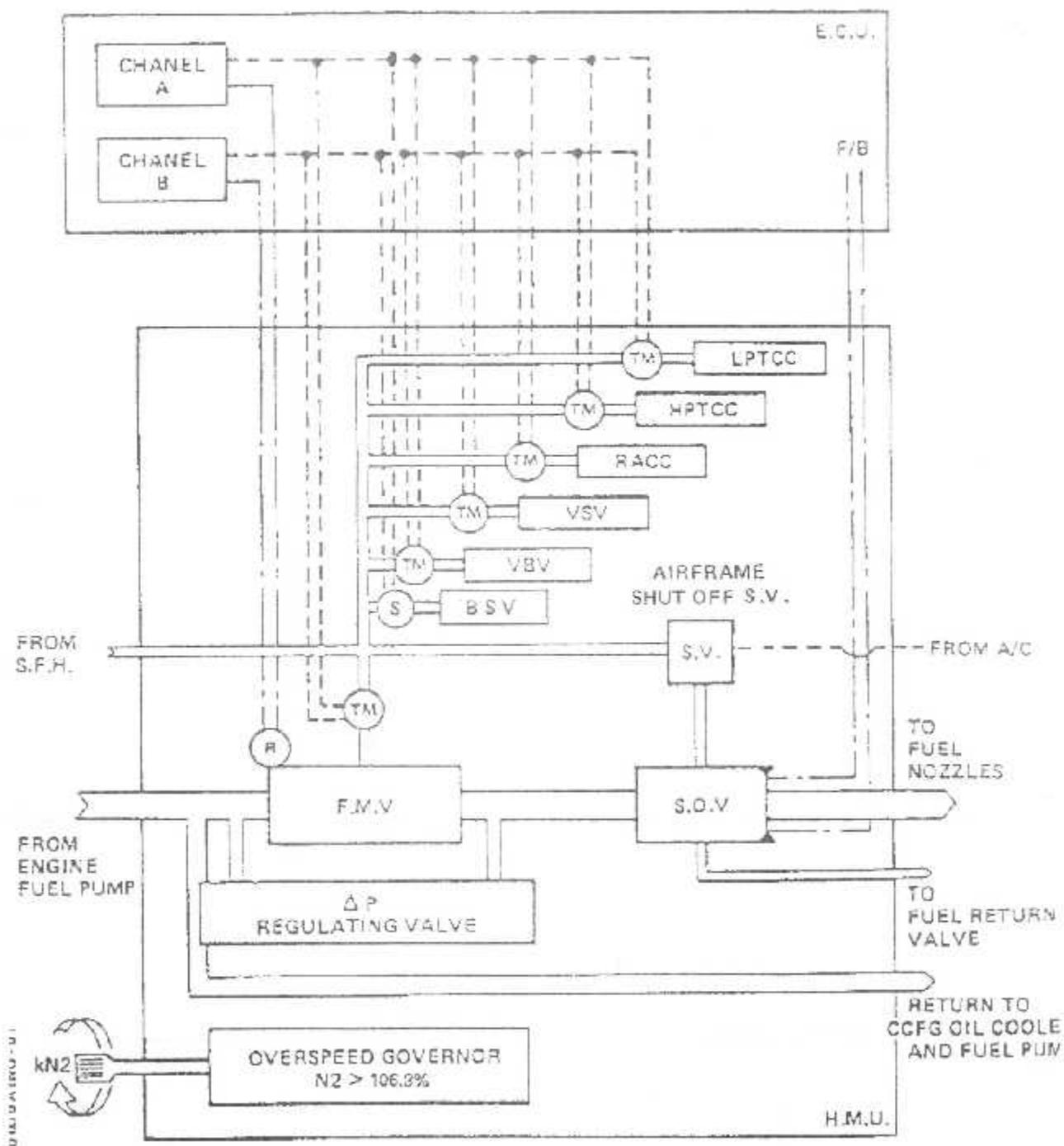


Figure (IV-03) : L'UNITE HYDROMECHANIQUE (HMU)

IV.4- DESCRIPTION DU SYSTEME CARBURANT

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

Le système de 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 de carburant à double cône.
- Une vanne de sélection injecteur BSV.

Le carburant fourni à partir des réservoirs de voilure passe par une pompe centrifuge (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 fourni à la section 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, IPTACC, 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 renvoyé 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 voilures par une conduite séparée, le carburant en excès servi à refroidir l'IDG et les asservissements.

IV.4.1- ROLE DU CIRCUITE CARBURANT

Le rôle de circuit carburant est d'assurer :

- L'alimentation des vingt (20) injecteurs de la chambre de combustion.
- L'alimentation de deux (02) vérins des stators à calage variable.
- 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 RACC.
- Refroidissement de l'huile de graissage du moteur.
- Refroidissement de l'huile de graissage de l'alternateur.

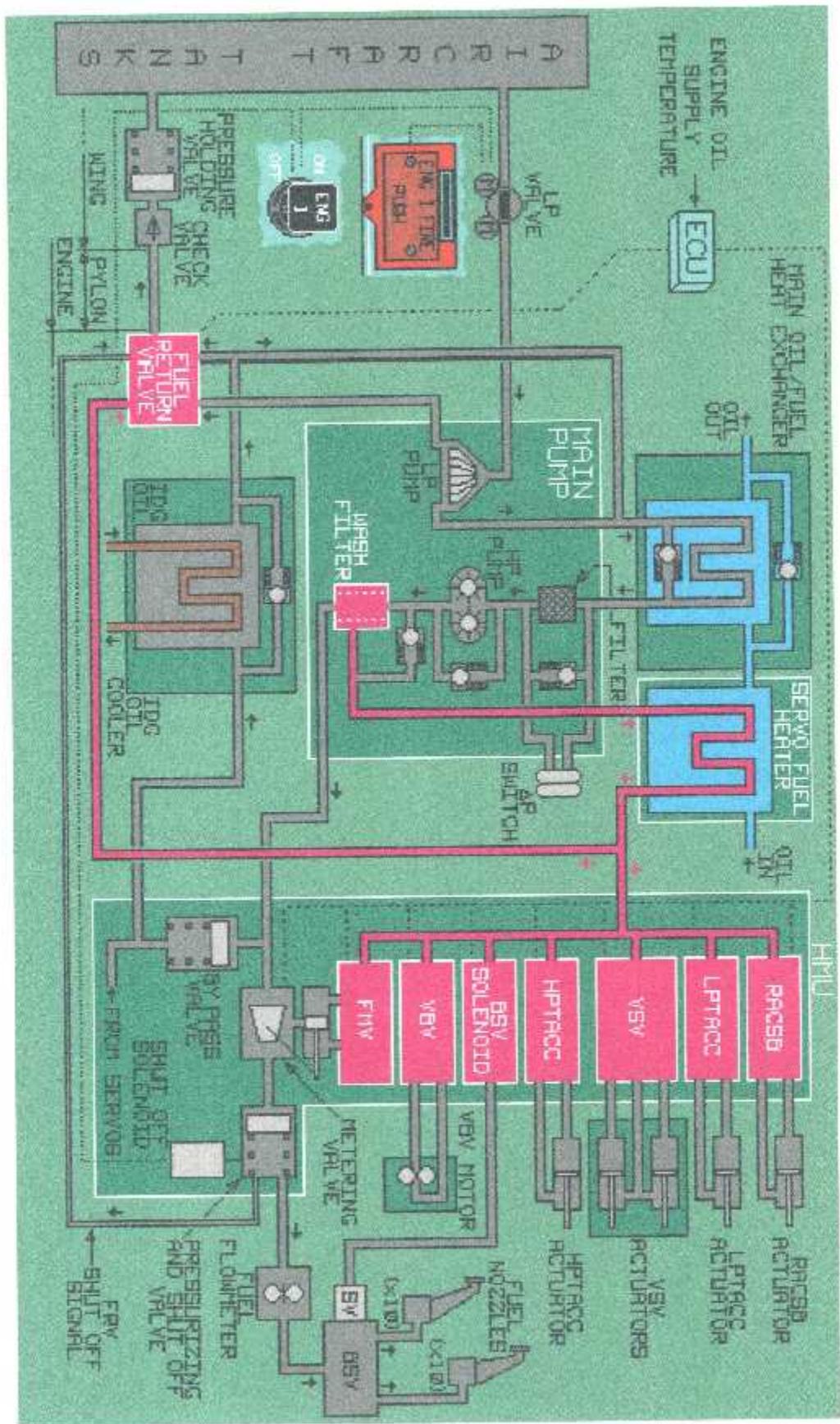


Figure (IV-04) : DESCRIPTION DU CIRCUIT CARBURANT DU MOTEUR CFM56-5B

IV.4.2- DESCRIPTION DES COMPOSANTS

IV.4.2.1- ENSEMBLE POMPE ET FILTRE

La pompe de carburant pressurise et circule le carburant dans le circuit carburant. Les pompes des réservoirs assurent l'approvisionnement en carburant. Le carburant rentre dans l'étage basse pression (LP) de la pompe où il se pressurise partiellement puis rentre à l'échangeur de chaleur principal d'huile/carburant pour se chauffer après il rentre dans l'étage de la pompe HP à travers un filtre jetable pour une deuxième pressurisation, puis il traverse le filtre de lavage en deux écoulements, une partie va directement au HMU, l'autre partie se dirige vers le réchauffeur carburant puis dans le HMU pour les asservissement.

Le carburant de renvoi dévié du HMU est l'accède pour alimenter le radiateur d'huile du générateur intégré d'entraînement (IDG). Là il refroidit l'huile IDG.

Si les filtres ou l'échangeur de chaleur, sont colmatés, un certain nombre de clapets de dérivation (by-pass) sont fournis pour empêcher des habillages excessifs de pression.

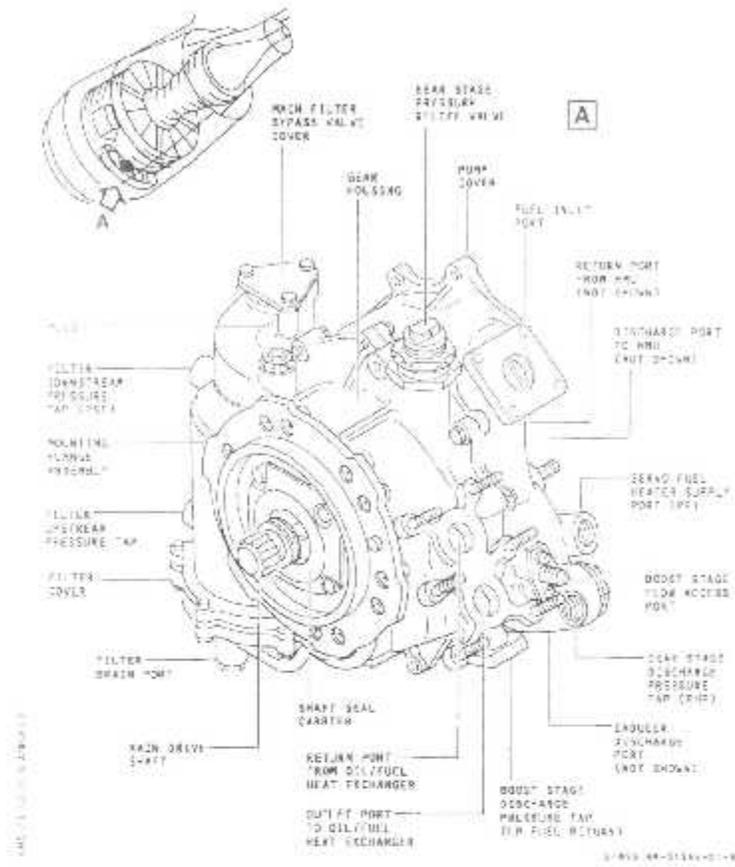
La pompe est attachée avec une bride de fixation à la face arrière de la gear-box au côté gauche du châssis. Fan avec un couple d'attache/détache rapide voilà ces quelques caractéristiques :

- Le poids : 22 kg
- Le débit max. : 257 L / min
- La pression max de la pompe centrifuge : 125 PSI
- La pression max de la pompe à engrenages : 1145 PSI

IV.4.2.2- LE FILTRE DE CARBURANT

Le filtre de carburant est situé entre l'échangeur de chaleur principale d'huile/carburant et l'étage HP de la pompe. Il protège le HMU contre des particules en suspension dans le carburant. Il se compose d'une cartouche filtrante (32 microns) et d'une valve de décompression.

La cartouche filtrante est installée dans une cavité sur le corps de la pompe. La cartouche filtrante est périodiquement remplacée et enlevée. En cas de colmatage de filtre, une valve de décompression dévie le carburant à l'étage HP.



Figure(IV-05) : FILTRE ET POMPE CARBURANT

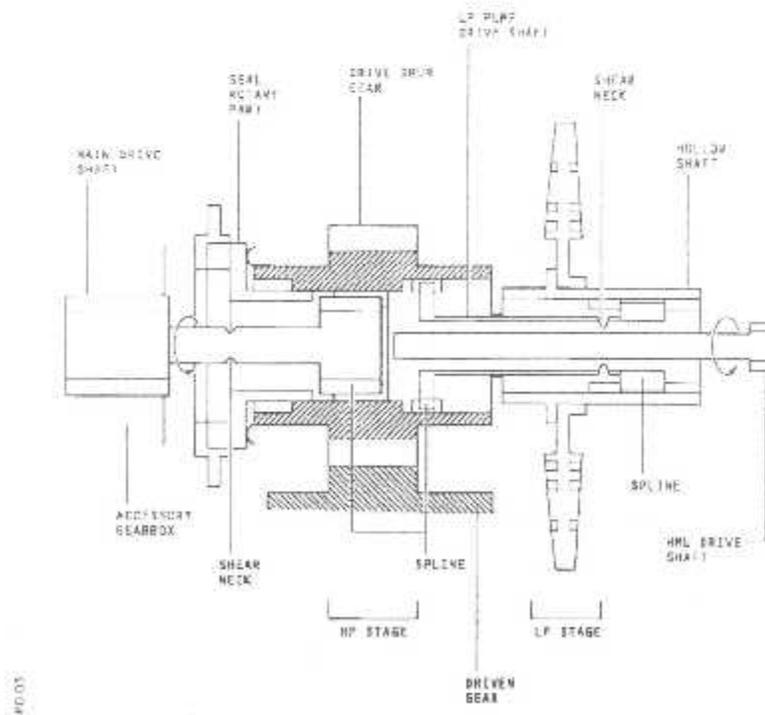
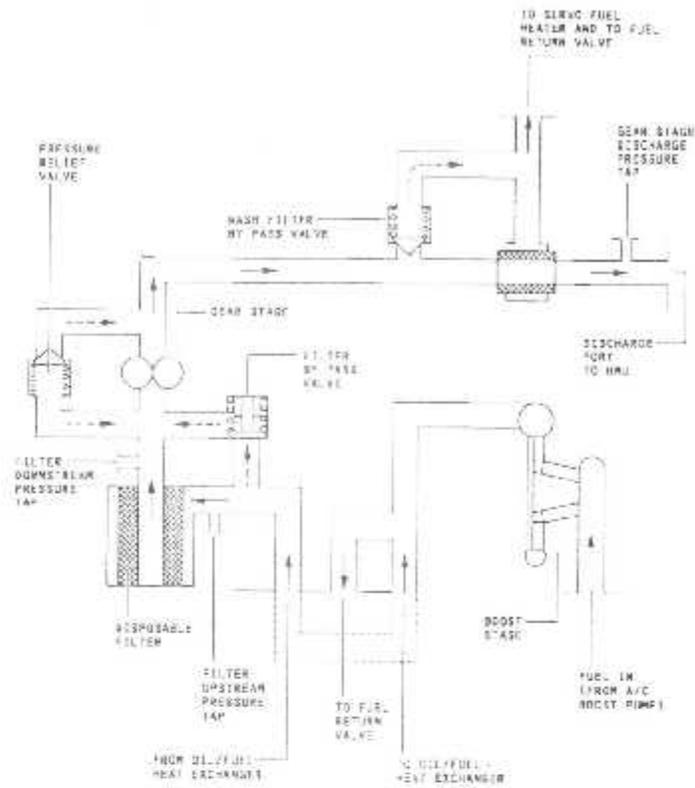
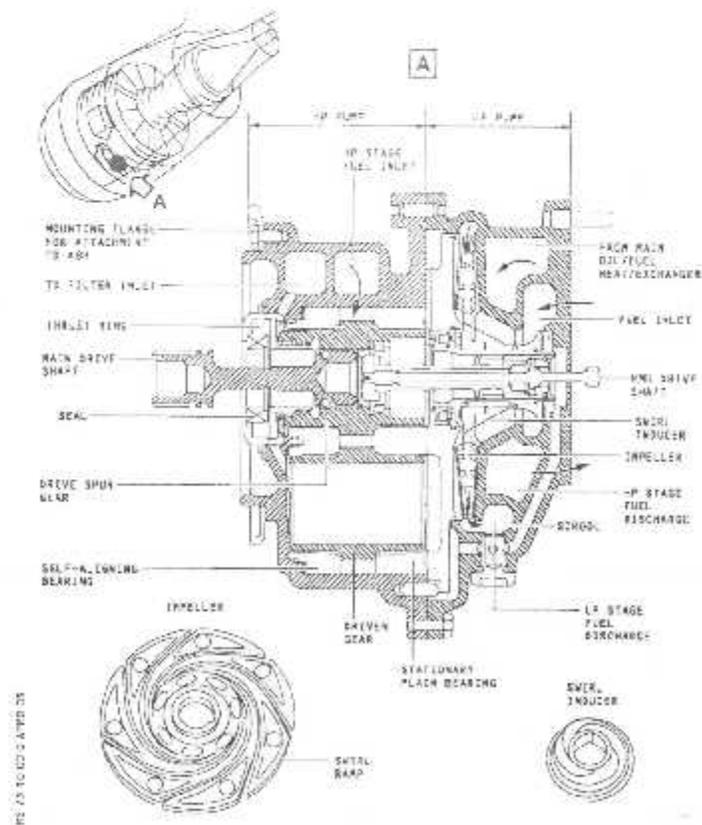


Figure (IV-06) : COMPOSANTS D'ENTRAÎNEMENTS DE LA POMPE CARBURANT



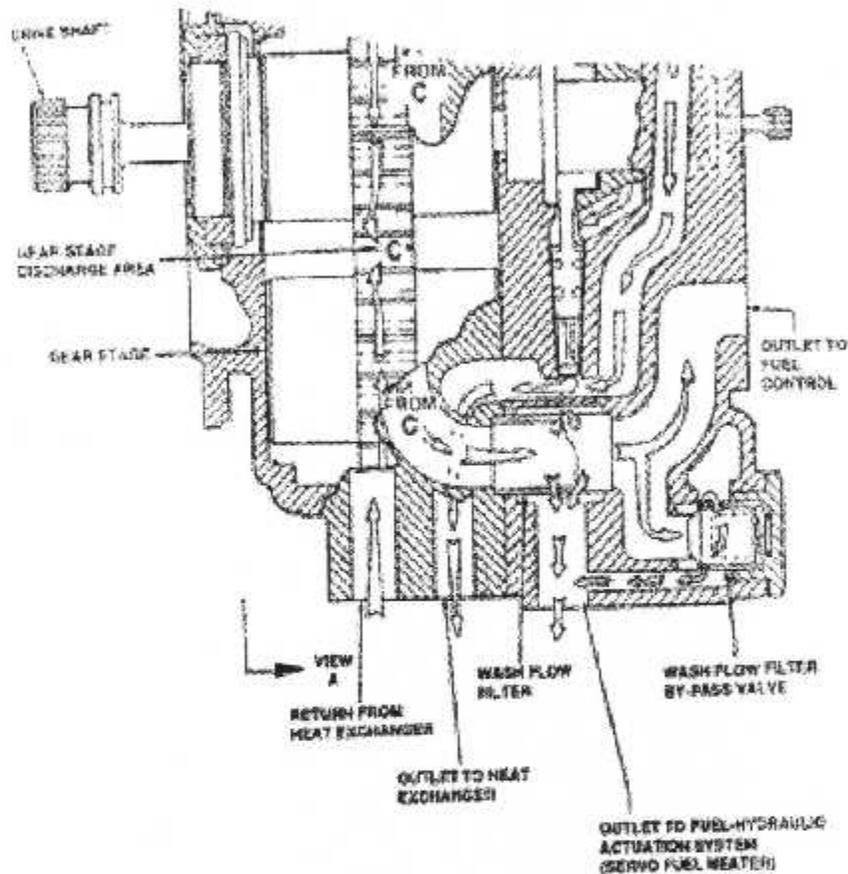
Figure(IV-07) : DIAGRAMME DE SYSTEME DE LA POMPE CARBURANT



Figure(IV-08) : LES ETAGES HP ET BP DE LA POMPE CARBURANT

IV.4.2.3- LE FILTRE DE LAVAGE

Le filtre de lavage (*Wash filtre*) est situé à la sortie de l'étage HP incorporée dans le bloc pompe. Il se compose d'un élément filtrant (65 microns) et valve de décompression. Il attrape les particules en suspension restant dans le carburant fournis aux commandes de l'unité hydromécanique. Si le filtre est colmaté, une valve de décompression dévie le carburant à l'entrée du réchauffeur de carburant.



Figure(IV-09) : FILTRE ADDITIONNEL DE LA POMPE CARBURANT

IV.4.2.4- L'ECHANGEUR THERMIQUE HUILE / CARBURANT MOTEUR

L'échangeur thermique est un compartiment à double fonction, il utilise l'huile de récupération pour réchauffer le carburant afin de lui fournir des conditions optimales à la combustion, et éviter toute formation de givre.

La seconde fonction est de refroidir l'huile de récupération pour une conservation des qualités frottantes afin d'obtenir une lubrification meilleure et efficace.

Le carburant circule sans interruption dans les tubes du noyau ,il entre par un orifice d'admission et coule le long du noyau ,lors du contact avec ce dernier , l'huile est refroidie (convection forcée), ensuite, après avoir été guidé par des chicanes , l'huile sort par l'orifice de sortie .

Il est équipé d'un clapet de surpression permettant à l'huile de récupération de by-passer l'échangeur en cas de colmatage par des résidus ou une huile visqueuse en temps froid. Cette by-pass est tarée 123.4 et 137.9 PSI.

Il est à noter que sur le CFM56-5B on trouve aussi une deuxième valve de by-pass qui permet le passage du carburant traversant le noyau quand ce dernier est obstrué par givrage : cette by-pass est tarée entre 26.12 et 29.02 PSI.

IV.4.2.5- SERVO RECHAUFFEUR DE CARBURANT

Le réchauffeur de carburant est situé près de la pompe de carburant en position 9h00 monté sur l'échangeur principal de chaleur. Le réchauffeur de carburant a pour but de chauffer la partie du carburant de moteur qui va être employé comme source d'énergie dans les commandes de servo-mécanismes de moteur. Cela pour empêcher le givrage du carburant d'asservissement. Le réchauffeur de carburant lui permet d'être chauffé.

Le transfert thermique entre l'huile et le carburant est réalisé par la conduction et la convection forcée. Le réchauffeur de carburant est construit de telle manière que le secteur de contact existe entre les écoulement de carburant et l'huile soit maximum.

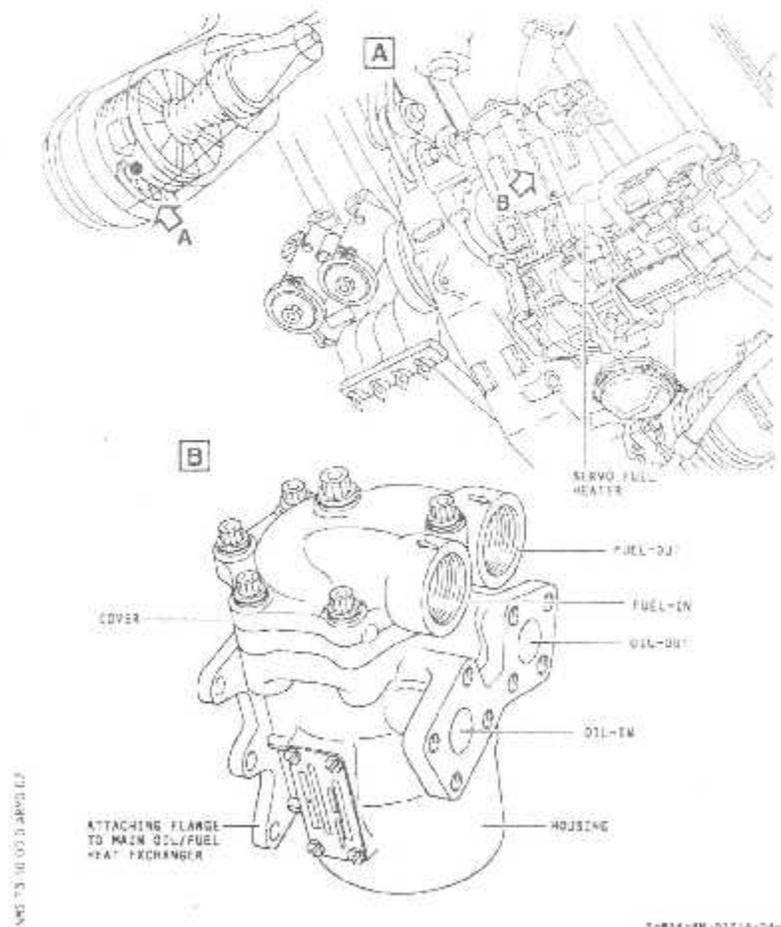


Figure (IV-10) : LOCALISATION DE L'ECHANGEUR THERMIQUE CARBURANT

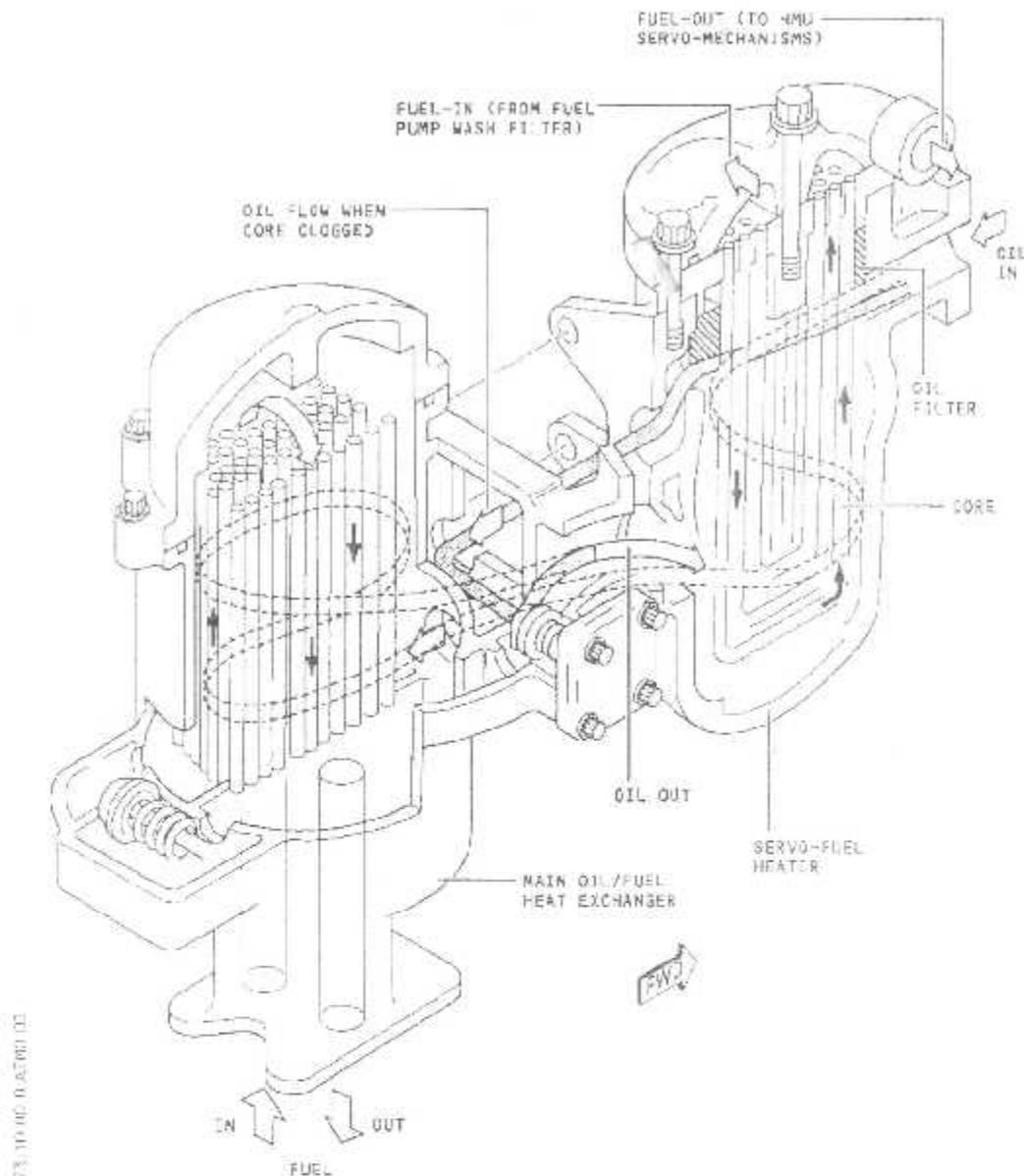


Figure (IV-11) : PARCOURS DU CARBURANT ET D'HUILE A L'INTERIEUR DE L'ECHANGEUR THERMIQUE CARBURANT

IV.4.2.6- RADIATEUR D'HUILE (IDG)

Le but est de refroidir l'huile venant du l'IDG. La chaleur produite est transférée au carburant venant du HMU et retournant à l'échangeur de chaleur d'huile/carburant. Le radiateur d'huile d'IDG est situé en avant de l'AGB à la position de 5h30.

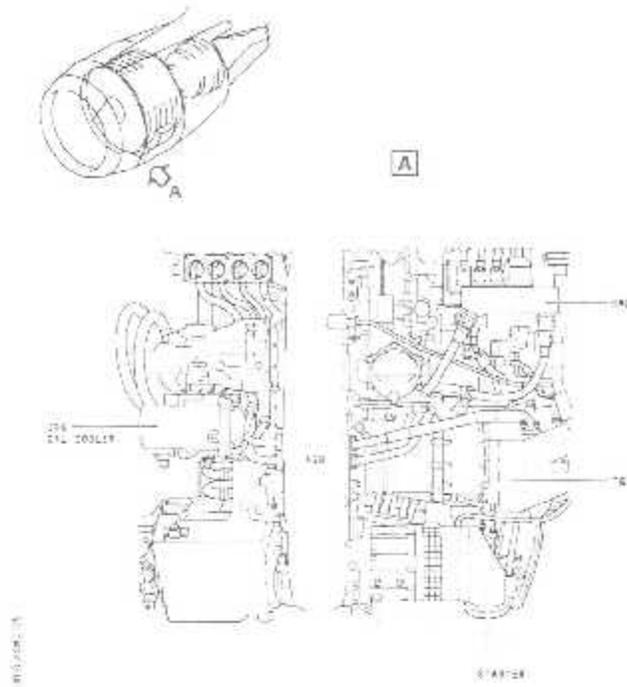


Figure (IV-12) : LOCALISATION REFROIDISSEUR D'HUILE DU IDG

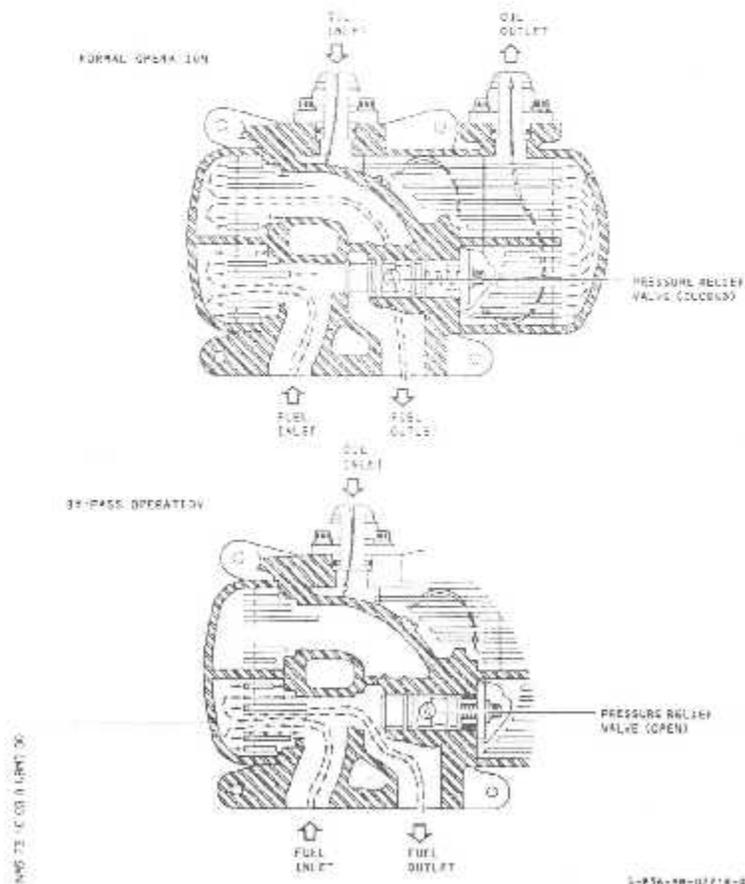


Figure (IV-13) : SCHEMA FONCTIONNEL DU REFROIDISSEUR D'HUILE DU IDG

IV.4.2.7- LA VANNE DE SELECTION INJECTEURS (BSV)

Le système de la vanne de sélection injecteurs est composé :

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

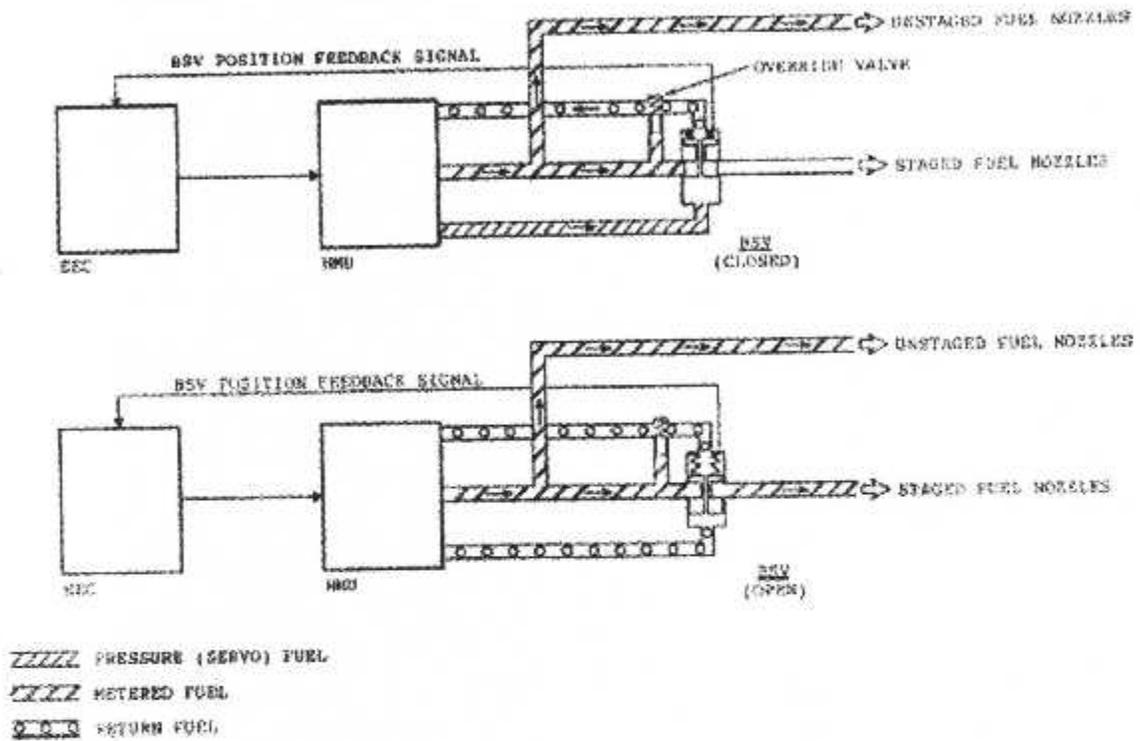


Figure (IV-14) : VANNE DE SELECTION INJECTEURS (BSV) - DISTRIBUTION / CARBURANT

La vanne de sélection injecteur (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 au 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 ouvert 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 électrique 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 monte en haut, la pression P_c est délivrée la valve de la BSV, dans ce cas on a une fermeture c'est à dire les 10injecteurs étagés ne s'alimenteront pas en carburant.

Lorsqu'il coupe l'alimentation le solénoïde se bouge vers la 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 Pcr. Dans leur chemin arrière et toujours dans la BSV, le carburant passe par une servo-valve.

Lorsque le mode fermeture est sélectionné (10 injecteurs carburant 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 auront 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.

L'information d'asservissement de la valve va vers l'ECU par deux micro switcher 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

IV.4.2.7.1- FONCTIONNEMENT DE LA BSV

A- Vingt(20) injecteurs en Opération

Dans la position ouverte, le solénoïde désactivé (coupé l'alimentation), la pression Pcr alimente dans la cavité supérieure de la BSV. La pression Pcr fournie dans les deux extrémités de la valve papillon. Dans ce cas on aura $P_{cr} * S1 + Fr > P_{cr} * S2$ ce qui laisse passer le carburant vers les 10 injecteurs restants à travers l'orifice de sortie P22, donc le ressort grande 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 $P_{cr} * S1 + Fr < P_c * S2$ ($P_c > P_{cr}$) 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 valve.

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

La BSV reste ouverte en cas de panne (position fail safe) pendant le reste du vol.

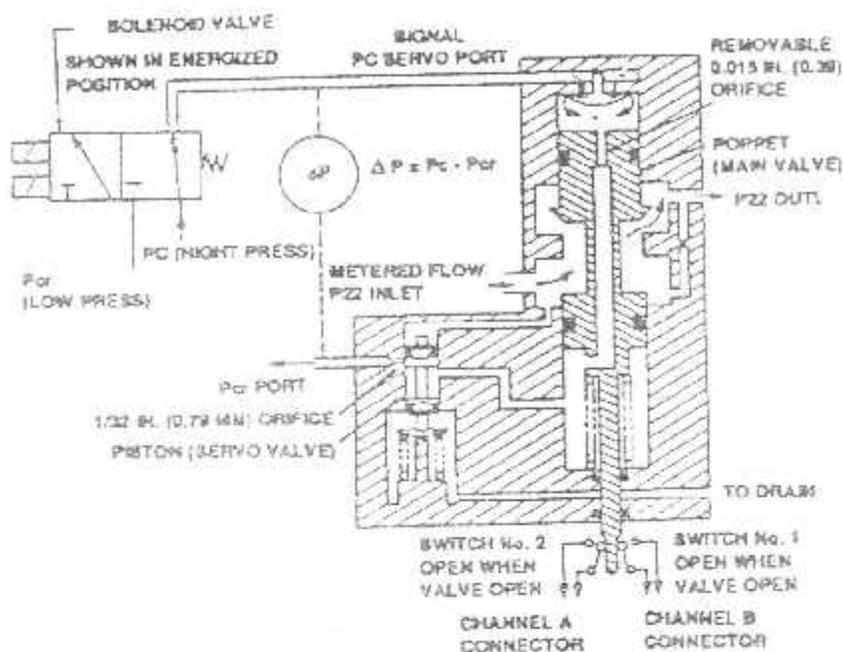


Figure (IV-15) : FONCTIONNEMENT DE LA BSV (20 INJECTEURS EN OPERATION)

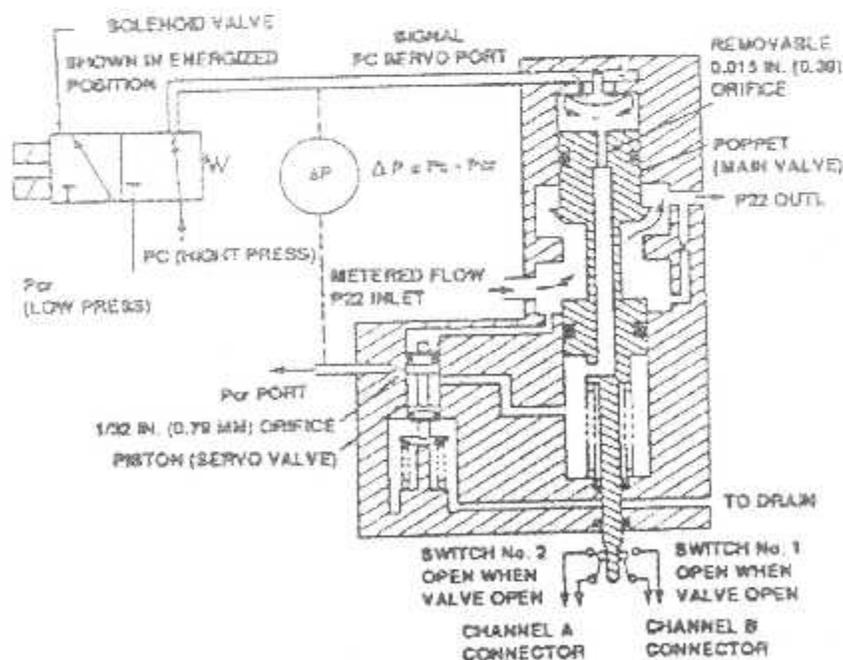


Figure (IV-16) : FONCTIONNEMENT DE LA BSV (10 INJECTEURS EN OPERATION)

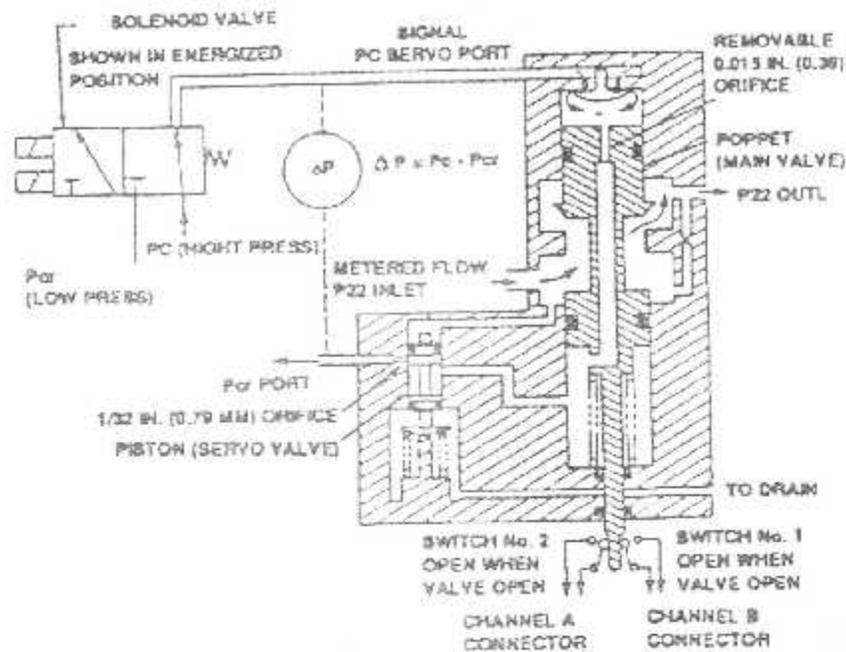


Figure (IV-17) : FONCTIONNEMENT DE LA BSV (OPERATION FAILE SAFE.)

IV.4.3-SYSTEME DE DOSEUR CARBURANT

IV.4.3.1- 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 resolver de galet doseur carburant
- Un système de centre du galet doseur carburant
- Un régulateur de la différence de pression DDp

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 proportionnel avec 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.

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 règle à une valeur constante, quel que soit le régime, la différence entre la pression amont et aval du galet doseur, la ΔP est d'environ 36 Psi.

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 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.

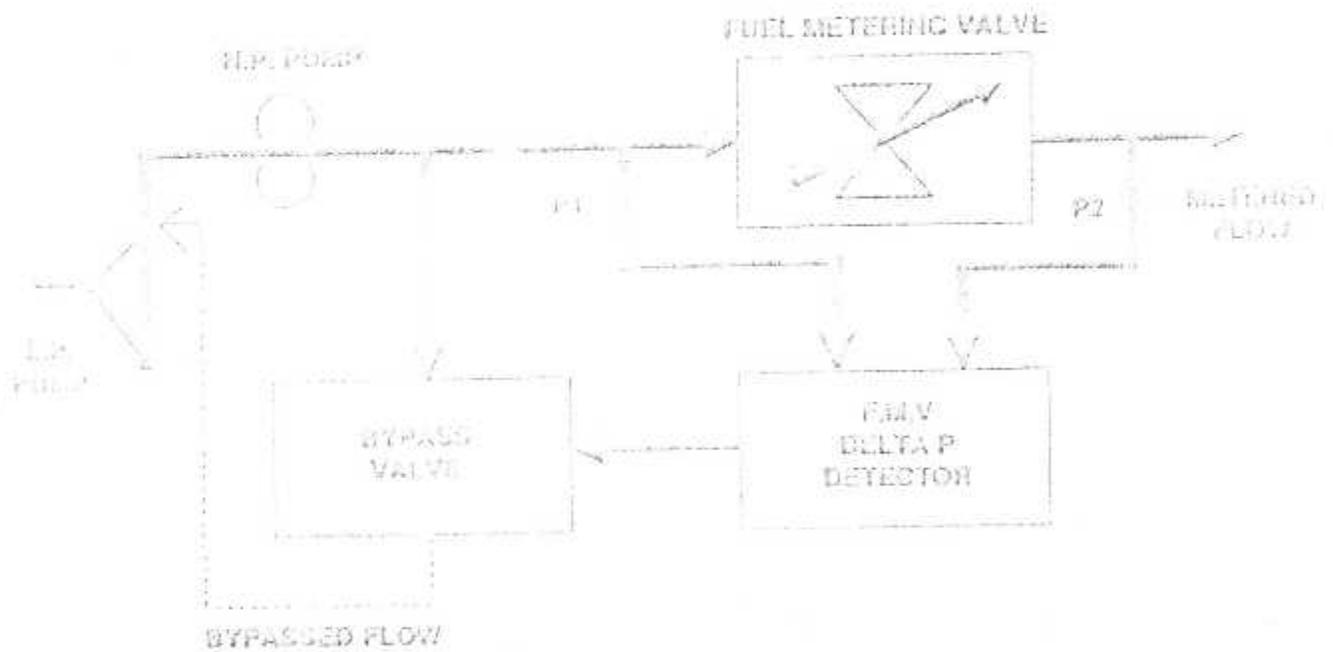


Figure (IV-18) : PRINCIPE DE DOSAGE CARBURANT

IV.4.3.2- LE ROBINET CARBURANT HAUTE PRESSION (HPSOV)

Le robinet carburant haute pression a deux positions (ouverte , fermé), il est commandé par la manette de démarrage .

Manette des gaz sur position IDLE , le robinet carburant ouvert .

Manette des gaz sur position CUT OFF (ARRET) pour les deux réacteurs , le robinet carburant fermé .

Il est à noter aussi que le robinet carburant se ferme par la poignée coupe feu.

IV.4.3.3- BY-PASS

La vanne de by-pass est une vanne dont le rôle principal envoi l'excédent carburant du régulateur vers la pompe carburant 2^{ème} étage. La by-pass est tarée à une pression différentielle de 50 Psi.

IV.4.3.4- DEBITMETRE

Le rôle du débitmètre est de mesurer la quantité de carburant qui va vers les injecteurs. Il est localisé sur le Fan à la position 10h00.

IV.4.4-SYSTEME DE REGULATION DE SURVITESSE

IV.4.4.1- INTRODUCTION

Le régulateur hydromécanique de survitesse limite la vitesse (N2) à 105,9 %maximum, et indépendant de l'ECU et du pilote.

Pendant une condition de survitesse le régulateur 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 la débit de carburant qui traverse la FMV diminué la survitesse.

IV.4.4.2- DESCRIPTION FONCTIONNELLE

A-CONDITION SOUS- VITESSE

Pendant l'opération de sous- vitesse, la force des masselottes n'est pas suffisante pour opposer le 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 ΔP .

Le ressort est ajuste si la vanne terroir reste inactive jusqu'à une vitesse approximative de 90%.

B-CONDITION DE SUR VITESSE (OVERSPEED)

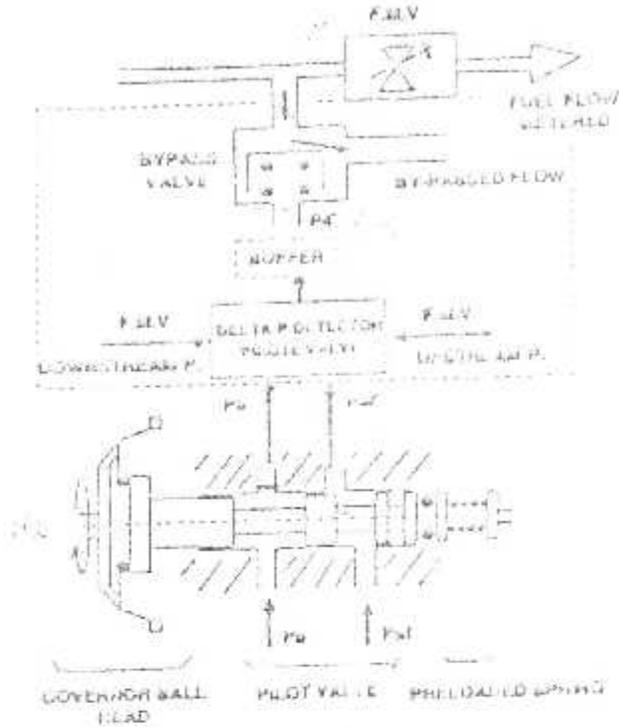
Quand N2 atteint à 98% la force de la masselotte est égal à la force du ressort de surcharge.

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 ou il ne peut pas fournit 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.

WISPEED
CONDITION
FIG 1
N2 < OVERSPEED



OVERSPEED
CONDITION
FIG 2
N2 > OVERSPEED

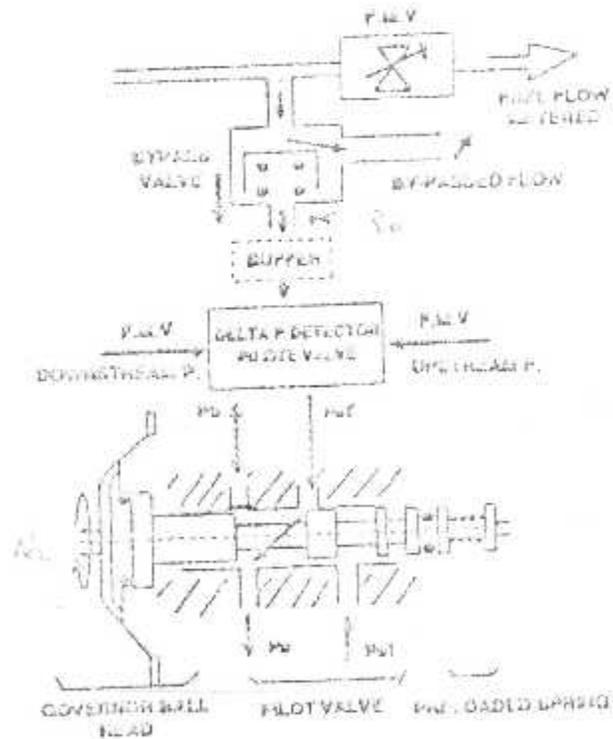


Figure (IV-19) : SYSTEME DE REGULATEUR DE SURVITESSE

Chapitre V

Maintenance et Recherche de Pannes des Moteurs

CF6-80 A3 et CFM56-5B

V- MAINTENANCE ET REHCERCHE DE PANNES DES MOTEURS CF6-80 A3 et CFM56-5B

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 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 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 réparations), qui correspond à une attitude de réaction à des événements plus ou moins aléatoires et qui s'applique après un certain nombre de méthodes qui permettent d'en diminuer les conséquences.
- 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.2.1.1- 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 a 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 maintenance :

V.2.2.1- MAINTENANCE CONDITIONNELLE

C'est une maintenance qui effectue un diagnostic avant de remplacer l'élément visé.

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 établi en fonction du temps et du nombre d'unités, elle est appliquée avant l'apparition 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- LES OBJECTIFS DE LA MAINTENANCE

Les pannes coûtent chers, il est intéressant de bien les étudier afin de les régler. Par conséquent, il faut mettre en place des moyens et des méthodes permettant de vraies causes

V.3.1- SECURITE

C'est une exigence réglementaire et commerciale. L'aéronef doit au cours du temps conserver les caractéristiques de navigabilité définie et éprouvée lors de la certification de plus et évident qu'un accident peut toucher l'image d'un transporteur et d'un constructeur.

V.3.2- DISPONIBILITE

Un aéronef représente un investissement coûteux une compagnie recherche donc des drops d'utilisation pour cela un aéronef de transport doit être en état d'accomplir sa mission au moment voulu. le retard ou l'annulation d'un vol constitue non seulement une perte directe pour la compagnie mais mise aussi à son image. Auprès des passagers, éviter dans une certaine mesure ce problème par un volant d'un aéronef de réserve ou par d'offerte ment auprès d'autre transporteur qui n'est pas satisfaisant économiquement.

V.3.3- ECONOMIE

L'entretien des aéronefs nécessite une organisation des moyens matériel et humain qui coût cher, minimiser les coûts d'entretien, constitue donc le 3ème objectif. Ainsi il faut trouver le meilleur compromis économique entre les deux premiers objectifs et 3ème.

V.4- MAINTENANCES DU MOTEUR CF6-80A 3

V.4.1- DEFINITION ET OBJECTIFS

Le système ECAM est un système de surveillance électronique centralisée de l'avion. Il fournit une assistance opérationnelle à l'équipage pour des situations normales et anormales des systèmes de l'avion.

Cette assistance opérationnelle est apportée par des messages et des synoptiques des systèmes visualisés sur deux tubes cathodiques. Le traitement des données est entièrement automatique et en tant que tel ne demande aucune action ou sélection particulière de la part de l'équipage.

V.4.2- DEFINITION DES DONNEES DE L'ECAM

Un code des couleurs pour les voyants et pour les écrans a été défini selon les tableaux de la page 108. D'autre part deux types de signaux sonores sont utilisés :

- Signaux non spécifiques toujours associés à des voyants.
- Signaux spécifiques associés ou non à des voyants.

V.4.3- DEFINITION DES ALARMES

V.4.3.1- TYPES D'ALARMES

Il y a trois types distincts d'alarmes :

- Alarme associée à une panne indépendante.
- Alarme associée à une panne primaire.
- Alarme associée à une panne secondaire.

A - PANNE INDEPENDANTE

C'est une panne qui affecte un équipement ou système isolé sans affecter les autres équipements ou systèmes sur l'avion.

Ex : panne d'une pompe carburant.

B - PANNE PRIMAIRE

C'est une panne d'un équipement ou système entraînant la perte d'autres équipements. Cette configuration constitue une cascade de pannes ayant toutes pour origine la même panne primaire.

Ex : la panne de l'ADC 1 conduit à la perte :

- ❖ Du PITCH TRIM 1
- ❖ Du YAW DAMPER 1
- ❖ Du pilote automatique 1
- ❖ Des informations anémométriques sur les instruments pilote.

C- PANNE SECONDAIRE

C'est la perte d'un équipement ou système provenant d'une panne primaire.

Cette panne peut dans certains cas disparaître après une action corrective effectuée par l'équipage.

Ex : perte d'une pompe carburant résultant de la pompe de la barre bus d'alimentation, récupérée par un transfert électrique.

Différentes combinaisons de pannes peuvent se produire les unes à la suite des autres ou bien en même temps.

V.4.3.2- NIVEAUX D'ALARMES

Les alarmes classées en 4 niveaux suivant l'importance et l'urgence de l'action corrective nécessaire :

A- Niveau 3

Il correspond à une situation secours. Une action corrective ou palliative doit être immédiatement entreprise par l'équipage.

Les alarmes suivantes tombent dans cette catégorie :

- Avion en configuration dangereuse ou conditions limites de vol.
- Panne d'un système changeant les conditions de vol.
- Panne sérieuse d'un système.

Ces alarmes sont accompagnées du gong répétitif ou du gong répétitif continu.

La plupart de ces alarmes sont associées à des voyants lumineux.

B- Niveau 2

Il correspond à une situation anormale de l'avion. Une action corrective immédiate n'est pas nécessaire. L'équipage doit décider du moment d'intervention.

Ce niveau comprend principalement des pannes de système n'ayant aucune conséquence directe sur la sécurité.

Ces alarmes sont visualisées par des voyants ambres et sont accompagnées du gong monocoup.

C- Niveau 1

Il correspond à une situation d'avertissement nécessitant la surveillance par l'équipage, c'est-à-dire principalement à des pannes conduisant à la perte d'un système redondant ou à la dégradation d'un système.

D- Niveau 0

Il correspond à une situation d'information et ne nécessite pas d'action particulière.

Cette information est donnée par des voyants bleus, verts et blancs sur les panneaux de commande.

Le niveau 3 a priorité sur le niveau 2 qui à son tour a priorité sur le niveau 1. Un ordre de priorité entre les alarmes est également défini à chaque niveau de la façon suivante.

V.4.3.3- MESSAGES FMC

Ces messages constituent des informations très diverses données par le FMC, relatives ou à une panne, ou à un rappel d'événement, ou à une demande d'information, etc...

A- TOUCHE FAULT LOG

Le système met en mémoire les pannes survenues au cours des 64 derniers vols.

La première page donne les pannes survenues au cours du dernier vol, en langage clair et en hexadécimal.

La deuxième page donne en hexadécimal une sélection de 5 vols par mis les 64 durant lesquels une (ou plusieurs) panne est survenue.

B- TOUCHE MEMORY

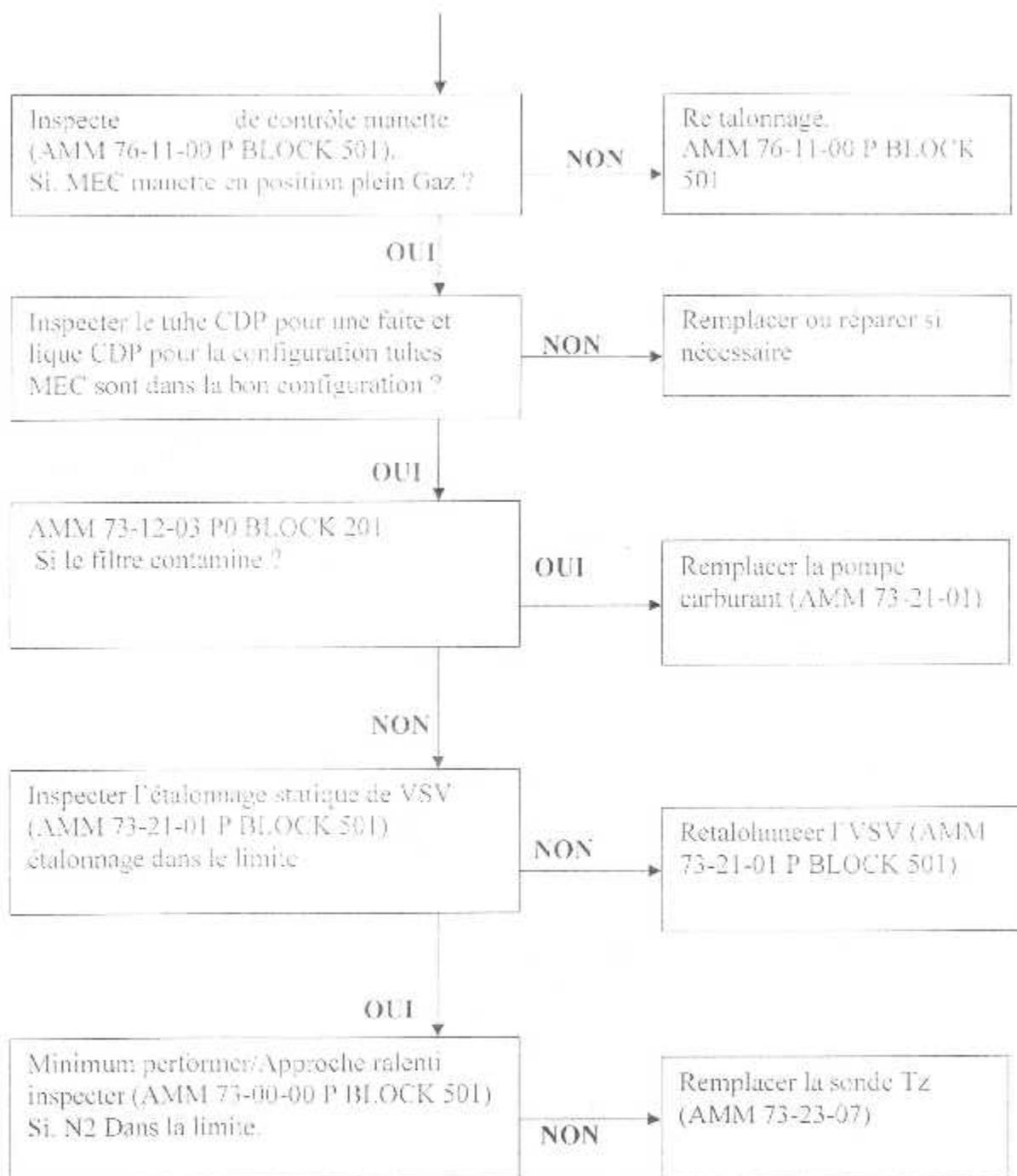
Permet l'accès à une page d'adresses mémoire quelconque pour examen des contenus.

Un bloc d'adresses désirées peut être obtenu en insérant sur la ligne de brouillon l'adresse de début de bloc, et en l'insérant sur la ligne de la première touche supérieure gauche.

A partir de l'adresse choisie, 5 blocs peuvent être ainsi obtenus en utilisant les touches libellées d'une flèche horizontale.

V.4.4 - EXEMPLE DE RECHERCHE DE PANNE DE MOTEUR CF6-80 A3

Moteur ne peut pas atteindre N1 avec PMC engagé, N2 et EGT normal



V.5- MAINTENANCES DU MOTEUR CFM56-5B

V.5.1- 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.5.1.1- 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 nécessité 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 pannes NO GO doivent être importantes réparez, l'avion ne décolle pas.

V.5.1.2- PANNES CLASSE 2

En cas d'une panne classe N2 (signal de retour LPTCC 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 le normal.

Dans cette classe elle n'a pas de conséquence pour 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 II, elles ne pas besoin d'être réparez, mais s'il prend quelque précaution.

V.5.1.3- PANNES CLASSE 3

En cas d'une panne 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.II ne pas besoin de réparer, leur réparation relève à l'autre des critères liés à la compagnie ou neutre, de prestige et disponibilité de l'avion.

V.5.2- PROCESSUS DE DETECTIONS DE PANNE MOTEUR

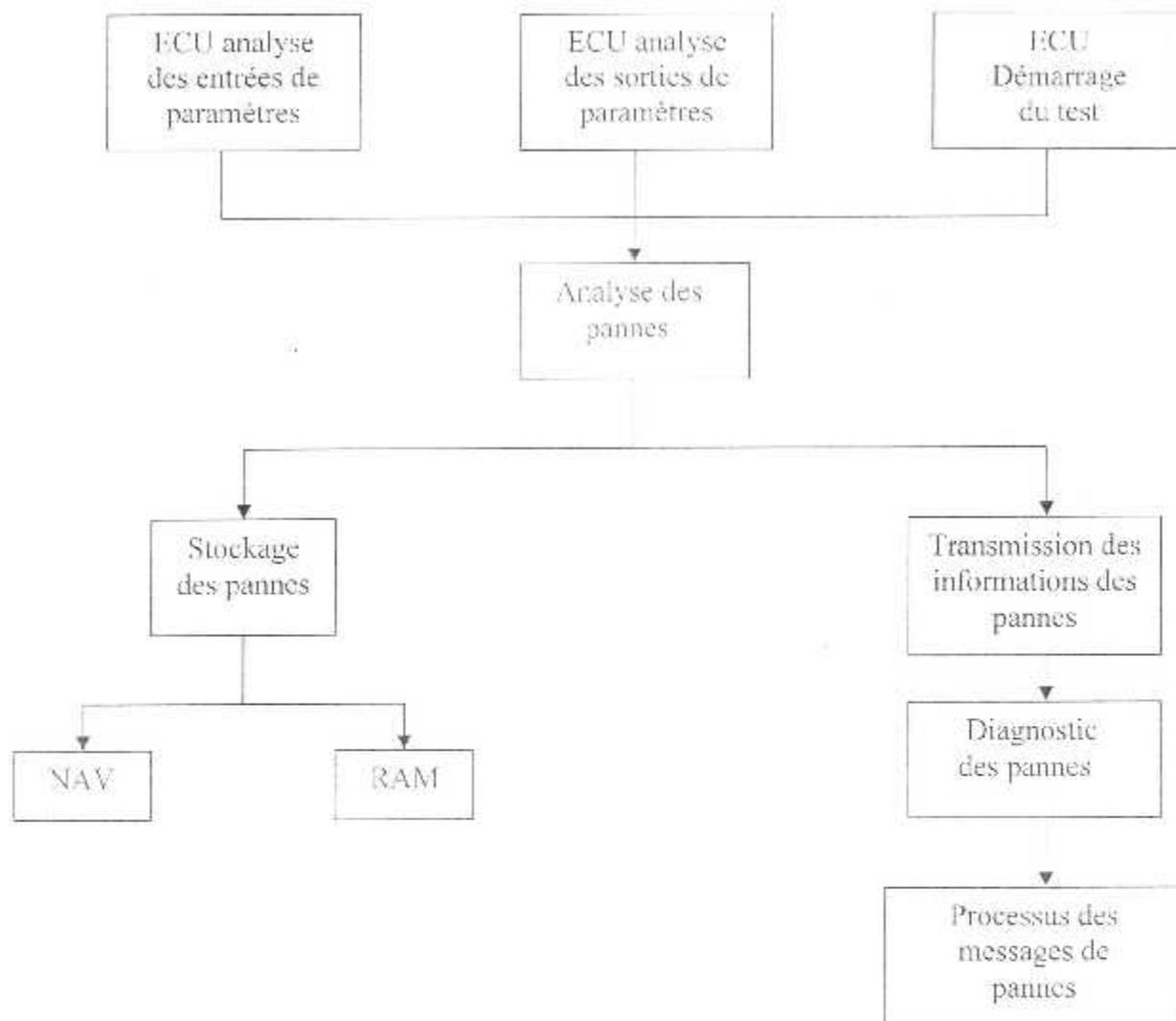


Figure (V-01) : FONCTIONNEMENT EN MODE NORMALE DU LOGICIEL DE MAINTENANCE

On a vu que les avantages des régulations numériques (ECU) plus de souplesse dans la détermination et la mise au point des lois de régulariser et des contrôles des systèmes moteur. En plus de ses avantages, c'est la détection de ses propres pannes et de tous les organes de 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 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 boîtes noires afin de connaître ou de savoir causer en cas d'accident d'avion.

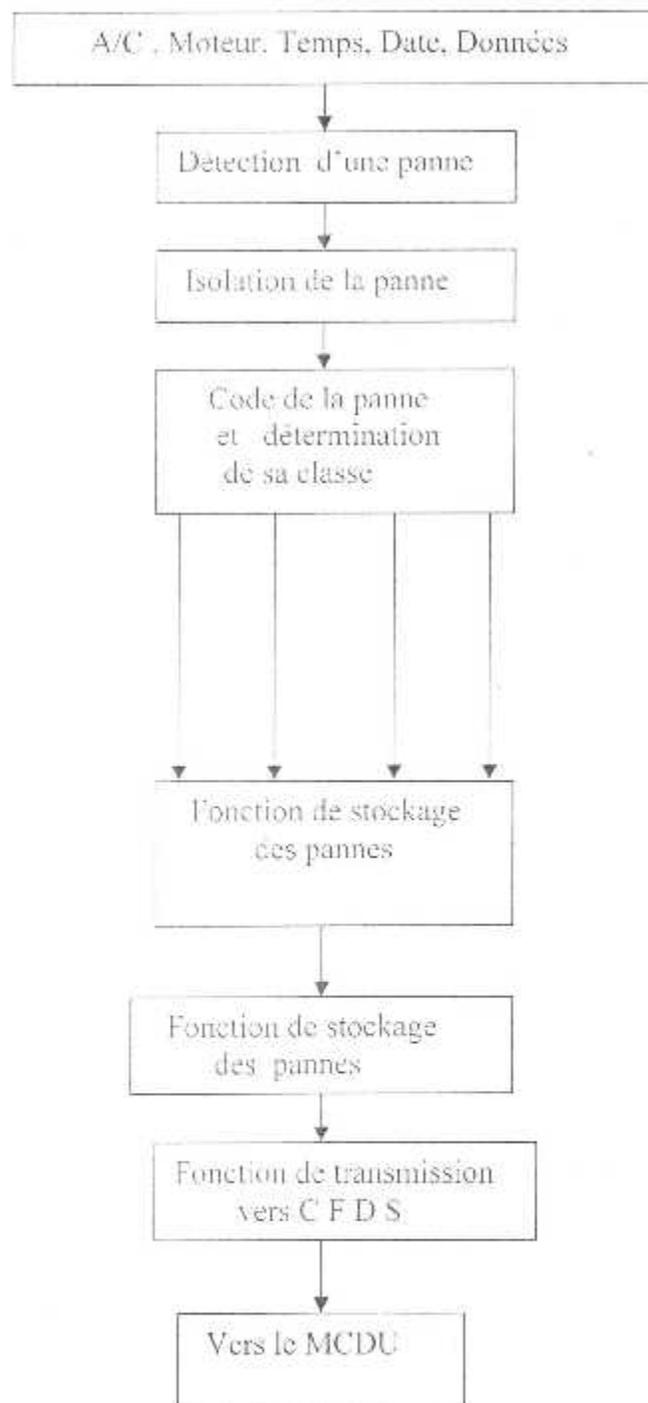
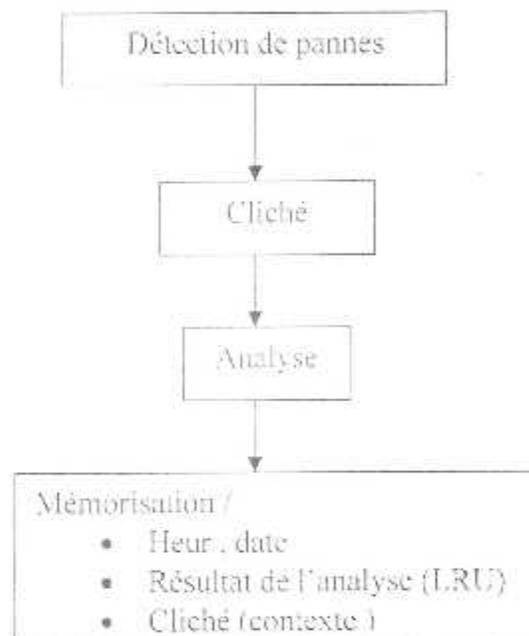


Figure (V-02) : PROCESSUS DE DIAGNOSTICS DE LA FONCTION ECU MAINTENANCE

V.5.3- 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'information complémentaires destinées à faciliter la maintenance en atelier.
- Mémorisation des pannes dont l'action corrective peut être repartie à une visite programmée ultérieure.



V.5.4- 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.

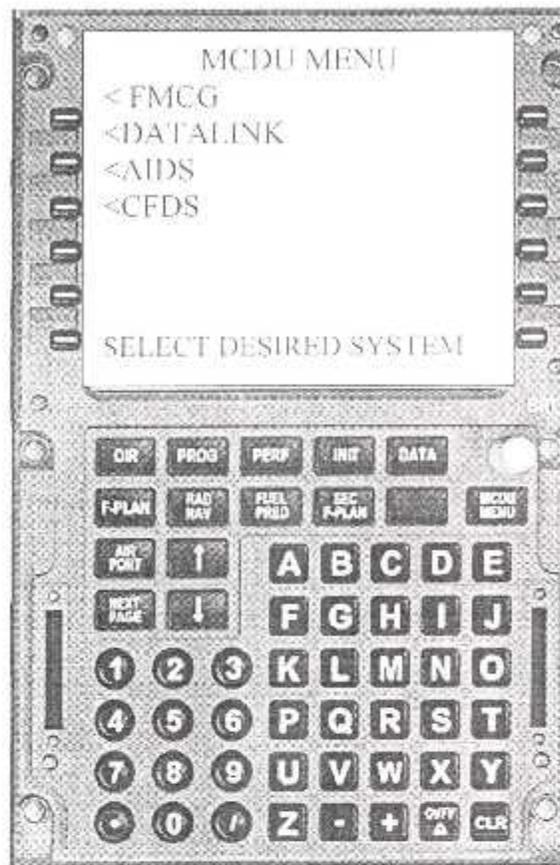


Figure (V-03) : LA BOITE DE COMMANDE D’AFFICHAGE (MCDU)



Figure (V-04) : MODE MENU DE LOGICIEL DE MAINTENANCE

V.5.4.1- LAST LEG REPORT

Donne au maximum douze (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-05) : MENU DE DERNIERE PANNES CLASSE 1 ET 2

V.5.4.2- PERVIOUS LEG REPORT

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

V.5.4.3- LRU IDENTIFICATION

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

V.5.4.4- TROUBLE SHOOTING REPORT

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

V.5.4.5- CLASSE 3 REPORT

Donne au maximum 12 messages de pannes classes 3

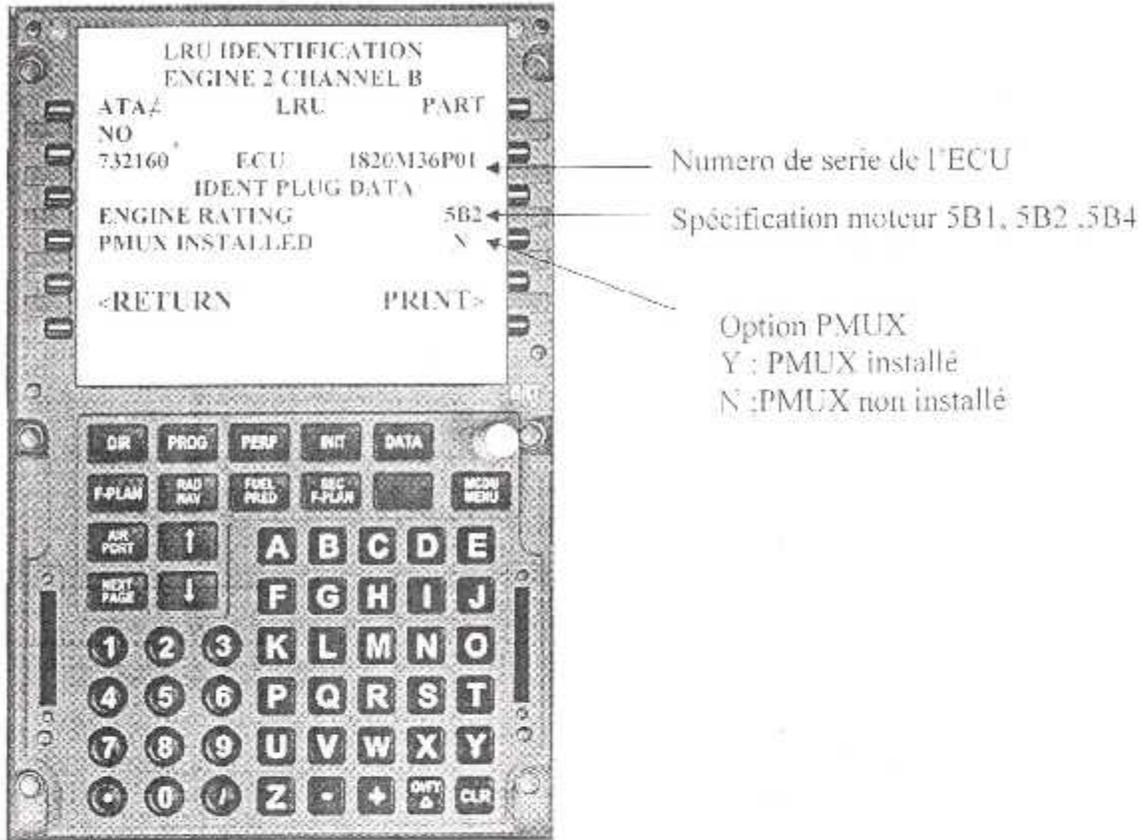


Figure (V-06) : MENU DE DERNIERE PANNES CLASSE 1 ET 2

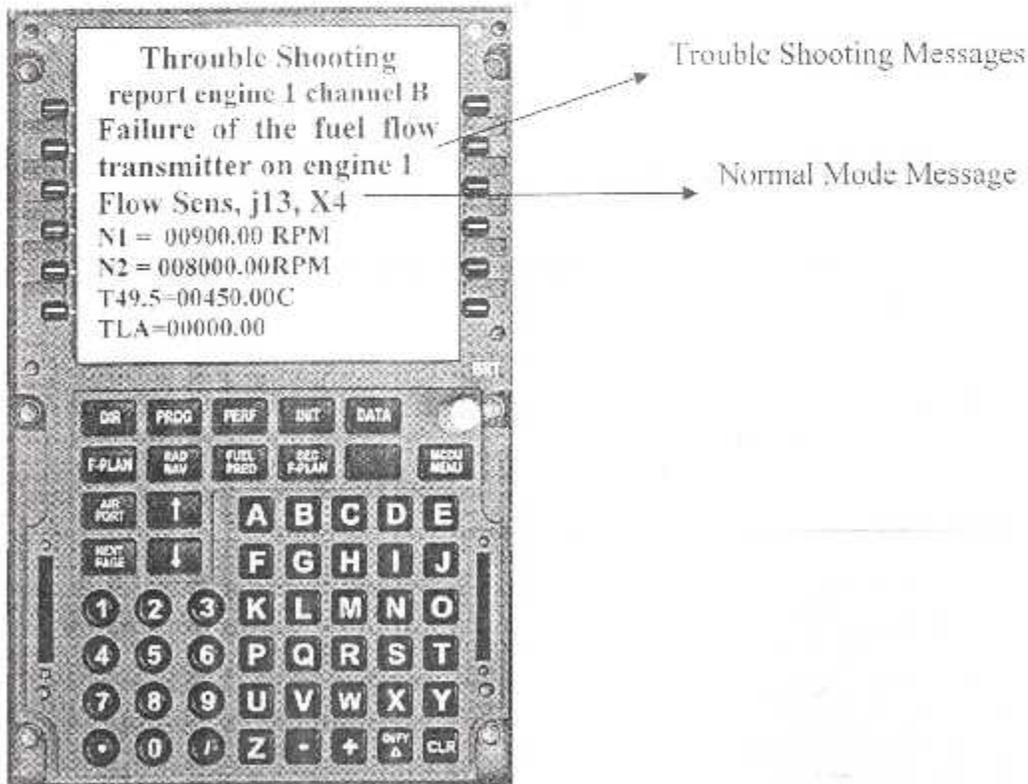


Figure (V-07) : MENU DE RECHERCHE DE PANNES (ECRAN 1)



Figure (V-08) : MENU DE RECHERCHE DE PANNES (ECRAN 2)



Figure (V-09) : MENU DE RAPPORT DE PANNES CLASSE3

V.5.5- DEMARCHE DE DEPANNAGE

- 1- **plaint équipage** : CRM (compte rendu matériel) ou message de pannes donnée par le Système FADEC).
- 2- Le dépannage (recherche de panne) pour trouver l'unité déposable en ligne(LUR).
- 3- Le dépose/pose.
- 4- Le test de bon fonctionnement pour connaître si la réparation est faite ou non.
- 5- Restitue l'avion à l'exploitation.

V.5.6- LES DIFFERENTS MANUELS DE RECHERCHE DE PANNES

❖ LE MANUEL DE RECHERCHE DE PANNE (TSM)

Le TSM est utilisé par l'équipe de maintenance a fin d'isoler et réparer les pannes de l'avion. L'isolation de la panne nécessite le message de la procédure (tache) de recherche de panne du TSM (TSM TASK). Pour cela on utilise les données du TSM avec celles de l'avion (MCDU) afin d'identifier le message correcte de cette dernière.

❖ MANUEL D'EQUIPEMENT D'ESSAI INCORPORE (BITE)

Le manuel BITE donne plus d'information sur les pannes observées par l'équipage de l'avion. Il donne aussi des éclaircis et facilite les procédures qui aboutissent à la référence du TSM (TSM TASK) qui correspond à la panne observer.

V.5.7- EXEMPLE DE RECHERCHE DE PANNES DE MOTEUR CFM56-5B

Procédure 73-31-00-810-805

(Une panne de transmetteur de débit metre du moteur)

1- CAUSE POSSIBLE

- Harnais J13.
- ECU (4000 Ks).
- Transmetteur de débit carburant.

2-INFORMATION DE TRAVAIL DE MONTAGE.

A) INFORMATION REFERENCEE

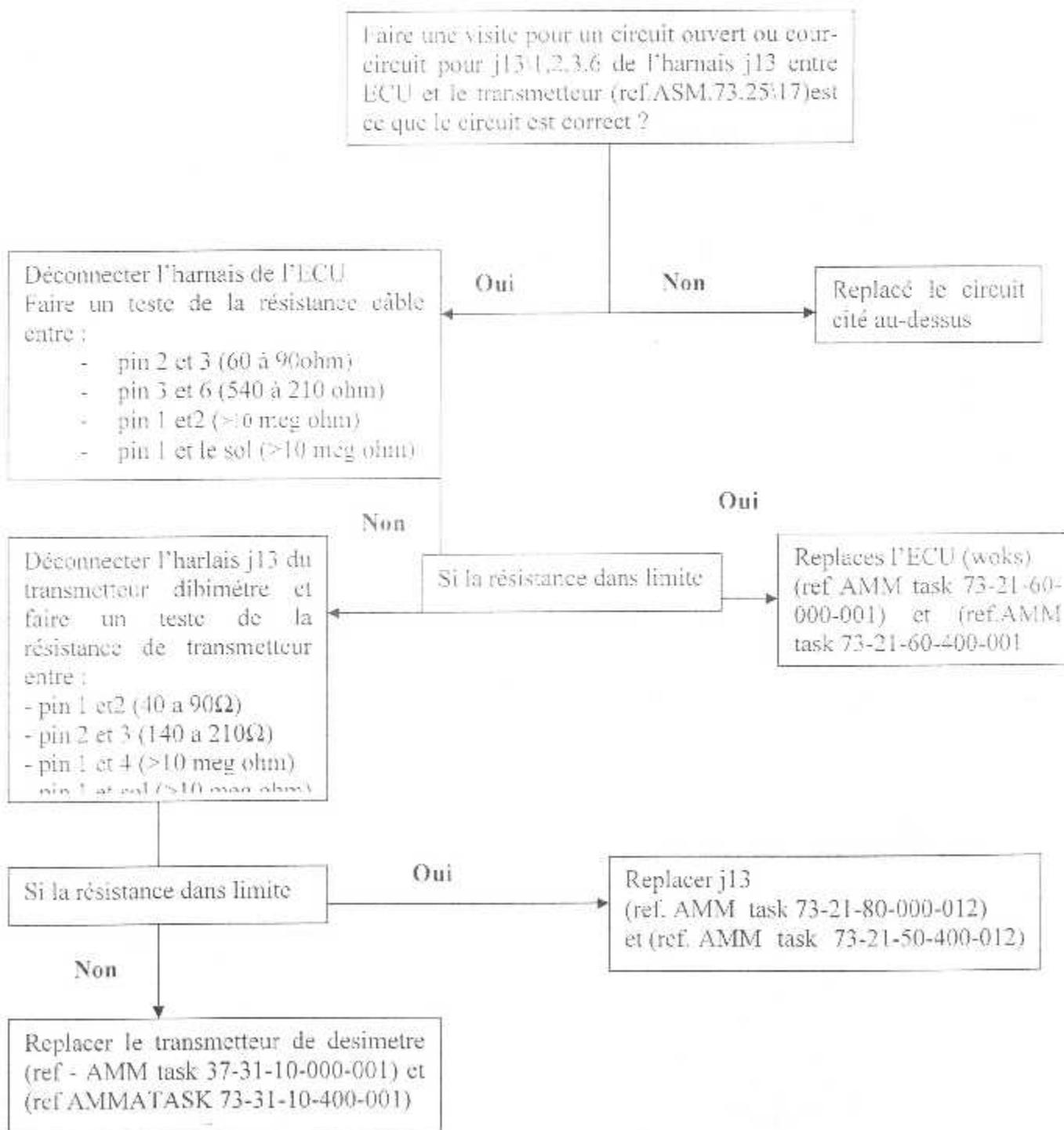
Référence	Désignation
73-21-50-000-012	Démontage de l'harnais J13.
73-21-50-400-012	Installation de l'harnais J13.
73-21-60-000-001	Déposé de l'ECU (4000Ks).
73-21-60-400-001	Installation de l'ECU (4000Ks).
73-29-00-710-040	Test opérationnelle du FADEC au sol (moteur en arrêt).
73-31-10-000-001	Démontage du transmetteur de débit carburant.
73-31-10-400-001	Installation du transmetteur débit carburant.

3-CONFIRMATION DES PANNES

A)-Procéder Le test opérationnelle de FADEC 1A au sol (avec moteur en arrêt)
(Ref. AMM TASK 73-29-00-710-040).

4-RECHERCHE DE PANNE

Si le test donne le message de panne (Flow Sens, j13, X4)



B- faire le test donné dan le paragraphe 3A

Chapitre VI

Comparaison et Conclusion

VI- COMPARAISON ET COCLUSION

VI.1- COMPARAISON ENTRE LES DEUX SYSTEMES CARBURANT

	Moteur	
Caractéristiques Générales	CF6-80 A3	CFM56-5B
Masse du moteur (kg)	5900	2005
Diamètre de la soufflante (mm)	2690	1735
Longueur (mm)	7200	2601
Application	A310	A319/20/21
Taux de compression général	29,1	34,4
Modules	<ul style="list-style-type: none"> • Module rotor fan • Module stator fan • Module core haute pression (Compresseur HP-C.C) • Module carter arrière compresseur 	<ul style="list-style-type: none"> • Module fan (soufflante+compresseur BP) • Module core (compresseur HP+CC+turbine HP) • Module Teerbiene BP • Module gearbox
	<ul style="list-style-type: none"> • Module turbine haute pression • Module turbine basse pression • Module gear box 	
Vitesse de rotation de l'attelage BP	<ul style="list-style-type: none"> • 100% de régime → 3432,5 Tr /mn maximum 117% 	<ul style="list-style-type: none"> • 100% de régime 5173 Tr/mn. • 104% de régime 5380 Tr/mn (max.)
Vitesse de rotation de l'attelage HP	<ul style="list-style-type: none"> • 100 % de régime → 9827 tr/mn • Le régime N2 max. → 1010,5 tr/mn 	<ul style="list-style-type: none"> • 100% de régime 14460 tr/mn • 105% de régime 15183 tr/mn (max.)
Système carburant	Eléments constituant : - PMC, - MEC, - Une pompe à haute pression - Un échangeur thermique principal carburant/ huile réacteur/ -Un transmetteur de débit carburant/ une pompe	Eléments constituant : - HMU - ECU - Une pompe carburant (2 étages HP et BP) - échangeur de chaleur huile / carburant - un refroidisseur carburant (asservissement) - régulateur d'huile IDG/ un filtre carburant

	<p>d'injection - 30 injecteurs</p> <p>Fonctionnement : Le circuit carburant : 1-alimente les 30 injecteurs de la chambre de combustion 2-alimente les 2 vérins des vannes de décharge (VBV) 3-alimente les 2 vérins des stators a calage variable (VSV) 4- refroidit l'huile de graissage moteur 5-refroidit l'huile de l'alternateur Ce circuit se compose d'un régulateur carburant hydromécanique (MEC) à commande classique assistée par calculateur électrique de poussée moteur (PMC) Le PMC permet de ajuster finement le débit carburant par action d'un moteur couple sur le robinet doseur en limitant le régime N2 afin d'obtenir le niveau de poussée. Le MEC assure la sélection de la poussée, régulation N2, contrôle des accélérations et dégradation. Elle est affichée sous forme d'un message mais pas détaillée puis en effectue le test de dépannage selon le manuel de recherche des pannes TSM.</p>	<p>- une valve de retour (FRV) - 20 injecteurs carburant à double cône -BSV</p> <p>Fonctionnement : Le circuit carburant 1-alimente les 20 injecteurs de la chambre de combustion 2-alimente les 2 vérins des vannes de décharge (VBV) 3- alimente les 2 vérins de stators à calage variable (VSV) 4- alimente la vanne de refroidissement carter turbine haute pression (HPTACC) 5- alimente la vanne de refroidissement carter turbine basse pression (LPTACC) 6- alimente la vanne de contrôle de jeu rotor (RACC) 7- refroidit l'huile de graissage moteur 8-refroidit l'huile de graissage alternateur</p> <p>Le circuit carburant est géré par le système FADEC, le EEC calcule la quantité de carburant fournit aux injecteurs en fonctionnement des paramètres suivants, position TLA, température ambiant, pression ambiant, EGT..., et commande les vérins de contrôle de flux d'air comprimer (VBV, VSV) et les vannes de refroidissement carter turbine (HPTACC, LPTACC), le système carburant comporte un servo fuel heater dont le but d'éviter la formation du givre du carburant pour le fonctionnement des servocommandes</p>
<p>Régulateur carburant</p>	<p>Il comprend</p> <ul style="list-style-type: none"> - Un galet doseur -Une vanne carburant haute pression - Une vanne de mise en pression et drainage - By-pass 	<p>Il comprend</p> <ul style="list-style-type: none"> Un galet doseur Une vanne carburant haute-pression By-pass Six (06) servo vannes <ul style="list-style-type: none"> • 1 pour galet doseur • 1 pour vérins VBV • 1 pour vérins VSV

		<ul style="list-style-type: none"> • 1 pour le RACC • 1 pour HPTACC 1 pour LPTACC • 1 solénoïde pour la BSV
Débitmètre	Envoi un signal de la quantité carburant et l'affiche sous forme analogique sur l'indicateur carburant , il affiche aussi le totaliseur	Envoi un signal à l'ECU de la quantité carburant, l'ECU affiche la quantité sous forme digitale sur l'écran inférieur..... , il affiche le totaliseur
Commande filtre carburant	En cas de colmatage filtre carburant une étiquette s'allume ambre sur les écrans ECAM au niveau du cockpit	En cas de colmatage filtre carburant une étiquette s'allume ambre sur le panneau carburant au niveau de cockpit
Maintenance	<p>Le suivi de circuit carburant se fait à partir du :</p> <ol style="list-style-type: none"> 1- la quantité carburant 2- le colmatage carburant <p>La maintenance reste classique c'est à dire qu'il fait appel aux connaissances de personnels de la maintenance</p>	<p>Le suivi du circuit carburant se fait à partir de</p> <ol style="list-style-type: none"> 1-l'indicateur de quantité carburant 2- le voyant colmatage filtre carburant sur le CFM56-5B l'unité électronique de contrôle moteur (ECU) à la capacité de mémoriser et d'afficher les pannes des 10 derniers vols sur l'écran d'affichage (MCDU) localisé dans le cockpit concernant les pannes récentes en cas de panne l'ECU affiche les pannes comme suit <p>-le message de panne -le test de l'anomalie ; à partir de message de panne en va vers le TSM (le manuel d'isolement de panne pour trouver la procédure de dépannage Les pannes du CFM56-5B sont divisées en trois classes, la MCDU affiche la panne d'un moteur sous forme d'un message avec des raisons possibles de panne pour faciliter la recherche, en suite on effectue les tests nécessaires pour le dépannage selon le manuel de recherche de pannes TSM. Les classes des pannes sont : Classe 1 : les pannes NOGO doivent être importantes repérées. Classe 2 : les pannes GOIF, elles n'ont pas besoin d'être repérer, mais si elle prend quelques précautions. Classe 3 : elle n'est pas indiquée à l'équipage, la panne GO, elle n'est pas besoin de repérer.</p>

Conclusion

Conclusion

Il faut noter que ce travail nous a permis de :

- ❖ Comprendre l'utilité et le fonctionnement des deux moteurs et leurs circuits carburant.
- ❖ Réunir les caractéristiques des deux moteurs.
- ❖ Connaître la méthodologie de dépannage des deux moteurs.

De conception plus récente que le CF6-80-A3, le CFM56-5B comporte de nombreuses améliorations.

Entre autre, sa longueur et sa masse sont plus faible, sa consommation spécifique est améliorée et son coût d'entretien réduit.

Le circuit carburant du CFM56-5B plus de fonction que celui de CF6-80-A3.

La maintenance du circuit carburant a été très simplifiée à l'ECU par contre celle du CF6-80-A3 reste une maintenance classique c'est à dire qu'il faut faire appel aux connaissances de personnels chargés de la maintenance.

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 faits à l'élaboration d'un mémoire fructueux.

Mon collègue et moi avons fait preuve de beaucoup d'abnégations et de ténacité pour la réussite de notre travail et nous souhaitant que nous sommes arrivés à enrichir par notre travail et apporter un plus au sein de notre institut.

Nous espérons que nous avons atteint notre but.

Annexe

CONVERSION DES UNITES

❖ LONGUEUR

$$1\text{in} = 2.54\text{ cm}$$

$$1\text{ft} = 0.3048\text{ m}$$

❖ MASSE

$$1\text{Kg} = 2.2046\text{ Lbm} = 6,8521 \cdot 10^{-3}$$

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

❖ FORCE

$$1\text{Lbf} = 4.448\text{ N}$$

❖ TEMPERATURE

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

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

❖ 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 SPECIFIQUE

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

Bibliographie

- 1- Training Manuel **A310, GTR, GE, CF6-80 Engine ATA 72** (M-Leon-Air France-01-86).
- 2- Training Manuel **A310, GTR, GE, CF6-80 Alimentation et régulation carburant ATA 73** (M-Leon-Air France-1-86).
- 3- Training Manuel **A310 Ensemble FMS ATA 34** (M-SOURDOT-06-86-Air France).
- 4- Training Manuel **A310-ECAM (Equipement) ATA 31** (M-Aullo-Air France).
- 5- Aero Formation Cours, Notes, Manuels **70 power plant** (Tome 1, Tome 2)
- 6- CD-ROM **CF6-80A3 Engin Manuel (EM) GEK 72501** revision 66 juin 15/2003
- 7- CD-ROM **CF6-80A3 illustrated parts catalog (IPC) : Book 2 GEK 72507-1** revision 55 juin 01/2003 Airbus
- 8- CD-ROM **A310 TSM Trouble Shooting Manuel** Rev juin 01/01 DAH Airbus Industrie
- 9- CD-ROM **ADRES (Aircraft Documentation Retrieval System) A319, A320, A321**
- 10- CD-ROM **CAATS (Computer Assisted Aircraft Trouble Shooting) A319, A320, A321**
- 11- CD-ROM Airbus **A319, A320, A321**
- 12- Training Manuel **CFM56-5B FADEC**
- 13- Dictionnaire Technique d'Aéronautique et de l'Espace par Aenri Goursau 1985