

République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de L'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique



SAAD DAHLEB
UNIVERSITÉ DE BLIDA

Faculté des Sciences de l'Ingénieur
Département d'Aéronautique



Projet de fin d'études

En vue de l'obtention du Diplôme des Études Universitaires Appliquées
(DEUA) en aéronautique

Option : propulsion

Thème :

**ETUDE DESCRIPTIVE DU SYSTEME
HYDRAUMECANIQUE DU MOTEUR
CF6-80 C2**

Présenté par
BELGACEM LEILA.
FARAH ESMA.

Dirigé par :
ABADA OMAR.

Promotion : 2002/2003

REMERCIEMENT

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

Nous tenons à remercier Mr ABADA OMAR pour son aide et ses précieux conseils, qui nous ont beaucoup aidé à réaliser ce modeste travail.

Nous adressons nos remerciements également à Mr MOKHTARI MOHAMED pour ses efforts jugés considérables et un travail rentable que nous avons trouvé à ses cotés.

Nous remercions aussi très chère tante KHEIRA, Mr BOUBAGRA EL AID, Mr DJALEL, Mr CHAKIB, Mr hassen, Mr NABIL, Mr MOHAMED BEN AZZOUZ, Mr BOUSEROUAL AMIN.

Enfin on remercie mon très cher cousin Bachir (BAOO).

Merci beaucoup

SOMMAIRE

CHAPITRE I : DESCRIPTION GENERALE DU MOTEUR C F 6-80 C2.....1

I.1- L'ESTORIQUE DU MOTEUR C F 6-80 C2.....	1
I.1.1- DIFFERENT TYPE MOTEUR C F 6.....	3
I.2- LES MODULES DU MOTEURS	4
I.2.1- MODULE FAN	4
I.2.2- MODULE CORE	6
I.2.3- MODULE TURBINE HAUTE PRESSION	8
I.2.4- MODULE TURBINE BASSE PRESSION	9
I.2.5- MODULE D'ENTRAINEMENT D'ACCESSOIRES	11
I.3- GROUPE MOTEUR.....	12
I.3.1- LE BATHIS MOTEUR.....	12
I.3.2- NACALLE ET REACTEUR.....	12
I.4- REPARAGE DES DIFFERENTES STATIONS REACTEUR.....	13

CHAPITRE II : DESCRIPTION DU SYSTEME HYDRAUMECANIQUE DU.....20 MOTEUR CF6-80 C2

II.1- DESCRIPTION DU SYSTEME FADEC	20
II.1.1- INTRODUCTION.....	20
II.1.2- AVANTAGE DE REGULATION NUMERIQUE.....	20
II.1.3- FONCTION DU FADEC.....	20
II.2- L'UNITE DE CONTROLE ELECTRONIQUE MOTEUR (ECU).....	21
II.3- L'UNITE HYDRAUMECANIQUE (HMU).....	23
II.3.1- ELECTROHYDRAULIQUE SERVO VANNE (EHSV)	25
II.3.2- ALIMENTATION DU CARBURANT AU HMU.....	26
II.4- DESCRIPTION DU SYSTEME CARBURANT.....	28
II.4.1- ROLE DU CIRCUIT DE CARBURANT.....	29
II.4.2- COMPOSITION DU CIRCUIT DE CARBURANT.....	30
II.4.3- FONCTIONNEMENT DU CIRCUIT DE CARBURANT.....	30
II.5- LE GALET DOSEUR CARBURANT FMV.....	34
II.5.1- LE ROLE DE LA FMV.....	34
II.5.2- DESCRIPTION FONCTIONNELLE.....	35
II.6- LA VANNE DE PRESSURISATION ET D'ARRET.....	39
II.6.1- LE BUT DE LA VANNE DE PRESSURISATION ET.....	39
D'ARRET	
II.6.2- LE FONCTIONNEMENT DE LA VANNE DE.....	39
PRESSURISATION ET D'ARRET.	
II.7- LE CLAPET DE DECHARGE ET LA TETE DU SONDE.....	42
II.7.1- LA DESCRIPTION DU CLAPET DE DECHARGE.....	42
II.7.2- LA TETE DE SONDE (HEAD SENSOR)	43

II.8- SYSTEME DE REGULARION DE SURVITESSE.....	45
II.9- LES INJECTEURS DE CARBURANT.....	49
II.10- DESCRIPTION DU CIRCUIT D'AIR.....	50
II.10.1- SYSTEME STATOR A CALAGE VARIABLE(VSV)	53
II.10.2.1- LE FONCTIONNEMENT DU VSV	53
II.10.2- LES VANNES DE DECHARGE (VBV).....	56
II.11- SYSTEME DE CONTROLE DU JEU TURBINE (TCC)	62
II.11.1- CONTROLE ACTIF DU JEU THP.....	63
II.11.2- LE FONCTIONNEMENT DU SYSTEME HPTACC.....	63
II.12- LA VALVE DU ONZIEME ETAGE (ESCV).....	66
II.12.1- DESCRIPTION FONCTIONNELLE	67
CHAPITRE III : MIANTENANCE DU MOTEUR C F6-80-c2.....	69
III.1- INTRODUCTION	69
III.2- LES OBJECTIVES DE LA MAINTENACE	69
III.3- DEMARRAGE DE DEPANNAGE	70
III.4- LES CLASSES DE PANNE	70
III.4.1- DEFINITION D'UNE PANNE.....	70
III.5- LES VOYANTS.....	70
III.6- LES ALARMES.....	71
III.7- SYSTEME (EICAS).....	71
III.7.1- AFFICHAGE DES PARAMETRES MOTEUR.....	72
III.7.1.1- ECRAN PRIMAIRE (UPPER EICAS).....	72
III.7.1.2- ECRAN SECONDAIRE (LOWER EICAS).....	73
III.7.2- LA LISTE DE MESSAGE EICAS.....	73
III.7.3- PANNEAU DE MAINTENANCE EICAS.....	74
III.7.3.1- COMMUTATEUR ESC/MSG.....	75
III.7.3.2- COMMUTATEUR EPCS.....	76
III.7.3.3- COMMUTATEUR PERF/APU.....	77
III.7.3.4- COMMUTATEUR ENG/EXCD.....	78
III.8- UNITE DE SURVEILLANCE DES INTERFACES DU MOTEUR (PIMU).....	79
III.9- UNITE DE CONTROLE D'AFFICHAGE (CDU).....	80
III.9.1.1- MENU ((PRESENT LEG FAULT))	82
III.9.1.2- MENU ((EXTING FAULT)).....	83
III.10- COMMENT UTILISE LE MANUEL DE L'ISOLATION DE LA PANNE DE LA PANNE FIM.....	85
III.10.1- PROEDURE DE L'ISOLATION DE LA PANNE.....	85
III.10.2- COMMENT ON PEUT AVOIR L'INORMATION DE LA PANNE PAR BITE.....	86
III.10.3- COMMENT TROUVER L'ACTION CORRECTIVE OU LA PROCEDURE D'ISOLATION DE LA PANNE.....	87
III.11- LA LISTE DES MESSAGES EICAS.....	89
III.12- LA PANNE OBSERVEE 'SLOW ACCELIRATION.....	91
III.13- L'ACTION CORRECTIVE.....	92
CONCLUSION.....	93

Liste des abréviations

- **AGB** boîte de commande des accessoires
- **APU** unité de puissance auxiliaire
- **A/C** avion
- **A/T** auto manette
- **BP** basse pression
- **Bite** équipement de contrôle intégré
- **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
- **DAC** moteur à chambre de combustion double
- **DUE** unité d'affichage électronique
- **DOD** dégât causé par un phénomène naturel
- **ECU** unité électronique du contrôle moteur
- **EEC** unité électronique du contrôle moteur
- **EGT** température de sortie d'échappement
- **EHSV** électro-hydraulique servo vanne
- **EICAS** indicateur des paramètres moteur et alarmes
- **EIU** unité d'interface moteur
- **FADEC** système de régulation électronique numérique à plein Autorité.
- **FIM** manuel de recherche de pannes
- **FMC** ordinateur de gestion de vol
- **FOD** dégât causé par des corps étrangers
- **FDAU** boîtier de détection des données de vol
- **FRV** vanne de retour carburant
- **FMV** galet doseur carburant
- **FMS** système de gestion de vol
- **HDS** arbre d'entraînement horizontale
- **HMV** unité hydromécanique
- **HP** haute pression
- **HPC** compresseur haute pression
- **HPT** turbine haute pression
- **HPTACC** contrôle actif de 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 de jeu turbine basse pression
- **LVDT** transformateur différentiel variable linéaire
- **N1** vitesse de rotation de l'attelage basse pression
- **N2** vitesse de rotation de l'attelage haute pression
- **RDS** arbre d'entraînement radial
- **RACC** contrôle actif du jeu rotor
- **TAT** température de l'air total
- **TBV** vanne de décharge transitoire
- **TGB** boîtier de renvoi d'angle
- **TLA** manette de commande d'angle de poussée
- **TRA** la résolution d'angle de décharge
- **VBV** vanne de décharge
- **VSV** stator à calage variable
- **E CU** stators a calage variable.
- **EICAS** système de contrôle des paramètres moteur et
L'alerte équipage.
- **FMV** vanne de dosage carburant.
- **FOD** dégât cause par des corps étrangers.
- **HPTCCV** valve de contrôle actif du jeu turbine haute
Pression.
- **IGB** boîtier du dispositif d'admission.
- **OGV** aubages directeur de sortie.

INTRODUCTION

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

Notre étude a été réalisé en trois chapitre :
On a commencer notre travail par l'historique et la chronologie du développement du moteur CF6-80-C2.

Chapitre I : dans ce chapitre nous avons fait une description générale du moteur. De ces modules et composants.

Chapitre II : dans ce chapitre nous avons traité le système de régulation numérique a pleine autorité mais on s'est surtout basé sur les différents systèmes hydromécaniques (système de control du jeu turbine, système de survitesse et by passe... etc) .

Chapitre III : on a fait dans ce chapitre la recherche de panne du CF6-80-C2 ainsi que l'affichage par écran.

Enfin nous avons terminé notre travail par une conclusion.



Chapitre I

Description Générale

de Moteur

CF6-80 C2

CHAPITRE I

DESCRIPTION GENERALE DU MOTEUR CF6-80 C2

I-1 L'HISTORIQUE DU MOTEUR CF6-80 C2

Dans la première guerre mondiale, le gouvernement des Etats-Unis a cherché une compagnie pour développer les moteurs d'avion à propulsion « propulseur » pour l'industrie d'aviation de ce pays.

Ce propulseur est installé sur un moteur à piston, utilise les gaz d'échappements du moteur pour entraîner le compresseur avec une puissance de poussée plus élevée à haute altitude.

Général Electric (GE) a accepté le défi d'abord, mais une autre équipe a également demandé la chance de développer le turbosupercharger. Sous le secret de temps de guerre, les deux compagnies ont examiné et ont développé de diverses conceptions jusqu'à ce que l'armée ait réclamé une démonstration d'essai.

Pendant plus de deux décennies, la GE a produit les turbosupercharger qui ont permis à l'avion de voler plus haut, avec des charges utiles plus lourdes. L'expertise de la compagnie dans les turbines en général et dans les turbosupercharger en particulier a figuré de manière significative à la GE de choix de la force d'air de l'armée américaine Pour développer le premier moteur de gicleur de la nation.

les moteurs d'avion de GE a marqué beaucoup de premiers. Parmi eux: Premier moteur de gicleur de l'Amérique, les premiers turboréacteurs pour actionner des vols à deux et à trois fois la vitesse du bruit, et le premier moteur de turboréacteur de la déviation élevée du monde pour écrire le service.

Aujourd'hui, les moteurs d'avion de GE, conçoit, développe, et fabrique des moteurs de gicleur pour un large spectre d'avion militaire et commercial aussi bien que les turbines à gaz acroderivative pour des applications marines.

La GE a choisi une usine fédérale ment possédée près de Cincinnati, où des moteurs de piston aéronautiques de Wright avaient été produits pendant la deuxième guerre mondiale.

La GE en 28 février a formellement ouvert l'usine, avec la deuxième chaîne de la production J47, l'usine serait connue comme Vandale et deviendrait des sièges sociaux du monde des moteurs d'avion de GE.

Avec la demande amplifiante de guerre coréenne, le J47 est devenu la turbine à gaz la plus produite du monde. Plus de 35.000 moteurs J47 ont été livrés vers la fin des années 50. Ce moteur a marqué deux premiers principaux: il était le premier turboréacteur certifié pour l'usage civil par l'administration civile d'aéronautique des Etats-Unis.

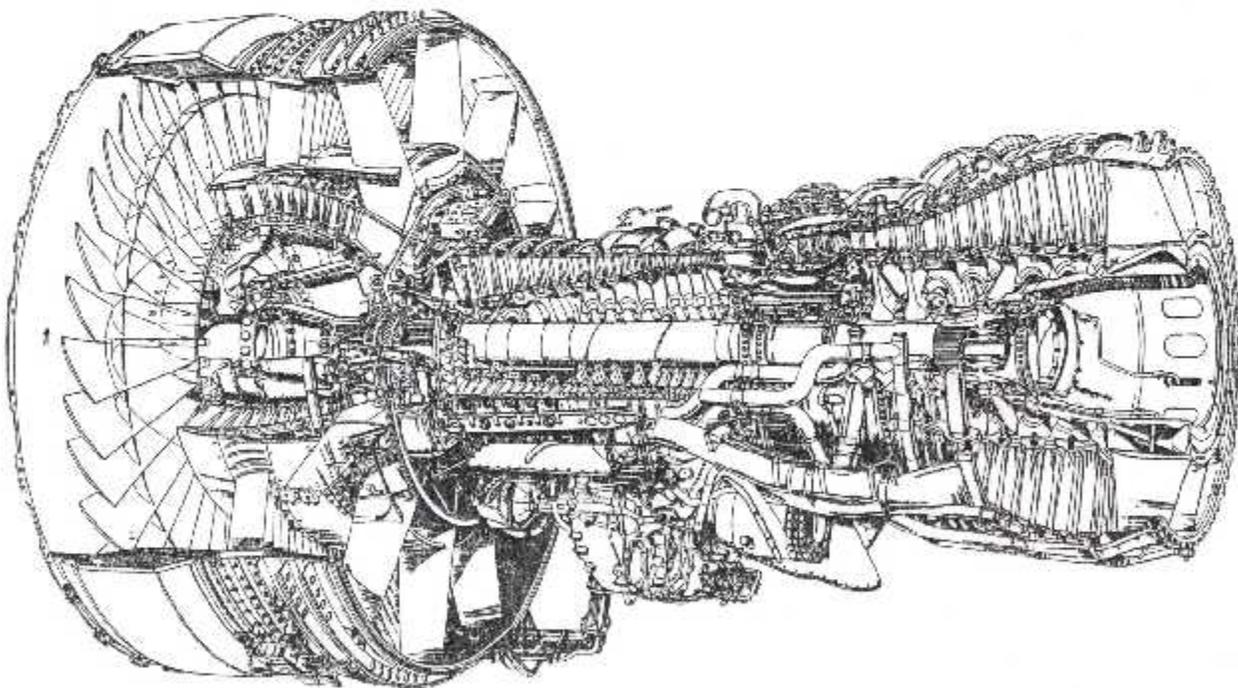
Les avancées dans la connaissance de compresseur, de chambre de combustion et de turbine dans les années 60 ont mené à la décision de proposer un moteur avec un noyau plus compact et une turbine en un seul étage et seulement deux sections de roulement.

GE devient le fournisseur commercial principal de moteur sur la technologie du moteur TF39 militaire. GE entré agressivement dans le marché civil en 1971 avec un turboréacteur CF 6-6 de déviation élevée, sur le DC-10 de Douglas. La famille CF6 inclue le CF6-50, le CF6-80A, le CF6-80C2, et le CF6-80E1.

Dans les années 80, la famille des moteurs CF6 équipe les avions suivants : le Boeing 747 et 767, l'Airbus A300, A310, A330 et le MDONNELL Douglas MD-11.

Le CF6, en service pendant plus de 30 années, continue à s'ajouter à son disque impressionnant des heures de vol, plus que n'importe quel autre moteur d'avion commercial jamais accumulé.

Pour mettre cela dans la perspective, c'est l'équivalent d'un moteur tournant 24 heures sur 24, 365 jours par an pendant plus de 26.000 années.



Figure(I-1) : Le moteur CF6-80-C2.

1.1.1- DIFFERENTS TYPES MOTEUR CF6 :

TYPES	POUSEE AU DECOLLAGE	AVION EQUIPEE
CF6-50	51000 LBS	A 300 B2/B4
	A	B 747-200/300/SR/E-4
	52500 LBS	DC-10-15
		DC-10-30
CF6-80A	48000 LBS	A310-200
	A	
	50000 LBS	B767-200
CF6-80 C2	59000 LBS	A300-600
	A	A310-200
		AdV/A310-300
	61500 LBS	B747-200/300/400 VC25A 767-200 ER 767-300 MD-11
CF6-80 E 1	67500 LBS	MD-11
		767
		A330

❖ Les dates clés:

- **1969** : La SNECMA se joint à GE aircraft engins sur le programme CF6-50 en tant que partenaire partageant les risques et les recettes.
- **1973** : Premier moteur CF6-50 monté par la SNECMA et livré à AIRBUS industrie.
- **1981** : la SNECMA signe avec GE aircraft engines un accord de co-production avec partage de risques sur le programme CF-80A.
- **1982** : premier moteur CF6-80A monté par la SNECMA.

- **1983** : la SNECMA signe avec GE aircraft engines un accord de co-production avec partage des risques sur le programme CF6-80C2.
- **1986** : Premier moteur CF6-80 C2 monté par la SNECMA.
- **1988** : La SNECMA élargit l'accord de coproduction avec partage des risques au programme du moteur dérivé CF6-80 E1.

Les compétences de la SNECMA en matière de recherche et développement lui ont permis d'assurer :

- **Des responsabilités dès le début du programme CF6-80 :**

La plus grande participation de la SNECMA à la conception du CF6-80 E1 représente une amélioration notable par rapport à la contribution technique antérieure de la SNECMA aux programmes CF6.

- **Les travaux de conception sur un module majeur du moteur CF6-80 E1.**

Des installations pour la production de gros moteurs Grâce à ses compétences en production et à l'application de procédés technologiques avancés, la SNECMA réalise des aubes de soufflante et des chambres de combustion alliant haute performances et fiabilité.

1.2- LES MODULES DU MOTEUR

Le réacteur **GENERAL ELECTRIC CF6-80-C2 FADEC** équipe le **BOEING 767-300**. C'est un moteur double corps, double flux et à taux de dilution élevé. Le CF6-80-C2 FADEC est composé de cinq (05) modules principaux :

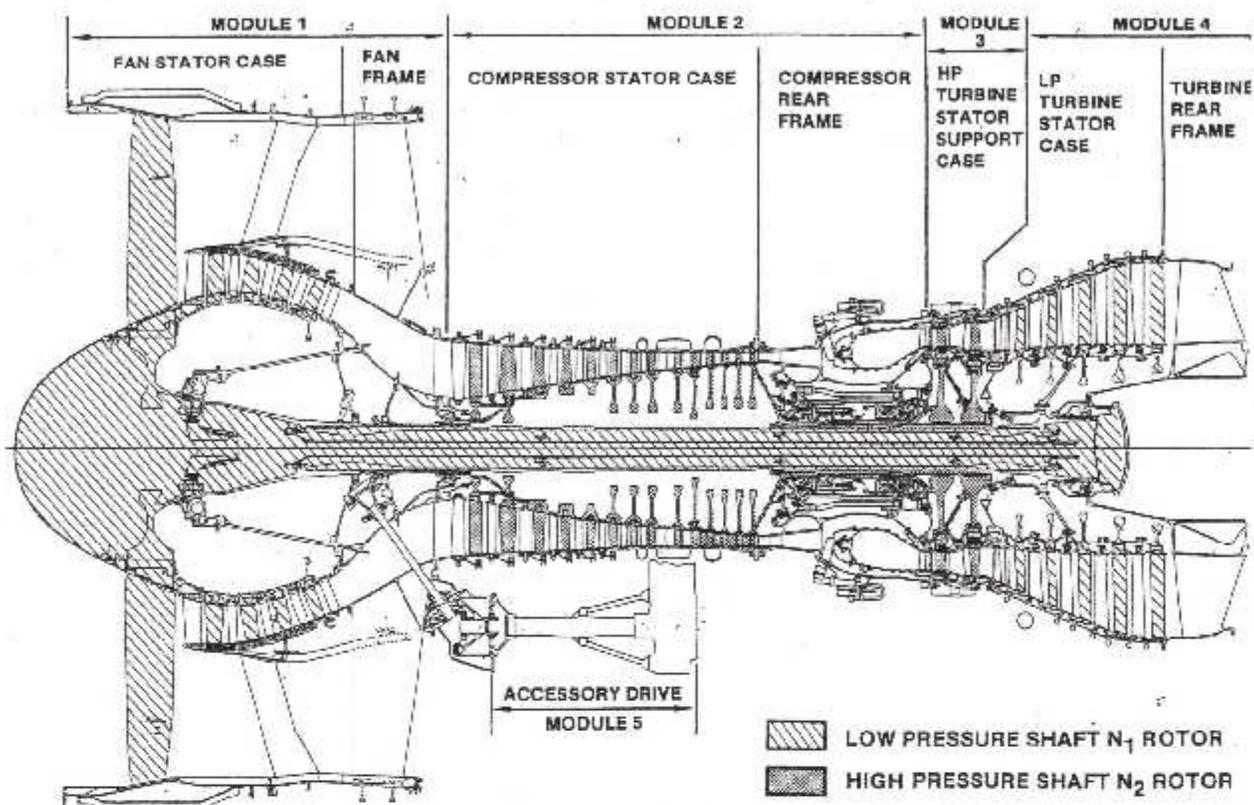
- Module fan.
- Module core.
- Module turbine haute pression.
- Module turbine basse pression.
- Module d'entraînement boîte d'accessoire.

L'air admis dans l'entrée d'air se partage en deux flux, le premier flux subit une transformation thermodynamique. La turbine entraîne la soufflante pour but de fournir de l'énergie au flux externe, qui accélère dans une tuyère .

Ce type de moteur développe donc une poussée résultant de la mise en vitesse des flux chaud et froid (voir figure1-2).

1.2.1- MODULE FAN

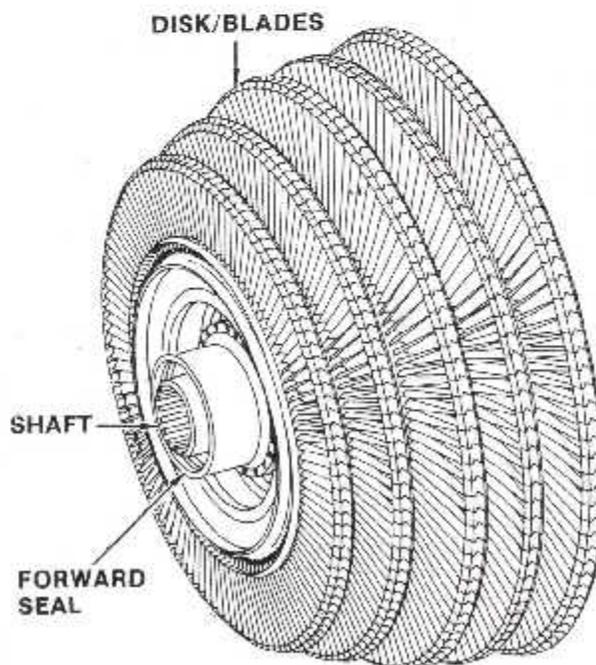
Le module fan est l'un des quatre sous ensemble séparé et interchangeable du moteur Ce module est constitué de cinq (05) étages compresseur basse pression dont le premier étage constitue le fan. Le fan engendre à lui seul le flux secondaire .



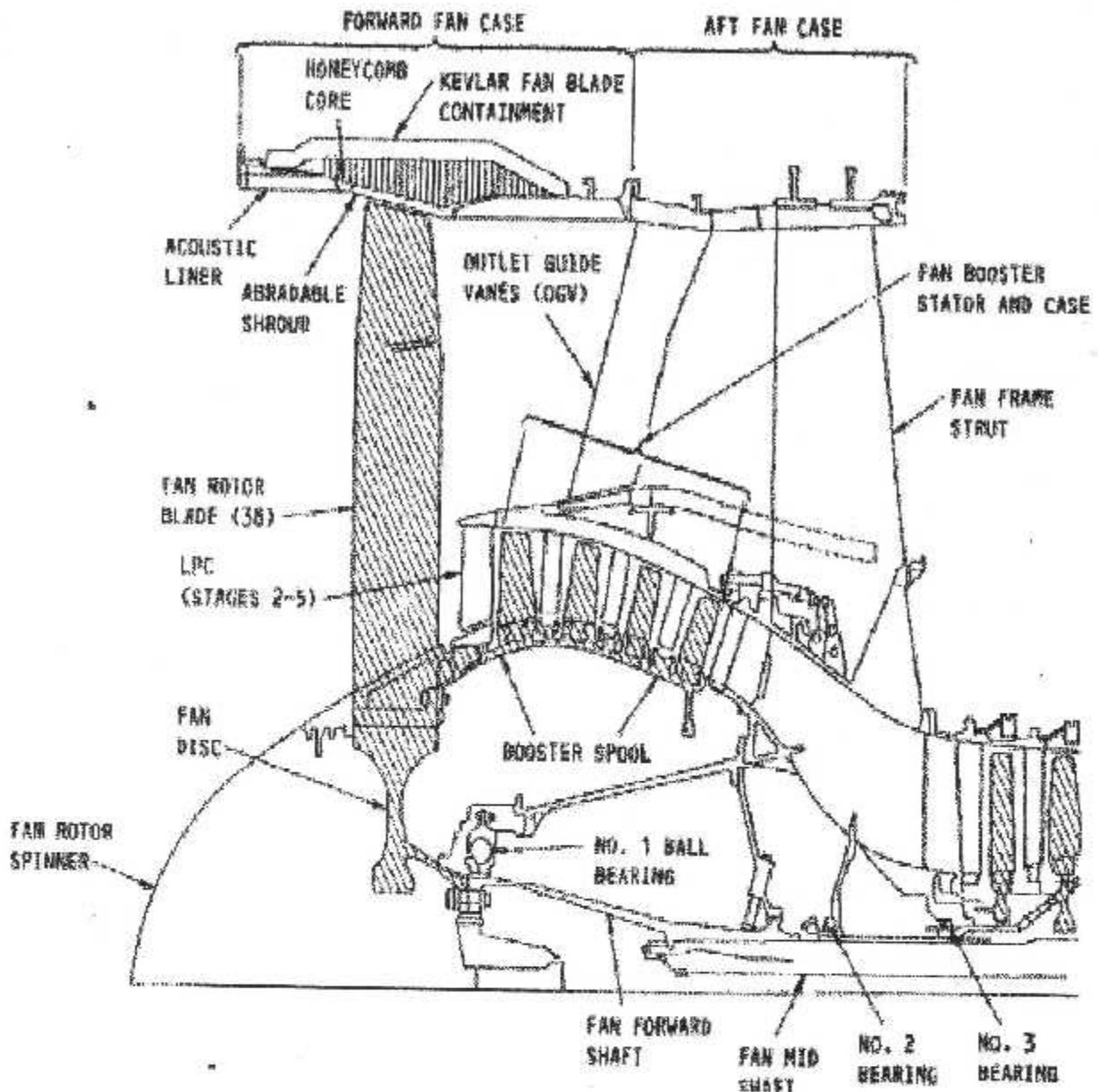
Figure(I-2) : Modules du moteur CF6-80-C2.

Le fan fait partie intégrante du compresseur basse pression et est entraîné par la turbine basse pression, il est composé de trois éléments principaux :

- rotor soufflante.
- stator soufflante.
- le carter.



Figure(I-3) : l'arrière du fan.



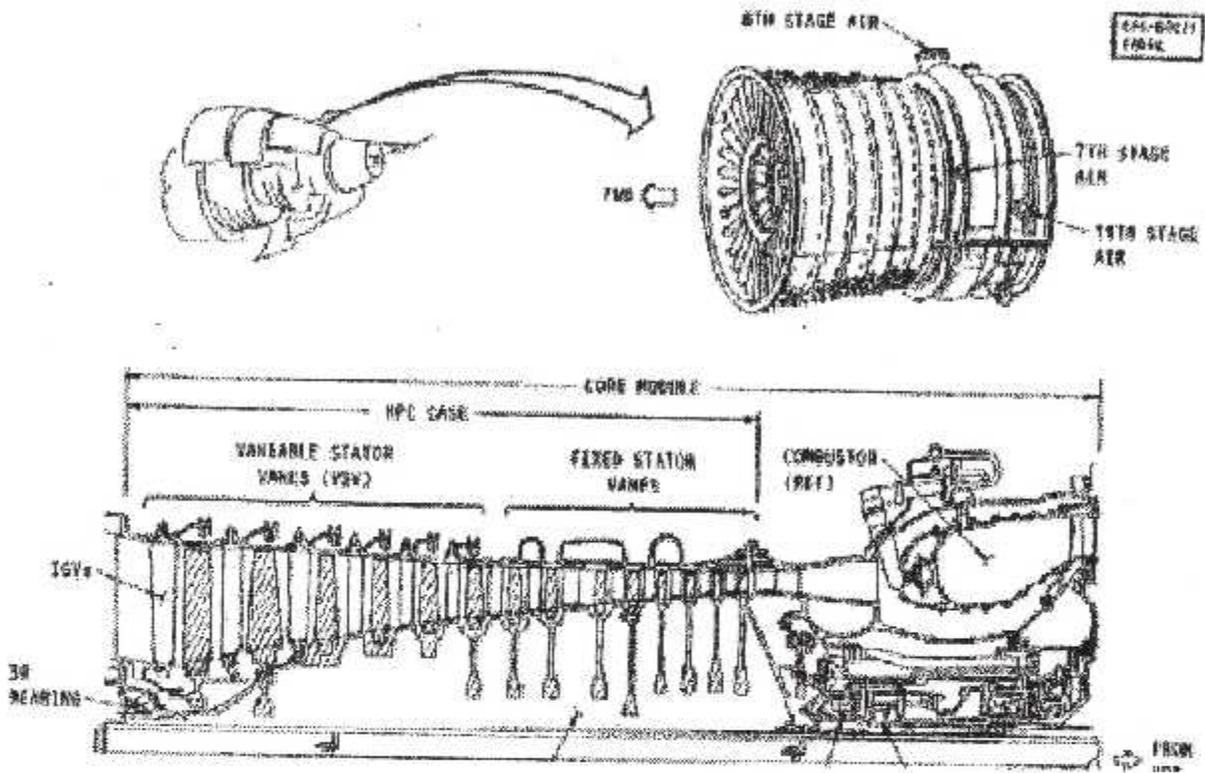
Figure(I-4) : Le module fan.

I.2.2- MODULE CORE

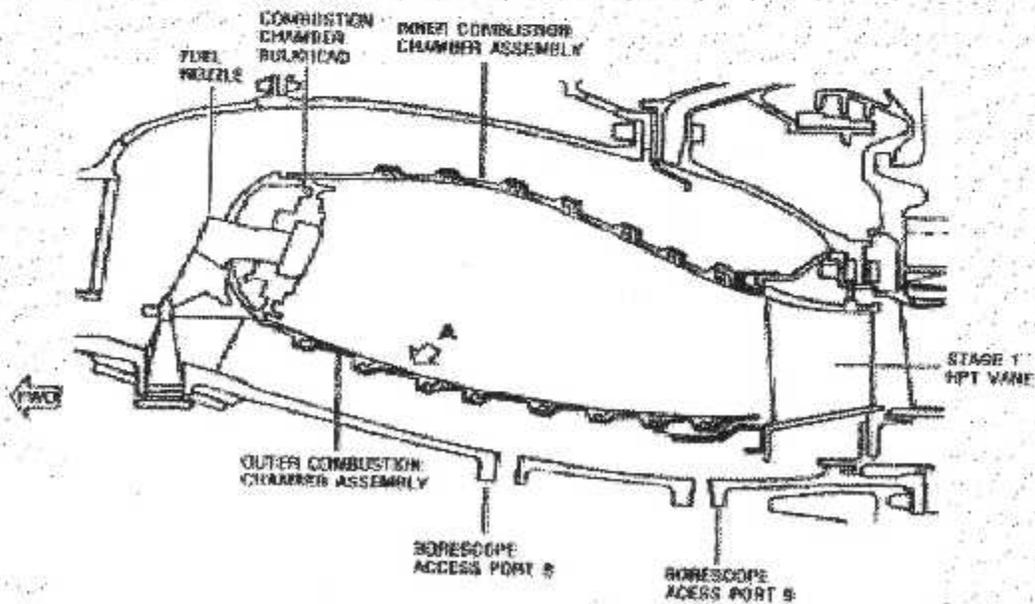
Ce module est constitué d'un compresseur haute pression à quatorze (14) étages, d'une chambre de combustion annulaire équipée de (30) trente injecteurs et deux (02) allumeurs à haute tension position 3.30, 5.30 et de premier étage statorique de la turbine haute pression.

L'entrée d'air du compresseur haute pression est équipée de trente quatre (34) aubes de prérotation à calage variable (IGV).

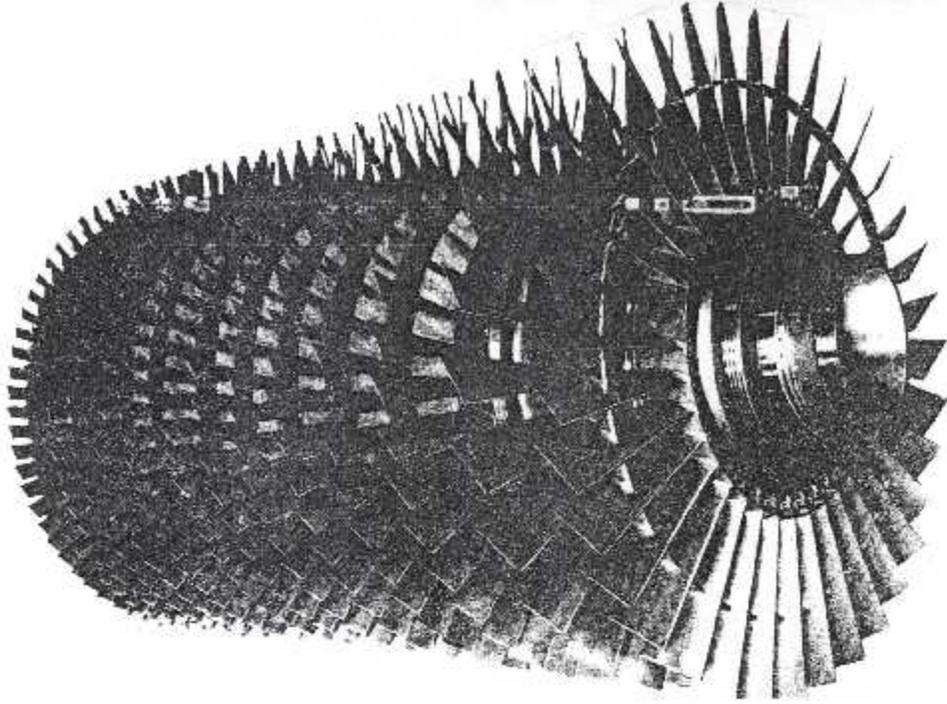
Les cinq (05) premiers étages de compresseur haute pression comportent des aubes de stator à calage variable (VSV).



Figure(I-5) : Module core.



Figure(I-6) : La chambre de combustion.

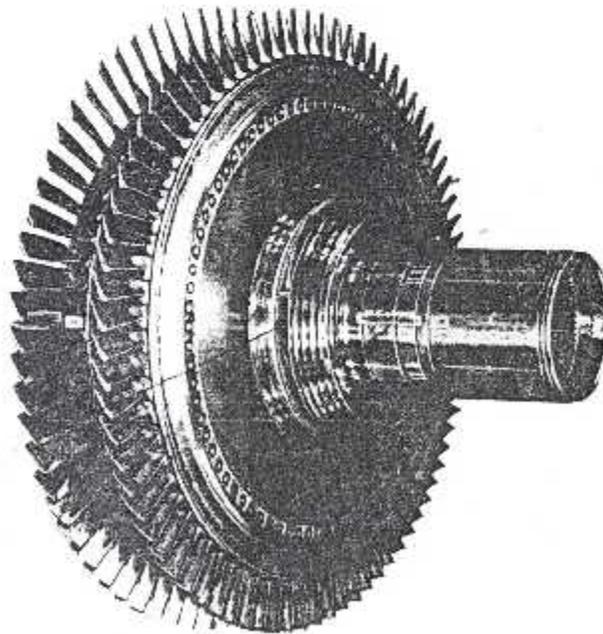


Figure(I-7) : Le rotor du compresseur haute pression.

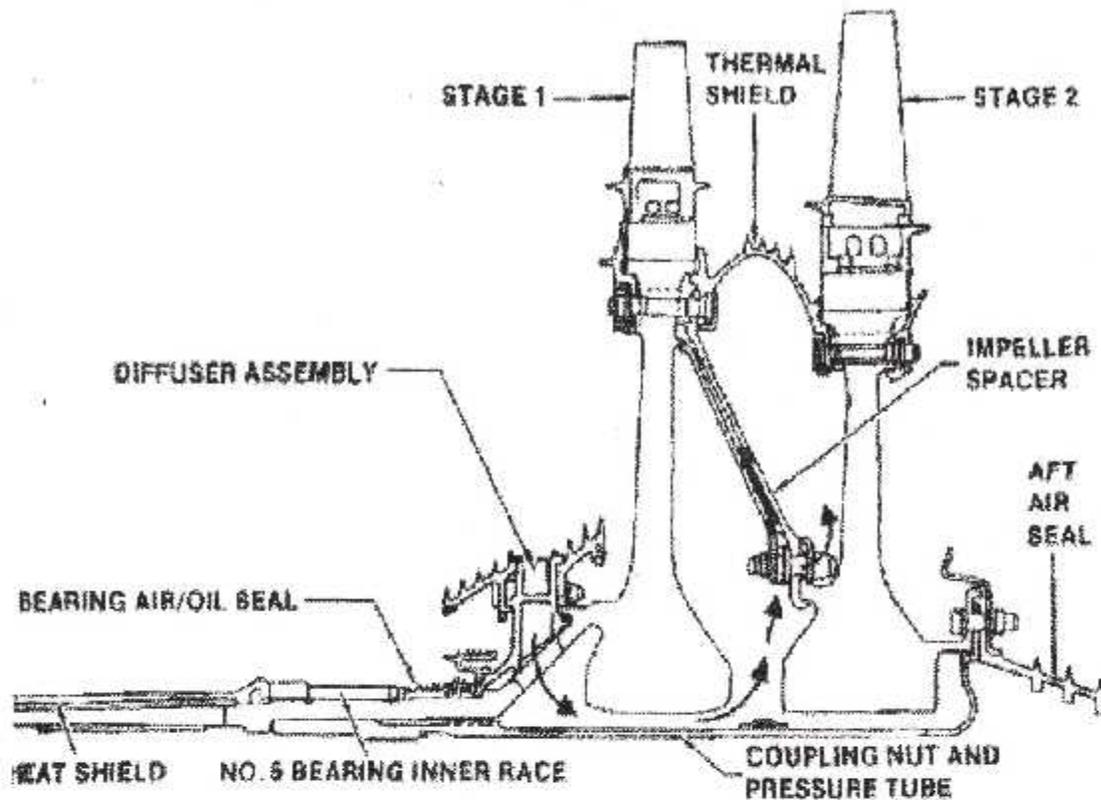
l'ensemble des aubes de prérotation et des stators à calage variable constitue le dispositif anti-pompage du compresseur haute pression. Le compresseur haute pression est entraîné par le turbine haute pression.

1.2.3- MODULE TURBINE HAUTE PRESSION

Ce module est constitué de deux (02) étages. La turbine haute pression entraîne le compresseur haute pression et la boîte d'entraînement d'accessoires(voir figureI-9).



Figure(I-8) : Rotor turbine haute pression.

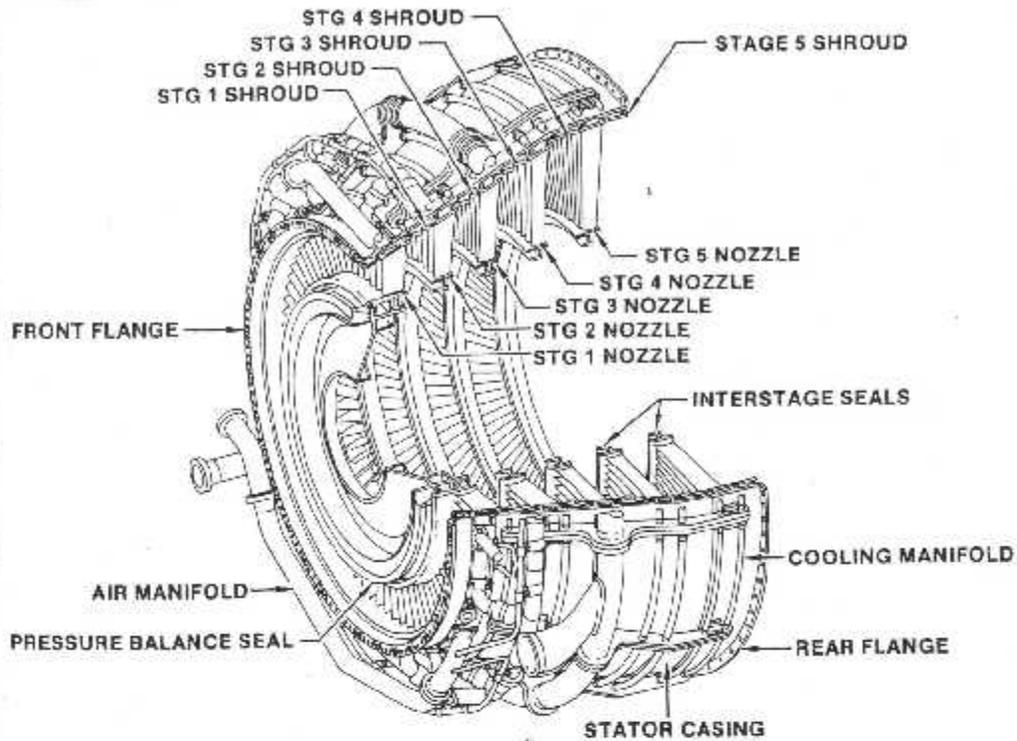


Figure(I-9) : Module turbine haute pression.

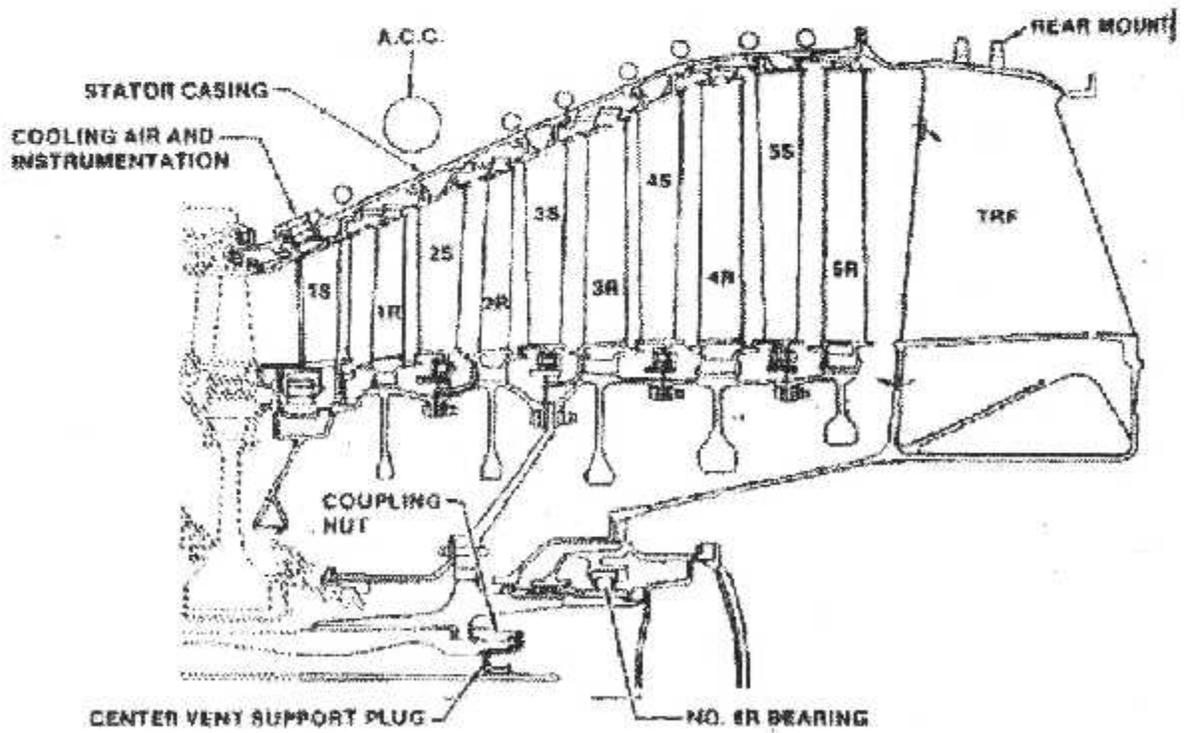
1.2.4- MODULE TURBINE BASSE PRESSION

Ce module est constitué de cinq (05) étages. La turbine basse entraîne le compresseur basse pression. La fonction de ce module est d'entraîner le fan et le compresseur basse pression en utilisant l'écoulement des gaz d'échappement du core du moteur pour l'énergie. Les composants principaux de ce module sont :

- un redresseur de cinq étage.
- un rotor de cinq étages soutenu par le roulement.
- une armature arrière .



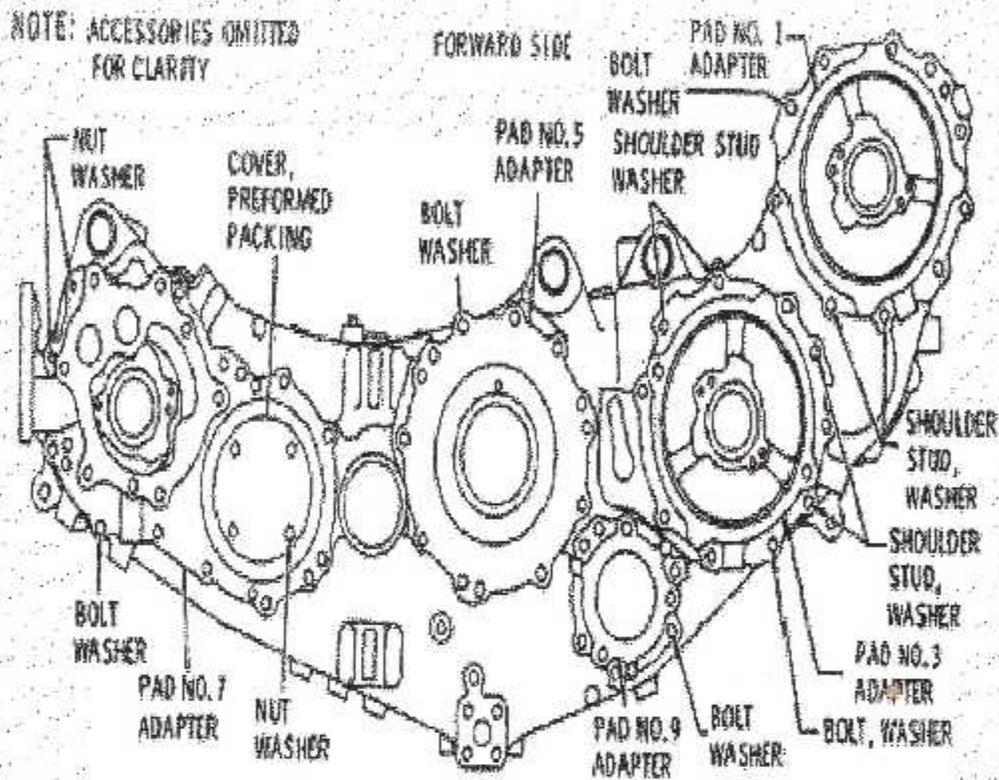
Figure(I-10) : Les stators du turbine basse pression.



Figure(I-10) : Module turbine basse pression.

I.2.5- MODULE D' ENTRAINEMENT D' ACCESSOIRES

L'attelage haute pression entraîne le boîtier des accessoires et reçoit le mouvement du démarreur par l'intermédiaire d'une prise de mouvement et d'une boîte de transfert. Le boîtier des accessoires est fixé à la partie inférieure du carter stator compresseur.



Figure(I-11) : La boîte d'entraînement des accessoires.

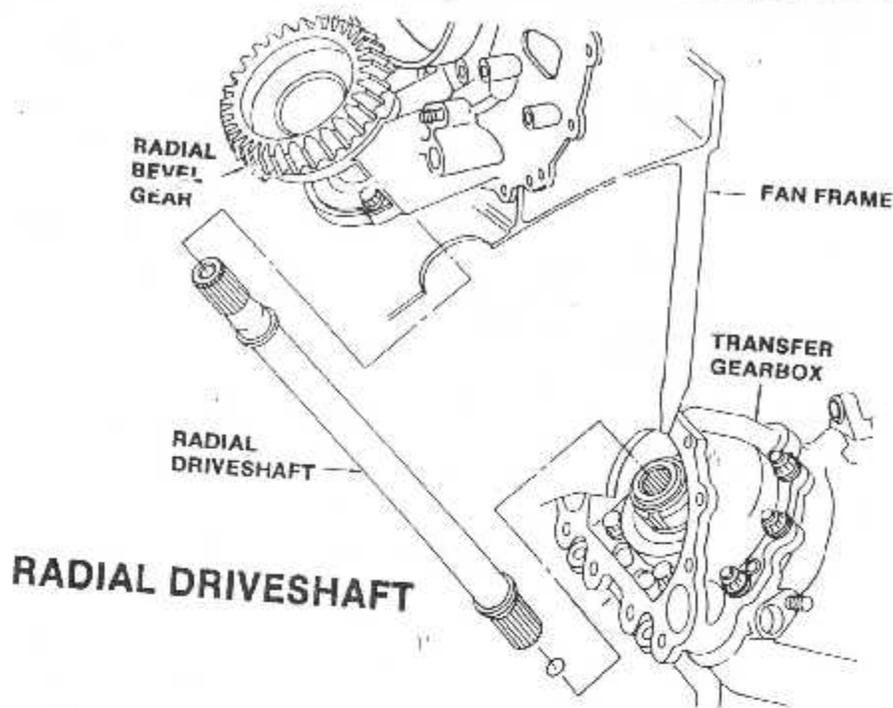
Les différents accessoires qui équipent le boîtier sont :

A) SUR LA FACE AVANT :

- Un (01) régulateur carburant (HMU).
- Une (01) pompe de pression et cinq (05) pompes de récupération d'huile.
- Une (01) pompe hydraulique.
- Un (01) tachymètre N2.
- Un (01) alternateur (pour l'alimentation du EEC).

B) SUR LA FACE ARRIERE :

- Une (01) pompe carburant haute pression.
- Un (01) démarreur.
- Un (01) alternateur (IDG).



Figure(I-12) : L'arbre d'entraînement radial (RDS).

I.3- GROUPE MOTEUR

Il comprend :

- ◆ Le bâti moteur.
- ◆ Capotage moteur.
- ◆ Drainage moteur.

I.3.1- LE BATIS MOTEUR

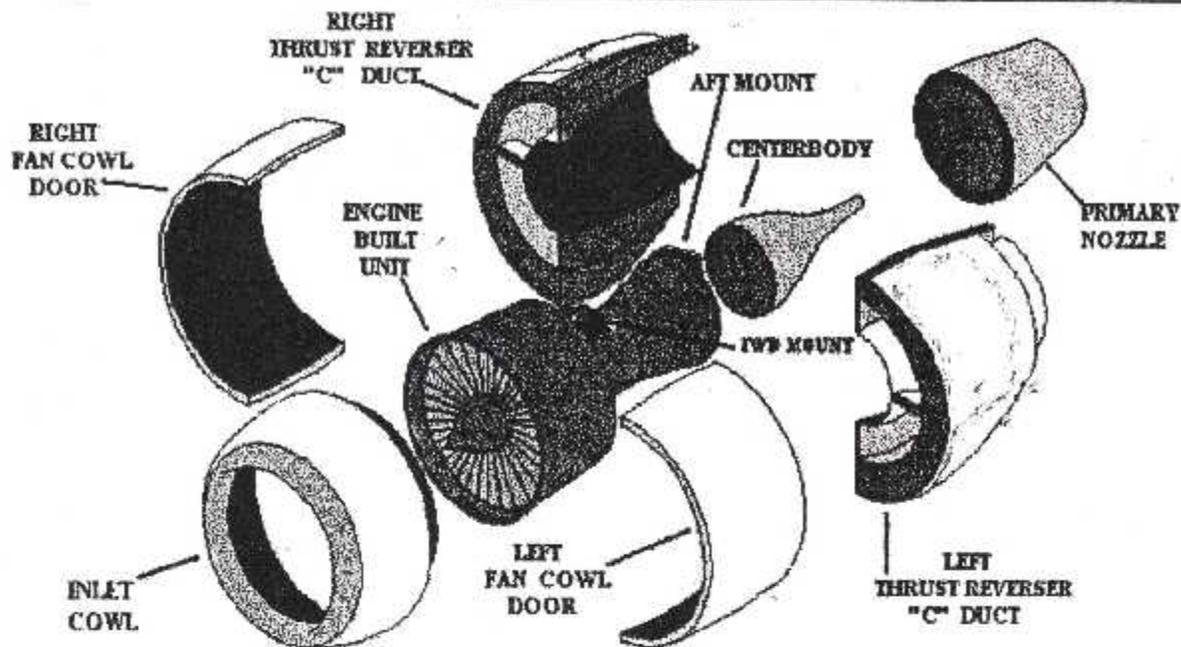
Le moteur contient des bâtis avant et arrière chaque bâti attache le moteur à la contrefiche. Les attaches du bâti avant l'armature de soufflante et celle de l'arrière à l'armature turbine.

I.3.2- NACELLE ET REACTEUR

a. capot :

le capot moteur comprend :

- ◆ capot fan.
- ◆ Capot core.
- ◆ Capot reverse.



Figure(I-13): Les capots moteur.

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

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

On distingue quatre sortes de capot :

- Capot d'entrée d'air.
- Les deux demis capots de soufflante, articulés au mat par des charnières pour permettre une fois relevés et maintenue ouverts par des bielles, un accès aisé au moteur pour les opérations de maintenance (Notamment pour la dépose/pose du moteur). Ces deux demis capots sont attachés en bas par des verrous on dehors des opérations ci-dessous.

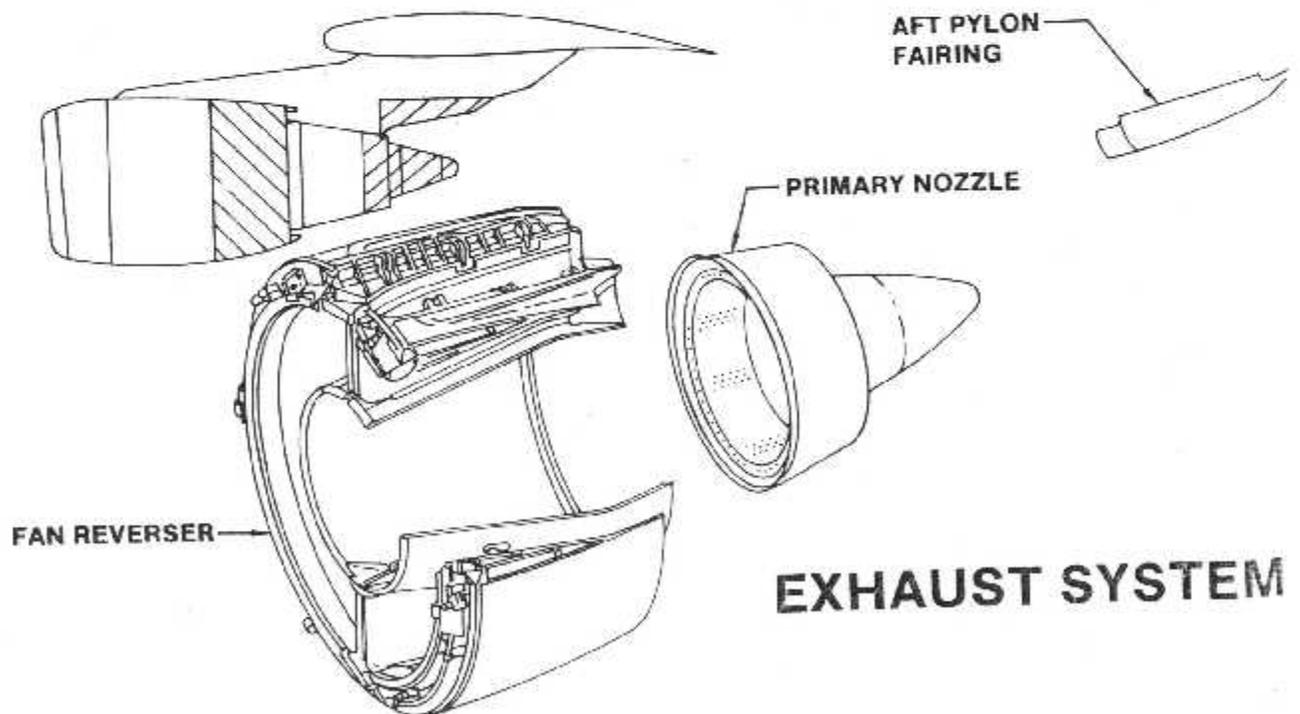
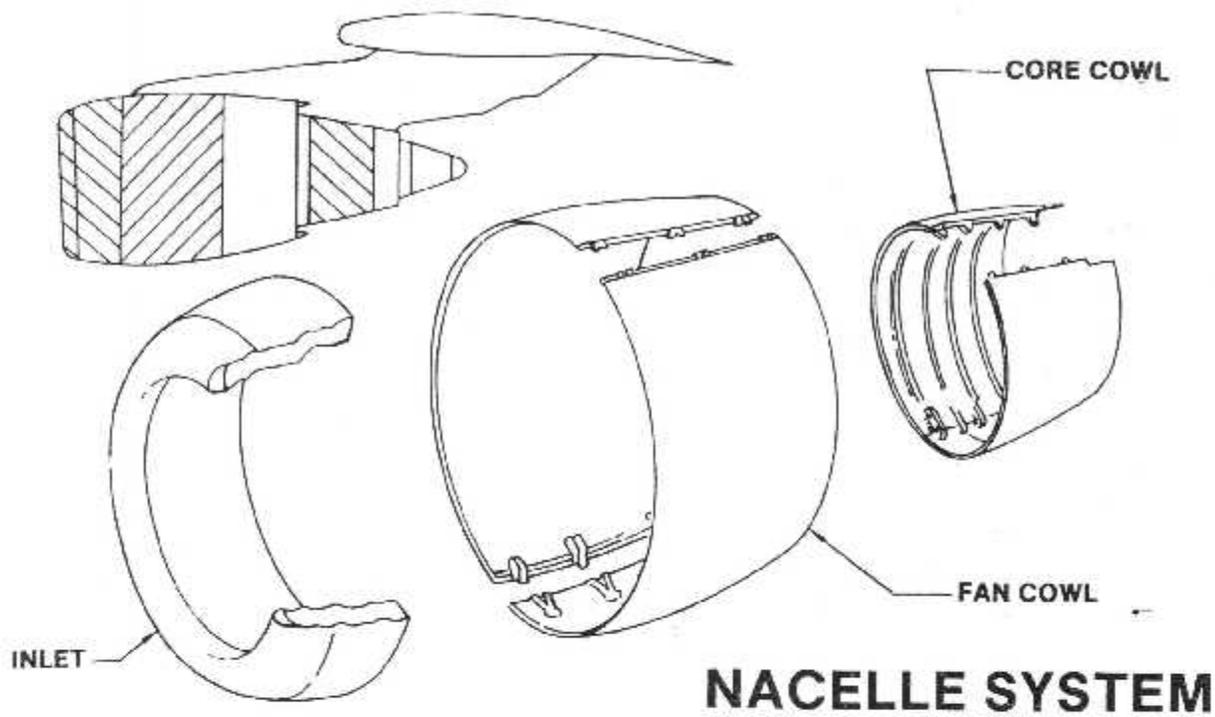
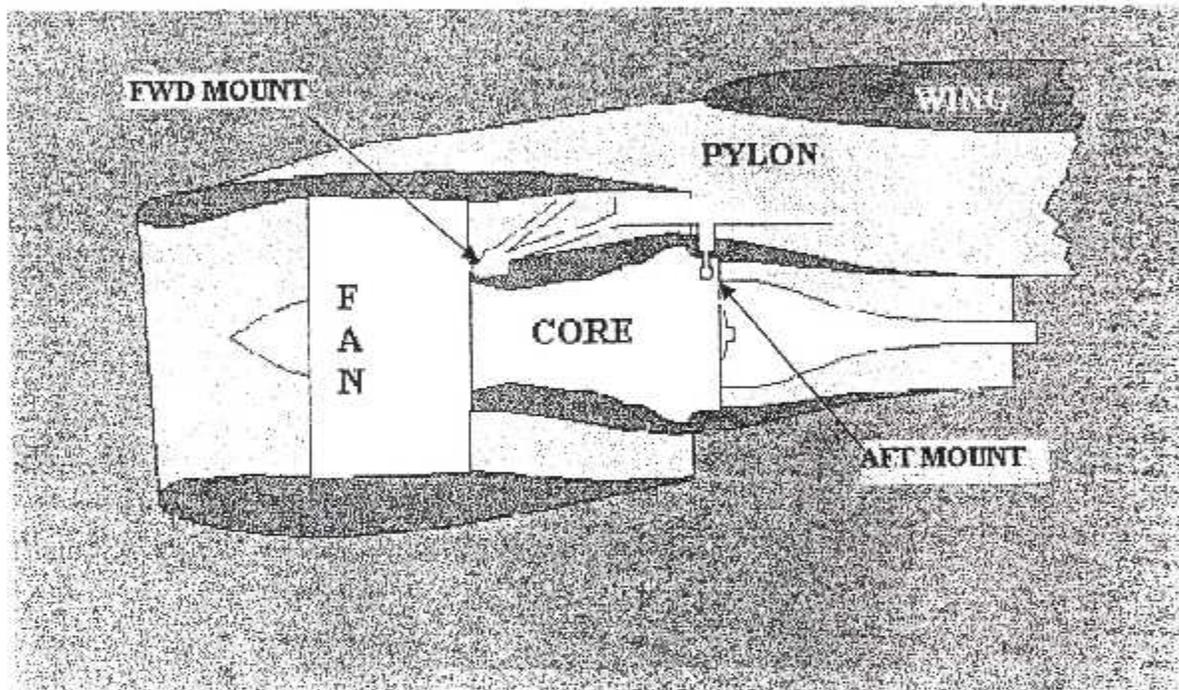


Figure 1.5 : La nacelle et le système d'échappement.

- Le capots formant la tuyère primaire.

b. Attache Réacteur :

les attaches réacteur transmettent les efforts à la structure de l'avion, par l'intermédiaire du mat réacteur et des attaches voilure. L'attache avant encaisse les efforts verticaux, ainsi que les moments par rapport à l'axe X. Mais cette attache n'encaisse aucun effort axial(elle offre un degré de liberté en X), afin de permettre les variations de l'ongueur du moteur du à sa dilatation(environ 8 mm max.). une ferrure de l'attache avant est en INCONEL(Alliage de Ni-Cr), les autres sont en titane. Toutes les ferrures de l'attache arrière sont en INCONEL.



Figure(I-16) : Le mat réacteur.

b. Mat réacteur :

Le mat réacteur réduit le moteur à la voilure, et achemine de l'avion vers le moteur et du moteur vers l'avion tous les tuyaux, conduits et fils électriques nécessaires :

- Tuyau carburant.
- Cabale électrique pour signaux de commande.
- Conduit d'air sous pression.
- Tuyauteries hydrauliques.

I.4- REPERAGE DES DIFFERENTES STATIONS REACTEUR

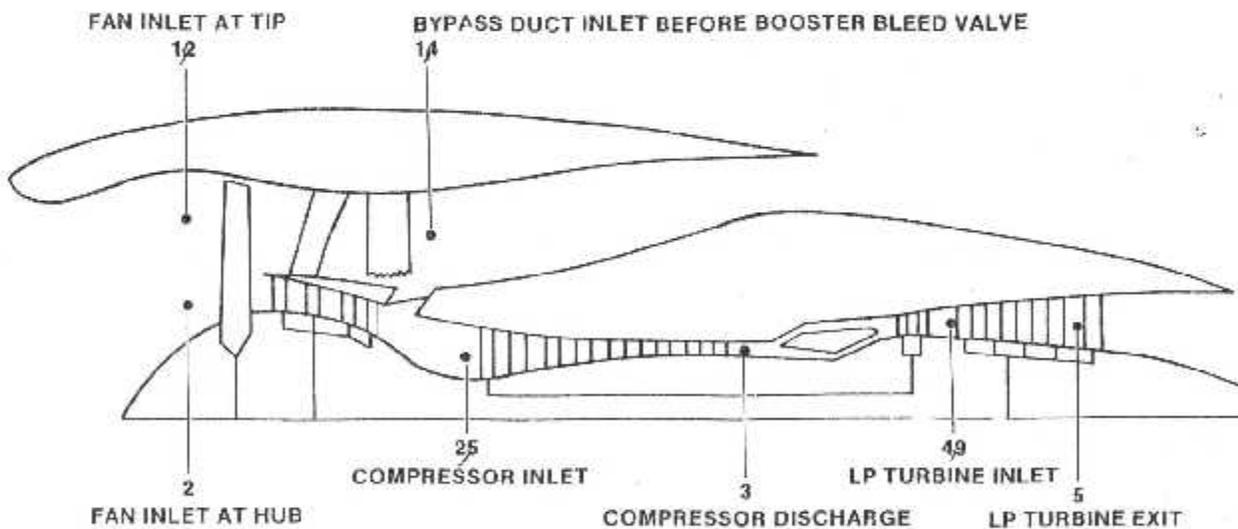
- station 0: condition ambiante.
- Station 1.2 : entrée d'air.

Flux primaire :

- Station 2 : entrée du compresseur basse pression.
- Station 2.5 : entrée du compresseur haute pression.
- Station 3 : sortie du compresseur haute pression.
- Station 4 : entrée turbine haute pression.
- Station 4.9 : entrée turbine basse pression.
- Station 5 : sortie ensemble basse pression.
- Station 9 : éjection du flux primaire.

Flux secondaire :

- Station 1.2 : entrée fan
- Station 1.4 : sortie stator fan.
- Station 1.8 : éjection du flux secondaire.



Chapitre II

Description des systèmes

Hydromécanique de Moteur

CF6-80 C2

CHAPITRE II

DESCRIPTION DU SYSTEME HYDROMECHANIQUE
DU MOTEUR CF6-80-C2

II.1- DESCRIPTION DU SYSTEME FADEC

II.1.1- INTRODUCTION

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

Il est composé d'un calculateur de contrôle électronique du moteur (ECU), une unité hydromécanique (HMU), des capteurs (pressions, températures, vitesse de rotation), des actionneurs (moteurs, servo-valves, pompes) et le 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 redondante (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).

II.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 magnet). 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 normales des moteurs.

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

❖ **Simplification de la maintenance**

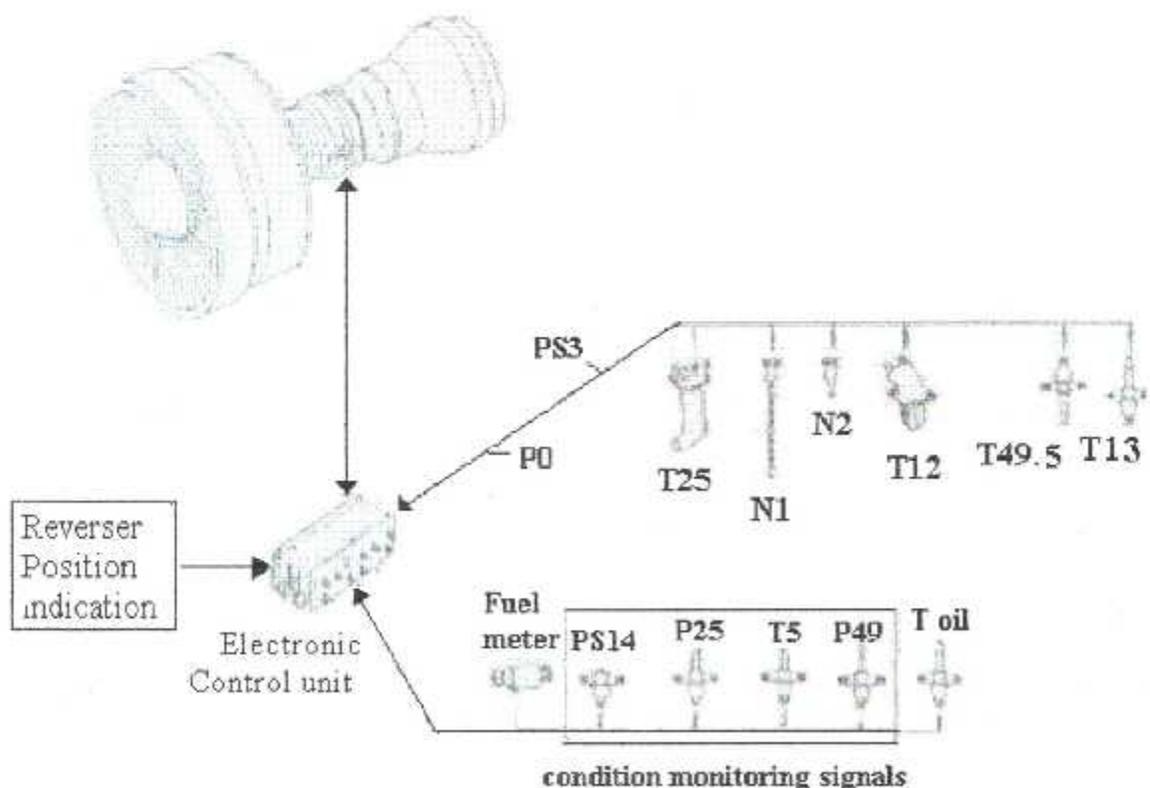
Les anomalies de fonctionnement sont détectées par le FADEC et transmises aux calculateurs de maintenance centralisés (EICAS et PIMU) qui seront interrogés lors des opérations de maintenance au sol. Ainsi il permet d'augmenter la disponibilité opérationnelle des moteurs.

❖ **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.**

II.1.3- FONCTION DU FADEC

❖ **Réglage de la poussée en mode manuel ou automatique**

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



Figure(II-1) : Présentation du système FADEC.

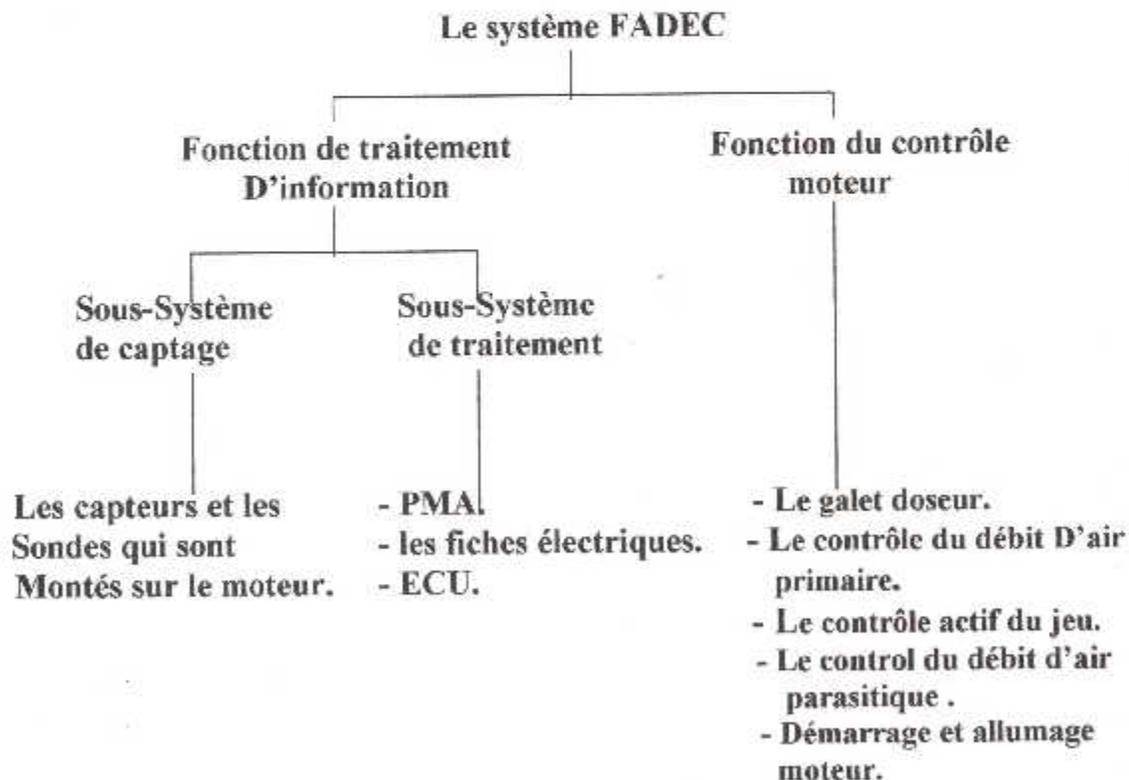
❖ **Transmission des paramètres moteurs pour affichage**

Les paramètres principaux primaires moteur (N1, N2, WF,...) l'état du système de démarrage, l'état du système d'inversion et du FADEC sont affichés sur le EWD (Engine Warning Display) et EICAS (Engine Indication and Crew Alerting System).

❖ **Contrôle moteur**

Le FADEC exécute les fonctions suivantes :

- Contrôle du débit de carburant (FMV).
- Contrôle des stators a calage variable (VSV).
- Contrôle de la vanne de décharge (VBV).
- 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 le démarrage et l'allumage du moteur.
- Commande de BCV(Bore Cooling Valve).
- Commande de refroidissement de onzième étage (ESCV).



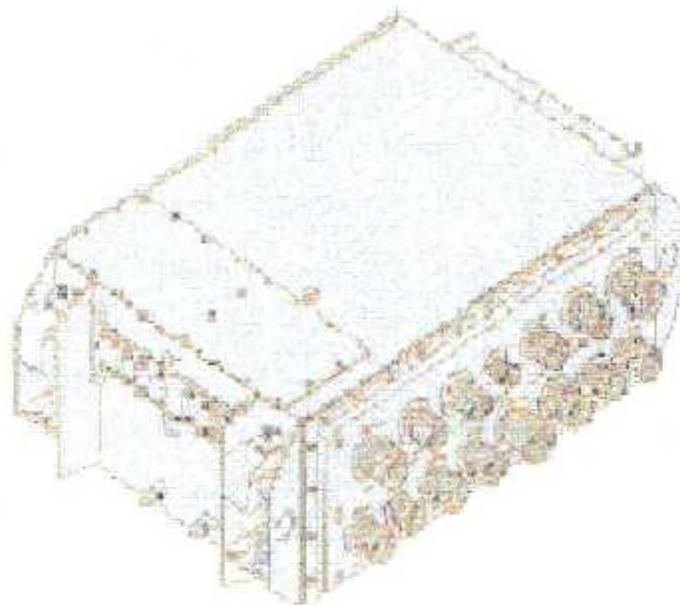
Figure(II-2) : Les fonctions du système FADEC.

II.2- L'UNITE DE CONTROLE ELECTRONIQUE MOTEUR (ECU)

L'ECU est l'élément principal du système FADEC. Il est monté sur le carter arrière de la soufflante à la position de 8h30.

14 connecteurs électrique et 04 connecteurs pneumatique connectent l'ECU avec l'avion et chaque sous système de FADEC.

L'ECU est une unité de contrôle électronique du moteur . Elle comprend un canal doublé qui contient deux calculateurs spéciaux avec un ensemble des circuits associés. Le calculateur qui relie avec ses circuits associés est identifié comme canal A, et l'autre avec ses circuits comme canal B.



Figure(II-3) : L'unité de contrôle électrique moteur ECU.

Tout les interfaces critique d'entrée et de sortie de chaque processeur sont électroniquement isolés et complètement redondant. Chaque canal de contrôle fonctionne indépendamment de l'autre, et capable de maintenir toutes les fonctions du système.

Les deux canaux reçoivent toujours des données qui les traitent. Ils commandent les sorties par exemple les valves et les vérins dans le système d'asservissement , et les relais dans l'avion . Le canal dont le processeur assure les sorties s'appelle le canal actif, et le canal dont les sorties de processeur sont terminées s'appelle le canal de secours.

Pour augmenter la fiabilité du système, toutes les entrées d'un processeur sont rendues disponibles à l'autre par une liaison de transmission de données en travers la canal (CCDL).

Ceci permet aux deux canaux de rester complètement fonctionnels même si les données importantes de l'un des deux canaux est défaillant.

Le CCDL permet également aux deux canaux de comparer les entrées, et la moyenne des erreurs de sortie qui serait autrement présentée dans le système non corrigé.

Les 15 connecteurs sont partagés aux trois parties :

- (J1-J6) : les interfaces avion.
- (J7-J13) : les composants moteur.
- (J14-J15) : Les prises d'identification.

✓ Les interfaces avion :

Le Connecteur	Le canal	Fonction
(J1,J2)	(A,B)	Excitateur allumage entrée/sortie.
J3	A	Ouverture galet doseur, ouverture valve démarrage,, panne ECU, bus des données digital(ADC,TMC) entrée/sortie.
J4	B	Allumage simple, double.
J5	A	Type d'avion, position moteur(gauche, droite) position des inverseurs.
J6	B	Déconnexion TMC sélection de mode d'opérations(contrôle ou teste), position des inverseurs.

✓ Les composants moteur :

Le connecteur	Le canal	La couleur	La fonction
J7	A	Noir	Capteur N2, solénoïde , ESCV,
J8	B	Marron	position des commutateurs de ESCV, BCV1, HMU.
J9	A	Rouge	Alternateur ECU, valve de démarrage,
J10	B	Orange	capteur N1,T12, BCV2.
J11	A	Jaune	T25, LPTC, IPTC, VBV, BCV3.
J12	B	Vert	
J13	A et B	Bleu	T3, T49, T5, capteur de température d'huile, débit mètre carburant

✓ Les prises d'identification :

J14 : bouchon de nombre de sortie moteur.

J15 : bouchon d'estimation des paramètres moteurs.

❖ Dimension et poids du ECU

Langueur.....	21.98 in. (55.83 cm)
Hauteur.....	6.559 in. (16.66 cm)
Profondeur.....	14.255 in. (36.21 cm)
Poids.....	52.0 lb (23.59 kg) maximum.

II.3- L'UNITE HYDRAUMECANIQUE (HMU)

Le moteur CF6-80-C2 est contrôlé par un système de régulation électronique numérique à pleine autorité (FADEC). Le système de commande FADEC est composé de ces deux parties principales :

- ECU : unité de contrôle électronique.
- HMU : unité hydromécanique de carburant.

L'ECU reçoit les signaux électriques depuis les sondes de moteur fixées à distance et après le traitement des signaux, l'ECU transfère les commandes sous forme de signaux électriques à l'HMU. Les signaux électriques sont tels :

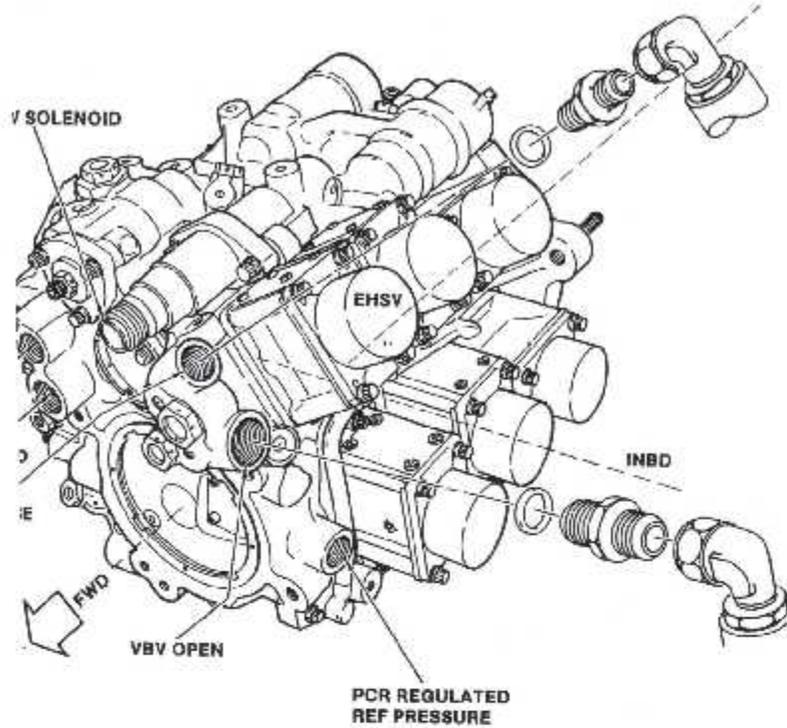
- Courant du moteur couple (TMC) pour régler les valves.
- Signal solénoïde on/off pour ouvrir ou fermer la valve.

L'HMU, alors transforme les signaux traités par micro en des signaux de commande hydraulique pour contrôler 05 divers valves de moteur régulées. Le HMU contrôle la pression du carburant pour le positionnement des dispositifs suivants comme :

- Deux vérins des stators à calage variable (VSV), alimentés en carburant et modulés par la pression P_{sf} .
- Deux vérins de valve de décharge (VBV) alimentés en carburant et modulés par la pression P_{sf} .
- Une valve de contrôle actif du jeu turbine basse pression (LPTCC) alimentée en carburant et modulée par les pressions P_c et P_{cr} .
- Une valve de contrôle actif du jeu turbine haute pression (HPTCC) alimentée en carburant et modulée par les pressions P_c et P_{cr} .

Pour accomplir ses différentes fonctions requises, l'HMU divise et règle le carburant fourni par la pompe du carburant moteur aux différents systèmes internes :

- Système de dosage carburant.
- Système de régulateur de survitesse.
- Système de pressurisation et d'arrêt.
- Système de by-pass.
- Système d'asservissement.

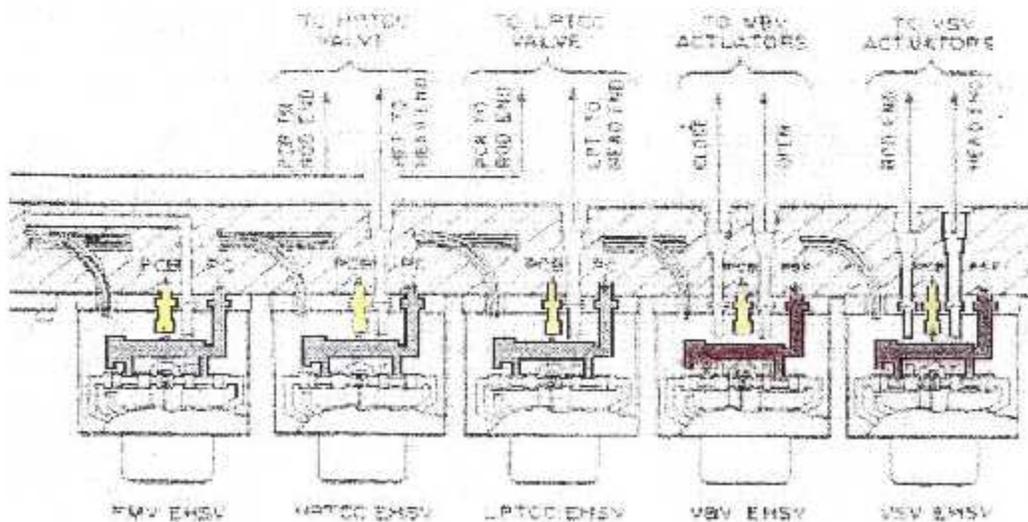


Figure(II-4) : L'unité hydromécanique (HMU).

II.3.1- ELECTROHYDRAULIQUE SERVO VANNE (EHSV)

L'unité hydromécanique HMU comprend (05) EHSVs, chaque EHSV a deux étages qui sont divisée en deux types :

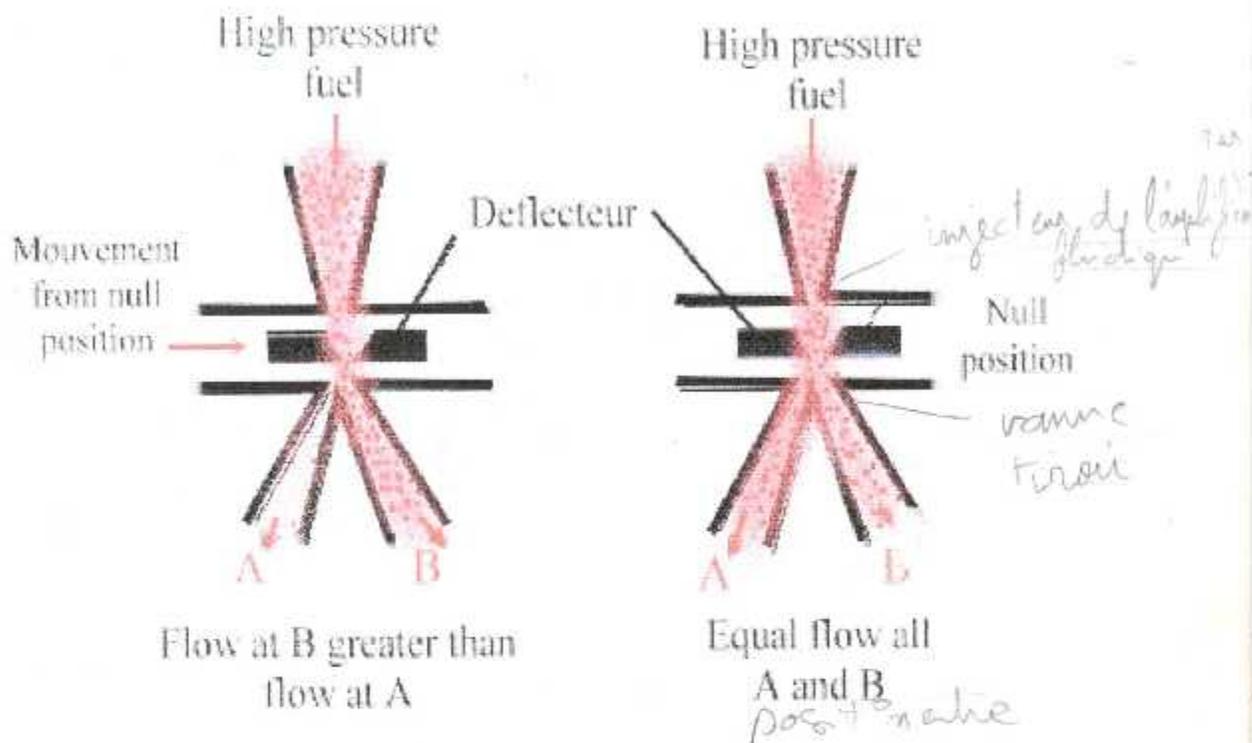
- A trois (03) voies pour les systèmes LPTACC, HPTACC et FMV.
- A quatre (04) voies pour les systèmes VSV et VBV.



Figure(II-5) : Les différents électrohydraulique servo valve.

L'EHSV est une vanne à deux étages actionnés par un moteur couple. Le 1^{er} étage de l'EHSV est un amplificateur fluide qui actionne le deuxième étage de la vanne tiroir. L'amplificateur fluide positionne la vanne tiroir en réponse au moteur couple.

L'amplificateur fluide actionne en dirigeant une petite quantité de carburant haute pression aux orifices qui fournissent ce carburant à l'une ou l'autre extrémité de la vanne tiroir.



Figure(II-6) : L'amplificateur fluide de la EHSV.

Quand l'EHSV est à la position neutre, des pressions égales sont dirigées vers chaque extrémité de la vanne tiroir par l'injecteur de l'amplificateur fluide.

Cet injecteur de carburant est entre l'orifice fournissant le carburant à haute pression, et des orifices missent à l'air libre aux extrémités de la vanne tiroir. La position de l'injecteur de carburant est une fonction du moteur couple.

En fonctionnement, l'injecteur divise le carburant haut pression délivrée aux extrémités de la vanne tiroir selon les commandes à partir du moteur couple.

La vanne tiroir fournit un carburant haute pression pour le déchargé à l'extrémité de la vanne. A la position neutre, les orifices de la vanne ferment et dirigent le carburant vers le composant ayant fonctionné.

N'importe qu'elle repositionnement de la vanne tiroir change la mise en l'air libre de la vanne de décharge. Une décharge dirigera le carburant haute pression au composant ayant fonctionné.

L'orifice centrale de la vanne évacuera le carburant à haute pression au composant ayant fonctionné vers la pression du corps Pcb.

La deflexion d'armature est commandée par l'amplitude et la polarité du courant dans les enroulements moteur. Lorsque le moteur couple est à la position neutre, un courant est fourni à partir de l'ECU pour maintenir le déflecteur à la position neutre.

N'importe qu'elle changement du courant du moteur couple cause la deflexion d'armature. La quantité et la direction de débattement sont déterminées par le changement d'amplitude et la polarité du courant nul. Le débattement d'armature est appliqué par un tube flexure attaché à l'armature au point de pivot d'armature.

Dans le premier étage de l'EHSV, le mouvement du tube flexure repositionne le déflecteur dans l'amplificateur fluïdique. Le déflecteur, alternativement, réoriente l'écoulement du carburant haute pression aux extrémités du servo valve.

Le mouvement de la valve tiroir sur le moteur couple est actionné par un ressort de rétroaction qui est une extension du tube flexure.

Les ressorts de rétroaction engagent le point médian de la valve tiroir. La position de la valve tiroir est mécaniquement alimentée ainsi au tube flexure.

Ces rétroactions mécaniques assurent l'armature, le tube flexure, et le retour de la valve tiroir à la position neutre après n'importe quel mouvement de La valve tiroir.

Le retour des trois pièces à la position neutre assure également le déflecteur d'amplificateur fluïdique est rendu à la position neutre.

II.3.2- ALIMENTATION DU CARBURANT AU HMU

Le carburant filtré du moteur est envoyé directement à l'entrée principale de carburant du HMU à travers un servo réchauffeur carburant à l'entrée du servo régulateur du HMU(voir figure II-7).

L'entrée principale du carburant est dans la face support du corps du HMU. Une douille dans l'entrée de l'orifice , dirige ce carburant, vers le clapet de décharge ensuite vers le galet doseur.

Les particules de carburant du servo réchauffeur qui sont plus grande que 270 microns peuvent traverser le filtre de carburant. Ce carburant d'alimentation est fait pour commander les systèmes d'asservissement du HMU, est désigné par Psf.

Si le colmatage du filtre se produit, le filtre se déplace contre la force de ressort. Un passage de carburant à coté de filtre s'ouvre pour assurer la continuité du carburant d'alimentation aux systèmes d'asservissement du HMU.

Cette ouverture, provoque une action qui se produit quand la pression à travers le filtre excède 15 psi (103 kpa) de carburant. Le carburant avec ses différents pression est distribué comme suite (voir figure II-8) :

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

- EHSV des vannes de décharges VBV.
- EHSV des stators à calage variable VSV.
- A travers un restricteur de tête de sonde et du clapet de décharge.
- Vers le coté ressort de la vanne mise en pression et d'arrêt.
- Au régulateur de servo pression P_c .

➤ *Le carburant à la pression P_{cr} est distribué au :*

- les valves proportionnelle et d'intégrateur du système de gouverneur de survitesse dans l'HMU .
- L'extrémité de la tige du piston d'intégrateur.
- Aux extrémités de la tige du LPTCC et du HPTCC.

➤ *Le carburant à la pression P_c est distribué au :*

- Régulateur de pression P_{cr} .
- Le piston du galet doseur.

➤ *Le carburant à la pression P_{cb} est distribué au :*

- La valve anti-retour avec la pression P_{cb} permet la lubrification de l'arbre de commande et empêche n'importe quelle contamination dans la pompe de carburant d'entrée à la HMU.

II.4- DESCRIPTION DU SYSTEME CARBURANT

● Le système de carburant permet de fournir le carburant à la chambre de combustion à une pression et un taux d'écoulement requis. Comme il assure l'alimentation du débit de carburant utilisé dans les diverses fonctions des sous système contrôlé par la HMU.

II.4.1- ROLE DU CIRCUIT DE CARBURANT

Le rôle de circuit de carburant est d'assurer :

- L'alimentation des circuits hydraulique de commande des dispositifs antipompage (02) VSV, (12) VBV.
- L'alimentation des (30) injecteurs.

- L'alimentation de la vanne de refroidissement carter turbine haute pression THP et carter turbine basse pression TLP.
- Le refroidissement d'huile de graissage réacteur.
- Le refroidissement d'huile de graissage alternateur (IDG).

II.4.2- COMPOSITION DU CIRCUIT DE CARBURANT

Le circuit de carburant comprend les éléments suivants:

- Une (01) pompe carburant haute pression.
- Un (01) échangeur de chaleur principal (huile/carburant) réacteur.
- Un (01) filtre principal de carburant.
- Un (01) servo réchauffeur de carburant.
- Un (01) régulateur principal carburant HMU.
- Un (01) transmetteur de débit carburant.
- Un (01) refroidisseur (huile/carburant) IDG.
- Une (01) rampe d'injection carburant.
- Des (30) injecteurs.

II.4.3- FONCTIONNEMENT DU CIRCUIT DE CARBURANT

Le carburant est fourni au moteur à partir des réservoirs de carburant d'avion, après il passe à travers une pompe centrifuge qui le renvoi en suite à l'échangeur de chaleur principal (huile/carburant) (Voir figure II-9).

Ce dernier utilise l'huile de récupération du circuit d'huile pour réchauffer le carburant afin de fournir une meilleure pulvérisation et diminuer la possibilité de givrage de carburant.

Une galerie creusée porte le carburant au coté opposé de la pompe ou le filtre principal de carburant est monté. Ce filtre principal enlève les contaminations de carburant qui sont plus de 10 microns et protège ainsi les composants en aval du filtre.

Le carburant propre est retourné au corps de la pompe haute pression, cette dernière est reliée avec la boîte d'engrenage des accessoires AGB .

Le carburant excessif sera retourné à la pompe de carburant entre les deux étages et sera recyclé. Après il va au doseur de carburant (FMV) qui sera relié au régulateur carburant qui permet de mesurer la quantité de carburant brûlée.

Le carburant passe ensuite à travers le collecteur de carburant (fuel manifold) , pour alimenter 30 injecteurs. Ces derniers fournissent le carburant vaporisé dans la chambre de combustion sous pression pour améliorer le mélange et de le pulvérisé pour l'allumage et d'accomplir la combustion.

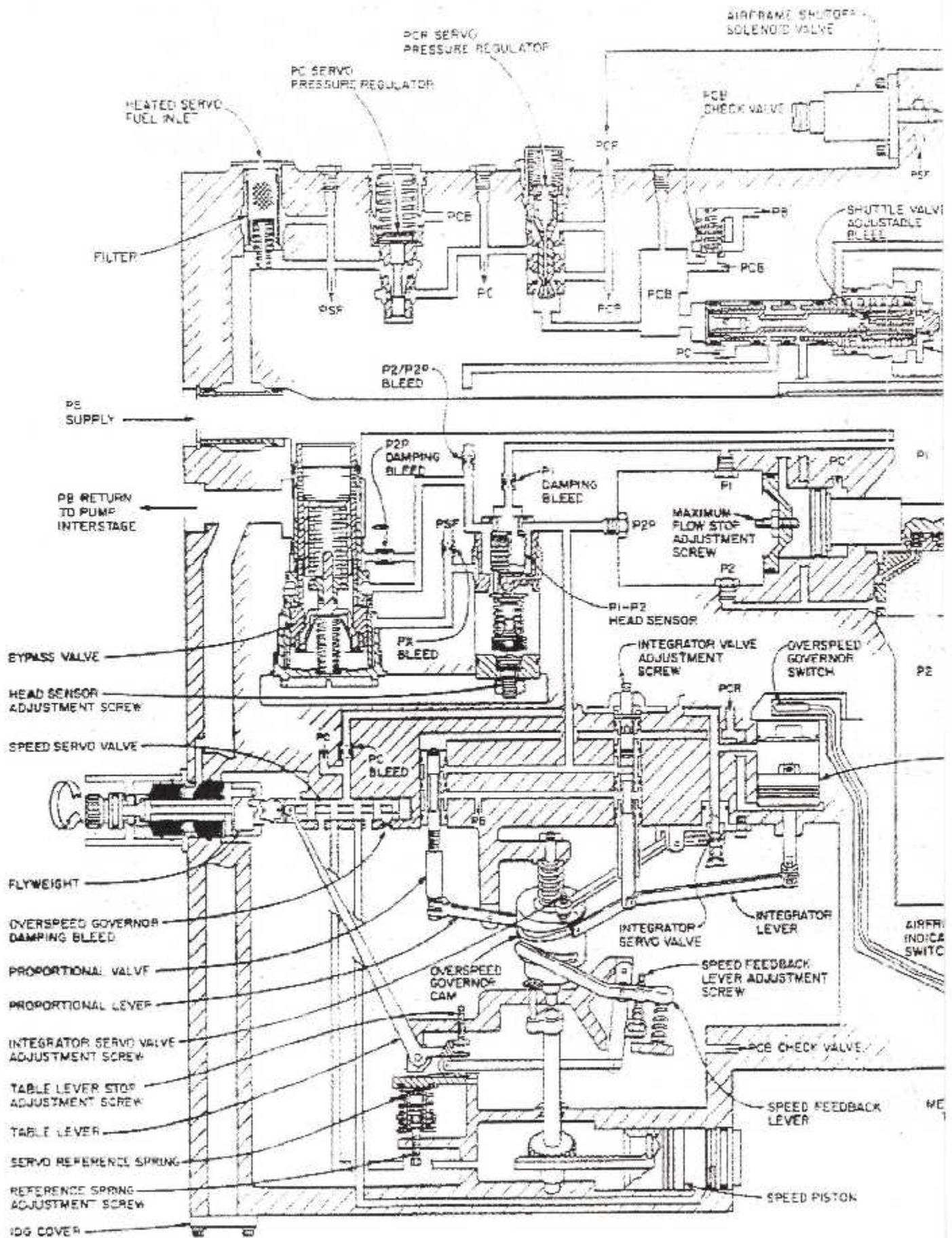
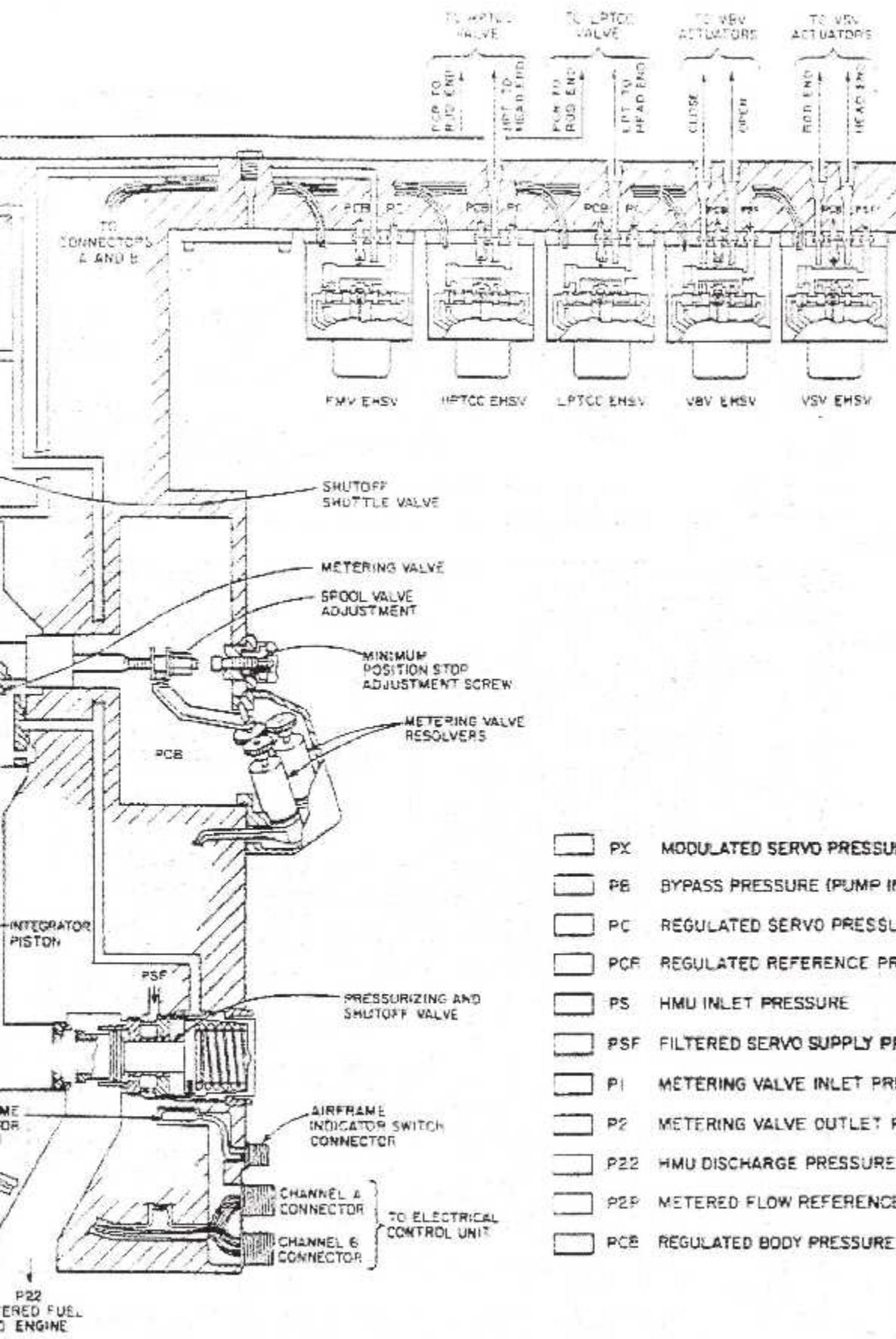


Figure (II-7): Le systeme hydraulique



- PX MODULATED SERVO PRESSURE
- PE BYPASS PRESSURE (PUMP INTERSTAGE)
- PC REGULATED SERVO PRESSURE
- PCF REGULATED REFERENCE PRESSURE
- PS HMU INLET PRESSURE
- PSF FILTERED SERVO SUPPLY PRESSURE
- PI METERING VALVE INLET PRESSURE
- P2 METERING VALVE OUTLET PRESSURE
- P22 HMU DISCHARGE PRESSURE
- P2F METERED FLOW REFERENCE PRESSURE
- PCB REGULATED BODY PRESSURE

mechanique de moteur CF6-80 C2.

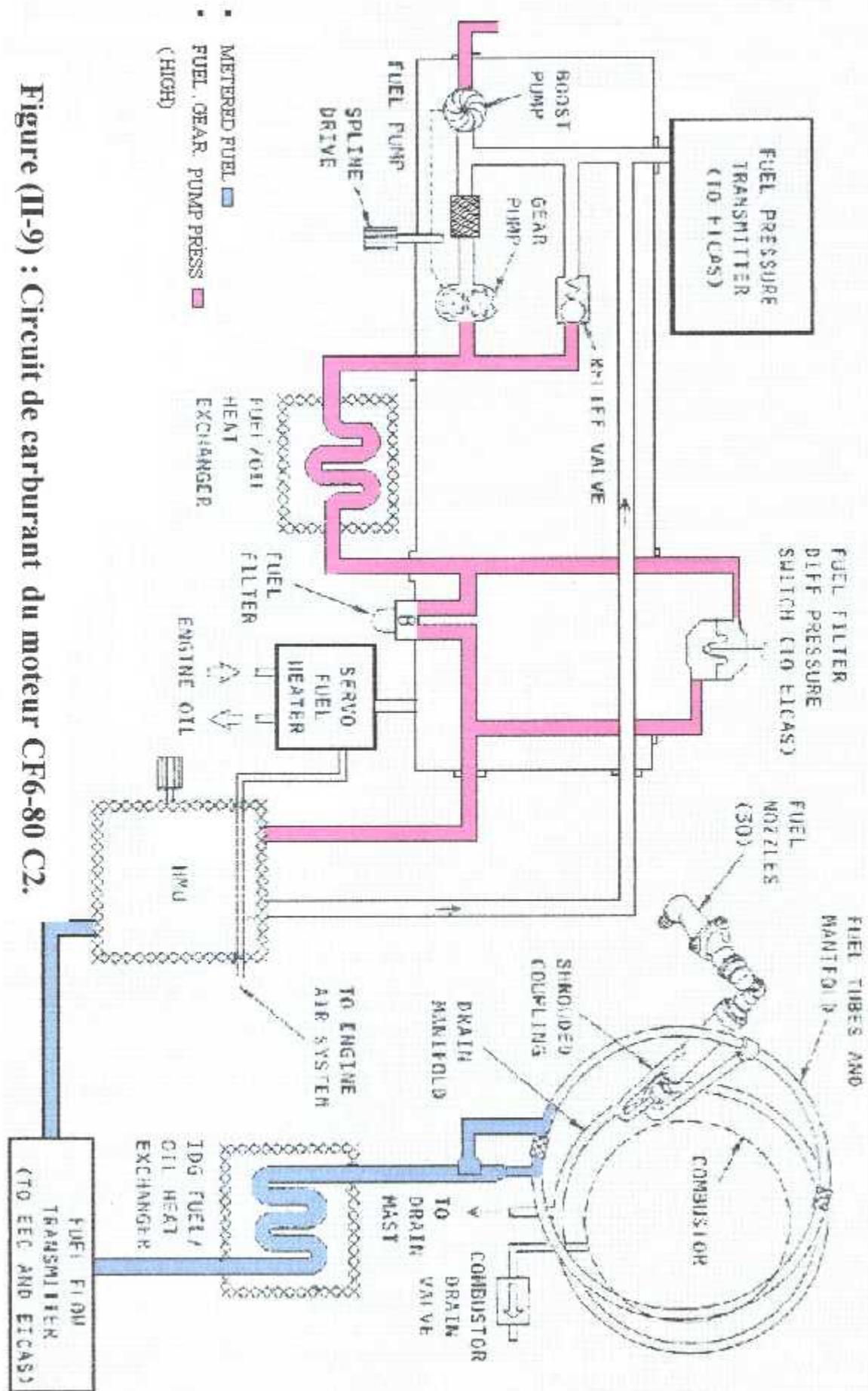


Figure (II-9) : Circuit de carburant du moteur CF6-80 C2.

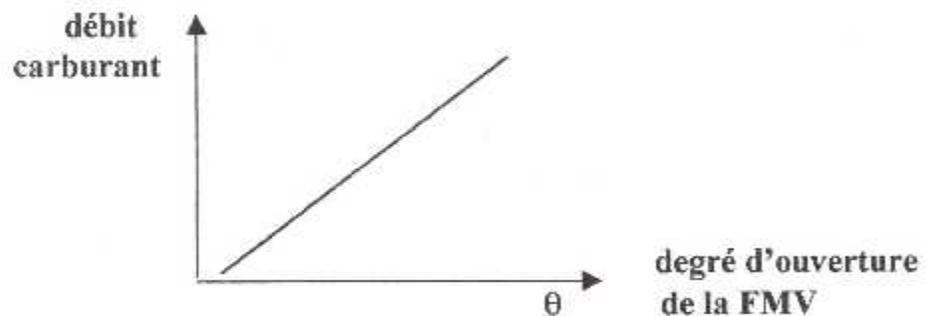
II.5- LE GALET DOSEUR CARBURANT FMV

Le galet doseur est une plaque mobile qui ouvre ou ferme l'orifice de la livraison du carburant. Dans le manchon du galet doseur, la plaque est montée et positionnée par le piston du galet doseur, qui est positionné par l'opération du EHSV.

II.5.1- LE ROLE DE LA FMV

Le galet doseur carburant positionne l'orifice pour l'alimentation du carburant dosé vers la vanne mise en pression et d'arrêt. La fermeture et l'ouverture du galet doseur est établit par l'EHSV du galet doseur en fonction des commandes de l'ECU.

Cette dernière utilise un signal électrique pour calculer le carburant demandé au couple moteur du galet doseur carburant pour réaliser le contrôle électrique de la boucle fermée.



Figure(II-10) : Représentation du débit carburant en fonction de la section de FMV.

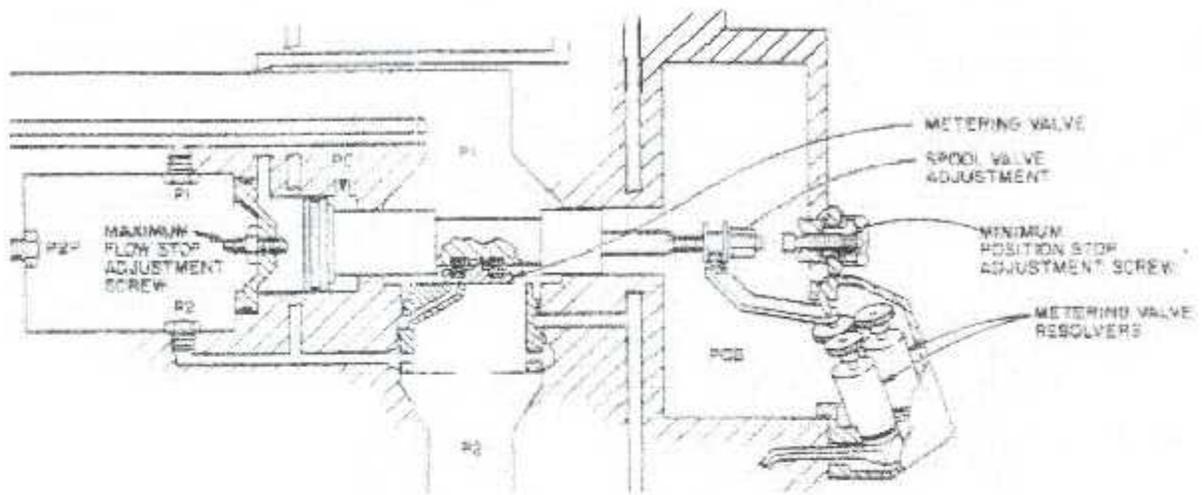
La pression P_c est fournie à EHSV afin de positionner le piston du galet doseur. La pression P_c est appliquée directement aux deux extrémités tête et tige du piston de la FMV.

L'extrémité du piston du côté tête a une surface très effective par rapport à la surface du côté tige du piston.

Des butées mécaniques limitent la course minimale et maximale du piston. Ces butées sont réglées durant le test final pour établir la course minimal du piston et le débit maximum du carburant d'alimentation.

Deux résolveurs du signal de retour indique à l'ECU la position du galet de doseur. Ce signal de retour ferme la boucle d'asservissement du système de doseur.

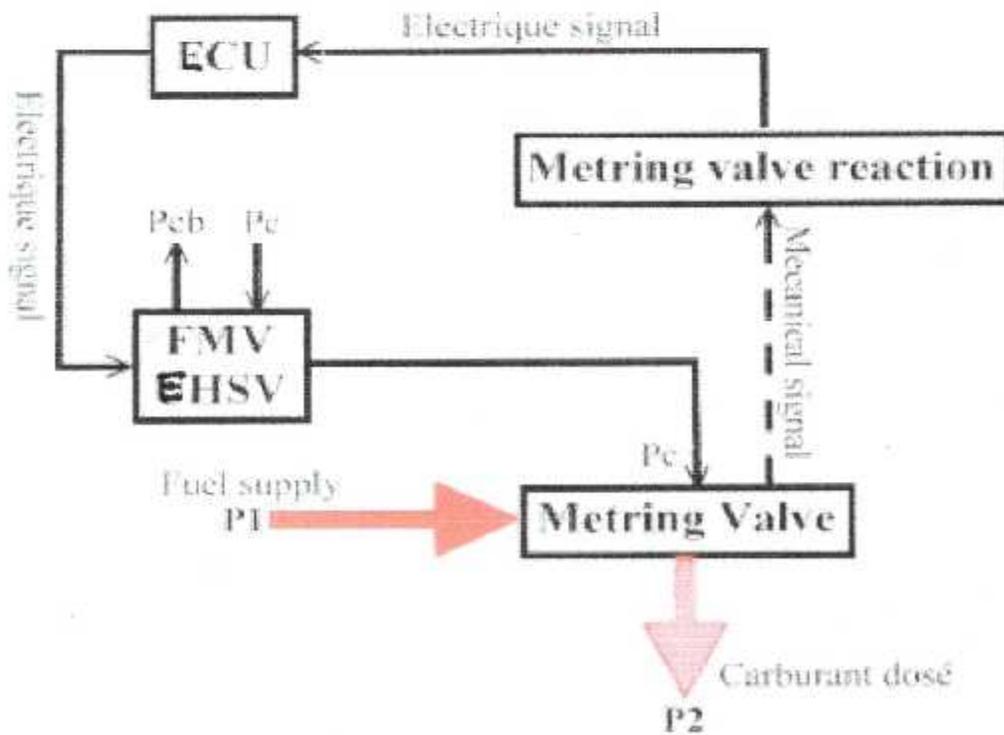
Le débit de carburant régulé du moteur est une fonction directe de la position du galet doseur. Pour n'importe quelle position du galet doseur, il existe un débit de carburant correspondant.



Figure(II-11) : Le galet doseur de carburant (FMV).

II.5.2- DESCRIPTION FONCTIONNELLE :

L'unité de contrôle électronique ECU envoie un signal électrique vers l'unité hydromécanique (HMU). Ce signal est transformé à un signal hydraulique grâce à l'électrohydraulique servo valve du doseur carburant.



Figure(II-12) : Fonctionnement du galet doseur(FMV).

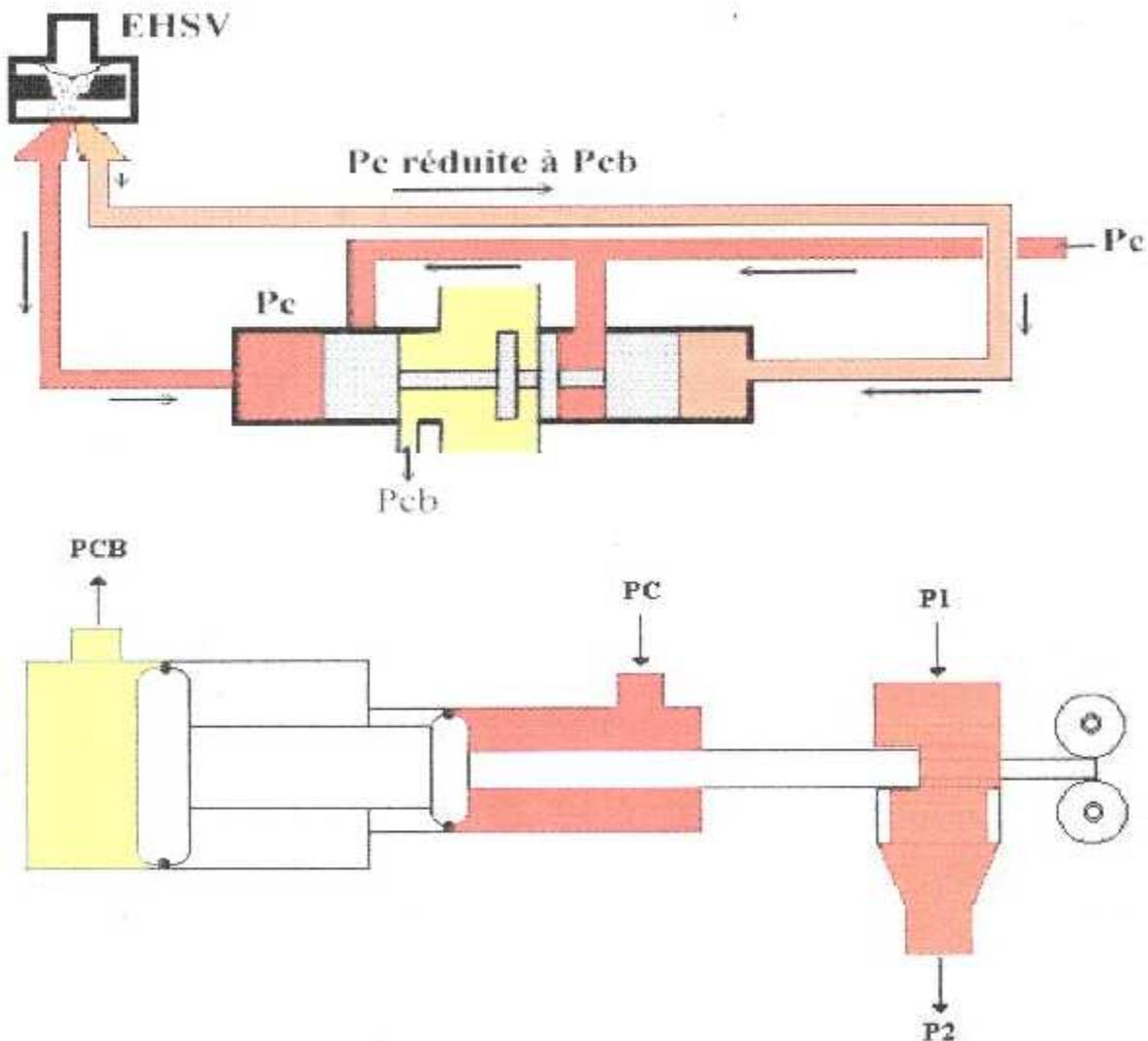
Deux résolveurs renvoient deux signaux électriques à chaque canal de l'ECU (voir figure II-12). Pour indiquer la position du galet de doseur et l'envoyer ensuite au système EICAS du B.767.300.

A. Position ouverte de la FMV :

L'EHSV du FMV est un moteur couple fonctionnant par une servo valve. La valve contrôle la pression P_c fournie aux extrémités du piston du galet doseur selon les commandes de l'ECU.

Quand une augmentation du débit carburant est demandée, l'EHSV réduit le débit du P_c à l'extrémité tête du piston du galet doseur, et augmente le débit de carburant à l'extrémité tige.

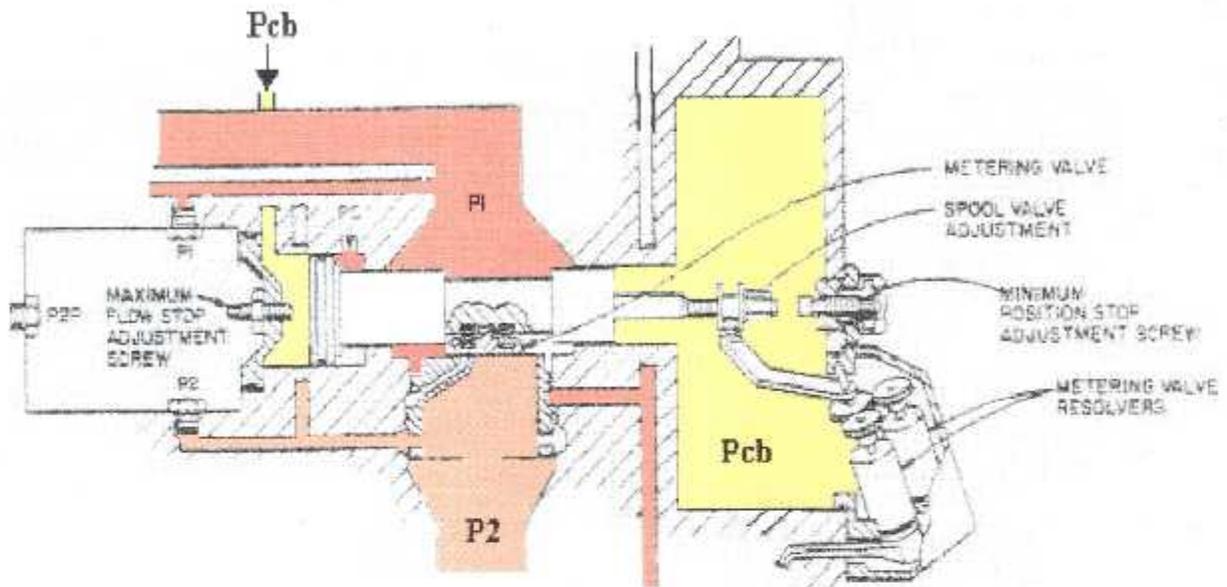
Cette pression P_c réduite à P_{cb} sur l'extrémité du piston, change l'équilibre des forces qui maintient le piston à sa position neutre.



Figure(II-13) : Le fonctionnement de la FMV dans la position ouverte.

La pression P_c fournie à l'extrémité tige du piston du FMV permet de déplacer le piston contre la pression P_c réduite à l'extrémité du piston.

Ce qui provoque le mouvement du piston du galet doseur à la position ouverte et ainsi la section de l'orifice d'alimentation carburant dosée est augmentée.



Figure(II-14) : la position ouverte de la FMV.

B. Position neutre de la FMV :

Quand une diminution du débit carburant est demandée, l'EHSV augmente le débit du PC à l'extrémité tête du piston du galet doseur, et réduit P_c à l'extrémité tige.

La pression P_c ajoutée à P_{cb} sur l'extrémité tête du piston, change l'équilibre des forces et déplace le piston contre la pression P_c sur l'extrémité tige du piston qui maintient le piston à sa position neutre.

Quand il y a une augmentation ou une diminution du débit carburant, le piston du galet doseur déplace toujours jusqu'à ce que les forces aux extrémités du piston du galet doseur équilibrent l'un à l'autre.

A cette condition d'équilibre, le piston du galet doseur carburant (FMV) est à la position neutre.

Quand le piston est à la position neutre, il existe toujours une valve tiroir et un petit débit de carburant dans l'EHSV.

Ce débit est exigé pour maintenir une pression constante à l'extrémité du piston du galet doseur.

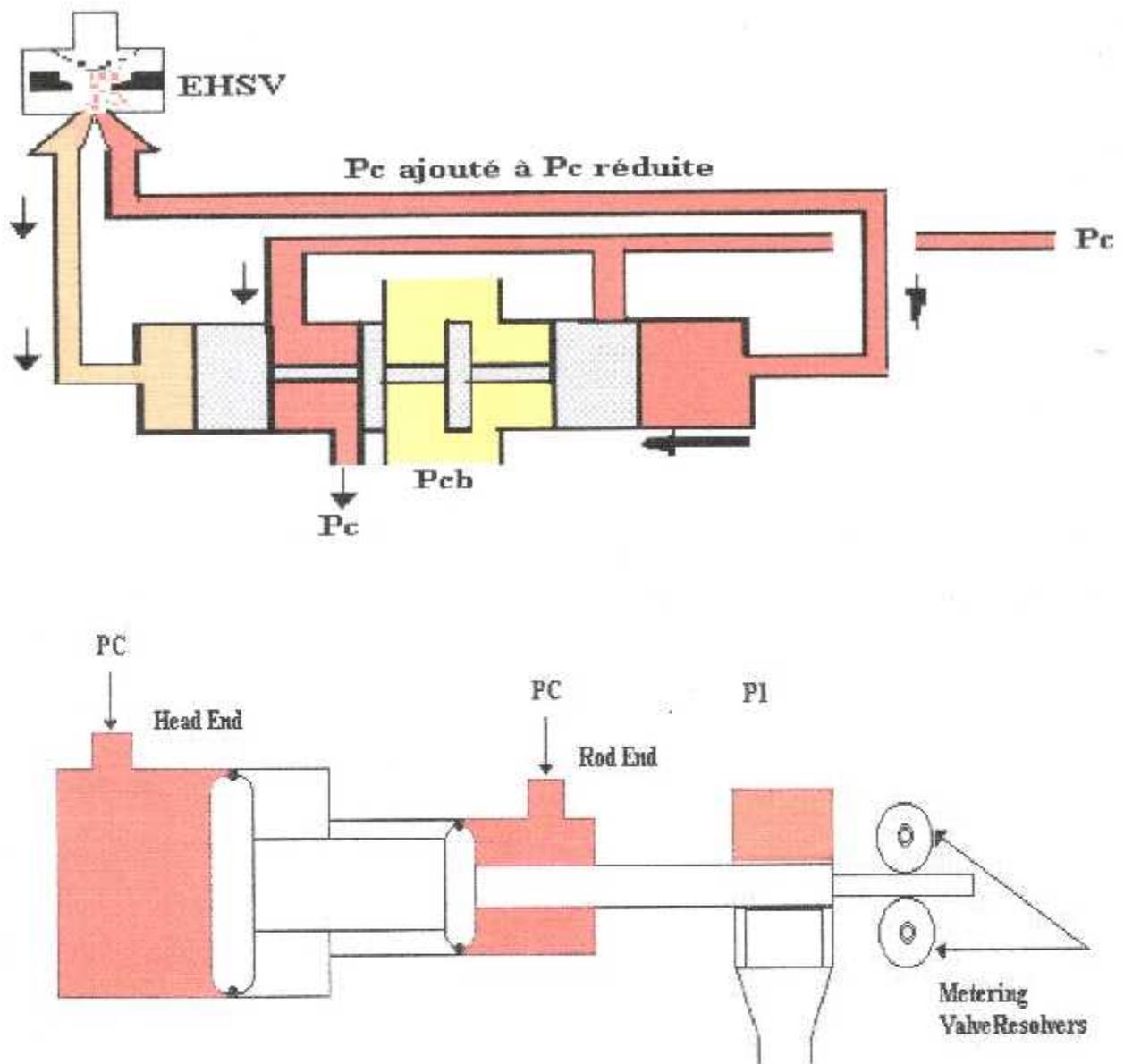
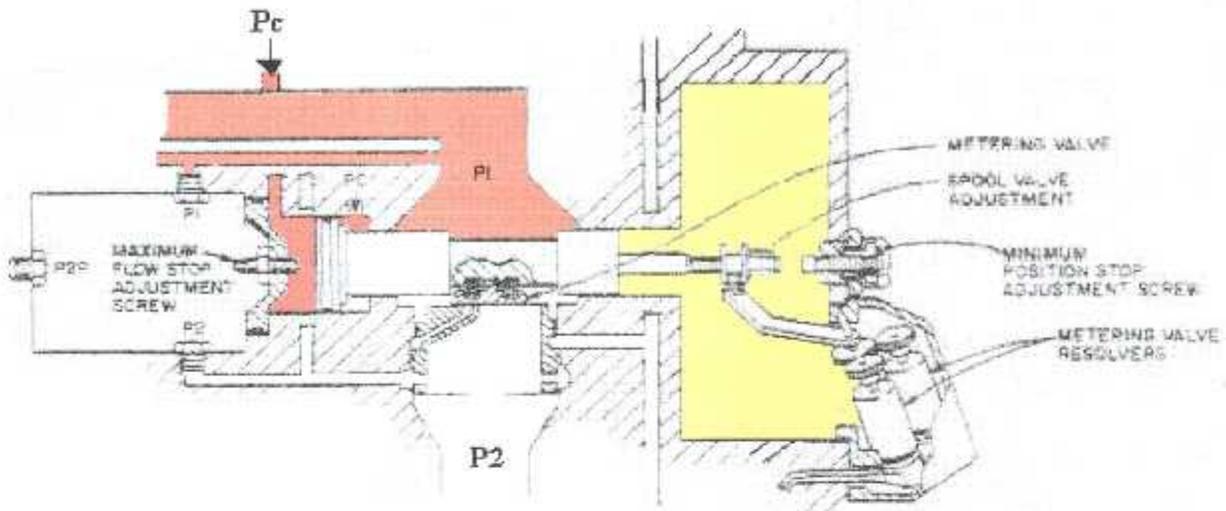


Figure (II-15) : Le fonctionnement de la FMV dans la position neutre.

Quand le piston est à la position neutre, il existe toujours une valve tiroir et un petit débit de carburant dans l'électrohydraulique servo vanne (EHSV). Ce débit est exigé pour maintenir une pression constante à l'extrémité du piston du galet doseur.

A cette position, le piston et le galet doseur ne fonctionnent pas. L'alimentation par l'orifice du carburant demandé est établi. Quand il n'y a pas un débit et une pression constante aux deux extrémités du piston, ce dernier ne reste pas à la position neutre. L'extrémité de la tige du piston du galet doseur est exposée à la pression P_{cb} .

Alors n'importe quelle action de cette pression (P_{cb}) pendant le fonctionnement du piston est négligeable parce que la pression P_c maintient la pression différentielle $P_c - P_{cb}$ demandée.



Figure(II-16) : La position neutre de la FMV.

La position du galet doseur et son fonctionnement restent une fonction directe de la pression différentielle à travers le piston.

II.6 - LA VANNE DE PRESSURISATION ET D'ARRET

II.6.1- LE BUT DE LA VANNE DE PRESSURISATION ET D'ARRET

Le fonctionnement de la vanne de pressurisation et d'arrêt dépend du fonctionnement du galet doseur carburant (FMV) c'est dire dans la position ouverte de la (FMV), la vanne de pressurisation et d'arrêt ouvre aussi, et son carburant reçu de la FMV est envoyé vers les injecteurs.

II.6.2- LE FONCTIONNEMENT DE LA VANNE DE PRESSURISATION ET D'ARRET

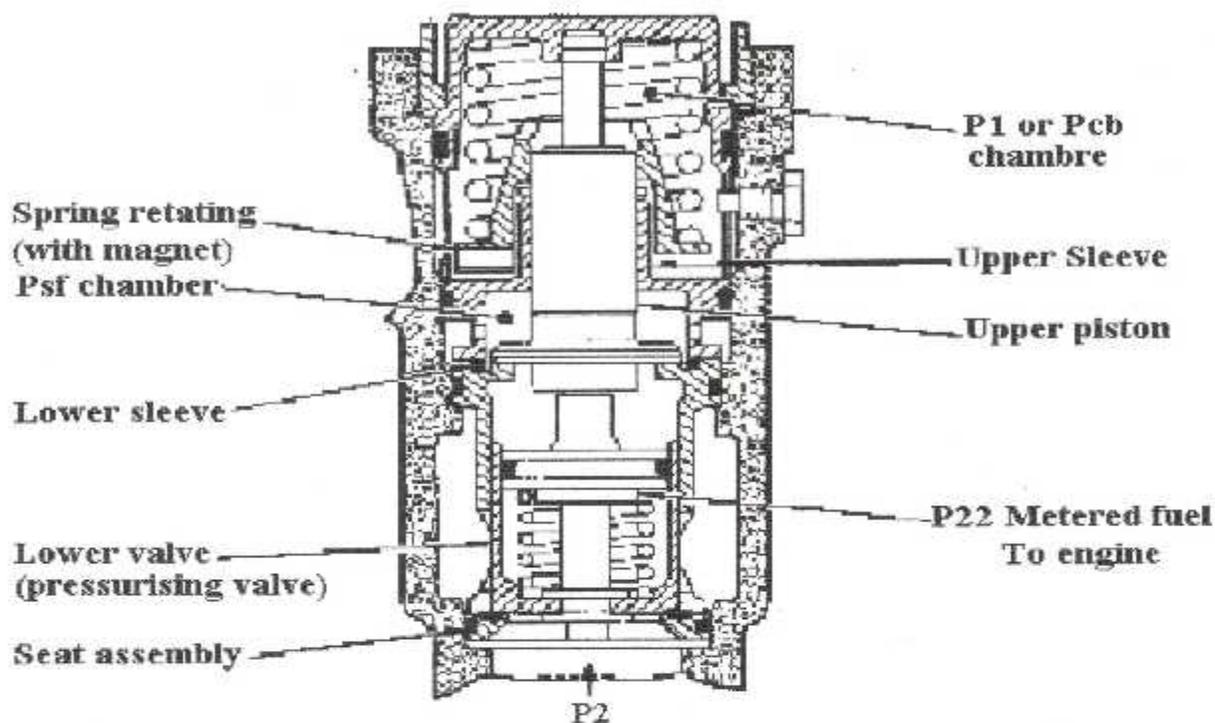
Une force de ressort qui charge la valve dans la direction fermée. Les pressions P_{sf} et P_1 ou P_{cb} sont également fournis au côté de ressort de la valve. La pression P_{sf} est fournit à la chambre entre le piston supérieur et la valve inférieure.

Cette pression agit en tant que ressort alors que la pression est additive à la force de ressort de valve de pressurisation.

P_1/P_{sf} ou P_{cb} est fournit à la même chambre qui loge le ressort de valve de pressurisation. L'alimentation de cette chambre de ressort, à P_1/P_{sf} ou P_{cb} , est assurée à partir du circuit d'arrêt de l'unité hydromécanique (HMU).

La pression P_{sf} est dans le coté opposé du piston supérieur, Le jeu étroit entre le piston supérieur et le manchon supérieure empêche la fuite entre ses chambres. La pression P_2 est fournit directement à l'extrémité de la valve de pressurisation qui est dans le doseur de carburant (FMV).

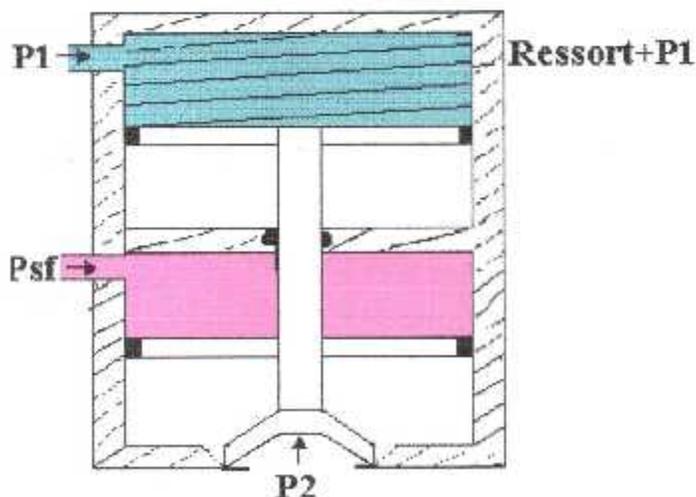
Le circuit d'arrêt du HMU est alimenté par P1 durant le démarrage initial du moteur et durant l'arrêt du moteur. La vanne de pressurisation et d'arrêt fonctionne pendant le démarrage et l'accélération du moteur.



Figure(II-17) : La vanne de pressurisation et d'arrêt.

A. Démarrage initial moteur :

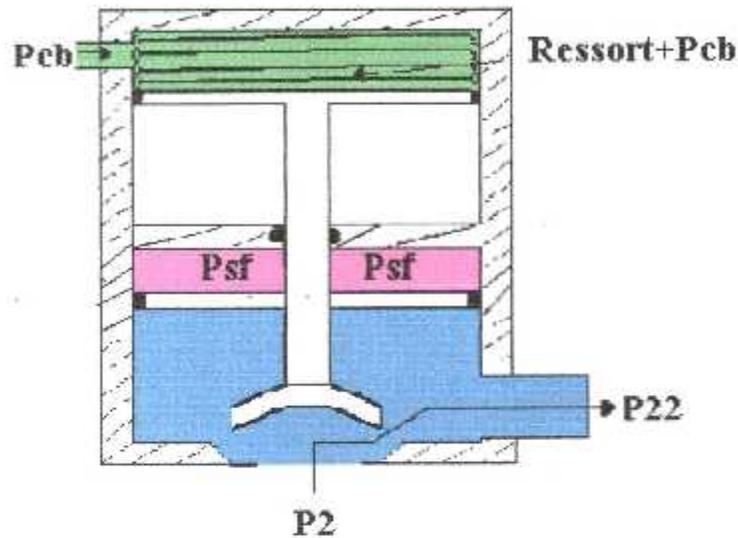
Pendant le démarrage initial du moteur la pression P1 est fournie à la chambre du ressort de la valve de pressurisation à travers l'orifice du galet doseur. Et comme la pression du carburant $P1 + Psf$ supérieure à la pression P2 du carburant dosé dans ce cas la valve de pressurisation et d'arrêt est à la position fermée.



Figure(II-18) : La vanne de pressurisation et d'arrêt pendant le démarrage initial moteur.

B. Démarrage continu moteur :

lors du démarrage initial moteur, la pression P_{cb} est fournie dans ce cas à la chambre de ressort de la valve de pressurisation à travers l'orifice du galet doseur. L'équilibre des forces de pression donne que $P_{cb} - P_{sf}$ est inférieure à la pression P_2 du carburant dosé c'est pourquoi cette pression va permettre l'ouverture de la valve de pressurisation.



Figure(II-19) : La vanne de pressurisation et d'arrêt pendant le démarrage continu moteur.

La quantité initiale du carburant à l'ouverture de la valve est exactement suffisante pour délivrer le débit de carburant au moteur.

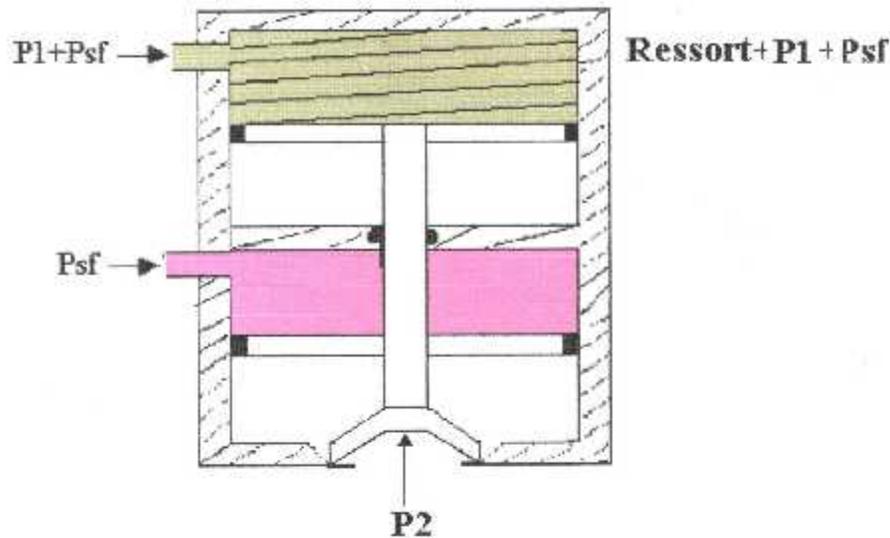
Après le démarrage, le volume de l'écoulement augmente et la pression P_2 déplace la valve de pressurisation complètement hors du jet d'écoulement.

L'ouverture de la valve de pressurisation et d'arrêt est indiquée au cockpit d'avion par un commutateur de proximité.

C. Arrêt moteur :

Durant l'arrêt du moteur, la pression $P_1 + P_{sf}$ est fournie dans ce cas à la chambre de ressort de la valve de pressurisation à travers l'orifice du galet doseur. L'équilibre des forces de pression donne que $P_1 + P_{sf}$ est supérieure à la pression P_2 du carburant dosé c'est pourquoi cette pression va permettre la fermeture de la valve de pressurisation.

La valve de pressurisation se déplace au début afin de fermer le chemin P_2 vers P_{22} par des ports du manchon. Et l'ajustement diamétral de la valve dans le manchon ferme le passage P_2 -à- P_{22} .



Figure(II-20) : La vanne de pressurisation et d'arrêt pendant arrêt moteur.

II.7- LE CLAPET DE DECHARGE ET LA TETE DU SONDE :

Le clapet de décharge et la tête du sonde P1-P2, fonctionnent ensemble pour maintenir la pression différentielle du galet doseur FMV constante. Les deux unités fonctionnent sur le flux de carburant Entre l'entrée de carburant et la sortie du galet doseur.

Le clapet de décharge renvoi le carburant qui est en plus des besoins du moteur vers la pompe inter-étage carburant la pression de retour créer par la pompe inter-étage carburant est Pcb.

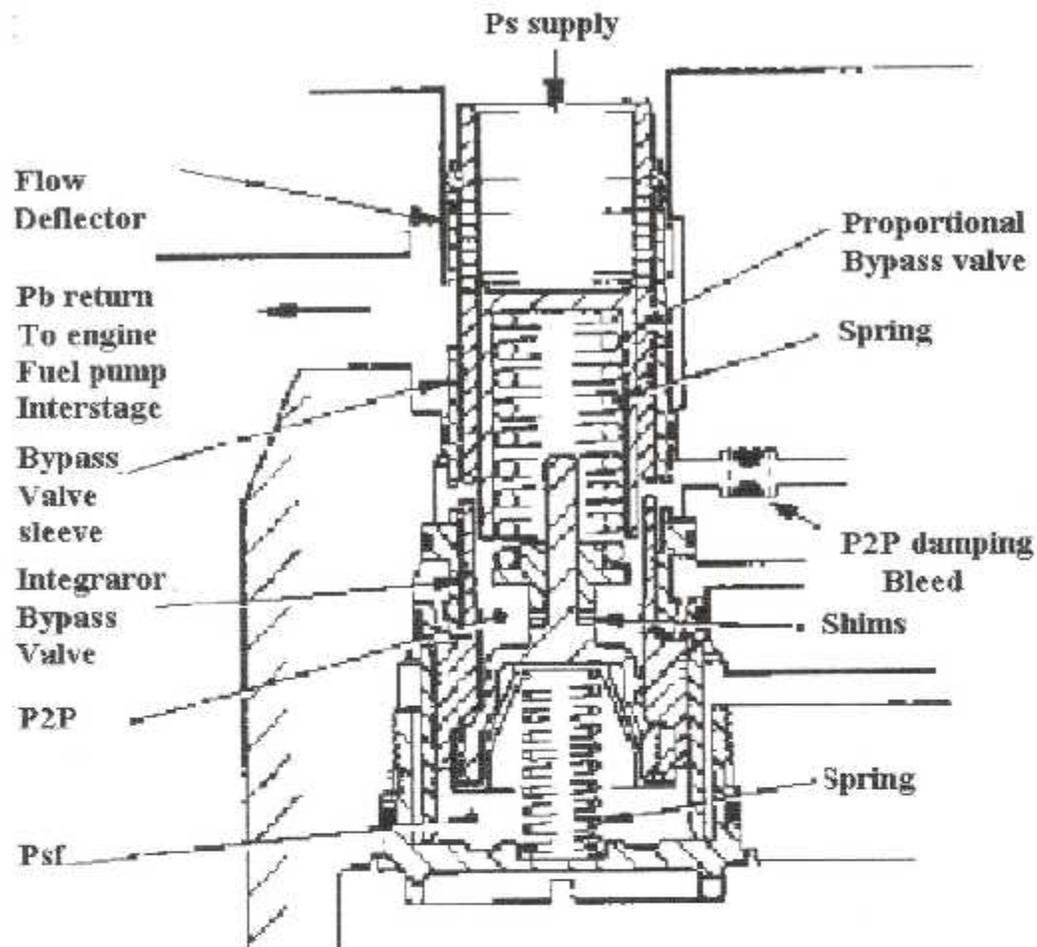
II.7.1- LA DESCRIPTION DU CLAPET DE DECHARGE :

Le clapet de décharge est divisé en deux valves proportionnelle et intégrale. La valve proportionnelle fonctionne dans l'alésage de la valve intégrale. les deux valves sont des ressorts chargées dans la direction fermé(voir figure II-21).

L'action de la valve proportionnelle est rapide, afin de corriger les transitions ou de la montée subite de la pression différentielle P1-P2. La position de la valve est en réponse à la pression différentielle entre P1 sur un coté de la valve et, P2 plus la force de ressort du coté opposé. L'opération de la valve change, est amélioré la quantité de carburant à la pression par la valve intégrateur..

L'opération de clapet de décharge d'intégrateur est plus lente. Cette valve établie l'orifice principal pour dériver le carburant à la pression P1 qui est en plus pour maintenir la pression différentielle de la tête du galet doseur.

Le carburant dérivant le chemin de P1, à travers des orifices dans le coté de la valve, vers la pression Pb.



Figure(II-21) : La valve du bypass.

II.7.2- LA TÊTE DE SONDE (HEAD SENSOR) :

La tête du sonde dirige le clapet de décharge de la vanne intégrale afin d'établir l'orifice principal et de délivrer le carburant qui est en plus vers Pb.

La surface de l'orifice est déterminée par la pression différentielle de la tête calibrée et la force du ressort sur le servo tête du sonde.

La force appliquée par le ressort au côté servo tête de sonde est réglée durant le teste de contrôle et d'ajustement.

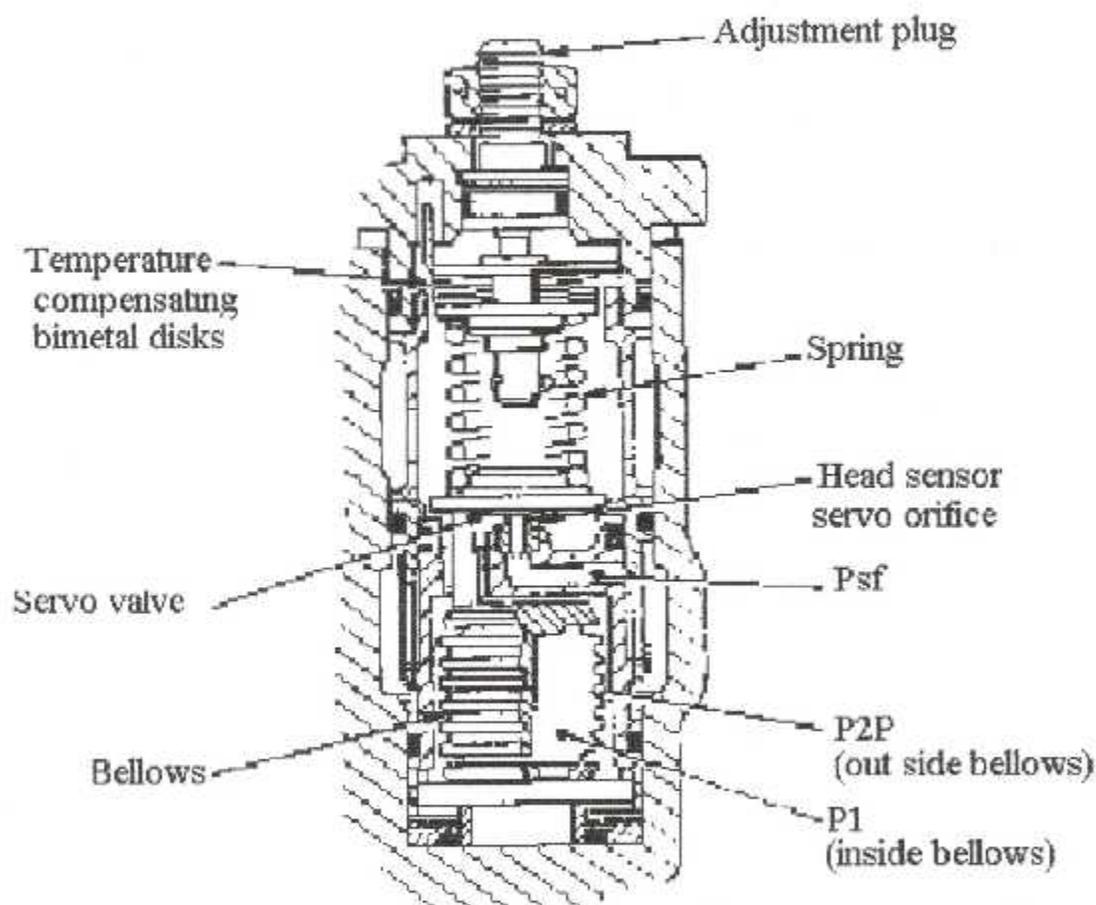
Des disques bimétal qui est une température sensitive sont installés entre le vis de réglage à ressort. Ces disques règlent la force du ressort pour compenser le changement dans la température de carburant.

La pression P2 est fournit à l'extérieur des soufflets de tête de sonde à travers un restructeur de commande. La vraie valeur de la pression P2 qui se trouve à l'extérieur des soufflets est désignée par P2P. Les deux pressions P2P et P2 sont des pressions égales sauf durant la survitesse.

Durant la survitesse du moteur c'est à dire lorsqu'on atteint 113% de N2 , les valves qui contrôlent P2P dans ce système sont ouvertes. P2P est évacuée vers Pb à travers ces valves. Quand P2 est délivrée vers les soufflets de la tête de sonde , le restructeur de commande permet au P2P d'abaisser au niveau du Pb.

La longueur effective des soufflets de la tête de sonde est déterminée par la pression différentielle P1-P2. N'importe quel changement dans la longueur des soufflets sont transmis par des montants sur les soufflets vers la valve d'asservissement. La servo valve est dirigée par une liaison de l'orifice de la tête de sonde.

Durant le fonctionnement du système , la pression Psf est délivrée par le restructeur de carburant vers les systèmes de fonctionnement du clapet de décharge et de la tête de sonde.



Figure(II-22) : Le Head sensor.

La valve d'asservissement est à la position neutre quand la pression différentielle P1-P2P équilibre la force du ressort sur la valve d'asservissement.

Si P2P augmente, le mouvement des soufflets est loin par rapport à la valve d'asservissement. La servo valve est déplacée vers l'orifice d'asservissement par la tension du ressort. L'orifice d'asservissement est fermé afin d'augmenter la pression de fonctionnement du système d'asservissement.

Si la pression P1 augmente, le mouvement des soufflets est vers la valve d'asservissement. Cette valve est déplacée loin à l'orifice d'asservissement par les soufflets.

L'orifice est ouverte pour diminuer la pression de fonctionnement du système d'asservissement.

II.8- SYSTEME DE REGULARION DE SURVITESSE

Le gouverneur de survitesse assure la protection de moteur contre une défaillance catastrophique qui se produit dans les circuits de commande de l'ECU ou dans le circuit régulation carburant. Au même temps, le gouverneur de survitesse limite la vitesse du moteur à 113 pour cent de N2.

◆ Condition normal ($N2 < \text{overspeed}$) :

Dans les conditions normales, la force des masses n'est pas suffisante pour contracter la charge du ressort. Dans ces conditions la valve pilot du régulateur assure l'alimentation du Head sensor.

Ce dernier est envoyé directement à l'entrée de la valve bypass pour maintenir le fonctionnement normal de la FMV et avoir une alimentation du carburant relatif au régime.

◆ condition de survitesse ($N2 \geq \text{overspeed}$) :

Le système de gouvernement de survitesse comprend :

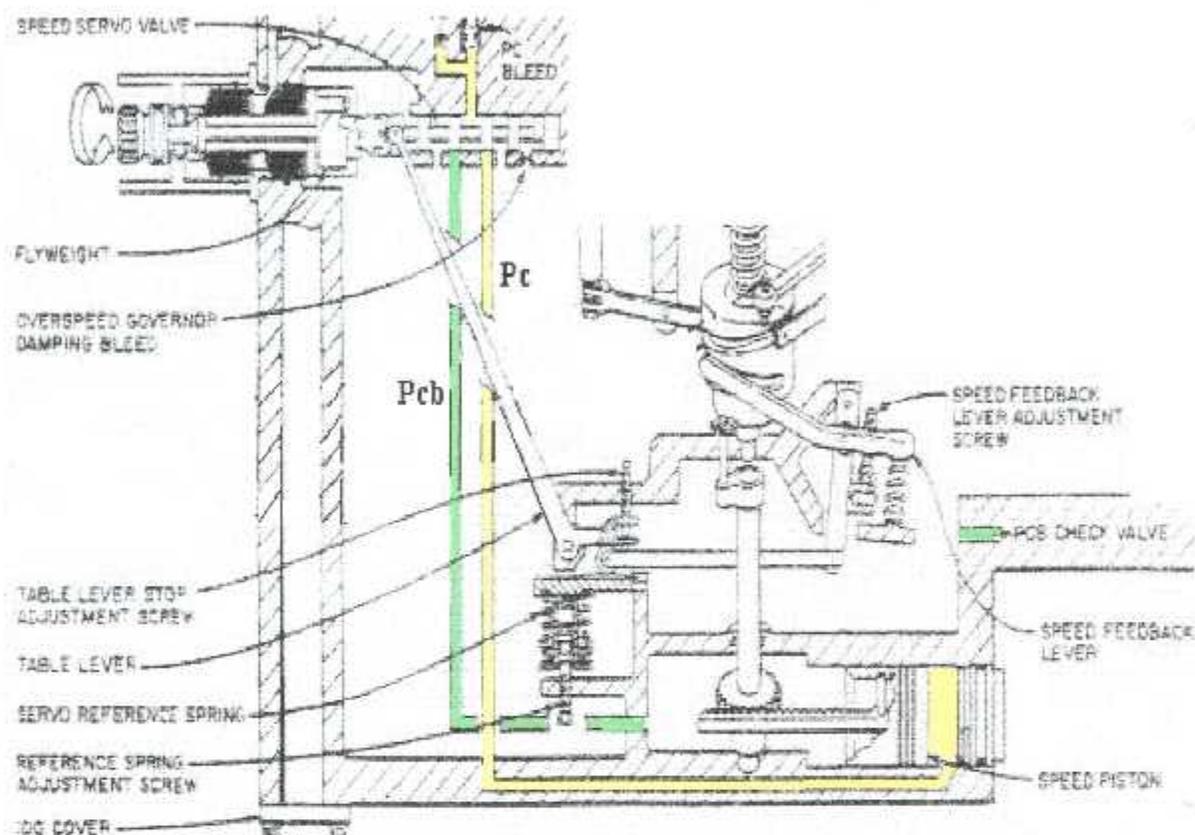
- Un dispositif mécanique constitué de :
 - Le système speed servo.
 - La valve proportionnelle et la valve d'intégrateur.
 - Le piston d'intégrateur.
 - Le servo valve d'integrator à clapet.
 - La came du gouverneur de survitesse.
- Une pression hydraulique développée à partir de la pression régulée P_c pour la commande des systèmes de contrôle du HMU.

A. Le fonctionnement du système speed servo :

Les masses reçoivent une vitesse d'entraînement N2 et la transformée en force, cette force est appliquée à une extrémité du table lever plus une autre force du ressort de référence appliquée par le feed back roller sur l'autre extrémité du table lever.

Ces deux forces sont pour rôle de diriger le speed servo valve qui fonctionne à l'extrémité du masse lots et du table lever.

N'importe qu'elle changement dans la force des masse lots déplace le speed servo valve , qui provoque le déplacement du speed piston par des servo pressions.



Figure(II-23) : Le fonctionnement du système speed servo.

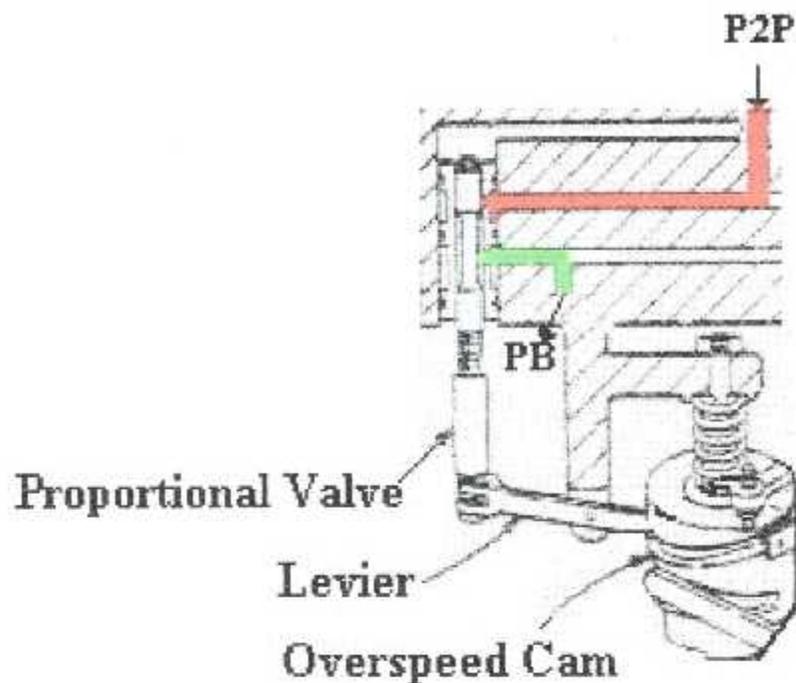
Une pression P_c est délivrée à une extrémité du speed piston, et sur l'extrémité opposé il y a une quantité de carburant du pression P_{cb} . Dans ce cas la , le piston de vitesse est déplacée en vers l'extrémité.

Le mouvement du piston est transmit vers l'arbre d'entraînement de la came du régulateur de survitesse (OSG) pour tourner sa came .

B. Fonctionnement de la valve proportionnelle :

La valve proportionnelle est commandée par La came du gouverneur de survitesse , dont la forme extérieur de son contour développe en tournant un mouvement de position sur l'extrémité d'un levier pivotant autour d'un axe fixe .

L'axe fixe renvoi ce mouvement de la came vers l'autre extrémité du levier attaché à la proportionnelle valve qui commence à s'ouvrir entre 110 et 112 % de la vitesse de rotation du moteur alors qu'à 115 % elle est complètement ouverte pour contrôler la survitesse moteur.



Figure(II-24) : Fonctionnement de la valve proportionnelle.

C. Fonctionnement de la valve d'intégrateur :

La valve d'intégrateur est positionnée par la combinaison de mouvement de la cam et le piston d'intégrateur, en effet la cam et le piston commande deux leviers qui se rencontre sur l'extrémité du integrator valve tandis que les deux autres extrémités sont liées à la cam et au piston.

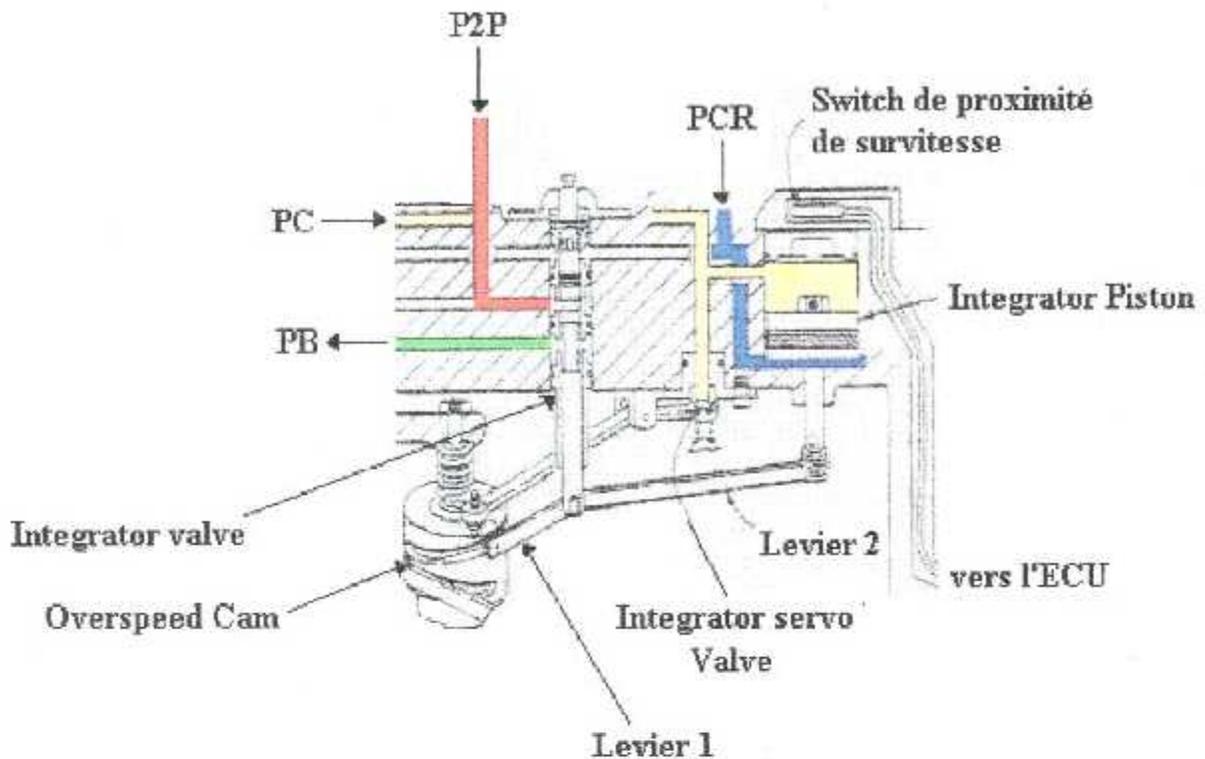
La valve est maintenue fermée au-dessous de 75 % de la vitesse de rotation du moteur, elle commence à s'ouvrir entre 75 et 110% et elle est complètement ouverte au-dessus de 113% pour contrôler la survitesse moteur.

L'ouverture maximale de la valve résulte du déplacement total du piston causé par l'ouverture de la servo valve sous la commande de la cam.

D. Fonctionnement du piston et du servo valve d'intégrateur :

Le déplacement du integrator piston est causé par la différence de pression P_{cr} et P_c respectivement en dessous et en dessus du piston, cette différence de pression est causée par l'ouverture de l'integrator servo valve commandée mécaniquement par la cam qui l'ouvre pendant le démarrage moteur et jusqu'à une accélération de 50% de la vitesse de rotation.

Cette ouverture provoque la chute de la pression P_c qui se décharge dans la P_{cb} , ainsi et sous l'effet de la pression P_{cr} le piston se déplace complètement vers le haut et ferme .



Figure(II-25) : Fonctionnement du piston et du servo valve d'intégrateur.

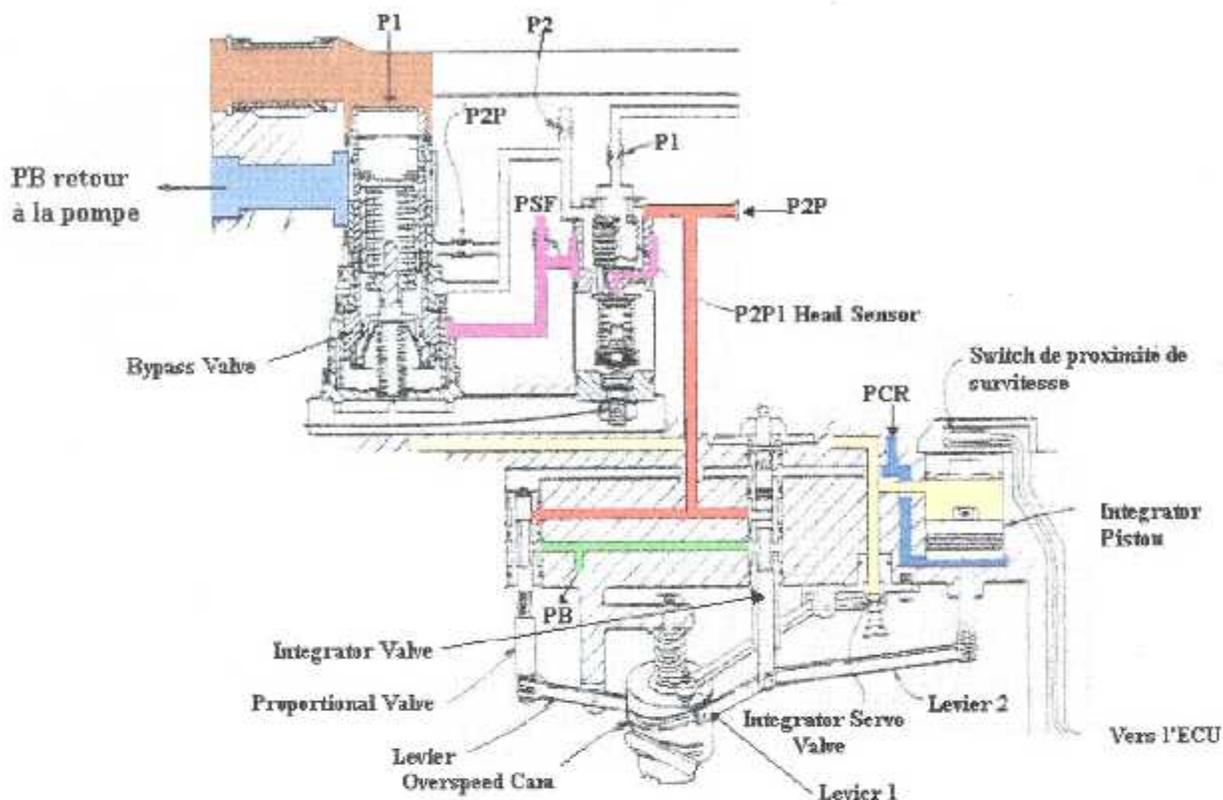
Le switch de proximité de survitesse situé en fin de course du piston, cette opération de simulation de survitesse est nécessaire car elle indique à l'ECU que le système overspeed governor est opérationnel, à 50 % de la vitesse du moteur la cam ferme toujours l'integrator valve qui commande la survitesse réelle du moteur qui se situe au-delà de 113%.

Quand la vitesse du moteur dépasse les 50%, la servo valve se ferme et cause donc le rétablissement de la pression PC au-dessus du integrator piston qui se déplace vers le bas et au-delà de 113% la cam se positionne et commande l'ouverture complète de la servo valve qui pousse le piston à se déplacer vers le haut ainsi que le pivot du integrator valve, c'est alors et sous l'effet de la combinaison du mouvement de la cam et du piston que l'integrator valve s'ouvre pour contrôler la survitesse moteur.

D. Fonctionnement du système en condition d'overspeed réelle :

A 113% de la rotation du moteur la cam ouvre la valve proportionnelle et par la combinaison du mouvement du integrator piston, la cam ouvre aussi l'integrator valve.

L'ouverture de la valve proportionnelle ainsi que l'integrator piston causent la décharge de la pression P2P vers la pression Pb.



Figure(II-26) : Fonctionnement du système en condition d'overspeed réelle.

Cette chute de pression (P2P) est aussitôt senti au niveau du P2-P1 Head sensor qui à son tour ouvre un passage pour décharger la pression Psf qui est appliquée comme une pression de fermeture pour la by-pass valve.

L'affaiblissement de la pression Psf au niveau de la by-pass valve permet à la pression P1 d'ouvrir davantage le passage pour retourner plus de carburant vers la pompe carburant, ceci à pour effet de diminuer considérablement la quantité du carburant allant vers les injecteurs et ainsi donc la rotation du moteur se stabilise autour de 113%.

II.9- LES INJECTEURS DE CARBURANT

Les injecteurs de carburant distribuent et pulvérisent le carburant pour fournir les caractéristiques d'allumage acceptable dans la chambre de combustion pendant tout le régimes de fonctionnement du moteur (voir figureII-26).

Les injecteurs doivent contribuer aux émissions acceptables des niveaux de la combustion, bon démarrage et capacité d'allumage élevée, et maintient la flamme à la décélération pour éviter son extinction.

Tous les types des injecteurs ont deux écoulements de carburant différents et séparés Primaire et secondaire. Le débit primaire du circuit a un débit à bas volume avec une pulvérisation de décharge séparée.

Le circuit primaire fournit le débit de carburant au démarrage et à l'accélération au régime de ralenti.

Le débit secondaire de l'injecteur complète le flux primaire pour fournir les taux plus élevés requis pendant l'accélération. Il est coupé dedans par la différence de pression sentie à la valve de diviseur débit quand le delta P de 250-270 psi sont atteints.

Les injecteurs de carburant du CF6-80-C2 aux positions 15 et 16 fournissent un écoulement de carburant plus riche que normale sur le circuit primaire, créant un effet de torche.

La valve anti-retour est installée pour la prise du carburant de chaque injecteur pour bloquer l'écoulement de carburant à l'arrêt du moteur. Elle empêche l'écoulement dans la chambre de combustion pendant la période d'arrêt du moteur. La valve anti-retour s'ouvre à $20 \text{ Psi} \pm 2$, et à l'arrêt, se ferme à 13 Psid. La tubulure et les injecteurs pressurisent rapidement sur le début donnent jusqu'à la lumière rapide outre de la réponse.

❖ **Remarque :** Dans le moteur CF6-80-C2, les injecteurs de carburant remplacent le BSV.

II.10- DESCRIPTION DU CIRCUIT D'AIR

Le circuit d'air du réacteur CF6-80-C2 contrôle le débit d'air à travers le compresseur et assure le refroidissement du réacteur et des accessoires. L'unité de contrôle électronique moteur (ECU) et le régulateur principal carburant (HMU) contrôlent les systèmes :

- Le contrôle du débit d'air à travers le compresseur.
- La régulation du débit d'air de refroidissement.
- Le refroidissement du réacteur et des accessoires.
- Le refroidissement de la chambre de combustion.
- Le refroidissement des ailettes turbine haute pression.
- Le refroidissement de la turbine basse pression.
- Le dispositif actif de contrôle de jeu des turbines hautes et basses pression.
- Le dispositif passif de contrôle de jeu de la turbine haute pression.
- Le refroidissement des bougies.
- Le refroidissement de l'huile de l'alternateur **IDG**.
- La ventilation de l'unité électronique de contrôle moteur (EEC).
- La ventilation nacelle.
- La ventilation et la pressurisation des puisards.

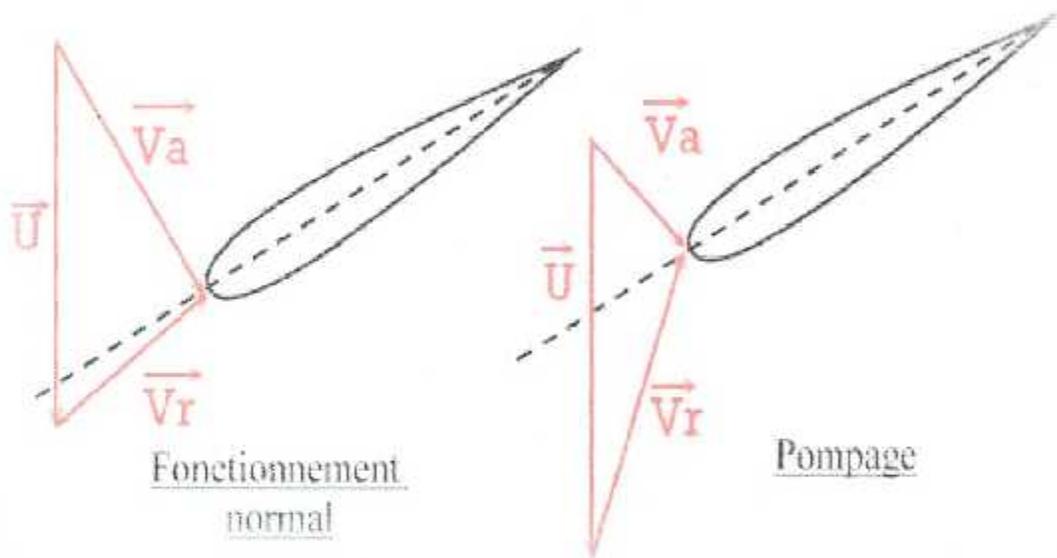
❖ **Le pompage :**

Le pompage est un phénomène qui à partir d'un décrochage de l'écoulement sur le profil d'aube rotorique, se traduit par l'inversion de l'écoulement dans le compresseur.

A même vitesse de rotation, si pour une raison quelconque la vitesse de l'écoulement dans le compresseur diminue, nous voyons que la vitesse d'entraînement U conserve le même module, même direction et même sens, par contre le module de la vitesse absolue V_a diminuera et l'orientation de la vitesse relative V_r sera différent.

Nous aurons alors un angle d'incidence i qui sera plus grand et à partir d'une certaine valeur de cette incidence, il apparaîtra sur l'extrados des profils d'aubes, des tourbillons qui diminueront considérablement l'efficacité du compresseur.

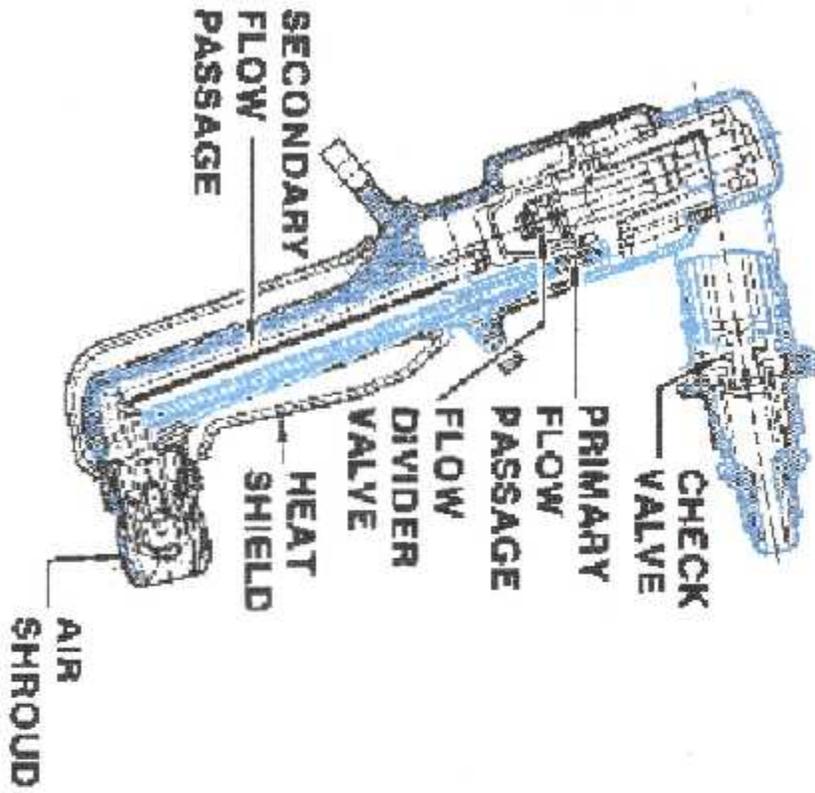
La pression du récepteur(chambre de combustion,...) deviendra supérieure à la pression de sortie compresseur et ce déséquilibre entraînera une inversion de sens de l'écoulement.



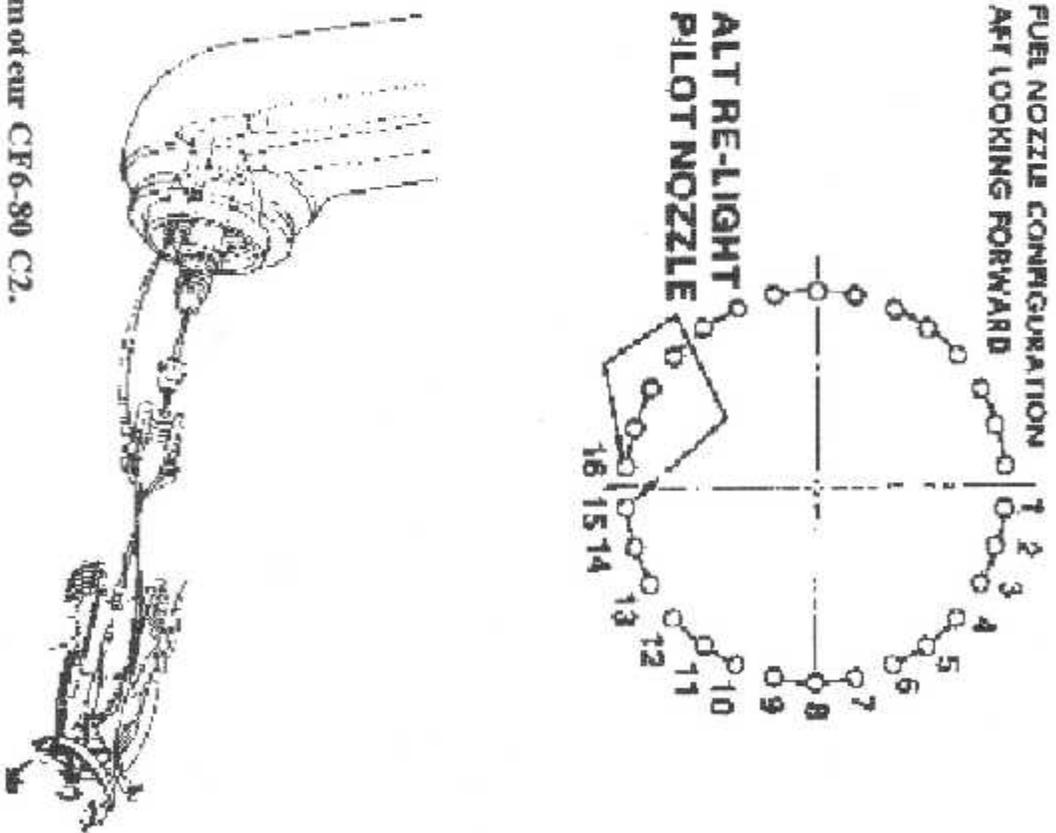
→ V_a : La vitesse absolue, → V_r : La vitesse relative, → U : La vitesse d'entraînement.

❖ Remède :

- Aubage de pré rotation.
- Stator à calage variable(VSV).
- Vanne de décharge(VBV).
- Limiteur d'accélération.
- Tuyère à section variable.
- Modification des conditions de vol.
- Le double attelage.



Figure(II-27) : Les injecteurs de carburant du moteur CF6-80 C2.



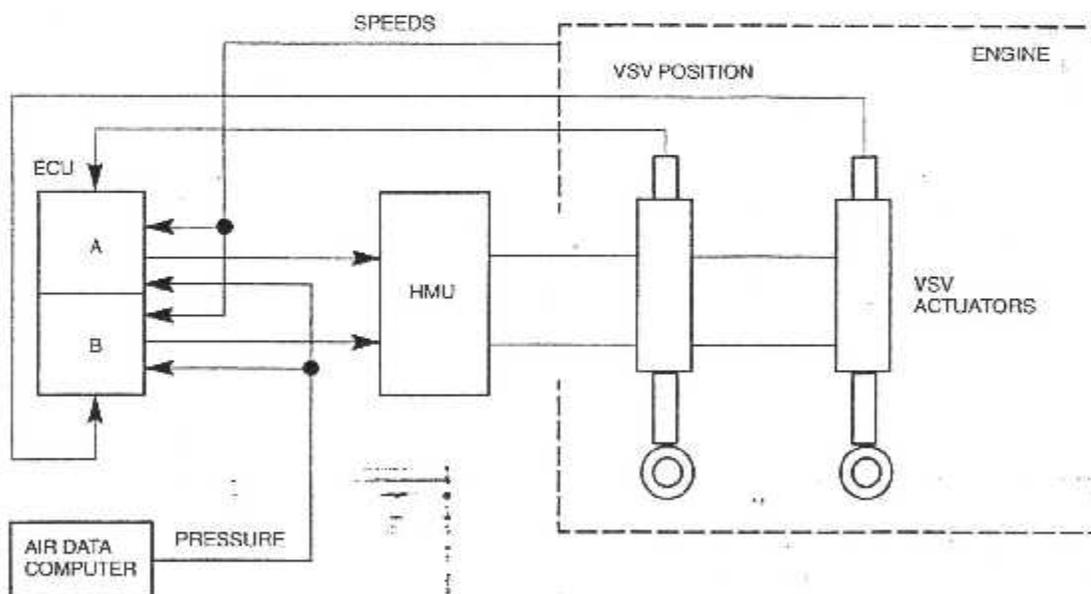
II.10.1- SYSTEME STATOR A CALAGE VARIABLE(VSV) :

le stator à calage variable VSV est un mécanisme hydraulique utilisé pour varier l'écartement de la vanne du stator de compresseur de ce fait elle contrôle le volume d'air entrant dans le core du moteur.

le vérin est constitué d'un ensemble de corps, un roulement à l'extrémité de la tige, une articulation et un connecteur électrique intérieure, le vérin contient un piston et un transformateur différentiel variable linéaire L.V.D.T .

II.10.2.1- LE FONCTIONNEMENT DU VSV :

L'unité de contrôle électronique du moteur (ECU) reçoit les données à partir des capteurs moteurs en l'occurrence N2, T25 et P0 . A partir de ces données l'ECU envoie un signal électrique qui représente une position des VSV à l'unité hydromécanique (HMU) est pour rôle de transformer le signal électrique reçu de l'ECU à une commande hydraulique pour faire actionner la valve du système de calade des stators.

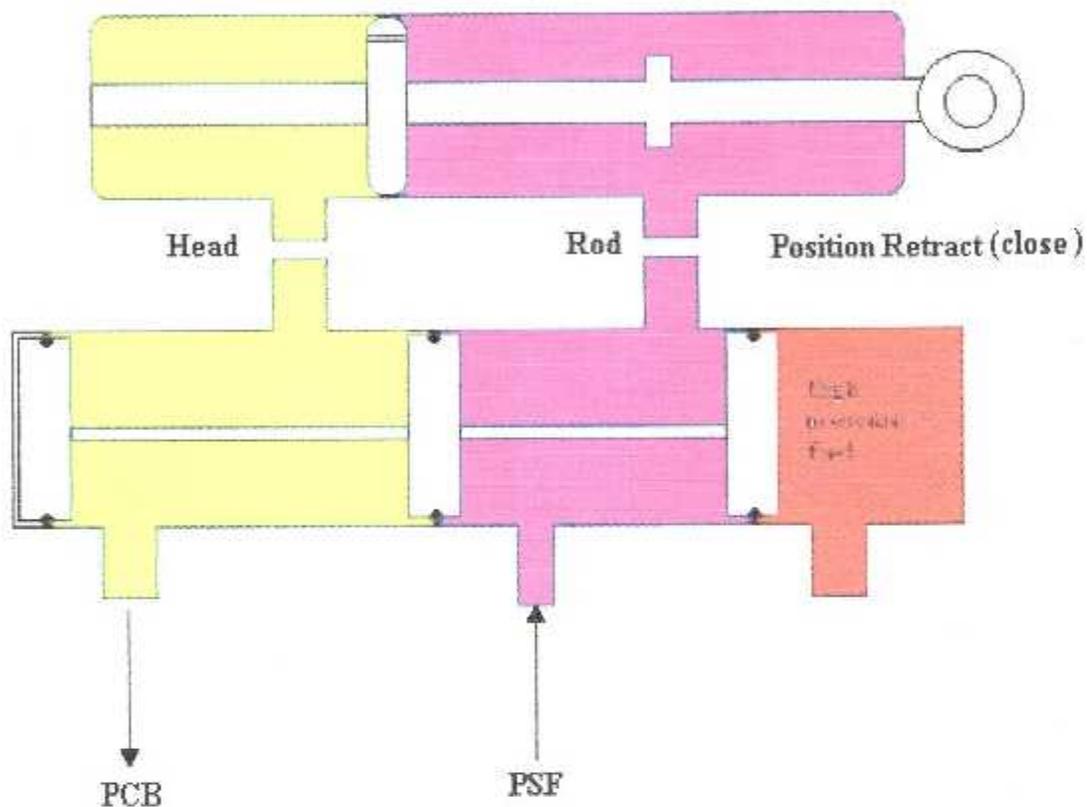


Figure(II-28) : fonctionnement de la VSV.

La position du piston est ensuite transformée en un signal électrique grâce au capteur de position appelés LVDT. Se signal est appelé signal de retour au feed back signal pour fermer la boucle d'asservissement du système de calage des stators.

A. la position fermée du VSV :

Dans le cas où la valve est fermée, l'ECU envoie un signal électrique qui représente une commande de fermeture de la valve de VSV. L'électrohydraulique servo valve (EHSV) convertit ce signal à une commande hydraulique. L'orifice de la pression P_{sf} du côté droit du réflecteur de pression du système de VSV est ouvert ce qui provoque le déplacement du piston contre la pression P_{sf} permettant l'ouverture des deux orifices de pression P_{sf} et P_{cb} .



Figure(II-30) : La position fermée de la VSV.

Tel que la pression P_{sf} présent dans la face tige du vérin et la pression P_{cb} présent dans la face tête du vérin.

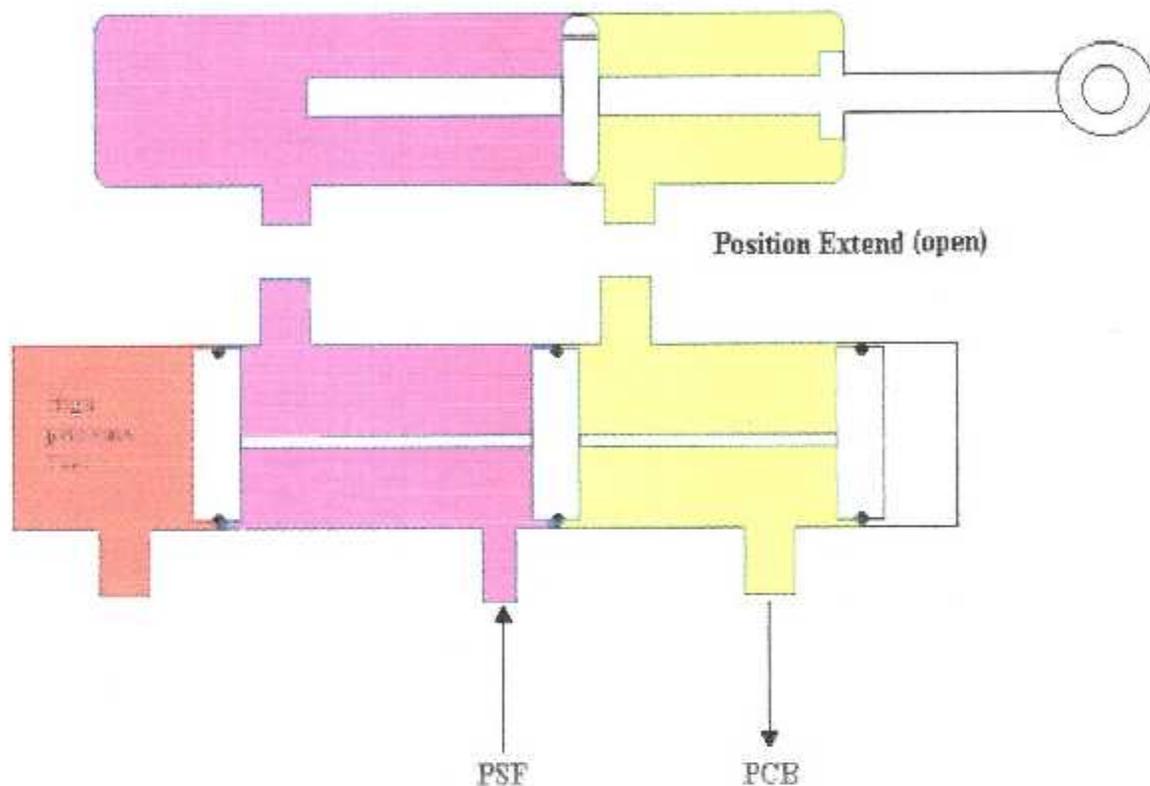
La différence de pression du côté droit du sélecteur de pression ce qui résulte le décharge de la pression P_{sf} du côté tige du vérin, alors que du côté de la tête on a une pression P_{sf} et P_{cb} provoque le déplacement du vérin contre la pression P_{cb} .

Et comme la pression P_{sf} est supérieure à la pression P_{cb} alors le vérin du système de VSV se déplace vers la droite provoquant la fermeture des stators à calage variable.

La position du piston est contrôlé par L.V.D.T qui convertit la position linéaire en un signal électrique et envoie un signal de retour à l'ECU désignant la position du vérin.

B. la position ouverte du VSV :

De la même manière de fonctionnement à la position fermée mais avec le changement des entrées de pression tels qu'on aura la fermeture de l'orifice de pression P_{sf} du coté droite et l'ouverture de l'orifice de pression P_{sf} du coté gauche . tel que la pression P_{sf} présent dans la face tête du vérin et la pression P_{cb} présent dans la face tige du vérin.

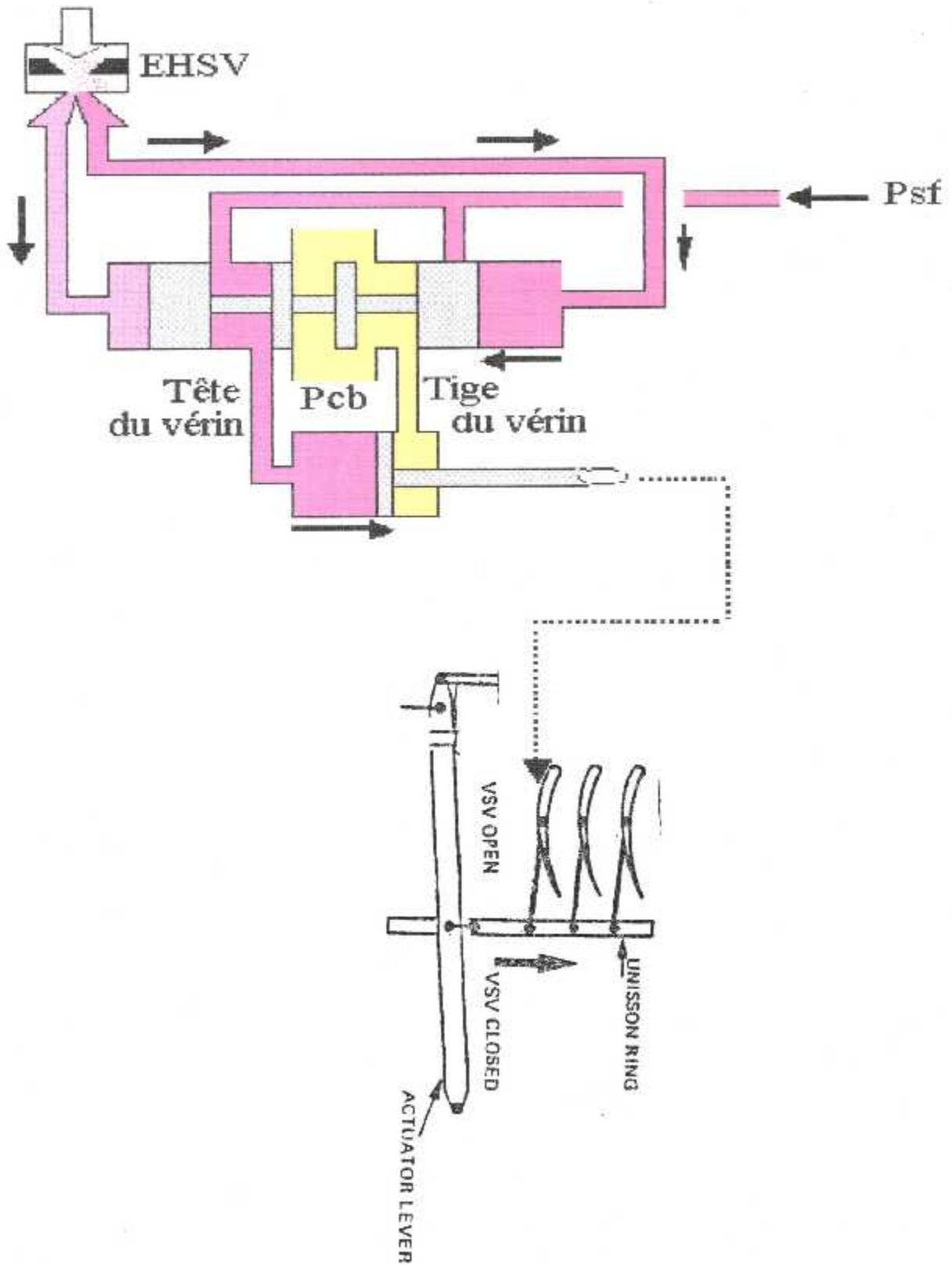


Figure(II-32) : La position ouverte de la VSV.

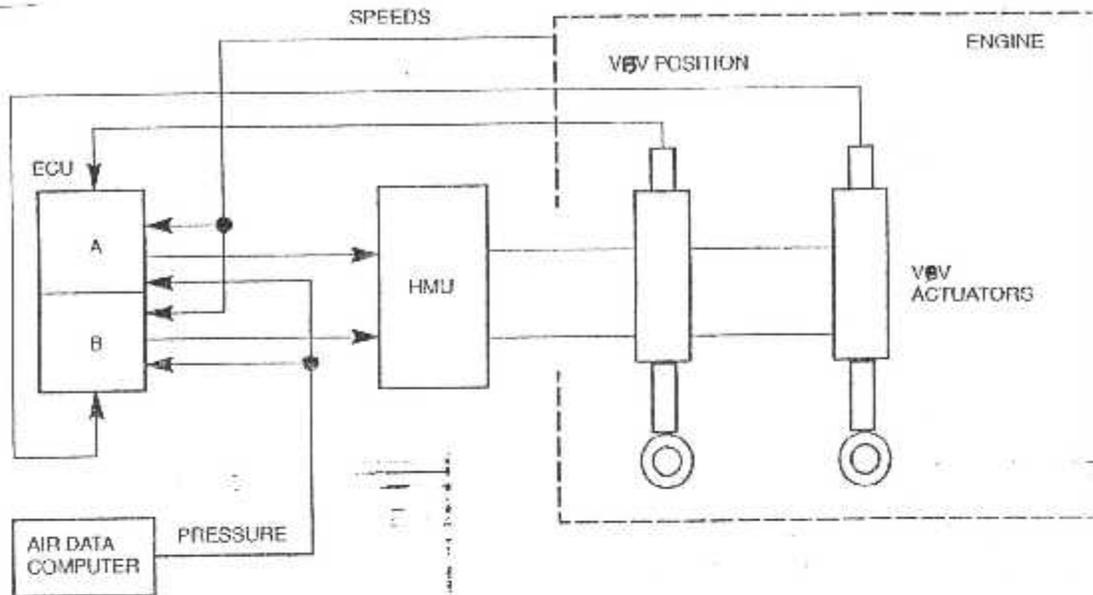
La différence de pression entre P_{sf} et P_{cb} provoque le déplacement du vérin contre la pression P_{cb} suivant la loi ($P_{sf} > P_{cb}$) qui permet de commander la position des aubes du stator vers la position ouverte. le LVDT envoie un signal de retour à l'ECU désignant la position du vérin (voir Figure II-33).

II.10.2- LES VANNES DE DECHARGE (VBV)

L'unité de contrôle électronique du moteur (ECU) reçoit les données à partir des capteurs moteurs en l'occurrence N_2 , T_{25} et P_0 . A partir de ces données l'ECU envoie un signal électrique qui représente une position des VBV à l'unité hydromécanique (HMU) est pour rôle de transformer le signal électrique reçu de l'ECU à une commande hydraulique pour faire actionner les vannes de décharge. La position du piston est contrôlé par L.V.D.T qui convertre la position linéaire en un signal électrique et envoie un signal de retour à l'ECU désignant la position du vérin (voir Figure II-34).

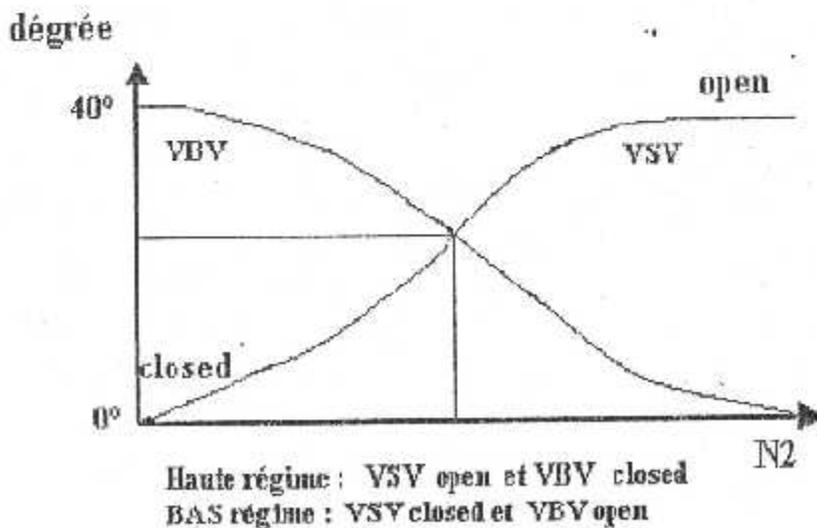


Figure(II-33) : la fonctionnement du VSV dans la position ouverte.



Figure(II-34) : le fonctionnement de la VBV.

Ce mécanisme permet d'effectuer une décharge d'air du compresseur basse pression vers l'écoulement de l'air secondaire ceci afin d'éviter le décrochage de l'écoulement dans les aubages du compartiment basse pression. Les VBV sont en réalité des trappes actionner par des vérins qui s'ouvrent par ordre du l'unité hydromécanique (HMU) qui régule la quantité de carburant renvoyer aux vérins pour définir une position fermer quand les VSV sont à la position ouverte.



37

C'est à dire quand N2 est grand (100%), les vérins VBV actionnent les portières VBV à une position ouverte quand les VSV sont actionner à la position fermer. Les portières des VBV s'ouvrent pendant une décélération rapide et quand l'inverseur de poussée est en opération.

Cependant la force de freinage, les portières de VBV se déplacent à une position plus fermée quand les VSV se déplacent à leur tour à une position plus ouverte.

II.10.2.1- LE FONCTIONNEMENT DES (VBV)

Le servo-carburant est envoyée par le HMU vers les deux vérins qui commandent l'ouverture progressive du VBV en fonction de la position des VBV dont elle dépend aussi du régime N2 et de la température d'entrée fan.

Une ouverture progressive des VBV entraîne une diminution du rapport manométrique du compresseur basse pression et une augmentation de son débit d'air. Les risques du pompage du compresseur sont ainsi réduits.

A. la position fermée des VBV :

Dans le cas ou la valve est à la position fermée on aura la fermeture de l'orifice de pression Psf du coté droite et l'ouverture de l'orifice de pression Psf du coté gauche. tel que la pression Psf présent dans la face tête du vérin et la pression Pcb présent dans la face tige du vérin (voir FigureII-35).

La différence de pression entre Psf et Pcb provoque le déplacement du vérin contre la pression Pcb suivant la loi ($P_{sf} > P_{cb}$) qui permet de commander la position des aubes du stator vers la position ouverte. le LVDT envoi un signal de retour à l'ECU désignant la position du vérin.

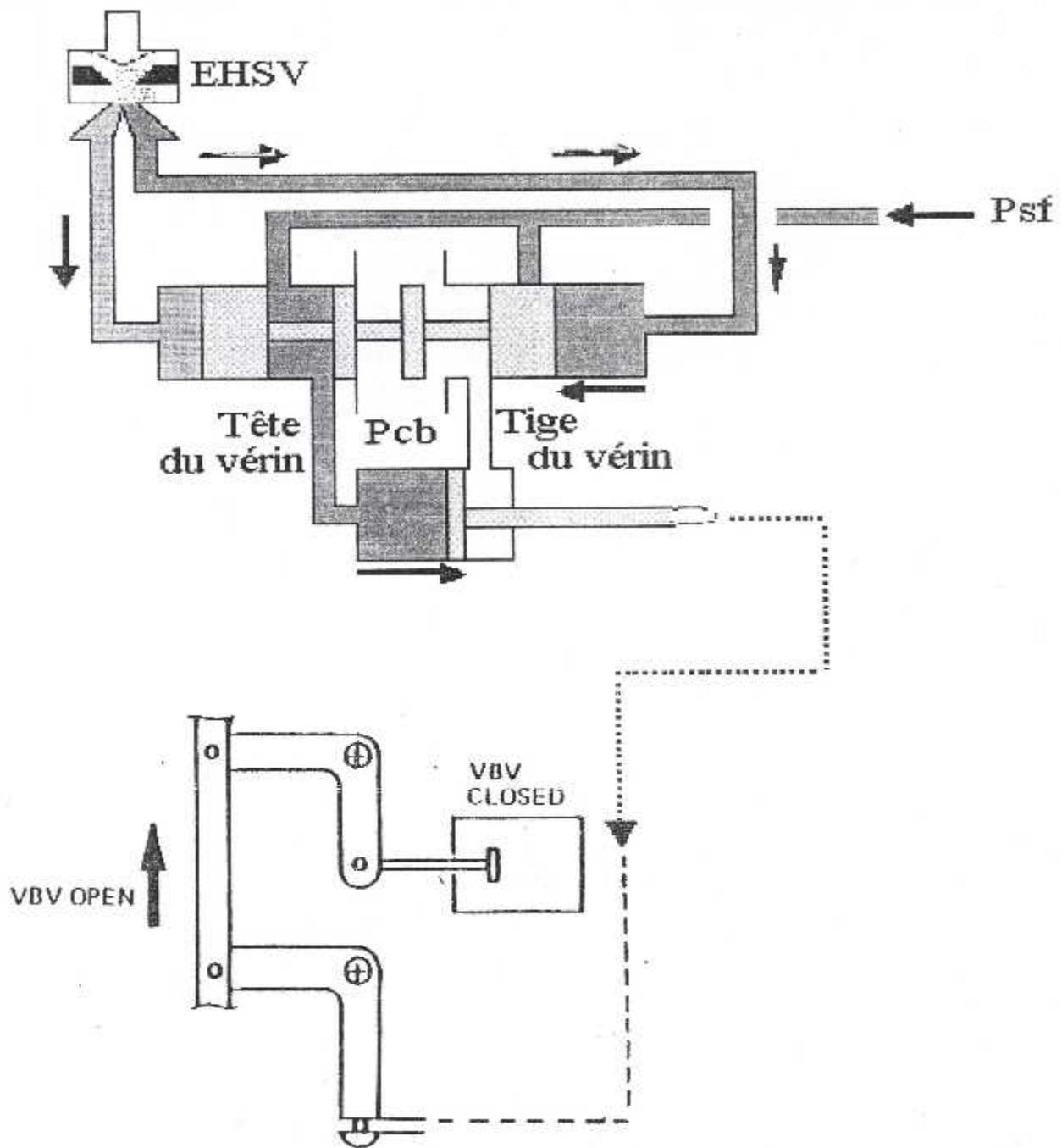
B. la position ouverte des VBV :

Dans le cas ou la valve est ouverte, l'orifice de la pression Psf du coté droite ouvre ce qui provoque le déplacement du piston contre la pression Psf permettant l'ouverture des deux orifices de pression Psf et Pcb.

Tel que la pression Psf présent dans la face tige du vérin et la pression Pcb présent dans la face tête du vérin (voir FigureII-36).

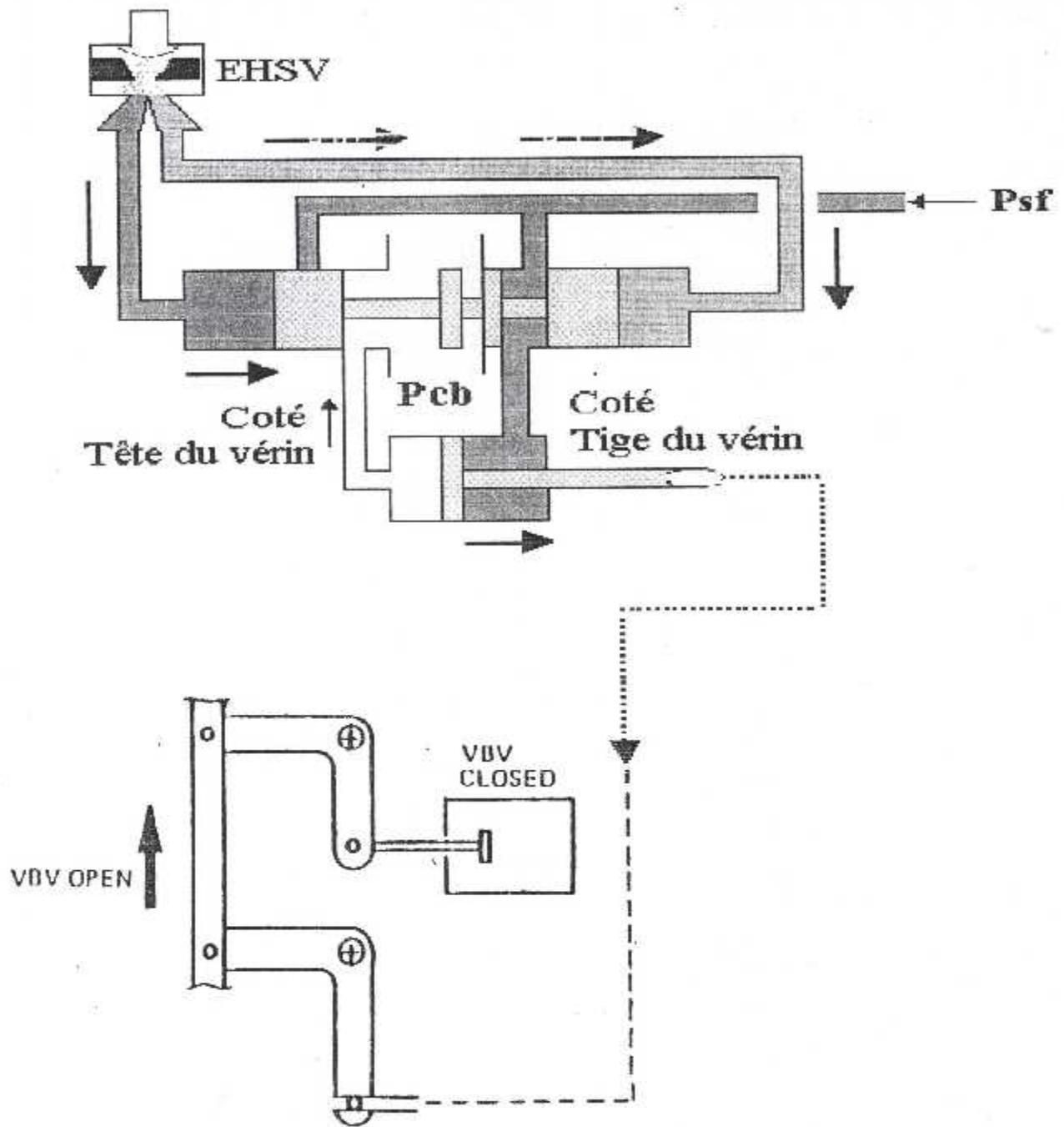
La différence de pression entre Psf et Pcb provoque le déplacement du vérin contre la pression Pcb suivant la loi ($P_{sf} > P_{cb}$) qui permet de commander la position des aubes du stator vers la position fermée.

La position du piston est contrôlé par L.V.D.T qui convertit la position linéaire en un signal électrique et envoi un signal de retour à l'ECU désignant la position du vérin.



Figure(II-35) : la fonctionnement du VBV dans la position fermée.

35



Figure(II-36) : la fonctionnement du VBV dans la position ouverte .

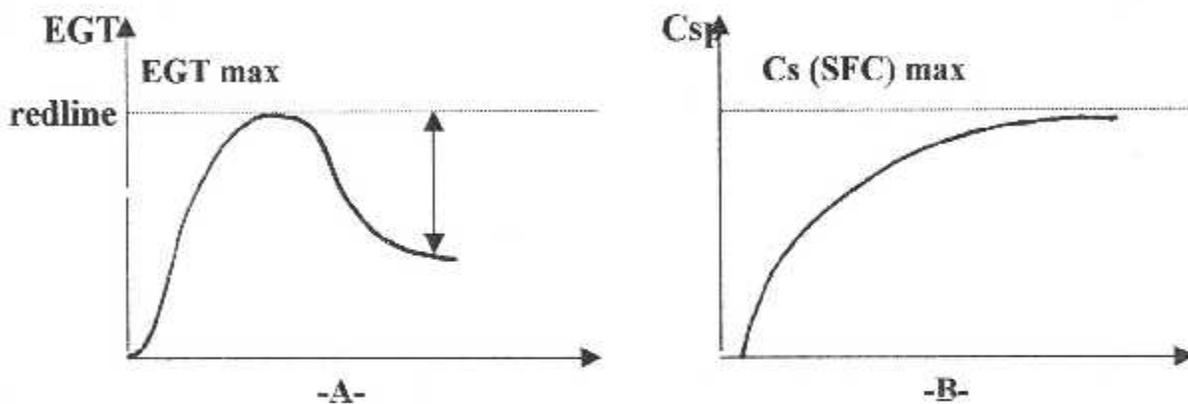
40

La différence de pression entre P_{sf} et P_{cb} provoque le déplacement du vérin contre la pression P_{cb} suivant la loi ($P_{sf} > P_{cb}$) qui permet de commander la position des aubes du stator vers la position fermée. La position du piston est contrôlé par L.V.D.T qui convertit la position linéaire en un signal électrique et envoie un signal de retour à l'ECU désignant la position du vérin.

II.11- SYSTEME DE CONTROLE DU JEU TURBINE (TCC)

Le système de contrôle du jeu turbine (TCC) a deux objectifs :

- Réduire la température des gaz d'échappement (EGT). (voir Figure A)
- Réduire la consommation spécifique. (voir Figure B)



Figure(II-37) : Les objectifs du contrôle du jeu turbine.

Pendant les phases de décollage, montée, et croisière, les carters turbines HP et BP se dilatent rapidement que les roues et les ailettes de turbines les jeux en extrémités d'ailettes augmentent entraînent un accroissement des pertes internes machines.

Pour remédier à ce phénomène un refroidissement des carters des turbines HP et BP est prévu dans le but de réduire au maximum et à tout moments l'écartement entre les têtes des ailettes et les parois intérieures du carters ceci permet l'augmentation de la poussée du moteur pour une même consommation horaire donc une plus faible consommation spécifique C_s et un meilleur rendement globale η_g

Grâce à ce système les constructeurs ont réussi à diminuer la consommation du carburant et améliorer les performances du moteurs d'une façon significative.

Les systèmes de contrôle du jeu turbine haute pression (HPTACC) et basse pression (LPTACC) sont identiques et comportent les mêmes équipements pour le moteur CF6-80-C2. Les deux valves ont trois(03) voies(bus), et utilisent l'air en prévenance de la FAN pour refroidir le carter de la turbine basse pression. Et tant que les deux valves sont identiques, on va étudier seulement un des deux système.

Notre choix est porté sur le système du contrôle actif du jeu turbine haute pression (HPTCC).

II.11.1- CONTROLE ACTIF DU JEU TURBINE HAUTE PRESSION

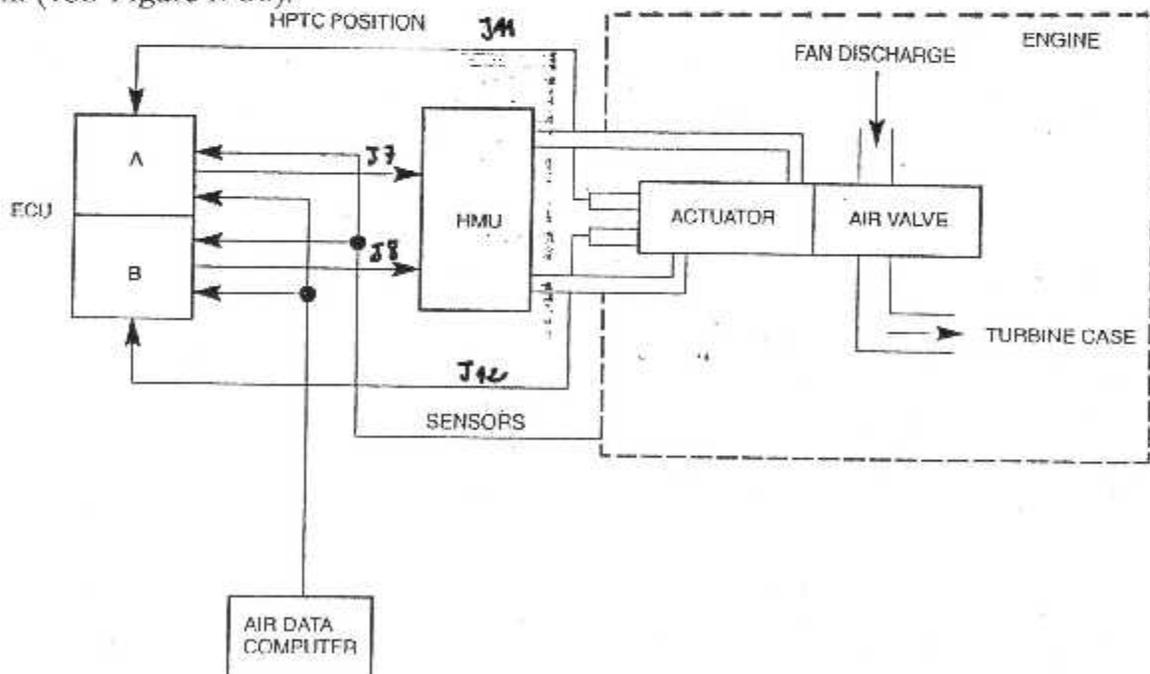
le système de control du jeu turbine haute pression (HPTACC) du moteur CF6-80-C2 utilise l'air prélevé au niveau du FAN renvoyés vers le carter de la turbine HP pour contrôler le jeu.

Ce système minimise ou maximise le jeu entre les extrémités des aubes de la turbine HP et leur carter, et d'optimisé l'efficacité de la turbine haute pression pendant la croisière et ainsi que pour réduire au minimum la température des gaz de moteur (EGT). La position de la valve est déterminée par le débit de carburant qui a été envoyé par l'unité hydromécanique (HMU).

II.10.2- LE FONCTIONNEMENT DU SYSTEME HPTACC

L'unité de contrôle électronique du moteur (ECU) reçoit les données à partir des capteurs moteurs en l'occurrence N1 ACT, N2 ACT, PT, TAT, P0, PS3, T2.5, T3, T49. A partir de ces données l'ECU envoie un signal électrique qui représente une position de la HPTACC à l'unité hydromécanique (HMU) est pour rôle de transformer le signal électrique reçu de l'ECU à une commande hydraulique pour faire actionner le système HPTACC.

La position du piston est contrôlé par L.V.D.T qui convertre la position linéaire en un signal électrique et envoi un signal de retour à l'ECU désignant la position du vérin (voir Figure II-38).



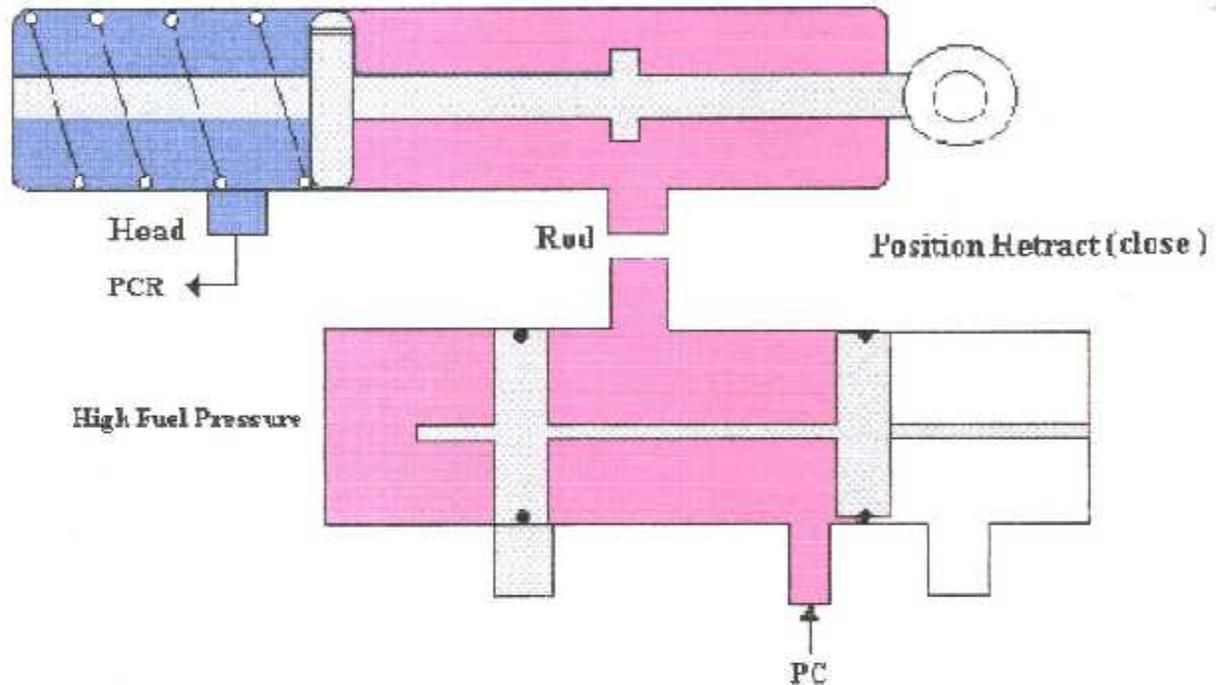
Figure(II-38): le fonctionnement de la HPTACC.

Quand la valve est ouverte, ceci envoie de l'air frais au carter de turbine haute et basse pression pour son refroidissement est fermée quand la pression du carburant est appliquée sur la porte de TCC.

Comme il existe deux orifices du drainage au près du TCC et PCR, n'importe quelle fuite retourne a ces orifices pour pouvoir obtenir l'ancienne étanche.

A. Le cas de la position fermée :

Dans le cas ou la valve est fermée, le déplacement du piston ferme l'orifice de la pression P_{cb} et ouvre l'orifice d'entrée du P_c .



Figure(II-39) : La position fermée de la HPTACC.

Donc le vérin sera alimenté par la pression P_c qui va vers le coté tête et sur la partie tige on a du P_{cr} et suivant la loi hydromécanique $P_{cr} < P_c$.

Le piston se déplace contre P_{cr} cette dernière est dirigée vers P_{cb} . Le papillon est ramené à la position fermée (voir FigureII-40).

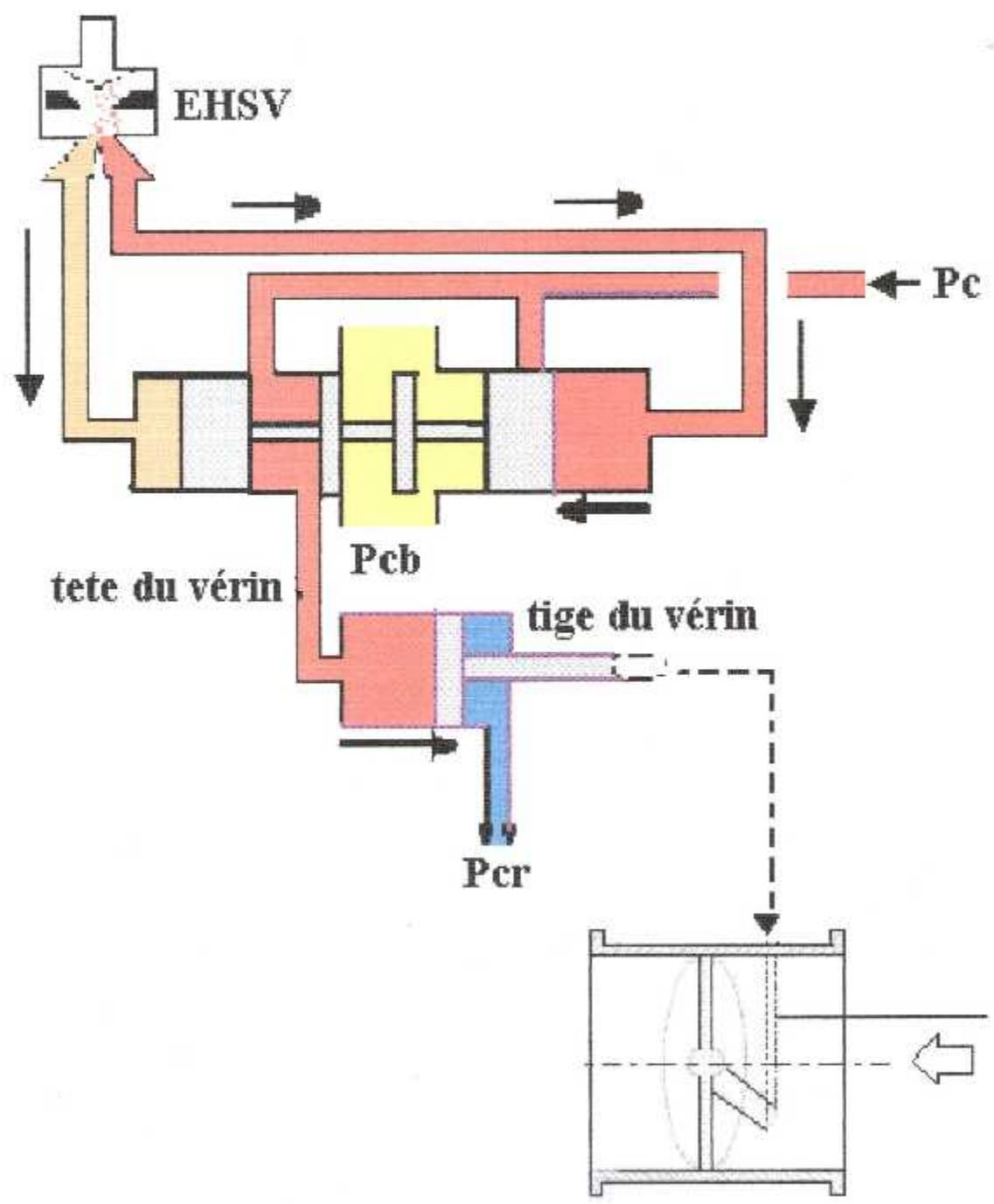
La position du piston est contrôlé par L.V.D.T qui convertre la position linéaire en un signal électrique et envoi un signal de retour à l'ECU désignant la position du vérin.

B. Le cas de la position ouverte :

Dans le cas contraire ou le piston de la valve ferme l'orifice de la pression P_c donc la tête du vérin sera alimentée par la pression P_{cb} . et le coté tige sera alimenté par la pression P_{cr} (voir FigureII-41).

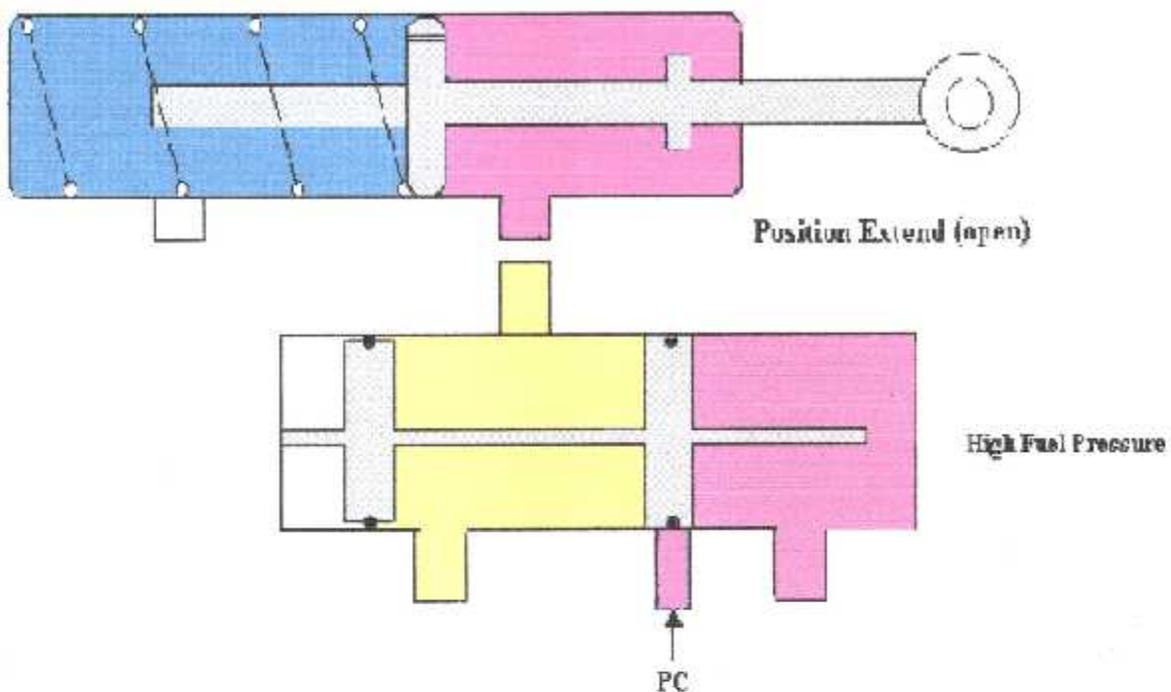
Suivant la loi hydromécanique $P_{cb} < P_{cr}$, permet de déplacer le piston contre P_{cb} , qui provoque la sortie du P_{cb} du côté tête. le papillon est ramener à la position ouverte (voir FigureII-42).

La position du piston est contrôlé par L.V.D.T qui convertre la position linéaire en un signal électrique et envoi un signal de retour à l'ECU désignant la position du vérin.



Figure(II-40) : la fonctionnement du HPTACC dans la position fermée .

44



Figure(II-41) : La position ouverte de la HPTACC.

II.22 - LA VALVE DU ONZIEME ETAGE (ESCV) :

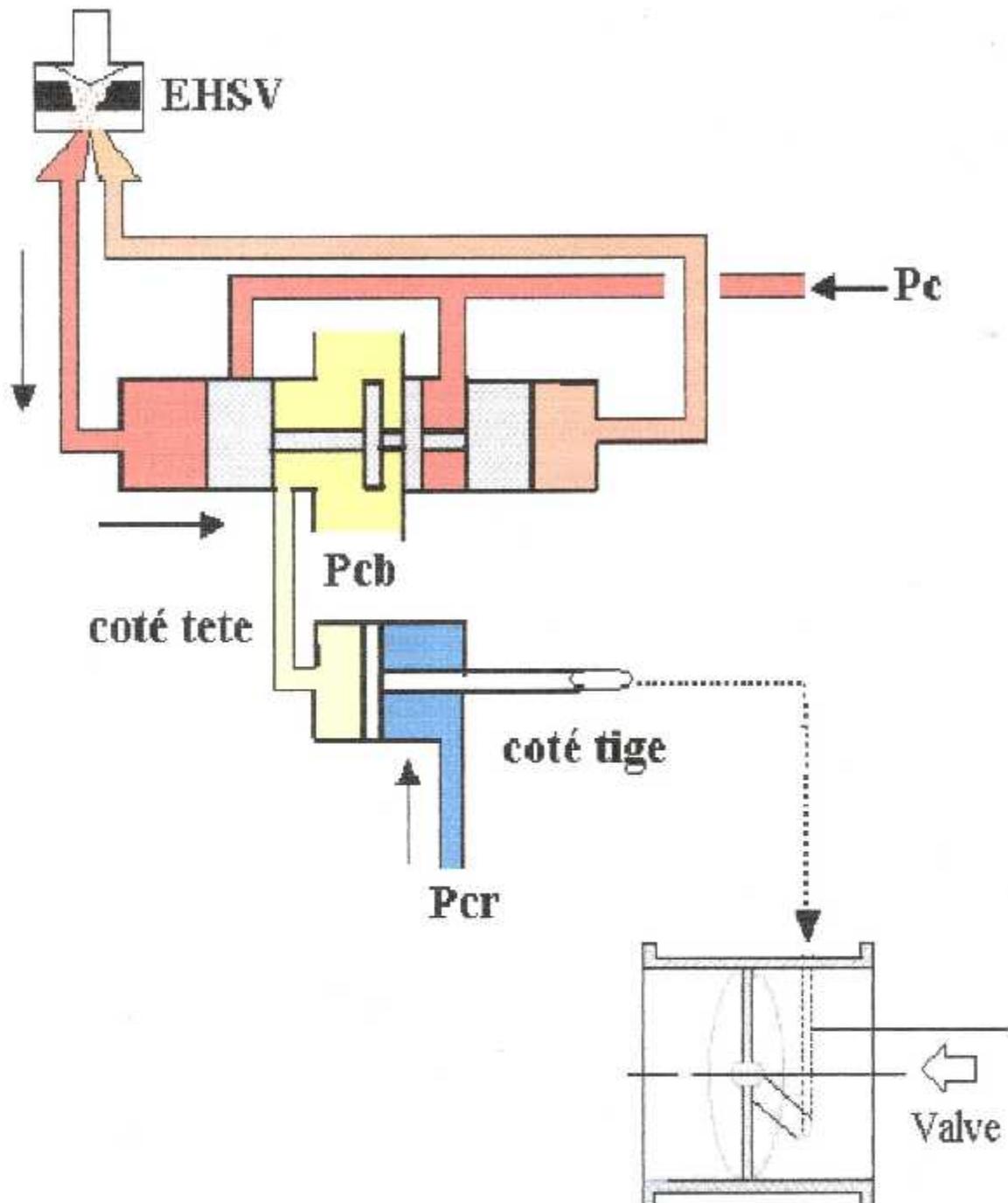
Les ESCVs (eleventh stage cooling valve) sont deux valves de refroidissement du onzième étage situés dans la tuyauterie sur l'embout avant du carter turbine haute pression HPT en deux positions 3:00 et 9:00. les deux valves sont actionnées d'une manière pneumatique.

Chaque valve a un connecteur électrique contenu sur un interrupteur monté à chaque valve ,fournit la position de retour d'ESCV (ESCV CLOSED/NOT CLOSED) directement à l'ECU.

Un connecteur est connecté avec le canal A, et l'autre est connecté avec la canal B de commande.

Les deux valves d'onzième étage de refroidissement (ESCVs) conservent l'air primaire en réduisant l'écoulement de refroidissement de l'air du 11^{ème} étage du compresseur haute pression HPC pour l'injecter au deuxième étage de la turbine haute pression HPT pendant les opérations de basse puissance.

Le rôle principale de ces deux valves d'onzième étage de refroidissement (ESCV) est de réguler le débit d'air de refroidissement des NGV.

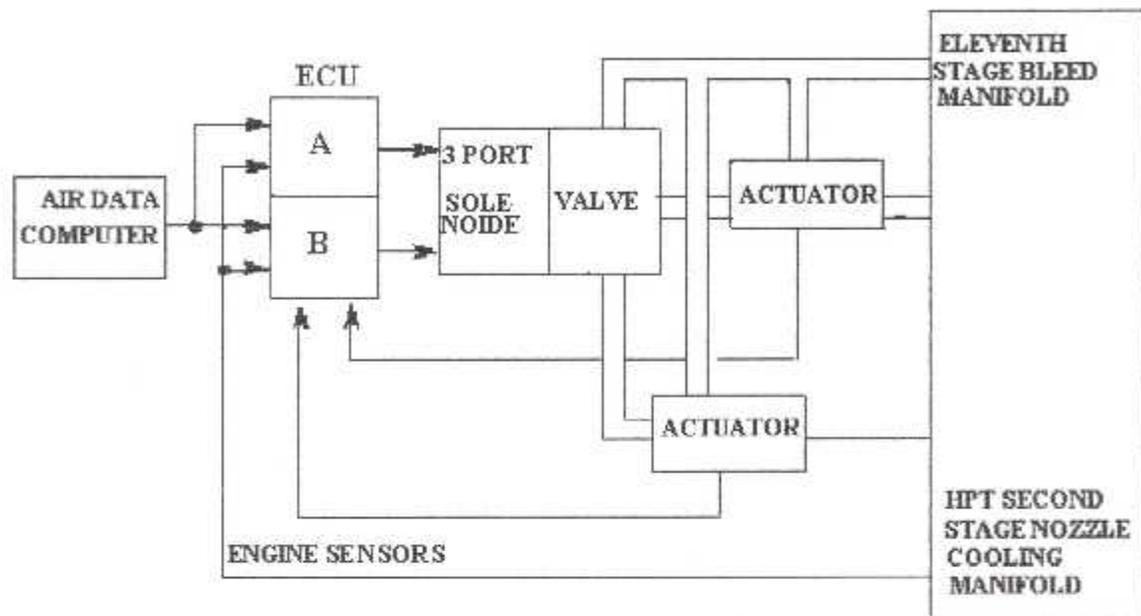


Figure(II-42) : la position ouverte de la valve.

II.12.1- DESCRIPTION FONCTIONNELLE :

L'unité de contrôle moteur ECU reçoit des données à partir des capteurs moteur. Elle envoie un signal électrique au solénoïde de la valve du 11^{ème} étage qui représente la demande à la valve de la 11^{ème} étage de refroidissement.

Les deux valves sont fermées simultanément pour réduire le débit et ouvert simultanément si on veut augmenté le débit d'air(voir figureII-.43)



Figure(II-43) : Diagramme simplifié de fonctionnement de la ESCV.

Deux connecteurs électriques sont positionnés dans chaque valve qui donne la position de chaque valve et de l'envoyer directement à l'unité de contrôle moteur ECU, un pour le canal A et l'autre pour le canal B de l'ECU.

Chapitre III

Maintenance du Moteur CF6-80 C2

ML MAINTENANCE DU MOTEUR CF6-80 C2**ML.1. INTRODUCTION :**

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

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

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

La maintenance est définie comme étant (l'ensemble des actions permettant de maintenir ou d'un bien dans état spécial ou il est en mesure d'assurer un service déterminer (NORME AFNOR X 60-10).

ML.2. LES OBJECTIVES DE LA MAINTENANCE :**SECURITE :**

Exigence réglementaire OACI et aussi commercial. L'aéronef doit conservé au cours du temps ces caractéristiques de navigabilité définit et approuvé lors de certification , il est évident qu'un accident ou plusieurs peut nuire l'image de marque du constructeur et du transporteur.

DISPONIBILITE :

La disponibilité d'un aéronef représente un investissement coûteux, une compagnie aérienne recherche des taux d'utilisation élevés 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 direct pour la compagnie mais nuise aussi son image auprès des passagers. Evité dans une certaine mesure cet inconvénient par un volant d'aéronef de réserve ou par des affrètements auprès d'autre transporteur qui n'est pas économique satisfaisant.

ECONOMIE :

La satisfaction des deux premiers objectifs est dicté entre autre par des impératifs économique mais entretenir les aéronef nécessite une organisation des moyens matériels et humains qui coûtent cher. Minimisé les coûts d'entretien constitue donc le troisième objectif, il faut trouver le meilleur compromis entre les

deux premières objectifs et le troisième .

VI.3. DEMARCHE DE DEPANAGE :

- 1- Plainte 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(LRU).
- 3- Le pose/dépose.
- 4- Le test de bon fonctionnement pour connaître si la réparation est faite ou non.
- 5- Restitution de l'avion à l'exploitation.

VI.4. LES CLASSES DE PANNES :

VI.4.1. DEFINITION D'UNE PANNE :

Il a une panne dès qu'un défaut apparaît, c'est entre ce qui devrait être et ce qui est, mais en fait ce que l'on constaté n'est qu'un symptôme. Toutes les pannes n'affectent pas la sécurité de l'avion de la même façon et pour cela on distingue différentes classes de pannes qui sont :

PANNE CLASSE I :

Les pannes classes I sont les pannes survenues et qui doivent être corrigées avant le vol. Un message d'expédition est représenté par l'annonceur de message EICAS « ENG X CONTROL » .

PANNE CLASSE II :

Les pannes classes II sont des pannes qui apparaissent dans le message de maintenance «ENG X EEC C1»ils doivent être corrigés après chaque 150 heures de vol.

PANNE CLASSE III :

Les pannes classes III se sont les pannes qui devront être corrigées dans un délai de 150 heures de vol. ils sont affichées dans le message de maintenance « ENG X EEC C2 » sur l'unité d'affichage EICAS.

PANNE CLASSE IV :

Les pannes classes IV sont tellement mineur qu'elles puissent rester indéfiniment sans être corrigés. Pour trouver les pannes classes IV, le PIMU doit être consulté.

VI.5. LES VOYANTS :

Les voyants sont pour but de donner l'état de fonctionnement de chaque

système ou équipement d'avion. Alors nous avons :

➤ *VOYANT VERT :*

Fonctionnement normal. il s'allume lorsque un accessoire est en mouvement. par exemple : ouverture ou fermeture des reverses.

➤ *VOYANT BLEU :*

Ouverture ou fermeture d'un accessoire. par exemple : papillon Start valve.

➤ *VOYANT AMBRE :*

Anomalies majeur nécessitent une action immédiate, par exemple : train d'atterrissage position bas non verrouillé.

➤ *VOYANT ROUGE :*

Etat grave, anomalie nécessite une action immédiate du pilote. Par exemple : feu moteur.

VI.6. LES ALARMES :

➤ *ALARME CONTINUE :*

Cela signifie état critique. C'est à dire que la défaillance touche la sécurité de l'avion. Par exemple : perte d'un système.

➤ *ALARME RETENTIE :*

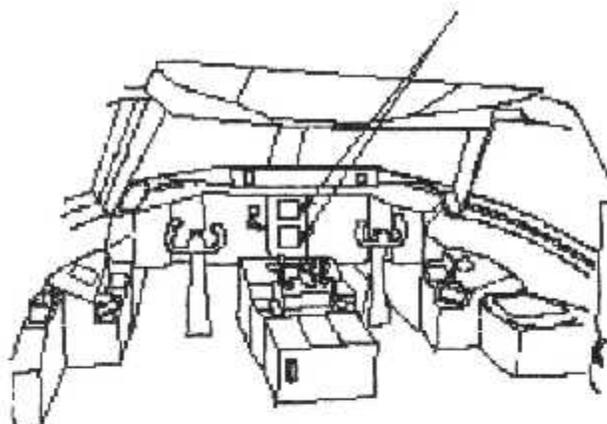
Cela dépend de la gravité de l'anomalie. elle touche seulement l'intégrité de l'avion. Par exemple : perte d'un équipement .

VI.7. SYSTÈME (EICAS) :

La surveillance du fonctionnement des réacteurs est effectué à partir d'un système électronique sophistiqué appelé EICAS (système alerte équipage et indication moteur). Ce système facilite la tâche aux pilotes et au personnel de la maintenance.

Cette assistance opérationnel est apportée par des messages et des données visualisées sur deux tubes cathodiques. Le traitement des données est entièrement automatique et en tant elle ne demande aucune action ou sélection particulière de la part de l'équipage. ce système est pour trois fonctions.

Unité d'affichage EICAS



Figure(III , 1) : Compartiment du vol

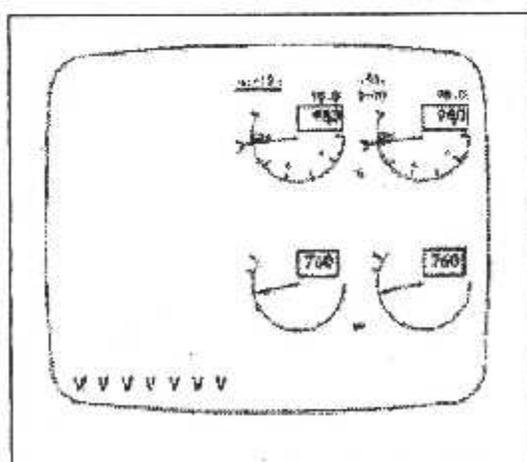
MI.7.1. AFFICHAGE DES PARAMETRES MOTEUR :

La première fonction est l'affichage des paramètres moteur sur deux écrans, primaire et secondaire qui se trouvent dans le cockpit.

MI.7.1.1. ECRAN PRIMAIRE (UPPER EICAS) :

Il affiche les paramètres moteur suivantes :

- Vitesse de rotation de l'attelage basse pression N1(%).
- Température des gaz d'échappement (C°).

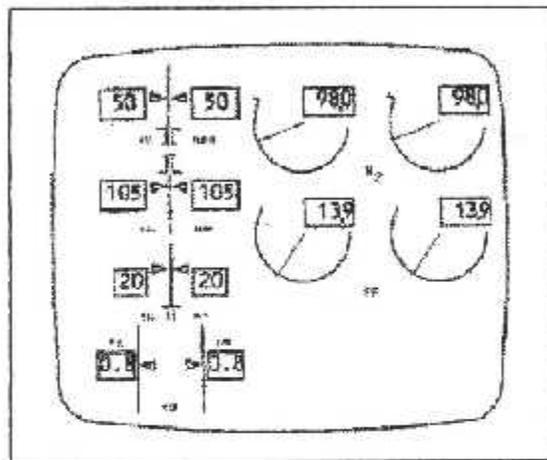


Figure(III,2) : Ecran primaire(UPPER EICAS)

MI.7.1.2. ECRAN SECONDAIRE (LOWER EICAS):

Il affiche les paramètres moteur suivantes:

- Vitesse de rotation de l'attelage haute pression N2(%).
- Débit de carburant F.F (KG/H).
- Pression d'huile.
- Température d'huile (C°).
- Quantité d'huile.
- Vibration.



Figure(III, 3) : Ecran secondaire (LOWER EICAS)

MI.7.2. LA LISTE DE MESSAGE EICAS :

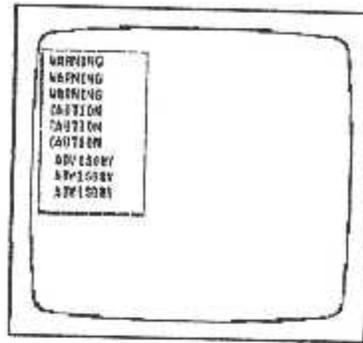
Montrer les endroits de message EICAS et donne une liste de procédure pour trouver la solution de chaque message.

Chaque niveau de message à un endroit différent, La couleur et l'endroit de chaque niveau sont également montrés.

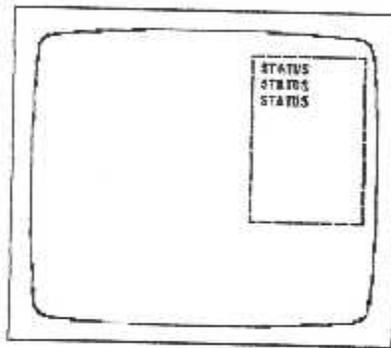
La liste de message EICAS donne le message, le niveau et le procédé pour la liste correspondante et les classe alphabétiquement. Les message qui commence par L, R, C sont remontés et alphabétisés à L.

Les niveaux de chaque message sont comme suites :

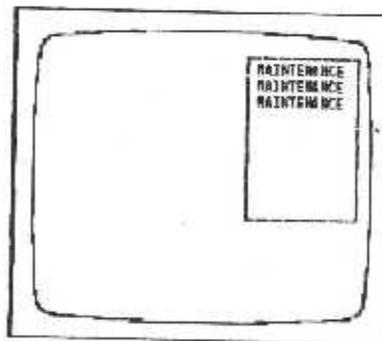
- message d'avertissement.
- message d'attention.
- message consultatif.
- message d'état.
- message d'entretien.



**Figure(III,4) : page primaire du moteur
(unité d'affichage supérieur)**



**Figure(III, 5) :Page d'état
(unité d'affichage inférieur)**



**Figure(III, 6) :Page ESC/MSG
(unité d'affichage inférieur)**

WL7.3. Panneau de maintenance EICAS :

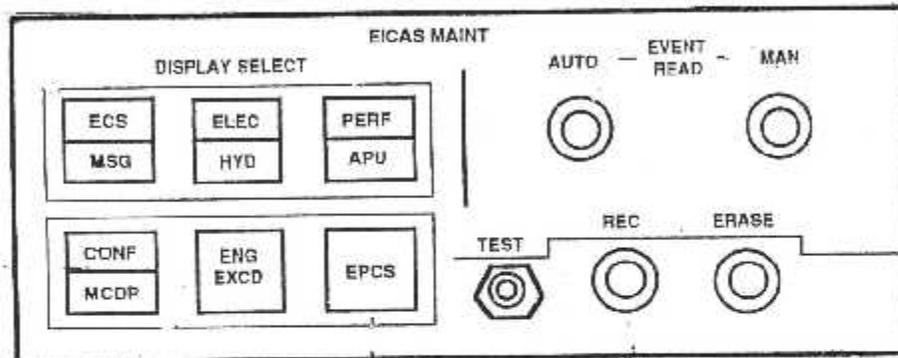
Il permet l'accès aux informations d'entretien pour faciliter le dépannage des principaux sous systèmes d'avion.
Ces informations s'affichent sur l'unité

d'affichage inférieur EICAS, comme il permet l'enregistrement manuel d'information et la possibilité d'effacer les événements des page AUTO et MANUEL.

Il est fonctionnel seulement au sol, il se trouve dans le panneau d'entretien derrière le siège du co-pilote. Ce panneau

comprend des commutateurs qui s'occupent du dépannage moteur qui sont :

- Système de conditionnement d'air/ Message (ESC/MSG).
- Système de control électronique de propulsion (EPCS).
- Performance/Unité d'énergie auxiliaire (PERF/APU).
- Exeedance du moteur (ENG EXCD).



Figure(III, 7): Panneau de maintenance EICAS

WL7.3.1. COMMUTATEUR ESC/MSG :

En appuyant sur le commutateur ESC/MSG, la page s'affichera sur l'unité d'affichage inférieur EICAS. Le contenu du message peut contenir seulement onze (11) message de maintenance, s'il y a plus de onze (11), la ligne (11) contiendra le message PAGE 1.

A chaque fois qu'on appui sur le commutateur une autre page s'affichera jusqu'à ce que la PAGE X du message n'apparaisse plus. Pour effacer la page ESC/MSG on appui sur la touche d'effacement « ERASE » pour plus de trois secondes.

		ECS / MSG				
	L	R				
PACK OUT	2	3	FWD EQ SUP FAN 1			
TURB IN	9	10	ZONE TEMP BYTE			
SEC EX OUT	1	3	L ENG OIL T YEL			
COMPR OUT	96	98	L PIM1			
PRIM HX OUT	46	46	ENG L EEC C1			
PRIM EX IN	171	173				
PRIM EX OUT	193	196				
DUCT PRESS	43	43				
PACK FLOW	62	64				
TRIM VALVE	0.75	0.80				
RAM IN DOOR	0.73	0.72	BULK CARGO TEMP 25			
RAM OUT DOOR	0.62	0.71				
	FLT DR	FAD	AUX FWD	MID	AUX MID	AFT
DUCT TEMP	20	28	26	47	17	17
TRIM VALVE	0.75	0.80	0.82	0.90	0.20	0.00

Figure(III, 8): Commutateur ESC/MSG

VI.7.3.2. COMMUTATEUR EPCS :

appuyer sur le commutateur EPCS, la page s'affichera sur l'écran d'EICAS inférieur. En appuyant sur le bouton événement AUTO ou MANUEL, ces pages s'afficheront. Par exemple si on appui sur le bouton événement AUTO, une autre page apparaîtra mais une seule page MANUEL peut être enregistrée .

les événements AUTO sont déclenchés par l'occurrence de certaines pannes. La panne qui a fait produire l'évènement AUTO s'affichera en bas de la page.

En appuyant sur le commutateur EPCS une deuxième fois, la page disparaîtra. Mais pour effacer la page événement AUTO ou MANUEL on appui sur la touche « ERASE ».

EPCS					
A	D		A	D	
49.5	49.9	VAV	49.9	49.4	
54.7	54.7	VBV	54.7	54.7	
54.3	54.3	TRA	54.3	54.3	
16	16	TL2	16	16	
14.4	14.4	TD	14.4	14.4	
40.3	40.3	HPTC	40.3	40.3	
45.3	45.3	LPFC	45.3	45.3	
0.0	0.0	TBL	0.0	0.0	
0.0	0.0	TBR	0.0	0.0	
42	42	T2.5	42	42	
390.0	390.0	T3	390.0	390.0	
245.0	245.0	P53	245.0	245.0	

001 T YEL

AUTO EVENT
OR
MANUAL EVENT

Figure(II,9): Commutateur EPCS

WI.7.3.3. Commutateur PERF/APU :

Appuyer sur le commutateur PERF/APU pour avoir l'affichage de la page PERF/APU sur l'écran inférieur EICAS. Et pour la suite c'est la même chose que le commutateur du système de control électronique de propulsion (EPCS).

PERF/APU			
		CAS 241	GROSS WT. 158.2
		MACH 0.123	TAT +12.0
			ALT 410
70	OIL PRESS	70	NI
			CMD 90.3
165	OIL TEMP	89	MAX 85.3
18	OIL QTY	18	ACT 85.5
	VIB		TRA SEL 476
	FAN		EGT
12	LPT	1.3	73.3
			M2 75.3
15	M2	1.2	1720
			FF 1726
10	RR	1.3	86
			FF 85
	APU		100
			DUCT PR 100
	EGT	540	33.8
			EUR/PR 31.3
	RPM	102	0.0
			TR 0.0
	OIL Q	0.25	
			OIL T YEL
	APSOIL QTY		

**Figure(III.30): Commutateur
PERF/APU**

VI.7.3.4. COMMUTATEUR ENG/EXCD :

En appuyant sur la touche ENG/EXCD, la page s'affichera sur l'écran EICAS inférieur. Cette page permet de montrer la vitesse moteur, les positions des valves et les ascendances EGT pour chaque moteur.

En appuyant sur la touche ERASE la page s'efface.

ENG EXCD			
113.4	:03	N1 RED	
975	:15	EXIT RED	
		START	911 :15
		N2 RED	113.3 :01
		R ENG START	MAX
		970	:00.1 912
		875	:04.5
		870	:06.3
		855	:08.4
		840	:09.0
		825	:10.2
		810	:11.2
		795	:12.6
		780	:13.4
		765	:14.5
		750	:15.3
MAX	L ENT AMBER		
958	975	:00.6	
	840	:01.3	
	825	:03.6	

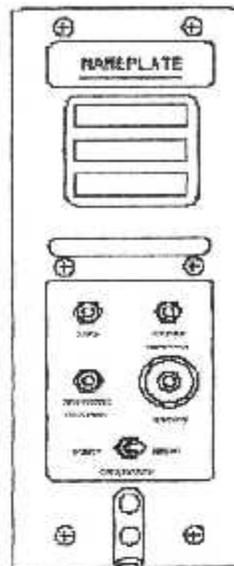
Figure(III,10): Commutateur ENG/EXCD

III.8. UNITE DE SURVEILLANCE DES INTERFACES DU MOTEUR (PIMU) :

Il y a deux PIMU, un pour chaque moteur, situé dans le centre d'équipement principal. Le PIMU du moteur gauche est sur le support E1-3 et le PIMU du moteur droit est sur le support E2-4. Le PIMU ils sont alimentés par un courant de 115 VOLT de la puissance de l'avion et est habituellement fonctionnel seulement au sol.

L'ECU vérifie constamment les entrées, les sorties et les gammes de tous les systèmes électriques qui sont à sa commande. L'ECU enregistre les pannes dans sa mémoire durant le vol et dès que l'avion débarquera les pannes stockés sont transférés au PIMU. Les unités reçoivent les données de panne de l'ECU après cinq secondes du débarquement de l'avion. Le message « L(R) PIMU » d'entretien EICAS apparaît si une panne est stockée.

Le PIMU montre l'information de la panne sur un affichage alphanumérique de LED. Si la panne est observé, la prochaine étape est de réparer la panne dicté dans le manuel d'isolation de la panne FIM.



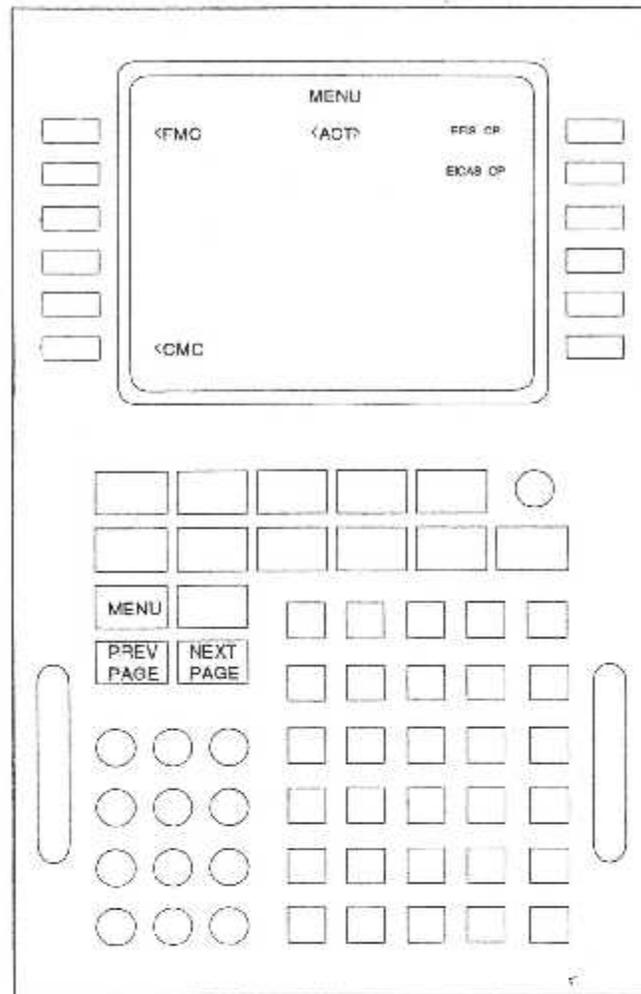
**Figure(III,2): Unité d'interface de surveillance
moteur**

III.9. UNITE DE CONTROL D'AFFICHAGE (CDU):

Le moteur CF6-80-C2 peut être équipé soit l'avion Boeing 767-300 ou le Boeing 747-400. l'unité d'affichage de control (CDU) existe seulement pour les Boeing 747-400. par contre les moteurs CF6-80-C2 d'air Algérie équipent les 767-300, le CDU est remplacé dans ces avions par l'unité d'interface de surveillance du moteur (PIMU).

C'est un ordinateur de gestion de vol utilisé pour performer et faciliter la recherche de panne, en affichant sur son écran le message de panne sous forme d'un code. Le technicien doit chercher le même code qui est affiché sur l'unité d'affichage de control (CDU) dans le manuel d'isolation de la panne (FIM) et suivre la procédure décrite.

Il y a trois (3) unités d'affichages de contrôles localisés dans le centre de la console du compartiment de vol. chaque unité comporte douze (12) boutons de sélection, six à droite et six à gauche, pour la sélection des menus d'affichage.



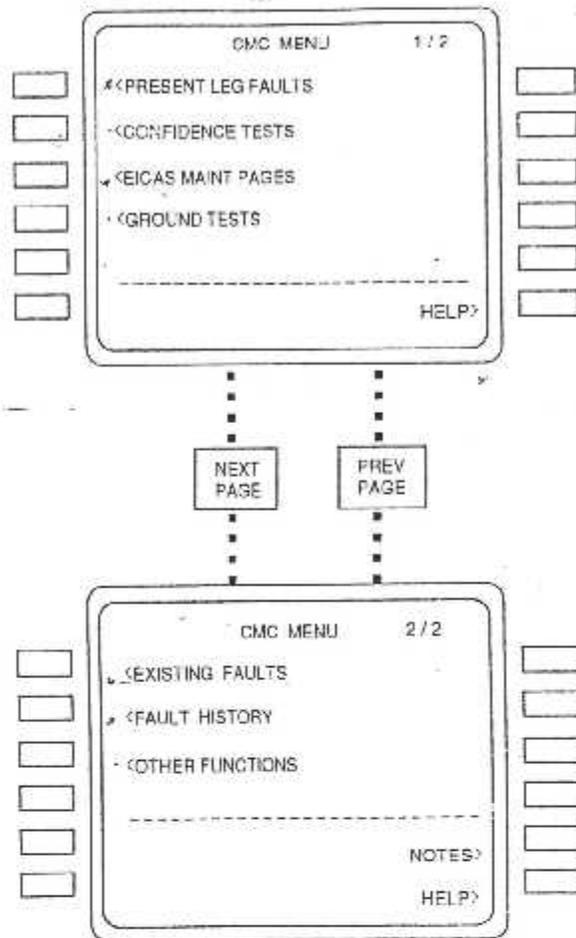
Figure(III,): Unité d'affichage de control

VI.9.1. ORDINATEUR CENTRAL DE MAINTENANCE (CMC) :

l'ordinateur central de maintenance rassemble et stocke les informations des composants défaillis, et surveille l'intégrité des entrées des systèmes . Il y a deux CMCs identique et contiennent les mêmes informations pour la redondance . Chaque ordinateur central d'entretien peut fournir 6500 messages de pannes différents au maximum . Les CMCs sont situés au centre d'équipements principal sur le support E1-4.

Le CMC est consulté par les unités de control d'affichages il contient dans son menu les pannes et les modes de testes suivantes :

- les pannes du dernier vol.
- les pannes qui existes.
- historique des pannes.
- Teste au sol.
- Teste de fiabilité.



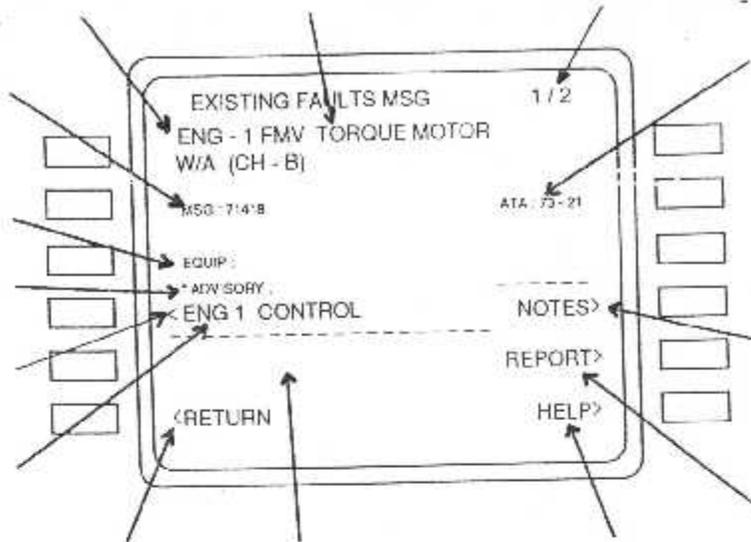
Figure(III,14) : Menu CMC

VI.9.1.1. MENU « PRESENT LEG FAULT » :

Le contenu du « PRESENT LEG FAULT » est obtenu après avoir appuyé sur le bouton correspondant. Ce menu permet d'afficher toutes les pannes qui ont été produites durant le dernier vol.

Il y a approximativement trente sept (37) messages de pannes enregistrés pour chaque moteur. Les données qu'on peut avoir après l'affichage de la page message de panne sont:

- chapitre et section ATA de l'équipement défaillant.
- la date de la première occurrence de la panne.
- le message de la panne.
- le code de la panne.



Figure(III,15): PRESENT LEG FAULT

- 1- chapitre et section ATA pour l'équipement défectueux.
- 2- La phase du vol ou la panne s'est produite.
- 3- Indication dure ou intermittente de la panne.
- 4- Accès aux notes liées à la panne.
- 5- Accès à la page du rapport pour l'envoyer à l'imprimeur.
- 6- Accès à la page d'aide liées à cette fonction.
- 7- Accès à la page maintenance EICAS liée aux pannes.
- 8- Retour du menu CDU à un niveau plus élevé.
- 9- Effet du poste pilotage lié aux pannes.
- 10- (<) montre qu'un message de panne indépendant existe pour le même effet de poste pilotage.
- 11- Effet de poste pilotage est activé.
- 12- Nombre d'équipements censurés.
- 13- La date de la première occurrence de la panne.
- 14- Le nombre de messages de pannes CMC.
- 15- Astérisque indique que la panne est activée.
- 16- Message de panne : trois(3) ligne maximum, vingt deux caractères disponible dans chaque moteur.
- 17- Des pannes relatives qui causent les messages EICAS.

III.9.1.2. MENU « EXISTING FAULT » :

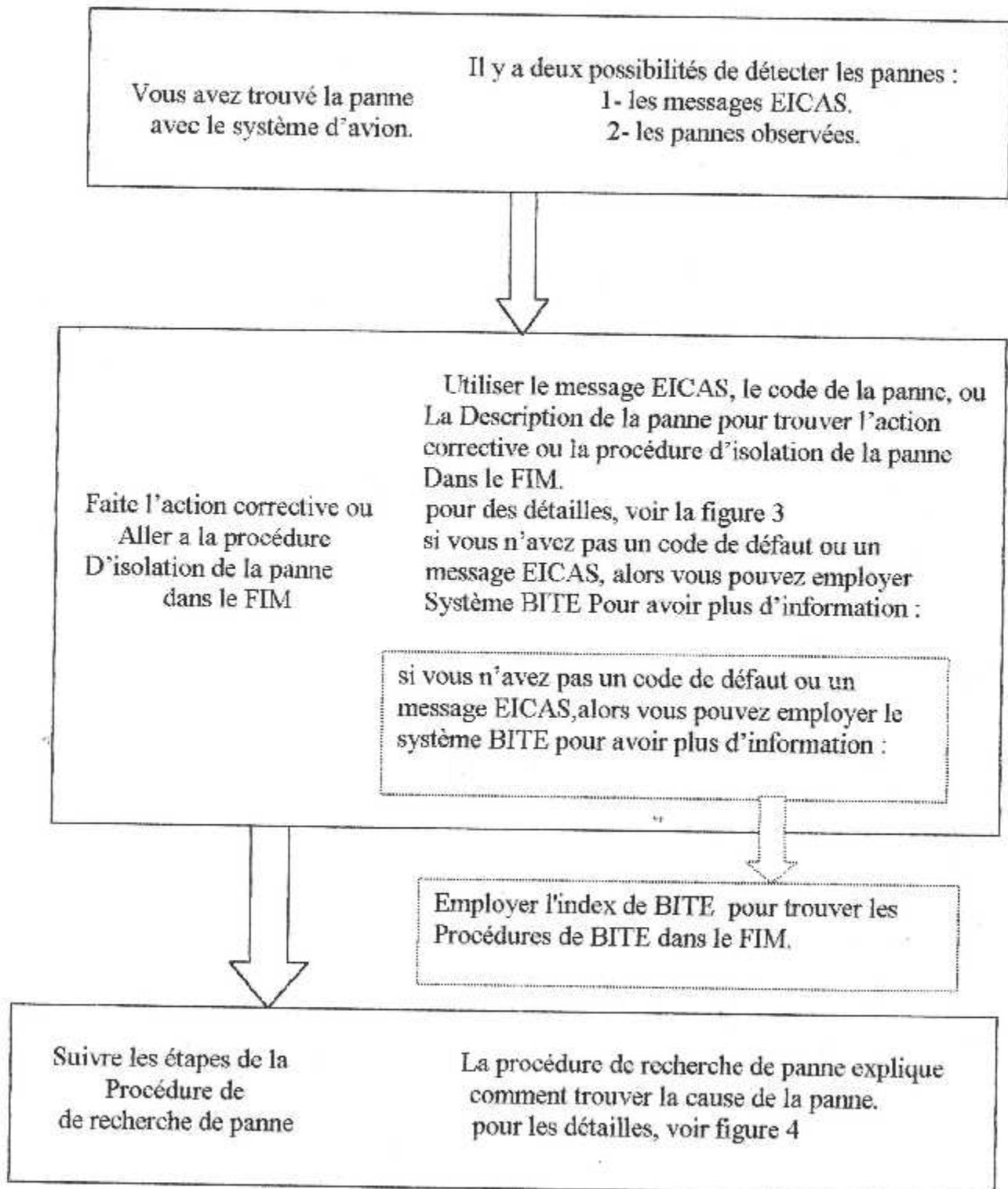
Le contenu est obtenu après avoir appuyer sur le bouton correspondant. Ce menu permet d'avoir l'affichage de toutes les pannes qui ont été produites durant le dernier vol et le vol précédent. s'il n'y a pas de panne, le message « NO.MSG.FAULT » sera afficher. Pour défiler les pages en avant ou en arrière le bouton NEXT PAGE ou PREV PAGE de l'unité de control d'affichage est utilisé.

Les données qu'on peut avoir après l'affichage de la page message de panne sont :

- chapitre et section ATA de l'équipement défectueux.
- le message de la panne.
- la canal de la EEC.
- le code de la panne.



Figure (III, 16): Existing Fault.

III.10. COMMENT UTILISE LE MANUEL DE L'ISOLATION DE LA PANNE FIM :**III.10.1. PROCEDURE DE L'ISOLATION DE LA PANNE :****Figure 1**

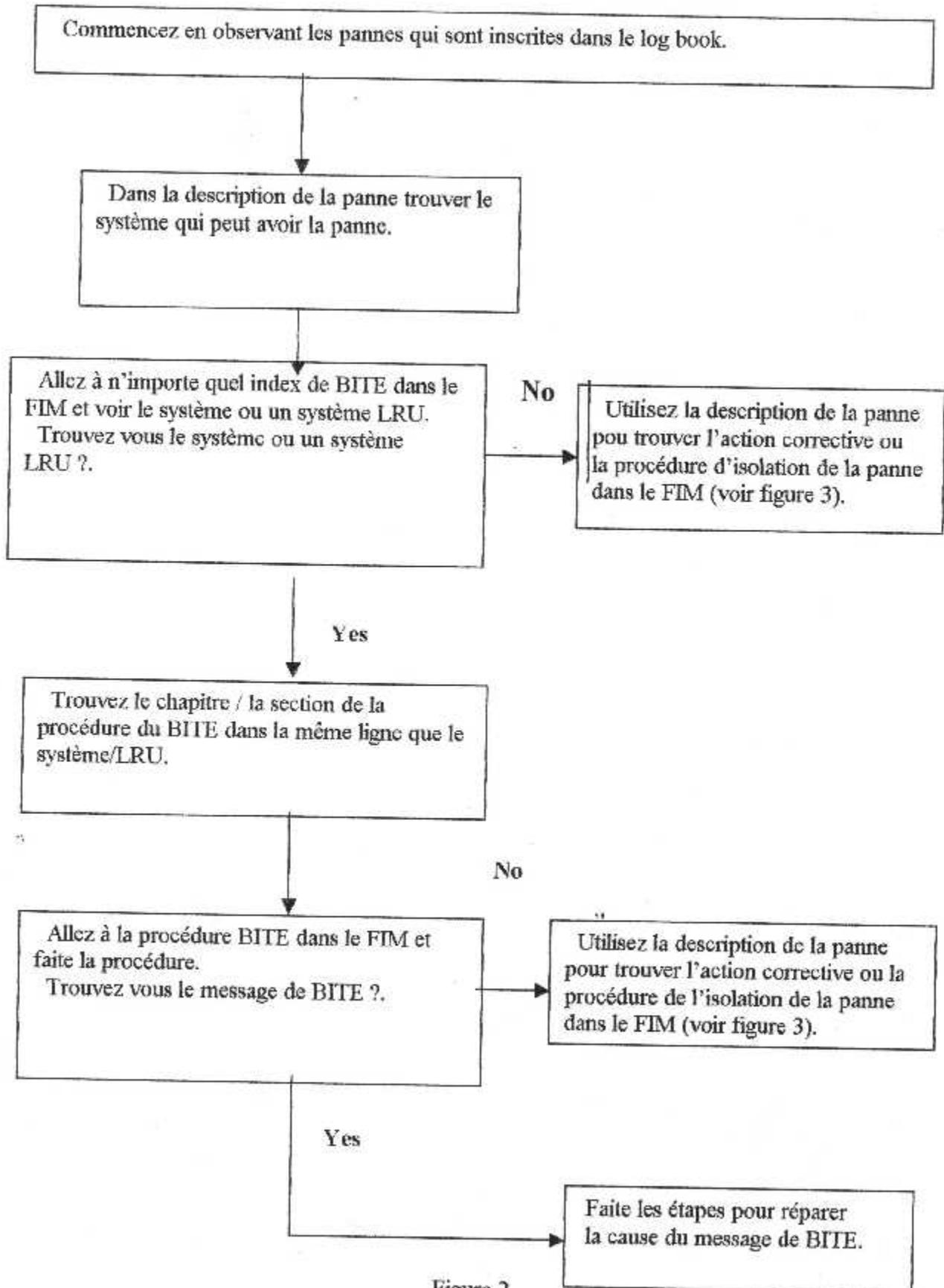
III.10.2. COMMENT ON PEUT AVOIR L'INFORMATION DE LA PANNE PAR BITE :

Figure 2

III.10.3. COMMENT TROUVER L'ACTION CORRECTIVE OU LA PROCEDURE D'ISOLATION DE LA PANNE :

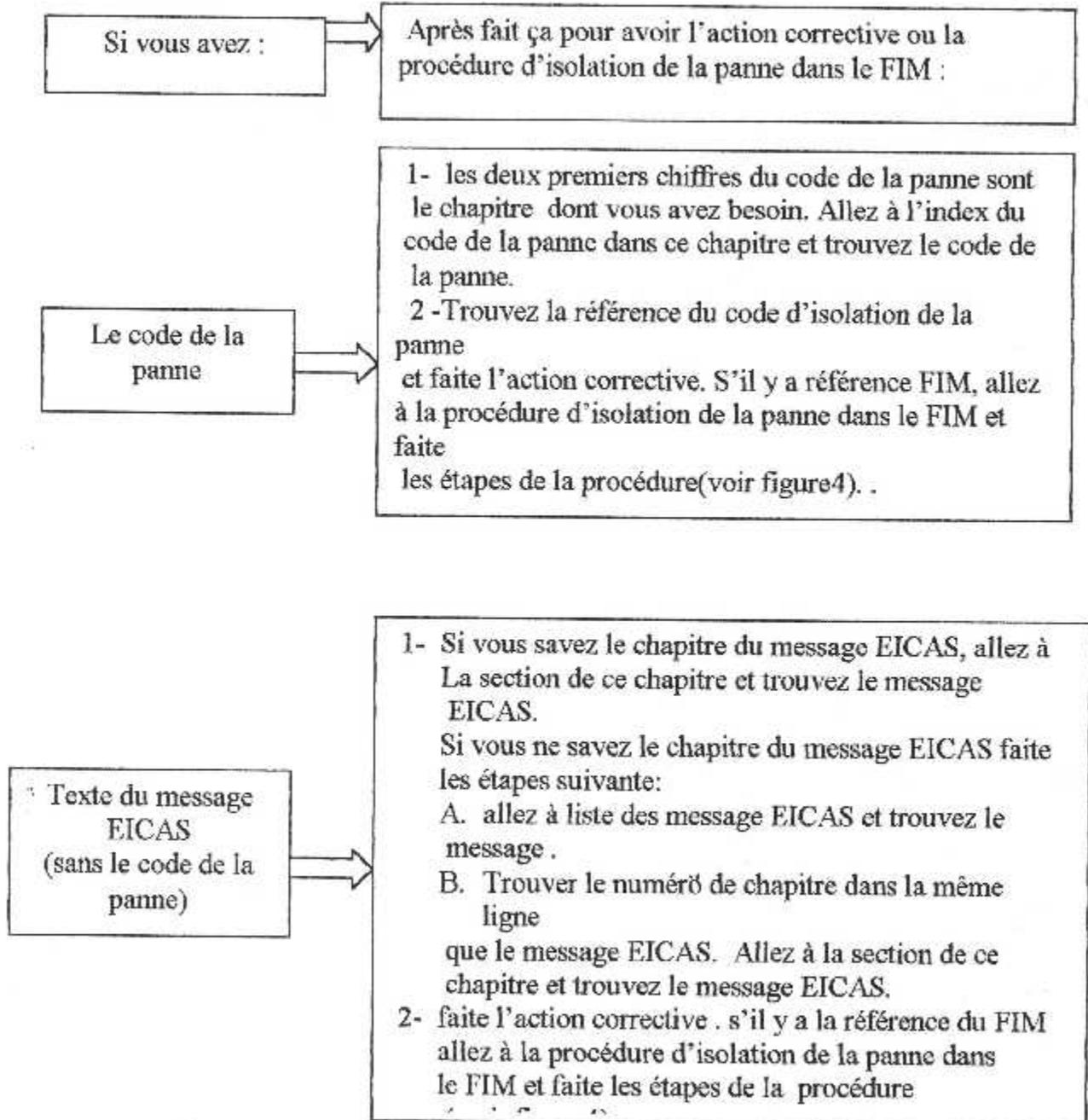


Figure 3

LA STRUCTURE DU FIM :**Les conditions assumées au bout de la procédure :**

- Le générateur électrique extérieur est éteint.
- Le générateur hydraulique et mécanique est éteint.
- Moteur arrêté.
- Circuits des disjoncteurs du système éteint.
- Aucun équipement dans le système n'est désactivé.

Choses importantes :

- Donner les étapes nécessaires pour procéder au dépannage dans les conditions normales d'un avion au sol.
- Donner les références des procédures, les circuits des disjoncteurs et équipements requis.

Blocs d'isolation de la panne :

- Commencer la procédure d'isolation de la panne au bloc 1 à moins qu'il ne soit différemment indiqué.
- Faire le control pour avoir la réponse à la question dans la boîte. Suivre la flèche qui s'applique sur votre réponse. Ceci ira au prochain control.
- Quand vous atteignez dans une boîte dans l'adroite de la page, vous avez isolée la panne. Suivre les étapes pour réparer la panne. Il faut s'assurer que la panne est corrigée.

III.11. LA LISTE DES MESSAGES EICAS :

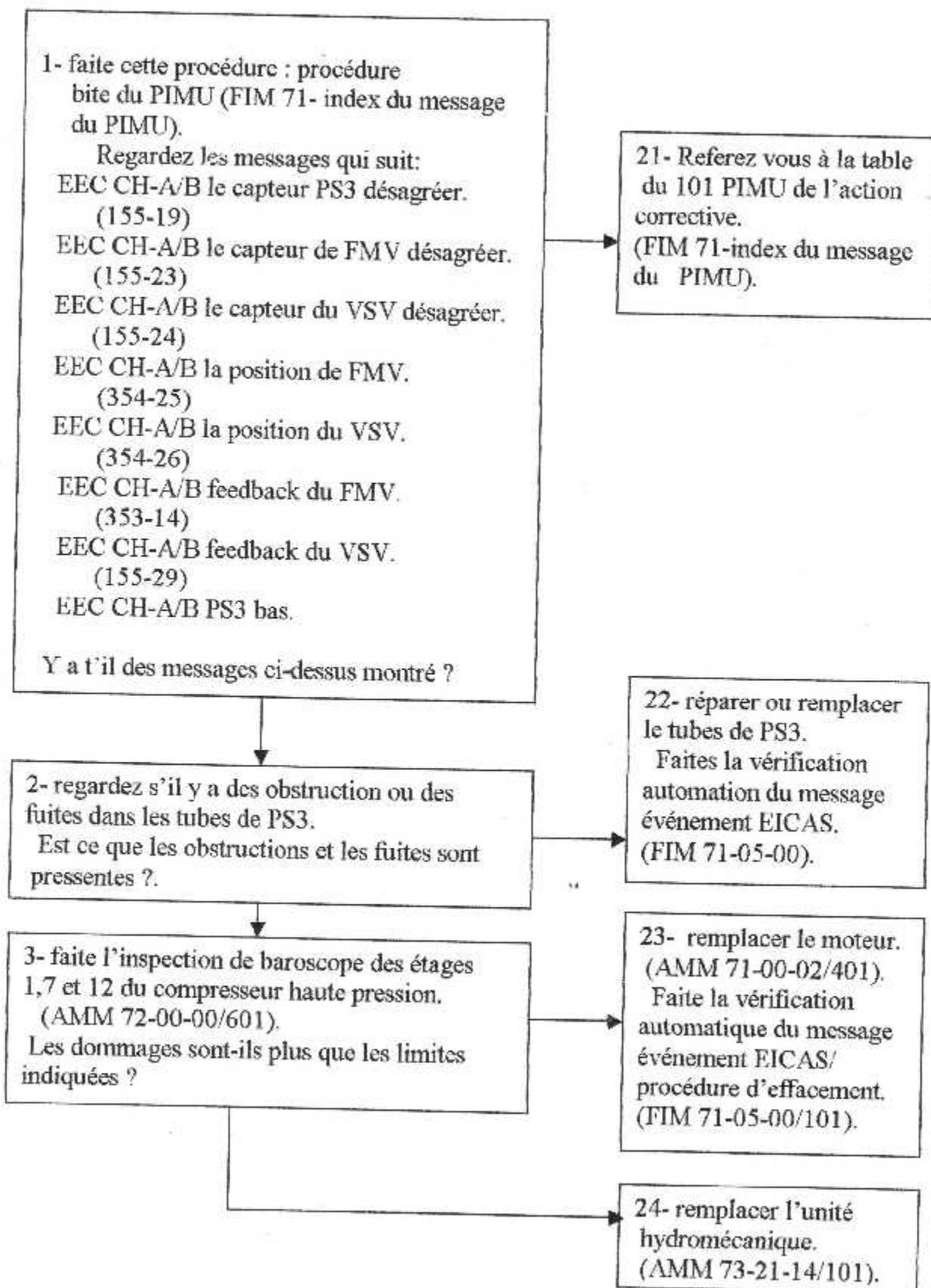
Les messages EICAS sont montrés dans le tableau ci-dessous avec leur niveau. Il y a cinq classes de pannes.

- A. Message d'avertissement couleur rouge.
- B. Message d'Attention couleur jaune.
- C. message consultatif couleur jaune.
- S. message d'état couleur Blanc.
- M. Maintenance couleur blanc.

EICAS MESSAGE	LEVEL	PROCEDURE
ENG VIB BITE	M	FIM 77-31-00/101, Fig. 103, Block 1
IDLE DISAGREE	C,M	FIM 71-05-00/101, Fig. 107, Block 1
IGN 1 STBY BUS	M	FIM 74-00-00/101, Fig. 104, Block 1
IGN 2 STBY BUS	M	FIM 74-00-00/101, Fig. 104, Block 1
(L,R) ENG CONTROL	C,S,M	FIM 73-21-00/101, Fig. 112, Block 1
(L,R) ENG EEC C1	S,M	FIM 73-21-00/101, Fig. 113, Block 1
(L,R) ENG EEC C2	M	FIM 73-21-00/101, Fig. 114, Block 1
(L,R) ENG EEC MODE	C	FIM 73-21-00/101, Fig. 110, Block 1
(L,R) ENG ESCV	S,M	FIM 75-26-00/101, Fig. 103, Block 1
(L,R) ENG FUEL FILT	S,M	FIM 73-11-00/101, Fig. 103, Block 1
(L,R) ENG FUEL VAL	C	Go to one of these locations: FIM 76-11-00/101, Fig. 106, Block 1 FIM 76-11-00/101, Fig. 108, Block 1
(L,R) ENG IGNITOR 1	S,M	FIM 74-00-00/101, Fig. 108, Block 1
(L,R) ENG IGNITOR 2	S,M	FIM 74-00-00/101, Fig. 108, Block 1
(L,R) ENG LOW IDLE	C,M	FIM 71-05-00/101, Fig. 107, Block 1
(L,R) ENG OIL PRESS	B,C	Go to one of these locations: FIM 71-05-00/101, Fig. 127, Block 1 FIM 79-21-00/101, Fig. 104, Block 1
(L,R) ENG O/S GOV	S,M	FIM 73-21-00/101, Fig. 115, Block 1
(L,R) ENG RPM LIM	C	FIM 71-05-00/101, Fig. 131, Block 1
(L,R) ENG SHUTDOWN	B	FIM 76-11-00/101, Fig. 103, Block 1
(L,R) ENG SPEED CARD	S,M	FIM 73-21-00/101, Fig. 109, Block 1

(L,R) ENG STARTER	C	FIM 80-11-00/101, Fig. 103, Block 1
(L,R) OIL FILTER	C	Go to one of these locations: FIM 79-21-00/101, Fig. 103, Block 1 FIM 79-35-00/101, Fig. 103, Block 1
(L,R) PINW	M	Go to 71-PINU MESSAGE INDEX
(L,R) REV INTERLOCK	S,M	FIM 78-36-00/101, Fig. 104, Block 1
(L,R) REV ISEN VAL	S,C,M	Go to one of these locations: FIM 78-34-00/101, Fig. 103, Block 1 FIM 78-34-00/101, Fig. 107, Block 1 FIM 78-34-00/101, Fig. 111, Block 1 FIM 78-34-00/101, Fig. 113, Block 1 FIM 78-34-00/101, Fig. 114, Block 1 FIM 78-34-00/101, Fig. 115, Block 1 FIM 78-34-00/101, Fig. 117, Block 1
(L,R) ENG REV POS	S,M	Replace the Thrust Reverser Feedback Transducer (AMM 78-56-03/401).
(L,R) STARTER CUTOFF (L,R) ENS ANALOG N2	B M	Replace the start valve V351 (AMM 80-11-02) FIM 73-21-00/101, Fig. 117, Block 1

III.12. LA PANNE OBSERVEE : SLOW ACCELERATION



III.13. L'ACTION CORRECTIVE :

Message PIMU	les effets possible du poste pilotage.
155 25-A/B capteur du VBV désagrèer	
<p>Action corrective :</p> <p>Note : vous pouvez vous s'assurez que ce problème a été corrigé si vous tournez le moteur au ralenti.</p> <p>A. Si vous voyez le message 353-18 CH-A/B feedback du VSV. Référez vous à ce message pour l'action corrective.</p> <p>B. Si vous ne voyez pas ce message, faite le étapes suivante : Assurez vous que les circuits des disjoncteurs sont éteints.</p> <ul style="list-style-type: none"> (a) La puissance de EEC du moteur gauche canal A, 11K3. (b) La puissance de EEC du moteur gauche canal B, 11K4. (c) La puissance de EEC du moteur droit canal A, 11K28. (d) La puissance de EEC du moteur droit canal B, 11K29. <p>C. déplacez le commutateur « EEC MAINT L (R) ENG POWER » à la position « TEST ».</p> <p>D. mettez le système des stators à calage variable à la position fermée (AMM 75-31-00/201).</p> <p>E. notez la position du système des stators à calage variable (VSV) du canal A et canal B dans la page EPCS EICAS.</p> <p>F. Mettez le système des stators à calage variable à la position Ouverte (AMM 75-31-00/201).</p> <p>G. Notez la position du système du stators à calage variable(VSV) du canal A et canal B dans la Page EPCS EICAS.</p> <p>H. Si les positions du système des stators à calage variable(VSV) Sont hors de la gamme (98% à 102%) dans la position ouverte ou (-2 à 2%) dans la position fermée, faite les étapes suivantes :</p> <ul style="list-style-type: none"> (1) remplacez le vérin de la vanne de décharge (AMM 75-31-02/401) pour le canal qui a dépassé la gamme. <ul style="list-style-type: none"> (a)- canal A : le vérin de la vanne de décharge gauche. (b)- canal B : le vérin de la vanne de décharge droit. <p>I. Si les positions du système des valves à calage variables sont dans La gamme (98 à 102%) dans la position ouverte ou (-2 à 2%) dans la position fermée, si le problème continue, faite la procédure suivante :</p> <ul style="list-style-type: none"> (1)- remplacer les deux vérins des valves à calage variable (AMM 75-31-02/401)et l'ECU M 7198 (AMM 73-21-15/401). <p>J. si le problème continu, examinez les dommages du système des stators à calage variable.</p>	

CONCLUSION

A l'issue de notre stage pratique qui s'est déroulé au niveau des installations techniques de la compagnie AIR ALGERIE , avec la collaboration de notre promoteur et la direction technique de la compagnie , on s'est intéressé à l'étude descriptive du système hydromécanique du moteur CF6-80-C2.

Il faut noter que ce travail nous à permis de :

- Comprendre l'unité de fonctionnement de ce système .
- Réunir des caractéristiques du moteur CF6-80-C2 qui équipe le B 767-300.
- Connaître la philosophie de dépannage de ce moteur et pour cela on a donné quelques exemples aidant à mieux comprendre le déroulement de la procédure de la recherche de panne.

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

BIBLIOGRAPHIE

- 1- Air plane maintenance manuel, ATA 75-72 Boeing 767-300.
- 2- CD-ROM FIM (Fault isolation manuel) Boeing 767-300.
- 3- Livre LINE MAINTENANCE
(Trouble shooting and checks 747-400,767-300)
- 4- cours de recherche de panne.
- 5- Cour d'organisation maintenance.
- 6- Dictionnaire technique d'aéronautique et d'espace.
(English- French) par Aenri Goursau 1985.

ملخص العمل

إن الهدف المسطر من خلال العمل الذي قمنا به يتمثل أساساً في دراسة النظام الهيدروميكانيكي المستعمل في المحرك النفاث CF6-80 C2 ولقد مكنتنا هذه الدراسة من فهم واستيعاب مختلف الأجزاء المكونة له و لقد كان هدفنا المحوري هو فهم مبدأ التشغيل للنظام الهيدروميكانيكي لهذا المحرك و أخيراً منهجية صيانته.

THE WORK

The objective of our work is the study the hydromecanic system of the engine CF6-80 C2, after the descriptive study of engine which allows us to see clearly the different composite of this engine, however the reason is to show the main function for it hydromecanic system, also the methodology of maintenance for this engine so.

RESUME DU

RESUME D-V-T

L'objectif de notre travail est d'élaborer une étude descriptive du système hydromécanique du moteur CF6-80 C2. Grâce à une étude descriptive général du moteur, on a compris et voit clairement ses différents composants. Cependant, le but est aussi de comprendre le principe de fonctionnement du système hydromécanique de ce moteur et finalement sa méthodologie de débarrasage.