

REPUBLICQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA
RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE DE BLIDA
INSTITUT D'AERONAUTIQUE

MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

En vue de l'obtention du diplôme
de Technicien Supérieur en Aéronautique
OPTION : PROPULSION



THEME

ETUDE DESCRIPTIVE DU SYSTEME D'AIR ACTIF DU MOTEUR CFM 56-7B FADEC



Réalisé par :

Mr OULD BESSI MAKHLOUF

Promoteur :

Mr BADEREDDINE AIMEDEDDINE

Session 2000-2001

DEDICACE

Je dédie ce mémoire particulièrement à mes chères parents que j'aime profondément et à ma chère tante Ouiza .

Comme je le dédie à ma famille et à toute personne ayant participé de près ou de loin à l'élaboration de ce mémoire .

REMERCIEMENT

AU TERME DE CE MODESTE TRAVAIL, JE REMERCIE MON PROMOTEUR MR BADEREDDINE AJMADDINE POUR SON AIDE PERMANANTE .

JE REMERCIE AUSSI MR ABADA OMAR POUR CES CONSEILS JUDICIEUX, AINSI QU'A MR ZADAM CHEKIB POUR SA PROCURATION DE LA DOCUMENTATION NECESSAIRE POUR ACCOMPLIRE CE TRAVAIL .

MES REMERCIEMENT S'ADRESSENT A L'ENSEMBLE DES ENSEIGNANTS DE L'INSTITUT D'AERONAUTIQUE ET AUX MEMBRES DE JURYS QUI NOUS FONT L'HONNEUR DE BIEN JUGER CE TRAVAIL.

POUR LE TEMPS QU'ILS ONT CONSACRER, UN GRAND MERCI A MA FAMILLE POUR LEUR ENCOURAGEMENTS ET LEUR SOUTIEN MORAL.

SOMMAIRE

	PAGE
Abréviations	
Introduction.....	01
Historique.....	02

CHAPITRE I : DESCRIPTION GENERALE DU CFM56-7B

I.1. Introduction.....	04
I.2. Application du moteur.....	04
I.3. Plaque de données moteur.....	06
I.4. Caractéristiques du moteur.....	06
I.5. Les modules du moteur.....	08
I.5.1. Introduction.....	08
I.5.2. Module FAN.....	08
I.5.3. Module Core.....	12
I.5.4. Module LPT.....	12
I.5.5. Module GEARBOX.....	12
I.6. Roulement du moteur et carter de vidange.....	15
I.7. Brides du moteur.....	15
I.8. Stations aérodynamiques.....	15
I.9. Pales de soufflante et cône d'entrée.....	15
I.10. Capotage du moteur.....	19

CHAPITRE II : DESCRIPTION GENERALE DU SYSTEME D'AIR

II.1. Introduction.....	23
II.1.1. Contrôle du jeu turbine.....	23
II.1.2. Contrôle de l'écoulement d'air du compresseur.....	23
II.2. Le système FADEC.....	23
II.2.1. L'Unité de contrôle électronique (EEC).....	25
II.2.2. L'Unité hydromécanique (HMU).....	30
II.3. Description générale du système d'air.....	32
II.3.1. Contrôle de jeu turbine.....	32
II.3.2. Contrôle de l'écoulement d'air du compresseur.....	34
II.4. Description général du fonctionnement du système d'air.....	36
II.4.1. Fonctionnement du contrôle de jeu turbine.....	36
II.4.2. Fonctionnement du contrôle de l'écoulement d'air du compresseur.....	36

CHAPITRE III : LE CONTROLE ACTIF DU JEU TURBINE

III.1. Introduction.....	38
III.1.1. Rôle et description de la turbine.....	38
III.1.2. Buté du système du contrôle de jeu turbine.....	38
III.1.3. Principe de fonctionnement.....	39
III.2. Contrôle actif de jeux turbine haute pression (HPTACC).....	39

III.2.1. Description.....	39
III.2.2. Emplacement des composants.....	41
III.2.3. La vanne HPTACC.....	41
III.2.4. Fonctionnement.....	44
III.2.5. les modes de fonctionnement du système IIPTACC et les conditions d'avion et moteur correspondantes.....	47
III.3. Contrôle actif de jeu turbine basse pression.....	49
III.3.1. Description.....	49
III.3.2. Emplacement des composants.....	49
III.3.3. La vanne LPTACC.....	49
III.3.4. Fonctionnement.....	52

CHAPITRE IV : SYSTEME ANTI – POMPAGE

IV.1. Introduction.....	55
IV.1.1. Rôle du compresseur.....	55
IV.1.2. Courbes caractéristiques d'un compresseur.....	55
IV.1.3. Le pompage.....	55
IV.1.4. Ligne de pompage.....	56
IV.1.5. Ligne d'adaptation.....	56
IV.1.6. Limitation de la chambre de combustion.....	56
IV.1.7. Les conséquences du pompage.....	57
IV.1.8. Les causes du pompage.....	57
IV.1.9. Les remèdes.....	59
IV.2. Les aubages stator à calage variable (VSV).....	59
IV.2.1. Généralités.....	60
IV.2.2. Emplacement des composants.....	63
IV.2.3. Description du vérin de commande des (VSV).....	63
IV.2.4. Fonctionnement.....	66
IV.3. Les vannes de décharge (VBV).....	68
IV.3.1. Généralités.....	68
IV.3.2. Emplacement des composants.....	68
IV.3.3. Description du vérin de commande.....	71
IV.3.4. Description des vannes de décharge (VBV).....	71
IV.3.5. Fonctionnement.....	71
IV.4. La vanne de décharge et de transition (TBV).....	76
IV.4.1. Emplacement des composants.....	76
IV.4.2. Description de la vanne (TBV).....	76
IV.4.3. Fonctionnement.....	80

CHAPITRE V · RECHERCHE DE PANNES

V.1. Introduction.....	82
V.2. Système de recherche de panne du moteur.....	82
V.2.1. Description.....	82
V.2.2. La boîte de commande et d'affichage (CDU).....	82

V.2.3. L'écran du menu de maintenance.....	84
V.2.4. L'écran de sélection du moteur.....	84
V.2.5. L'écran du menu principal.....	86
V.2.6. Les écrans des récentes pannes.....	86
V.2.7. Les écrans des anciennes pannes.....	88
V.2.8. Les écrans de configuration et d'identification.....	90
V.2.9. L'écran du menu des testes au sol.....	90
V.2.10. Les écrans 1 et 2 d'introduction des données de surveillance.....	93
V.3. Les différents manuels de recherche de pannes.....	93
V.3.1. Le manuel de recherche de panne FIM.....	93
V.3.2. Le manuel d'équipement d'essai incorporé BITE.....	95
V.4. L'utilisation du manuel de recherche de panne FIM.....	93
V.4.1. L'utilisation du manuel BITE.....	94
V.4.2. La structure du FIM.....	95
V.5. Les exemples de recherche de pannes.....	96
V.5.1. Système de contrôle actif du jeu de la turbine basse pression LPTACC.....	96
V.5.2. Système anti-pompape (TBV).....	107
Conclusion.....	117

ABREVIATIONS :

- ADIRU : Centrale de référence inertielle de donnée aériennes.
- AGB : Boîte de commande d'accessoires.
- APU : Unité de puissance auxiliaire.
- A/T : Auto manette.
- BITE : Equipement d'essai incorporé - contrôle intégré.
- BSV : Vérins d'ouverture des clapets de décharge.
- °C : Degrés celsius.
- CCDL : Canal de liaison des données de transmission.
- CDS : Système de visualisation commune.
- CDU : Boîte de commande et d'affichage.
- CFMI : CFM Internationale.
- DAC : Moteur à chambre de combustion annulaire double.
- DUE : Unité d'affichage électronique.
- DOD : Dégât causé par un phénomène naturel.
- EEC : Unité de contrôle électronique.
- EGT : Température de sortie des gaz d'échappement.
- EHSV : Système hydraulique à moteurs couple.
- FAA : Bureau fédéral de l'aéronautique (USA).
- FADEC : Système de régulation électronique numérique à pleine autorité.
- FIM : Manuel de recherche de panne du constructeur.
- FMV : Vanne de dosage carburant.
- FMC : Ordinateur de gestion de vol.
- FOD : Dégât causé par des corps étrangers.
- FDAU : Boîtier de détection des données de vol.
- FRV : Contrôle de la valve de retour carburant.
- HDS : Arbre d'entraînement horizontal.
- HMU : Unité hydromécanique.
- HPC : Compresseur haute pression.
- HPT : Turbine haute pression.
- HPTACC : Contrôle actif du jeu turbine haute pression.
- IPTACCV : La vanne du contrôle actif du jeu turbine haute pression.
- HPSOV : Robinet d'arrêt HP
- IDG : Générateur d'entraînement intégré.
- IGV : Aubes de prérotation à calage variable
- LPC : Compresseur basse pression.
- LPT : Turbine basse pression.
- LPTACC : Contrôle actif du jeu turbine basse pression.
- LPTACCV : La vanne du contrôle actif du jeu turbine basse pression.
- LVDT : Transformateur différentiel variable linéaire.
- N1 : Vitesse de rotation de l'attelage basse pression.
- N2 : Vitesse de rotation de l'attelage haute pression.

- P_0 : Pression de l'air statique.
- PS3 : Pression de décharge du compresseur.
- P_t : Pression de l'air totale.
- RDS : Arbre d'entraînant radiale.
- RPM : Nombre de tours par minute.
- RVDT : Transformateur différentiel variable linéaire.
- SNECMA : Société d'étude et de construction de moteurs d'aviation.
- T3 : Température du 9ème étage du compresseur HP.
- T25 : Température d'air à la sortie du compresseur HP.
- TAT : Température d'air totale.
- TBV : Vanne de décharge et de transition.
- TGB : Boîtier de renvois d'angle.
- TLA : Manette de commande d'angle de poussée.
- TRA : La résolution d'angle des reverses.
- TRS : Inverseur de poussée.
- VBV : Vannes de décharge.
- VSV : Stators à calage variable.

INTRODUCTION

INTRODUCTION

Afin d'assurer le bon fonctionnement du moteur et éviter l'arrêt brusque de ce dernier en plein vol et risquer ainsi la vie des passagers, des dispositifs de contrôle sont mis au point par les constructeurs, parmi ces dispositifs le **SYSTEME D'AIR**.

Le rôle du système d'air est de contrôler le fonctionnement du moteur en :

- Empêchant le phénomène de pompage et de surpression de ce produire, pour cela des aubes de prérotation (VSV), des systèmes de vanne de décharge (VBV) et de vanne de décharge et de transitions (TBV) sont utilisées.

- Réduisant la consommation du carburant pour un rendement meilleur et ceci à cause du flambement permanent des prix du pétrole donc ceux du kérosène cela a amené les constructeurs à inventer des dispositifs limitant la consommation du carburant car les moteurs des anciennes générations ne possèdent pas cette spécificité qui les rendent économiques. Pour cela un contrôle actif des jeux entre les extrémités des aubes de la turbine haute pression (HPT) et le carter ainsi que la turbine basse pression (LPT) et son carter est prévu, ce dispositif consiste à utiliser la vanne de contrôle de jeu turbine haute pression (HPTACC) et la vanne de contrôle de jeu basse pression (LPTACC). ce système empêche aussi de dépasser le seuil critique de la température des gaz d'échappement (L'EGT).

A travers ce projet nous décrirons le système d'air sur un nouveau type de moteur qui est le **CFM56-7B** issu de la coopération des deux constructeurs SNECMA (France) et GE (USA) et opter par le constructeur BOIENG au dépend du JT8-D équipant jusque la les anciennes séries des B737, afin d'équiper les nouveaux avions B737 séries 600-700-800 et la toute dernière série 900 qui est en ce moment d'effectuer ces premier testes de conformité.

Nous tenterons a travers ce projet aussi de décrire comment s'effectue la recherche de panne sur ces moteurs qui sont équipé des dispositifs électroniques sophistiqués qui facilitent la tache au équipes de maintenance et de donnée quelques exemples sur la recherche de panne du **système d'air** en ce basant sur le manuelle de maintenance du constructeur (FIM).

HISTORIQUE :

Avec 50% de la part de marché cumulée durant les cinq dernières années, la famille **CFM56** confirme en 1999 sa place N°1 à l'échelle mondiale pour les avions plus de 100 places. Dans le cadre de leur filiale commune, CFMI International, SNECMA et GENERAL ELECTRIC conçoivent, fabriquent et commercialisent les moteurs CFM56. Pour préparer l'avenir et satisfaire le futur besoin du marché, les deux partenaires se sont engagés dans un important programme de développement technologique : TECH 56 . Par ailleurs, SNECMA poursuit le développement de son activité dans le domaine des moteurs de forte poussée .

Dans le monde , volent quotidiennement 4000 avions équipés de CFM56, ils effectuent un décollage toute les cinq secondes. Les CFM56, moteurs a vocation civile, équipent les AIR-BUS de la famille A320, A340 et différentes version de BOEING 737. Dans le domaine de l'aviation commerciale, CFMI motorise aujourd'hui les avions d'environ 300 opérateurs. Cependant, le CFM56 présente de nombreuses applications militaires : US Air force et l'Air français équipant les avions BOEING K-135 et BOEING E6-Awacs.

Avec 1080 CFM56 produits, 1999 est une année record, 25 ans après la création du CFMI , c'est également l'année de la livraison du 10000ème CFM56. Enfin, le niveau de prise de commandes est resté soutenu avec 986 unités tous modèles confondus. L'année à été favorable aux ventes de quadriréacteurs A340-300 équipé de CFM56-5C avec 31 avions commandés.

En 1997, après un premier record du monde de longévité sous l'aile sans dépose en catégorie « cyclage élevé » à 30317 heures ,CFMI à repoussé à deux reprises la marque en 1999, tout d'abord chez HAPAG-LLOYD puis chez SUN EXPRESS à 32000 heures à chaque fois avec des moteurs CFM56-3.

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

Dans le domaine de l'environnement, la nouvelle technologie de chambre de combustion à double tête DAC (Double Annular Combustor), qui permet une réduction importante des émissions polluantes d'oxyde d'azote, à été adoptée par Lauda Air pour ses 737 NG. Elle est proposée en optant pour le CFM56-5B et 7B et équipe déjà entre autre les avions de Swissair, Austrian Airlines et SAS.(Fig.01)

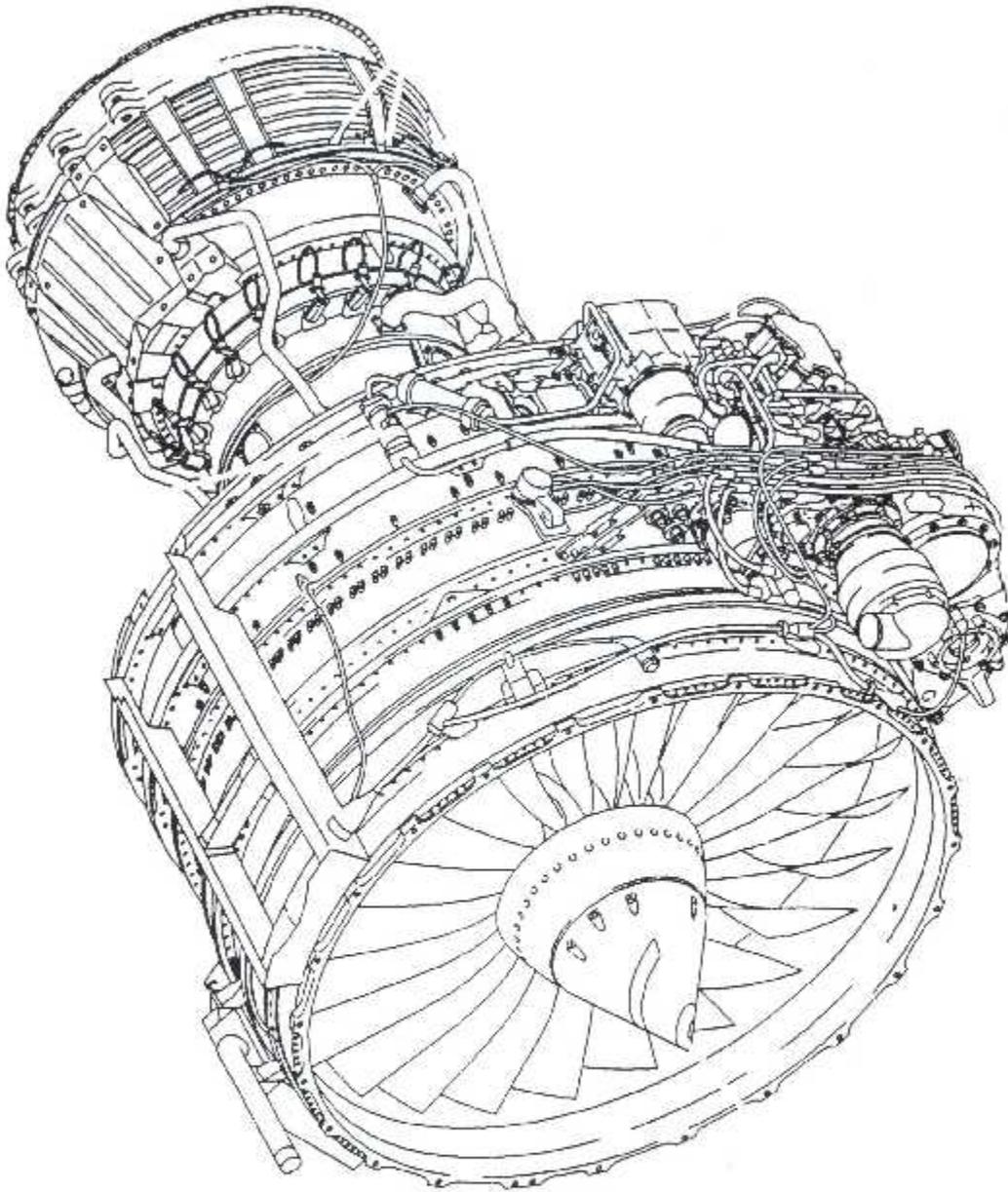


Fig.01 LE CFM 56-7B

CHAPITRE : I

CHAPITRE : I

DESCRIPTION GENERALE DU CFM56-7B

DESCRIPTION GENERALE DU MOTEUR CFM56-7B

1.1. INTRODUCTION :

Le CFM56-7B est un moteur double corps, double flux, turbofan à écoulement axial avec un taux de dilution élevé. Il est court, donc léger, et se compose relativement de peu de pièces (40% de moins que les moteurs CF6-50 et CF6-80), de plus il est d'une conception entièrement modulaire pour faciliter sa maintenance, développée à partir d'un programme qui date de 1974 issu d'une fusion de deux sociétés occupant des places importantes à l'échelle mondiale à savoir SNECMA, une société nationale française d'étude et de construction de moteur aéronautique et GE une société américaine.

La nomination du CFM56-7B est un acronyme issu de l'appellation (CF6-Compresseur-fan) de GE et (M-motor) de SNECMA.

SNECMA
Fan
Gear-box
Turbine BP

GE
Core
Compresseur HP
Cambre de combustion
Turbine HP

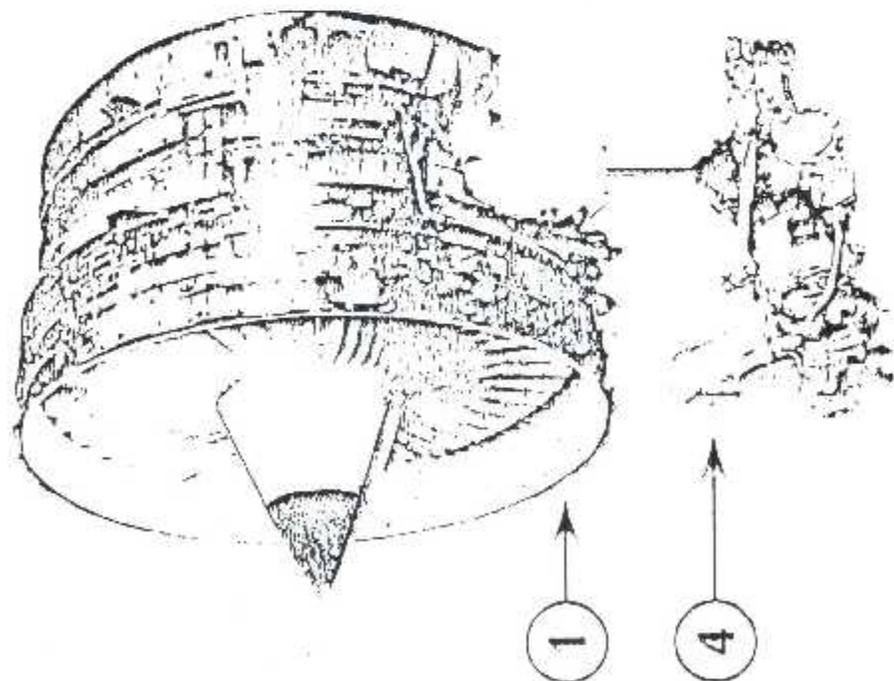
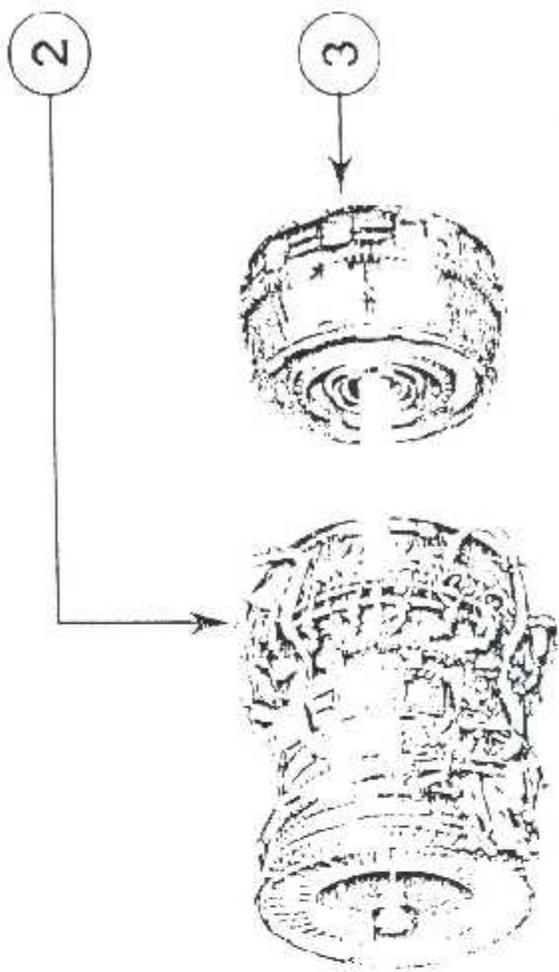
Pour sa conception, les constructeurs font appel à l'ensemble des techniques avancées maîtrisées à ce jour pour l'amélioration des performances et de la durée de vie. Les moteurs disposent en particulier d'un contrôle et d'une régulation numérique pleine autorité ainsi que d'un ensemble très complet de contrôle actif des jeux entre rotors et carters (Fig.02).

Son rôle est de fournir :

- 1) La force de poussée nécessaire au vol.
- 2) La force de poussée inverse à l'atterrissage pour assister le freinage de l'avion.
- 3) Les puissances pneumatique, électrique et hydraulique nécessaires à bord de l'avion ; les puissances électriques et hydraulique sont fournies par des accessoires (alternateur, pompe hydraulique) entraînés mécaniquement par le moteur.

1.2. APPLICATION DU MOTEUR :

Ce moteur occupe une position commerciale très sûre dans le marché aéronautique ; il équipe les avions B737 séries 600-700-800-900-COMBJ-BBJ (Boeing Business jet) C40A (version militaire).



1 FAN
 3 TURBINE BP
 4 ENTRAINEMENT ACCESSOIRE
 INSTALLATION
 SYSTEME LUB/CARB ET ACCESSOIRES

SNECMA

2 CORE DU MOTEUR
 INTEGRATION DE CONCEPTION DE SYSTEMES
 SYSTEME DE CONTROLE :
 contrôle principal de moteur/ FADEC

GENERAL
 ELECTRIC

Fig.02 LES DIFFERENTS ELEMENTS DU MOTEURS FABRIQUES PAR CHAQUE SOCIETE

Les moteurs sont classés en option suivant la poussée qu'ils développent, chaque avion est équipé du moteur qui lui convient, et ceci en fonction du volume, de la charge et de l'altitude de l'avion (Fig.03)

• POUSSE DE MOTEUR ET DIAGRAMME D'UTILISATION :

VERSION MOTEUR		B18	B20	B22	B24	B26	B27
POUSSE AU DECCOLLAGE		19500	20600	22700	24200	26400	27300
M D' O A D V E I L O E N	600	X	X	X			
	700		X	X	X		
	800/900				X	X	X
	700 IGW		X	X	X		
	700 BBJ					X	

I.3. PLAQUE DE DONNEES MOTEUR :

Elle est en acier inoxydable et peinte avec l'émail noir, située sur la caisse droite de la soufflante à l'arrière du réservoir d'huile. La plaque comprend les données suivantes :

- Données d'organisme de normalisation.
- Données de fabrication de moteur.
- Données de performance de moteur.

Son but est d'enregistrer le type de moteur, le modèle, la certification du type, les codes de production, le numéro de série, l'estimation de poussées et le fabricant.

I.4. CARACTERISTIQUES DU MOTEUR :

- Modèle..... CFM56-7B
- Poussée..... 18000 à 27300 Pounds
- Diamètre du fan..... 61 Inch (1,55 mètres)
- Poids du moteur..... 5257 Pounds (2358 kg)
- Masse de la Nacelle complète..... 3300 kg
(Moteur + Capots)
- Longueur..... 2.50 mètre
- Mach..... 0.8
- N1 max..... 5380 RPM (104%)
- N2 max..... 15183 RPM (105%)
- Taux de compression..... 32
- Débit d'air au décollage..... 385 Kg/ sec

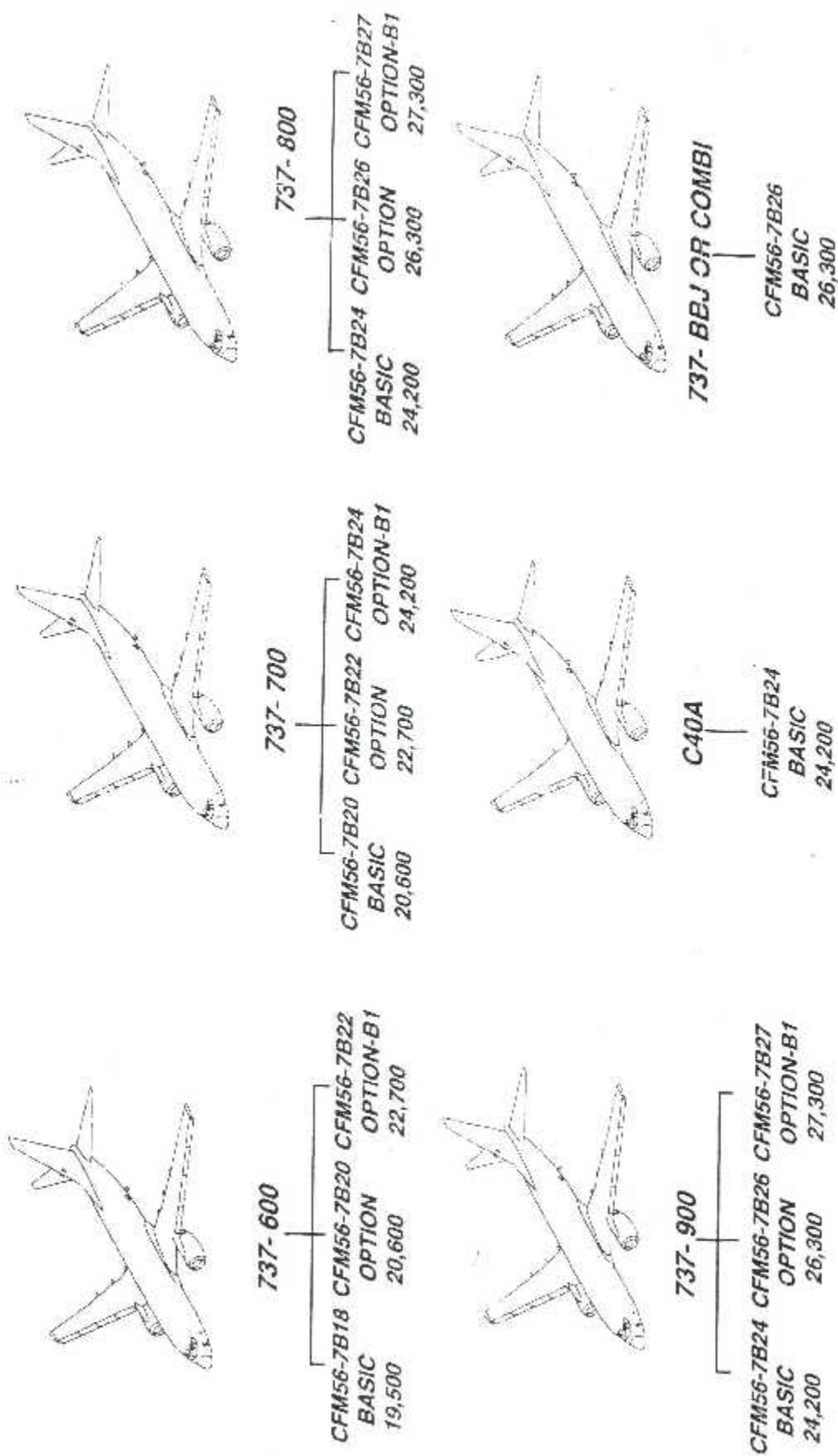


Fig.03 APPLICATIONS ET CARACTERISTIQUES DU MOTEUR

- Vitesse moyenne d'éjection..... 295 m/sec
Des gaz (décollage)
- Consommation spécifique..... 0.59 à 35 kft.c.à.d 0.59 kg de
carburant par kgf de poussée et par heure
- Taux de dilution 5.6
- Générateur électrique..... 90 Kva
- Hydraulique..... 3000 psi à 34 gallons/min
- Pneumatique..... limité à 3000 psi et 390 à 440f
degrés
- Limite de démarrage de l'EGT..... 725 °C
- EGT max..... 950 °C

1.5. LES MODULES DU MOTEUR :

1.5.1. INTRODUCTION :

Le CFM56-7B est composé de quatre modules principaux, qui sont les suivant :

- **Module FAN :** Il se compose de la Soufflante et le compresseur BP(LPC).
- **Module CORE :** Il se compose du compresseur HP (HPC) et de la chambre de combustion.
- **Module LPT :** Il se compose de la Turbine HP (IPT) et la Turbine BP (LPT)
- Module de commande des accessoires (**GEARBOX**) (Fig.04).

La soufflante, le rotor LPC et le rotor LPT sont sur le même arbre basse pression (N1), tandis que le rotor HPC et le rotor IPT également sur l'arbre haute pression (N2).

1.5.2. MODULE FAN :

1.5.2.1. La Soufflante :

La Soufflante est composé d'un rotor de 24 ailettes, suivi de son étage se stator , elle est entraîné par LPT, son rôle est d'aspirer et d'accélérer l'air (Fig.05).

1.5.2.2. Compresseur basse pression :

C'est un Compresseur à trois étages, entraîné également par le LPT, il dispose à sa sortie de 12 vanes de décharge (VBV) qui permettent d'évacuer dans le canal du flux secondaire l'excès d'air qui se forme dans certaines conditions, évitant ainsi le pompage de ce dernier.

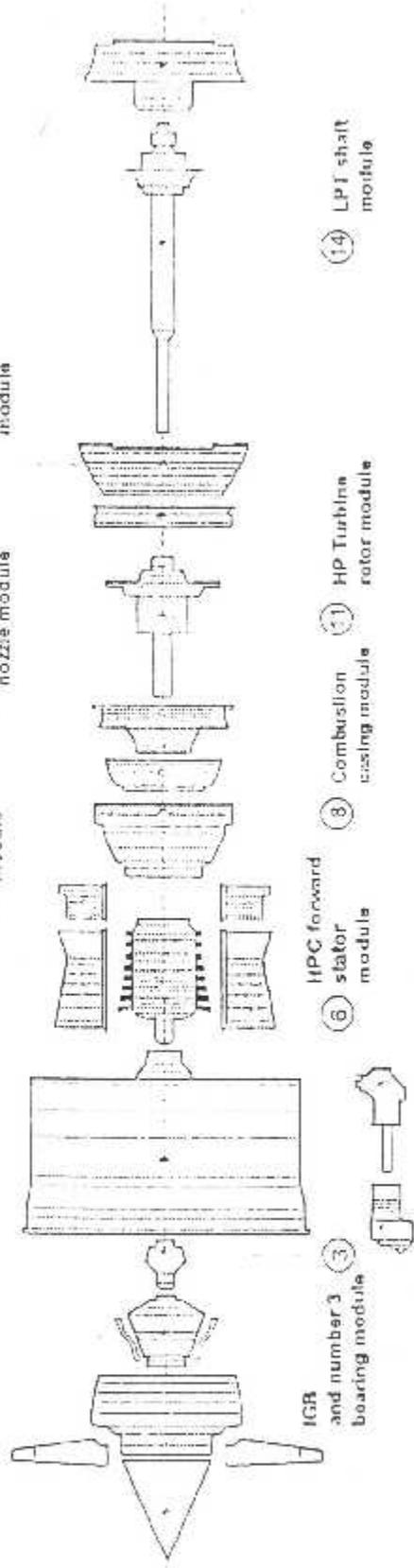
La soufflante est le compresseur basse pression forment un compresseur à 4 étages. Le fan accélère la vitesse de l'air qui sera divisé en deux parties, l'air primaire et l'air secondaire .

Fan module

Core module

LPT module

- ① Fan rotor and booster module
- ② Number 1 & 2 bearing module
- ③ Fan frame module
- ④ Compressor module
- ⑤ Combustion module
- ⑥ IPT nozzle module
- ⑦ IPT frame module



- ⑥ IPC forward stator module
- ⑦ HPC rear stator module
- ⑧ Combustion casing module
- ⑨ HP Turbine rotor module
- ⑩ HP Turbine nozzle module
- ⑪ HP Turbine rotor module
- ⑫ HP Turbine casing module
- ⑬ LP Turbine module
- ⑭ LPT shaft module
- ⑮ LPT frame module
- ⑯ Accessory gearbox
- ⑰ Transfer gearbox

Gearbox module

17 Shop Modules

Fig.04 LA CONCEPTION MODULAIRE DU CFM 56-7B

COMPOSANT DE LA FIGURE (04)

MODULE FAN

- 1 : Rotor de Fan et Compresseur BP Module.
- 2 : Roulements N°1 et N°2 Module.
- 3 : IGB et Roulement N°3 Module.
- 4 : Châssis du Fan Module.

MODULE CORE

- 5 : Compresseur Module.
- 6 : Stator Avant du Compresseur HP Module.
- 7 : Stator Aval du Compresseur HP Module.
- 8 : Carter de Combustion module.
- 9 : Combustion Module.
- 10 : Tuyère Turbine HP Module.
- 11 : Rotor Turbine HP Module.

MODULE LPT

- 12 : Tuyère Turbine BP Module.
- 13 : Tuyère BP Module.
- 14 : Arbre Turbine BP Module.
- 15 : Châssis Turbine BP Module.

MODULE GEARBOX

- 16 : TGB
- 17 : AGB

17 MODULES DEPOSES

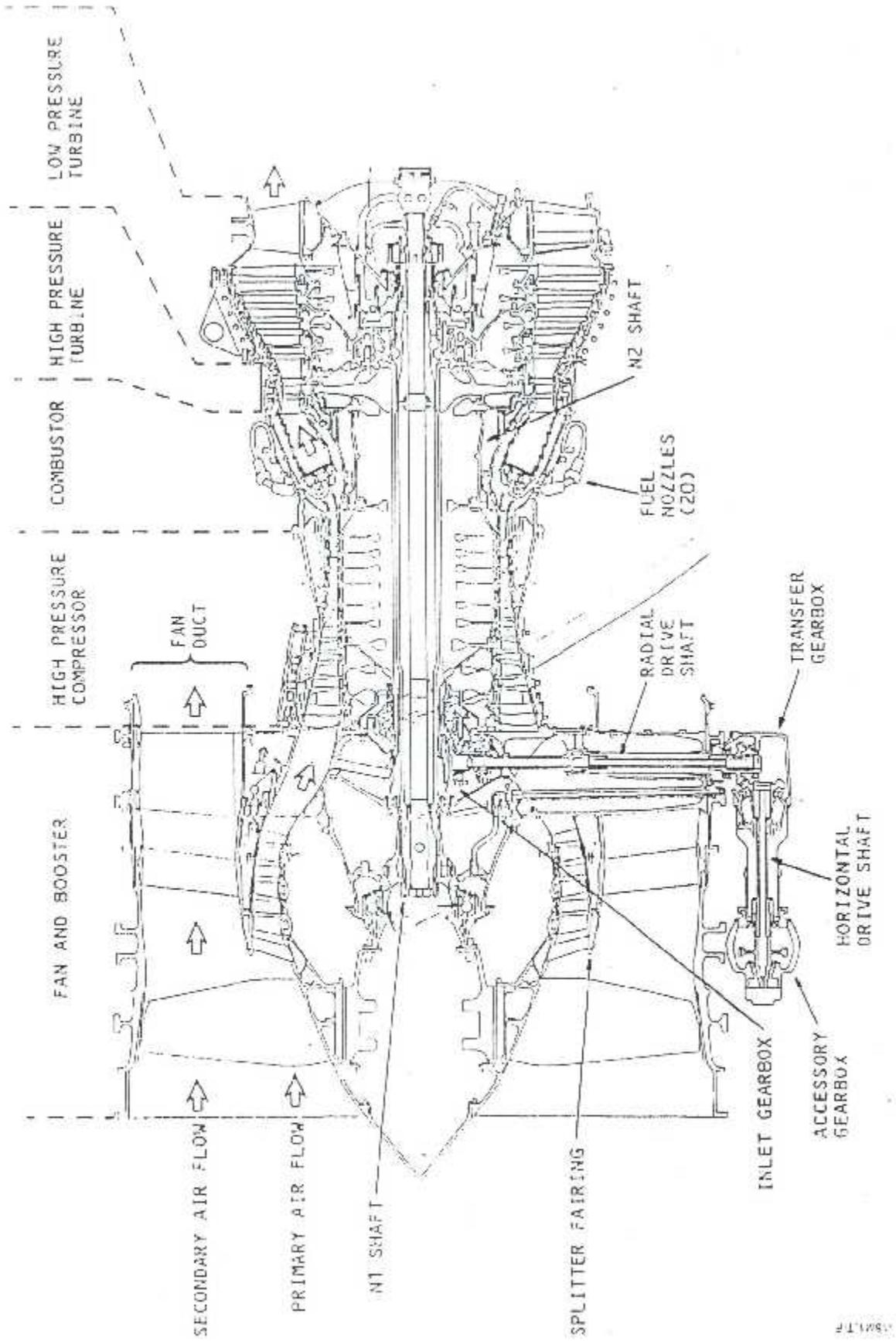


Fig 05 DESCRIPTION GENERALE DU MOTEUR

L'air primaire passe au niveau du core de l'engin après avoir été entraîné par le LPC pour augmenter sa pression et l'envoyer vers le HPC.

L'air secondaire entre dans les approvisionnements de conduit du fan (tuyère du fan), ce dernier fournit approximativement 80% de la poussée pendant le démarrage.

1.5.3. MODULE CORE :

1.5.3.1. Compresseur Haute Pression (HPC) :

C'est un compresseur axial constitué de 09 étages, il augmente la pression de l'air provenant du compresseur basse pression et l'envoie vers la chambre de combustion, les trois premiers étages comportent des aubes statoriques à calage variable (VSV) qui constituent le dispositif anti-pompage HP.

1.5.3.2. Chambre de Combustion (c-c) :

La chambre de combustion est de type annulaire comportant 20 injecteurs et 02 bougies d'allumage, l'air provenant du compresseur haute pression est mélangée avec du carburant vaporisé, ce mélange s'enflamme et génère des gaz chauds qui se dirigent vers la turbine HP pour l'entraîner.

1.5.4. MODULE LPT :

1.5.4.1. Turbine Haute Pression (HPT) :

C'est un module à 01 étage, elle effectue la transformation de l'énergie des gaz chauds en énergie mécanique pour entraîner le HPC et la commande des accessoires, l'ensemble HPT-HPC est appelé « attelage HPT » (N2), cet attelage tourne dans le sens horaire, il est supporté par 03 roulements 3B, 3R, 4R (à billes, à rouleaux, à rouleaux).

1.5.4.2. Turbine Basse Pression :

C'est une turbine à 04 étages, elle transforme l'énergie des gaz chauds en énergie mécanique qui sert pour entraîner la soufflante et le LPC, l'ensemble LPT-LPC est appelé « attelage BP » (N1), cet attelage tourne dans le sens horaire, il est supporté par le roulement 5R (à rouleaux).

1.5.5. MODULE DE COMMANDE DES ACCESSOIRES (GEARBOX) : (Fig.06)

1.5.5.1. Les composants de la GEARBOX :

La commande des accessoires GEARBOX est composée de

- Boîtier du dispositif d'admission (IGB).
- Arbre d'entraînement Radiale (RDS).

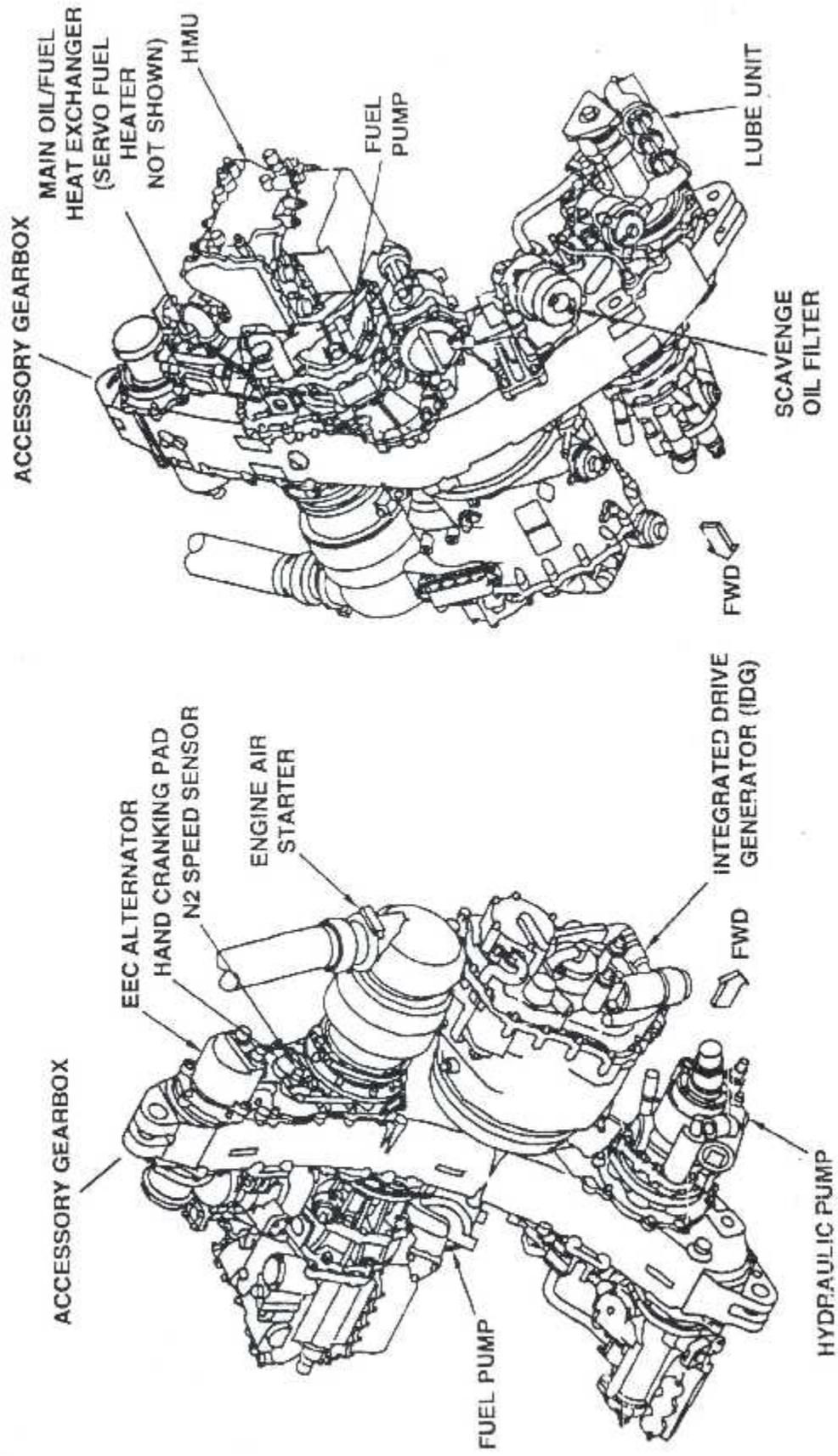


Fig.06 LES ACCESSOIRES DE LA GEARBOX (MODULE AGB)

- Boîtier de renvois d'angle (TGB).
- Arbre d'entraînement horizontal (HDS).
- Boîte de commande des accessoires (AGB).

1.5.5.2. La Boîte d'Entraînement des Accessoires (AGB) :

L'attelage HP entraîne le boîtier d'entraînement des accessoires par le biais de l'axe N2, le transfert du mouvement de rotation s'effectue par les axes et les boîtes de vitesse suivante :

- IGB
- RDS
- TGB
- HDS .

L'attelage HP reçoit aussi le mouvement du démarreur, et ceci par l'intermédiaire d'une prise de mouvement d'une boîte de transfert, le boîtier d'entraînement des accessoires est fixé à la partie inférieure du fan et il est équipé des différents accessoires suivantes :

Sur la face avant :

- Joint magnétiques.
- Alternateur de la EEC
- Démarreur d'air du moteur.
- Lancement de la garniture à la manivelle.
- Pompe hydraulique.
- Générateur intégré d'entraînement.

La garniture de la manivelle est utilisée pour entraîner le rotor de N2 pendant l'endoscopie .

Sur la face arrière :

- Joint magnétiques.
- Unité hydromécanique (HMU).
- Pompe de carburant
- Pompe de lubrification
- Echangeur de chaleur principale (huile/carburant).
- Servo réchauffeur de carburant .

Principe :

L'AGB envoie le couple du rotor N2, par l'IGB et la TGB, pour faire tourner les accessoires du moteur d'avion.

I.6. ROUEMENTS DU MOTEUR ET CARTER DE VIDANGE :

Il y a deux carters de vidange au niveau du moteur, avant et arrière : cinq roulements principales (deux boules et trois rouleau) sont contenus dans le carter de vidange avant (roulement 1b,2r,3b et 3r) et celui de l'arrière (roulement 4r et 5r).

Cinq roulements principaux du moteur tiennent l'axe de N1 et de N2. Le nombre de 1 à 5 identifie le roulement du moteur, ainsi les roulement à billes absorbent les charges axiales et radiales des axes. Les roulements servent d'appuis pour les axes (arbres) de N1 et de N2 comme suit :

- Le roulement à bille N°1 et le roulement à rouleaux N°2 supporte l'axe de soufflante.
- Le roulement à bille N°3 et les trois roulements à rouleaux supporte l'arbre HPC sur l'embout (le bout avant), il se situe sur l'IGB.
- Le roulement à rouleaux N°4 supporte l'arbre du rotor arrière de la HPC ; le roulement à rouleaux N°5 supporte l'axe arrière de la LPT(Fig.07).

I.7. BRIDES DU MOTEUR :

On appelle bride, le lieu de fer entre deux pièces. Le CFM56-7B contient 16 brides marqués avec des désignations alphanumérique. Pour localiser le bride approprié (conforme) en emplois la désignation alphanumérique correcte du bride (Fig.08).

I.8. STATIONS AERODYNAMIQUES :

On distingue 07 stations aérodynamiques ou on a placé des sondes de mesures (Fig.09).

- Station 0 : Air ambiant.
- Station 12 : Entrée Soufflante
- Station 25 : Température d'admission du HPC
- Station 30 : Décharge du HPC
- Station 49.5 : 2ème étage de la tuyère LPT

Si le moteur a le KIT de surveillance de sécurité optimale, on a plus de sondes à ces stations aérodynamiques.

- Station 13 : Décharge de Soufflante
- Station 25 : Admission du HPC
- Station 50 : Décharge de LPT.

I.9. PALES DE SOUFFLANTE ET CONE D'ENTREE (Fig.10) :

I.9.1. Cône d'entrée Avant et Arrière :

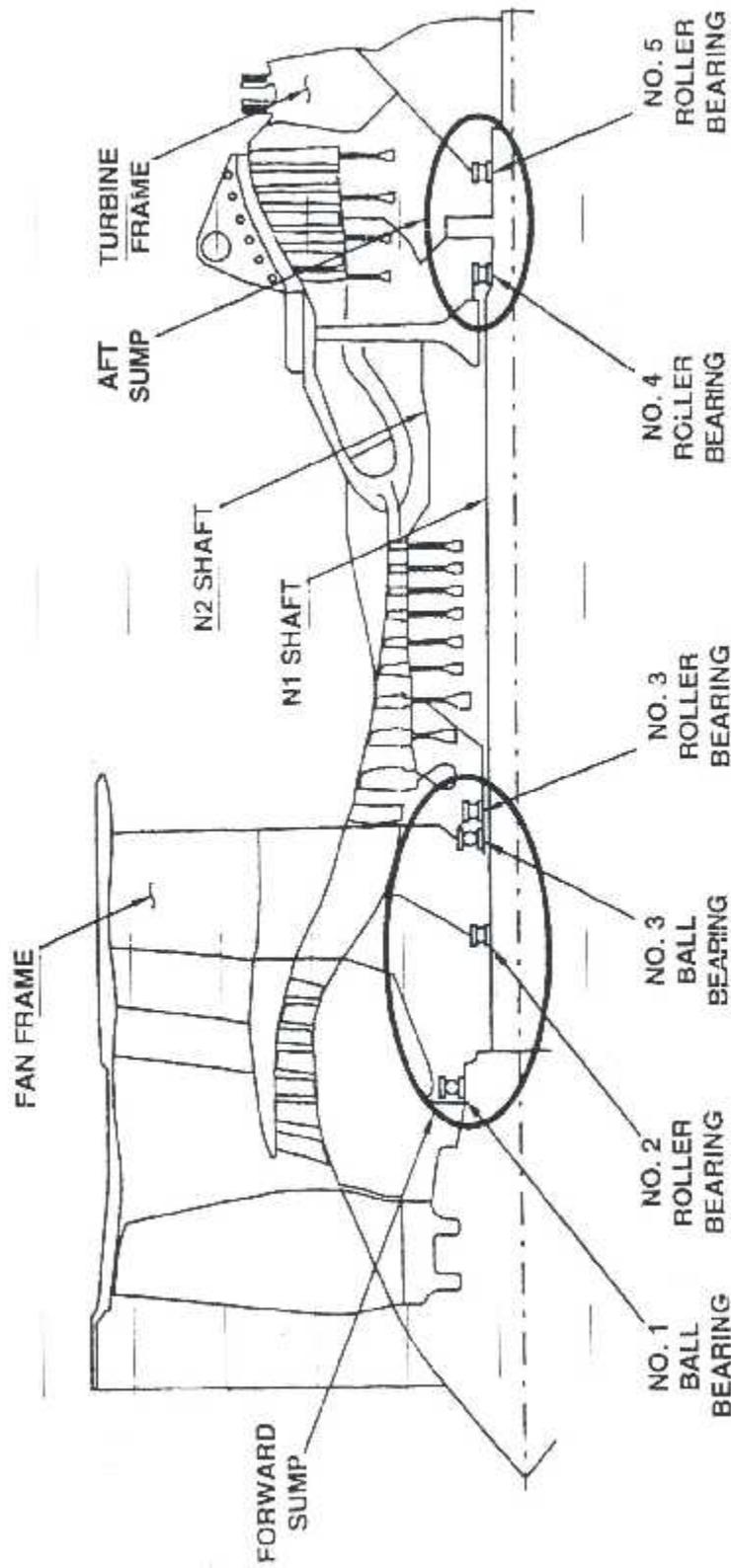


Fig.07 ROULEMENT ET PALIERS PRINCIPALES DU MOTEUR

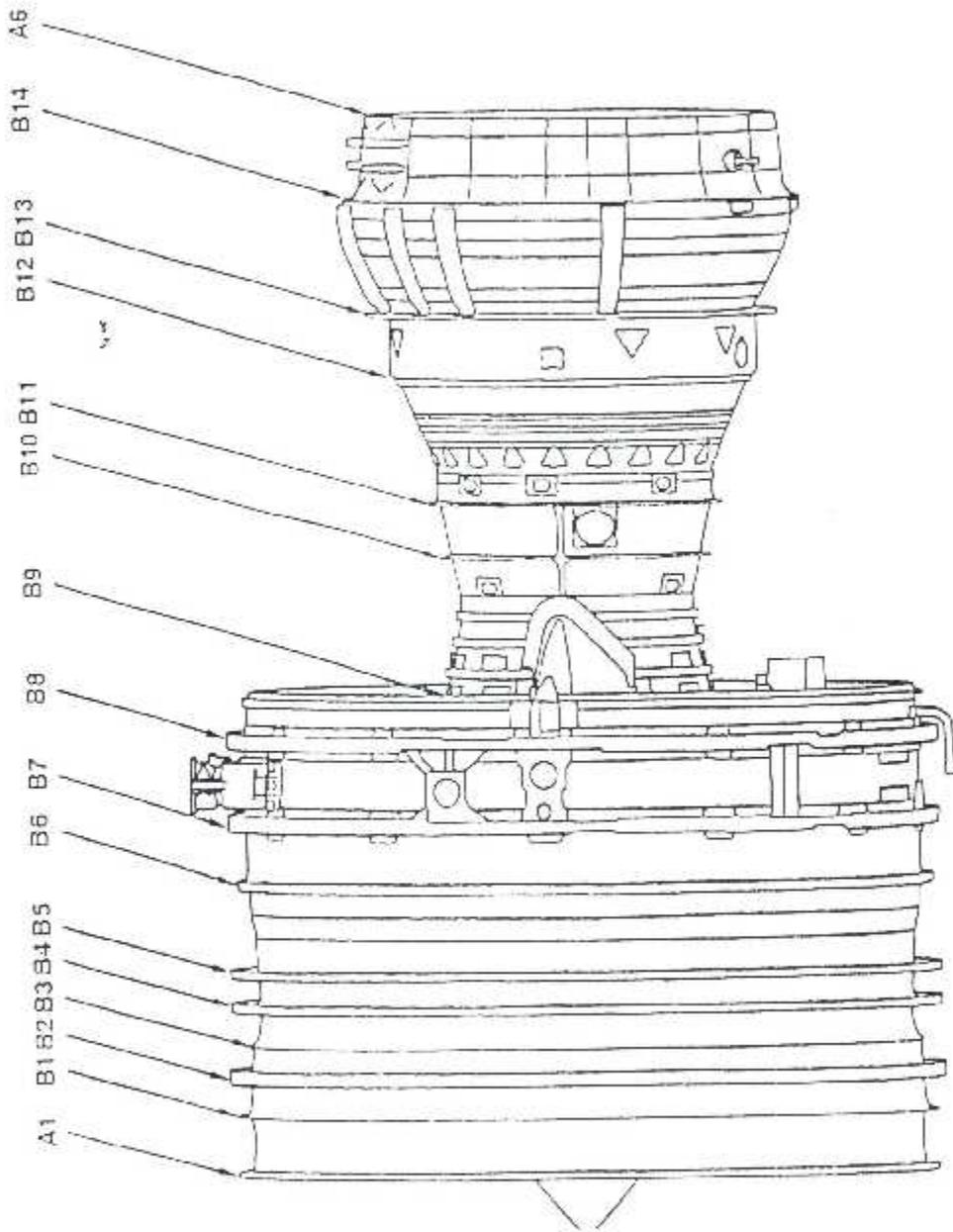


Fig.08 BRIDES DE MOTEUR.

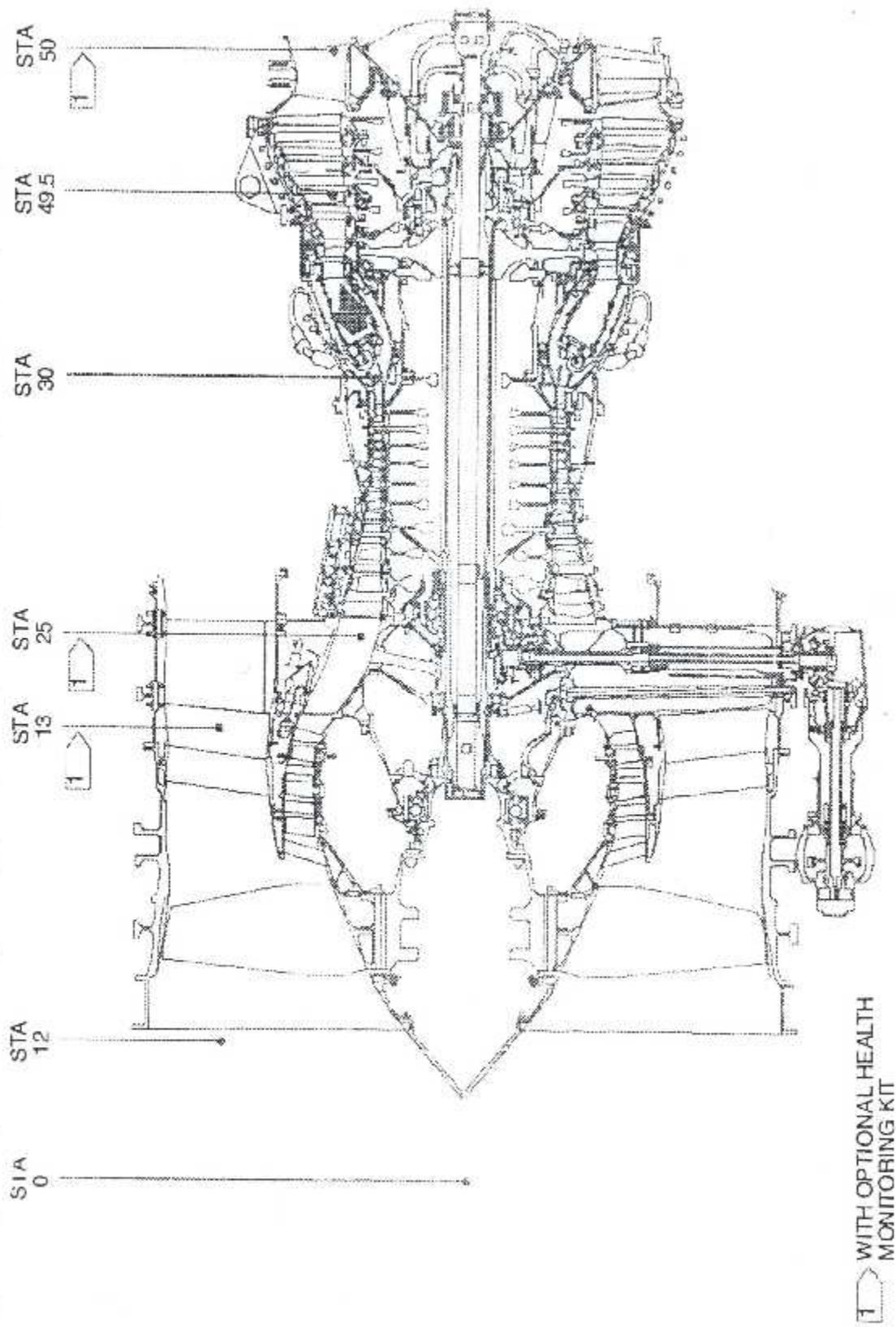


Fig.09 STATIONS AERODYNAMIQUES DU MOTEUR

Les deux parties du cône avant/arrière sont des capots aérodynamiques qui dirigent le flux d'air vers le moteur.

1.9.2. Pales de Soufflante :

Il y a 24 pales en alliage de Titane, une entretoise sous chaque pale la tient en position radiale correcte. Pour faciliter l'enlèvement des pales il est primordial d'enlever l'entretoise.

Une plate forme entre les pales est prévu afin de rendre le flux d'air régulié, un anneau d'arrêt (bague de retient) tient les entretoises et maintient les pales, et pour tenir la plate forme et le centre du cône arrière des brides d'arrêts sont utilisé.

Ont lit ces informations engravées sous la racine de la pale :

- Sa référence.
- Son poids
- Le numéro de série.

Quand on enlève ou on remplace les pales de la soufflante, il faut d'abord enregistrer la position et le numéro de série des pales afin de maintenir le moteur dans l'équilibre, on distingue aussi 36 vis sur le cône d'arrière qui servent de contrepoids pour équilibrer le système basse pression.

1.9.3. Procédure de démontage des pales :

Enlever la partie avant du cône ensuite la partie arrière, puis la bride et l'anneau d'arrêt pour obtenir l'accès au pales de soufflante ; Cependant, on enlève les plates formes adjacentes et l'entretoise pour enlever une pale de soufflante.

1.10. CAPOTAGE MOTEUR (Fig.11) :

Le capotage du CFM56-7B comprend :

- Capot d'entrée.
- Capot Fan.
- Capot Reverse.

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

- Ils forment le canal d'écoulement du flux secondaire et sa tuyère.
- Ils comportent les dispositifs d'inversion de poussée par retournement du flux secondaire.
- Entre les carters du moteur et leur parois internes, ils forment des compartiment isolés pour contenir puis évacuer des vapeurs ou des

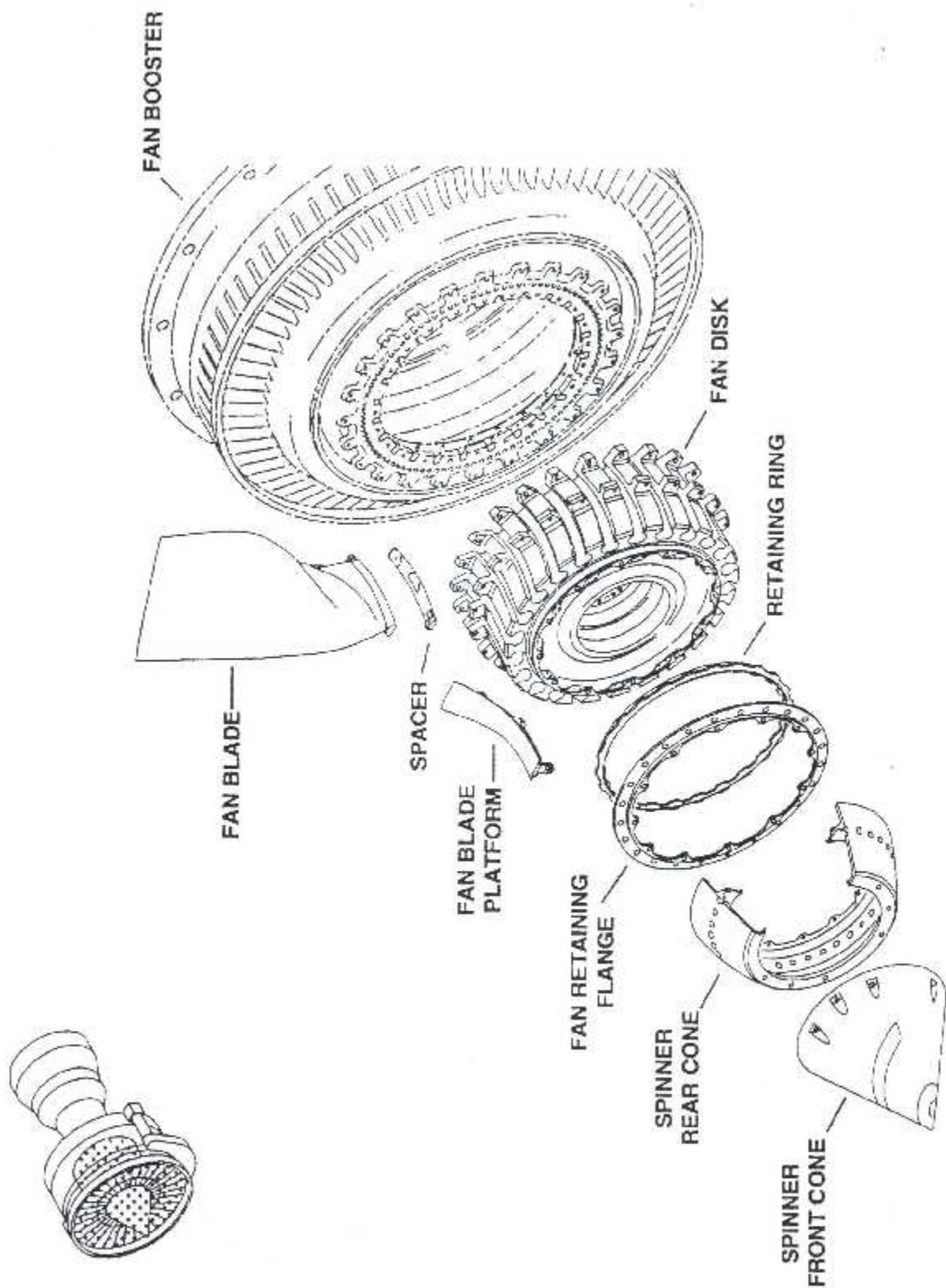


Fig.10 LES PALES ET LES CONES DU FAN

écoulements de carburant, d'huile, de fluide hydraulique qui pourraient s'accumuler dans la nacelle en cas de fuite.

- Ils contiennent les effets de l'explosion ou d'une fuite éventuelle importante d'une tuyauterie pneumatique.
- Ils sont capables de contenir un incendie éventuel pendant 15 minutes.

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

Ces portes sont les suivantes :

Sur le capot d'entrée :

- La porte d'accès T12.
- L'entrée d'air du refroidissement de la EEC.

Sur le capot du Fan :

- La porte d'accès d'IDG .
- Porte d'accès au détecteurs de limaille de fer (CHIP DETECTOR).
- Dispositif de contrôle de tourbillons.
- Porte d'accès au réservoir d'huile.

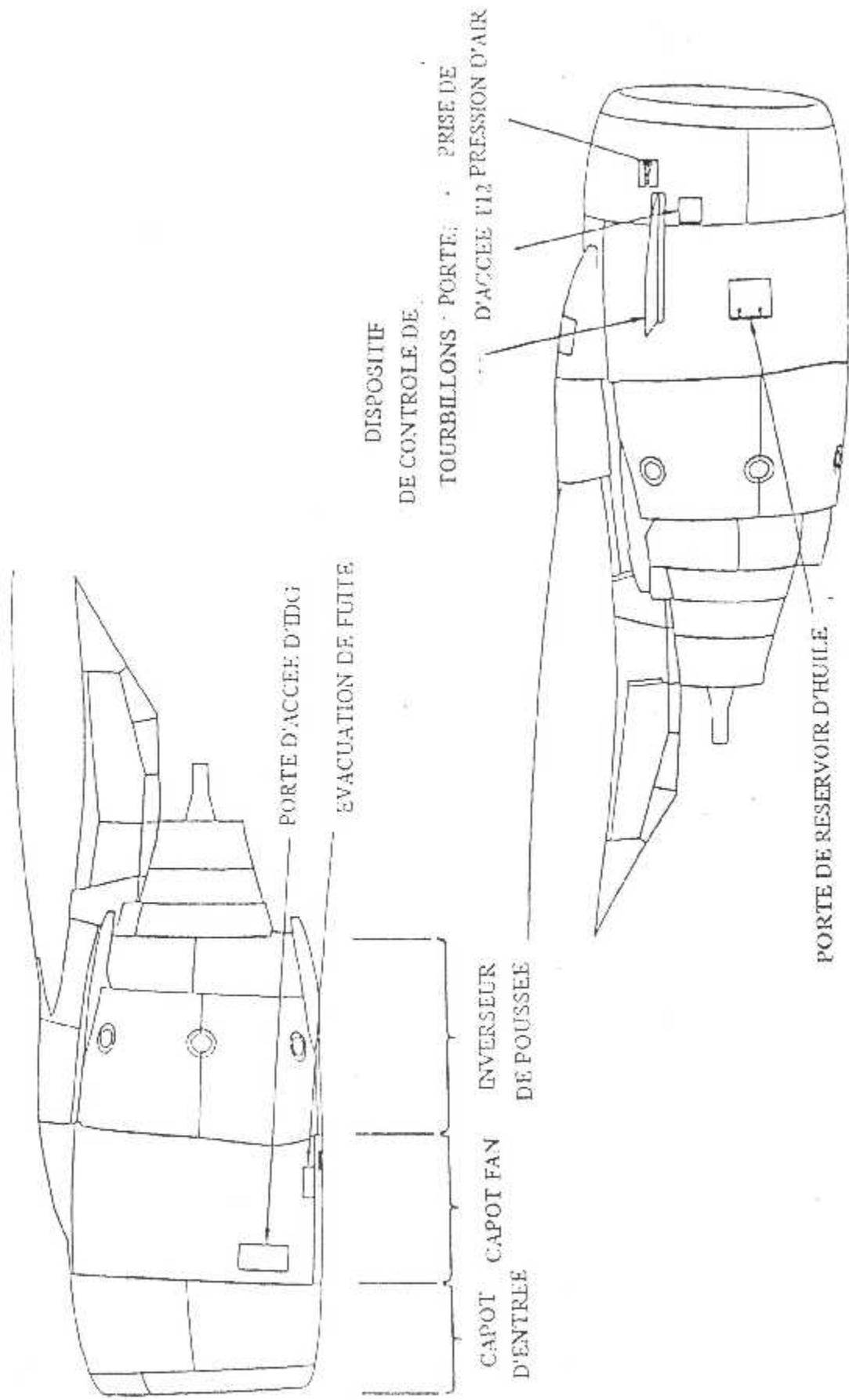


Fig.11 CAPOTAGE DU MOTEUR

CHAPITRE : III
CHAPITRE : II

DESCRIPTION GENERALE DU SYSTEME
D'AIR

DESCRIPTION GENERALE DU SYSTEME D'AIR

II.1. INTRODUCTION :

Le système à air a pour rôle de contrôler le fonctionnement du moteur, en empêchant des disfonctionnements de se présenter, comme le phénomène du pompage au niveau du compresseur, et la consommation excessive du carburant, et ceci en contrôlant les sous-système suivants :

- Le jeu de turbine.
- Le flux d'air du compresseur (Fig. 12)

II.1.1. CONTROLE DU JEU TURBINE :

Le système d'air ajuste le jeu entre les aubes de la turbine haute pression (HPT) et son carter, ainsi que le jeu entre les aubes de la turbine (LPT) basse pression et son carter .

Le système d'air diminue le jeu entre le rotor et le carter turbine, avec cette aide le moteur consomme moins de carburant, le système à air augmente aussi le jeu entre les aubes de la turbine haute pression (HPT) et son carter durant certain régime de propulsion, et ceci pour s'assurer que les extrémités des aubes ne frottent pas contre les parois du carter intérieure .

II.1.2. CONTROLE DE L'ECOULEMENT D'AIR DU COMPRESSEUR :

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

II.2. LE SYSTEME FADEC :

Le système FADEC (Full Authority Digitale Engine Control), ou RENPAR (Régulation Electronique Numérique Pleine Autorité du Réacteur) du moteur CFM56-7B a pour élément essentiel un calculateur numérique appelé EEC (Unité de Contrôle Electronique) elle est montée sur un système qui la protège des vibrations moteur, elle est refroidie par circulation d'air forcée, mais en cas de panne de son circuit de refroidissement, elle peut « Survivre » pendant au moins le temps nécessaire pour que l'avion termine sa mission en toute sécurité.

Le FADEC a plusieurs fonctions dont la commande du contrôle actif des jeux entre les têtes des ailettes du compresseur HP et BP, et les parois intérieures des carters associés.

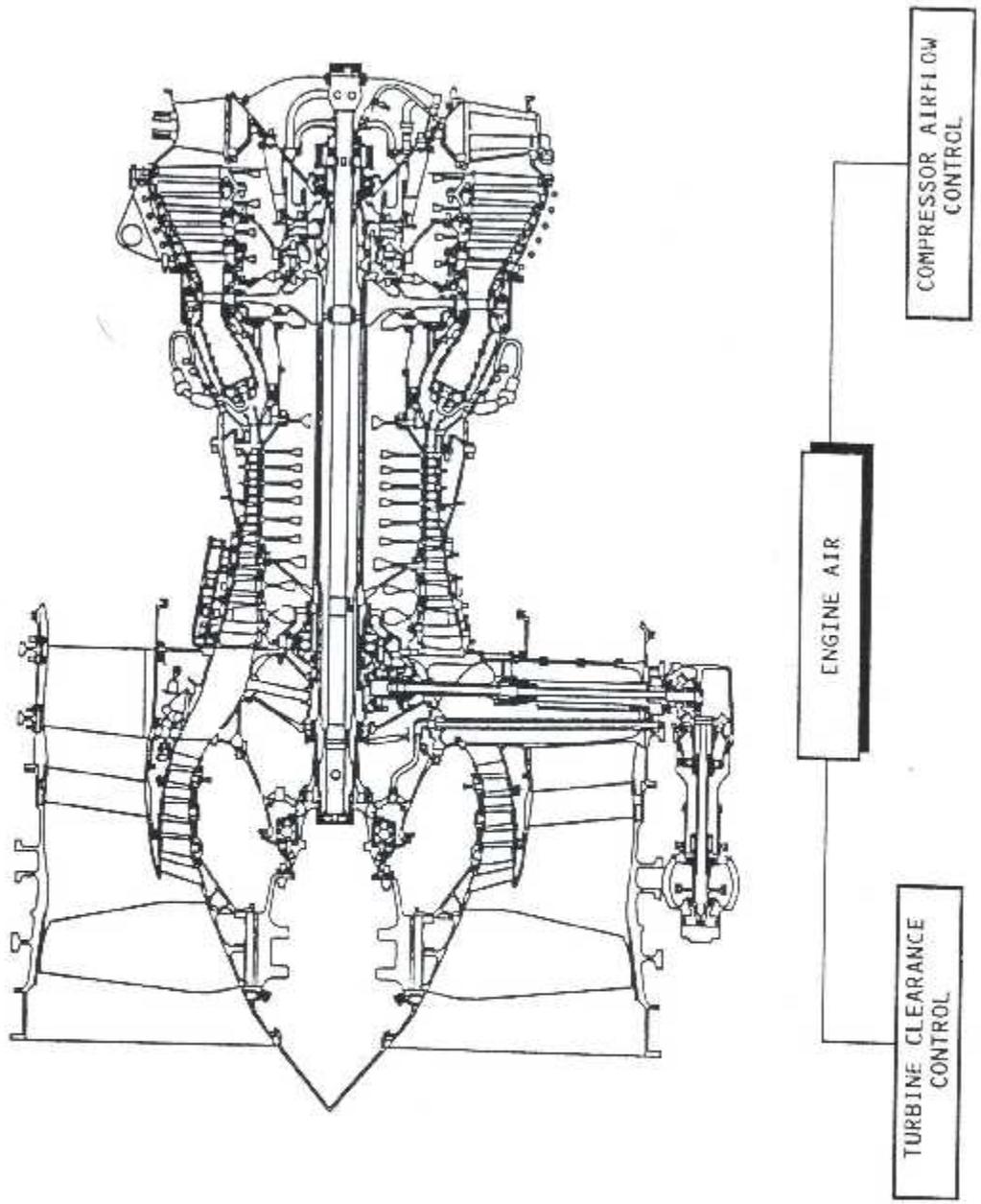


Fig.12 SYSTEME D'AIR DU MOTEUR

A la EEC est adjoint un ensemble hydraulique HMU qui converti les ordres électriques reçus de la EEC en ordres de pression hydraulique est c'est le carburant qui est utilisé comme agent hydraulique transmis à chacun des circuits de commande des différents vérins.

Le FADEC commande le moteur d'après l'équipage ou du système de commande automatique de la poussée (Automanette), et en plus assure une surveillance continue du fonctionnement du moteur en empêchant le franchissement des limites calculées.

Le FADEC exécute les opérations de services suivantes :

a. Contrôle de moteur :

- Contrôle de régulation carburant
- Contrôle de gestion de puissance
- Contrôle de la valve de démarrage du brûleur (BSV)
- Contrôle de la valve de retour carburant (FRV)
- Vannes de décharge (VBV)
- Stator à calage variable (VSV)
- Vanne de décharge et de transition (TBV)
- Contrôle actif de jeu turbine haute pression (HPTACC)
- Contrôle actif de jeu turbine basse pression (LPTACC)

b. Intégration moteur/avion :

- Mise en marche automatique et manuelle
- Contrôle de la poussée inverse
- Automanette
- Indication du moteur
- Données d'entretien de moteur
- Données de surveillance de moteur

II.2.1. L'UNITE DE CONTROLE ELECTRONIQUE (EEC) :

La EEC est un calculateur numérique qui comprend deux canaux (A et B) d'acquisition et de calcul, chaque canal A ou B peut contrôler les opérations du moteur, quand l'un est active l'autre est en attente (Standby), elle comprend plusieurs connections pneumatiques et électriques.

Pour augmenter la conception de tolérance de fautes (pannes), les paramètres sont échangés entre le contrôle des canaux (à l'intérieur de la EEC) par l'intermédiaire du canal de liaison des données de transmission (CCDL). Ce dernier communique avec les canaux A et B durant les opération du moteur.

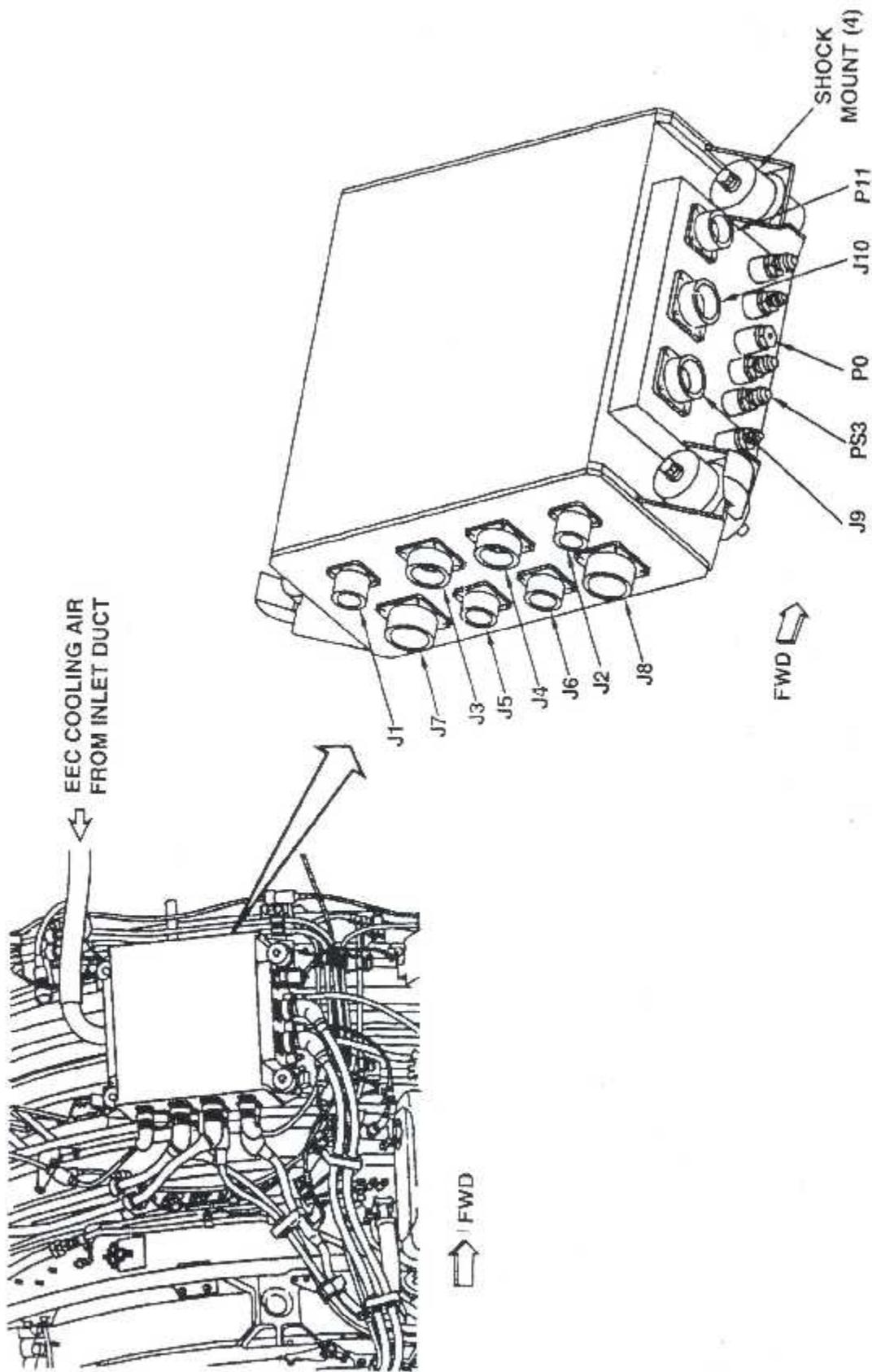


Fig.13 UNITE DE CONTROLE ELECTRONIQUE (EEC)

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

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

Le canal active est changé à chaque démarrage du moteur, si le canal active est défectueux la EEC change le canal qui est en attente en canal active.

La EEC a le rôle de recevoir des données pour calculer les signaux de commandes dans le canal A et B, et envoyer des signaux de contrôle pour opérer le moteur, elle est faite en aluminium, situé à 2h. 00 sur le carter du fan (Fig.13).

II.2.1.1. LES CONNEXIONS DE LA EEC AU SYSTEMES DU MOTEUR :

La EEC se relie à ces systèmes et composants moteur suivants :

- Prise d'identification
- Unité hydromécanique (HMU)
- Système de contrôle d'air moteur
- Capteurs du moteur
- Commande de carburant
- Alternateur de la EEC
- Circuit d'allumage

A. Prise d'identification :

La EEC utilise la prise d'identification pour l'estimation de la poussée et toute autre information de moteur.

B. Système de commande d'air de moteur :

La EEC commande la circulation d'air de moteur pour la poussée, et mesure la position de ces composants dans le système de contrôle de jeux turbine :

- La valve de contrôle de jeu de la turbine haute pression (HPTCC)
- La valve de contrôle de jeu de la turbine basse pression (LPTCC)

La EEC mesure aussi la position de ces composant dans le système anti-pompage :

- Les vannes des stators à calage variable (VSV)
- Les vannes de décharge (VBV)

- La vanne de décharge et de transition (TBV)

C. Capteurs de moteur :

La EEC emploie des données d'entrée des divers capteurs (Sensor) de moteur pour calculer les sorties de carburant et de contrôle de moteur, pour l'opération de ce dernier en compte : le capteur de la vitesse N1, le capteur de la vitesse N2, le capteur T49.5, le capteur HPTCC, le capteur T3, le capteur PT25, le capteur P0.

D. Commande de carburant :

La EEC envoie des commandes à la HMU pour contrôler la valve calibrée de carburant, ceci assure la quantité correcte du combustible pour la combustion et maintient le débit carburant nécessaire pour une poussée requise.

E. Alternateur de la EEC :

C'est l'approvisionnement (l'alimentation) du courant électrique pour la EEC.

F. Système d'allumage :

La EEC contrôle l'alimentation du courant alternatif de l'avion, pour actionner les circuits d'allumage du moteur.

II.2.1.2. LES CONNECTIONS DE LA EEC AU SYSTEMES D'AVION :

La EEC est reliée au systèmes d'avion suivants :

- Système de visualisation commune CDS.
- L'Unité d'affichage électronique DEU.
- Auto Manette(A/T).
- Ordinateur de gestion de vol FMC et la boîte de contrôle et d'affichage CDU.
- Indication de moteur et de carburant.
- Commande d'arrêt du levier de démarrage.
- Unité de référence à inertie de données aériennes 1et 2 ADIRU.
- Unité d'acquisition de données de vol FDAU.
- Interrupteur de feu moteur.
- Séparateurs de poussée.
- Inverseur de poussée TRS.
- Auto bus 1 ou 2 de transfert du courant alternatif.

A. Système de visualisation commune CDS :

La CDS se trouve sur le panneaux du bas du cockpit, elle se compose de 06 écrans d'affichage et de contrôle, ils fournissent des données sur l'avion et les différents systèmes à l'équipage.

Les écrans d'affichage sont disposés de la façon suivante :

a. Les deux écrans d'affichage de gauche :

On les appelle, unités de visualisation (DU), se sont les écrans correspondant au siège du commandant de bord, celui de droite (out board DU) indique la météo et celui de gauche (in board DU) pour la navigation.

b. Les deux écrans d'affichage de droite :

On les appelle aussi unités de visualisation (DU), se sont les écrans correspondant au siège du 1^{er} officier, ils affichent les mêmes informations que ceux du commandant de bord.

c. Les deux écrans du centre :

Celui du haut (upper DU) indique les informations primaires sur le moteur, sur le carburant, consommation, EGT, N1, N2, vibration...etc. Tandis que celui du bas (lower DU) indique les informations secondaires sur le moteur.

B. Unité d'affichage électronique DEU :

C'est une carte d'interface pour traiter les informations venus des sondes et des systèmes pour les afficher sur la CDS.

a. DEU 1 :

Elle traite les informations des écrans du commandant de bord et ceux du milieu haut.

b. DEU 2 :

Elle traite les informations des écrans du 1^{er} officier et ceux de l'écran milieu bas.

C. Auto Manette :

L'ordinateur d'auto manette reçoit l'angle de levier de poussée (TLA) et d'autres données du moteur de la EEC, il emploie ces données pour commander la position du levier de poussée.

D. FMC et CDU :

Le FMC assure un raccordement entre la CDU, la DUE et la EEC, il fournit également la trajectoire de la poussée à la EEC. La CDU montre des données de maintenance de la EEC et du moteur.

E. Commande d'arrêt du levier de démarrage :

Dans la coupure, des leviers de démarrage envoient une commande au robinet d'arrêt à haute pression (HPSOV).

F. L'ADIRU :

L'ADIRU envoie des données totales et statiques de pression atmosphérique et de température de l'air à la EEC, cette dernière utilise les données d'entrées pour calculer la poussée du moteur.

G. Le FDAU :

Le FDAU rassemble des données de paramètre de moteur et les envoie à l'appareil d'enregistrement sur bande magnétique de vol (FDR), ce sont des signaux numériques.

H. Interrupteur de feu moteur :

Une fois tiré vers le haut, les commutateurs de feu moteur envoient une commande au HPSOV, celui-ci arrête l'écoulement de carburant dosé pour la combustion.

I. Séparateur de poussée :

La EEC utilise les données de l'angle de séparateurs de poussée pour commander la poussée du moteur.

J. Inverseur de poussée (TRS) :

Les ordres de l'équipage sont transmis à la EEC, qui commande les séquences de déploiement et de rentrée des inverseurs de poussée en envoyant des signaux électriques au boîtier de commandes hydraulique HCU.

K. Auto Bus 1 ou 2 de Transfert du Courant Alternatif :

La EEC utilise les auto bus de transfert d'avion pour la puissance, qu'on elle ne reçoit pas cette dernière de l'alternateur.

II.2.2 UNITE HYDROMECHANIQUE (HMU) :

La HMU reçoit des signaux électriques de la EEC et les convertit, grâce à des moteurs-couple et à des servo-vannes, en ordre hydrauliques pour la commande du dosage du carburant envoyé aux injecteurs et pour la commande des dispositifs anti-pompage et des vannes de contrôle actif des jeux (Fig.14)

La HMU se relie électriquement à ces composants :

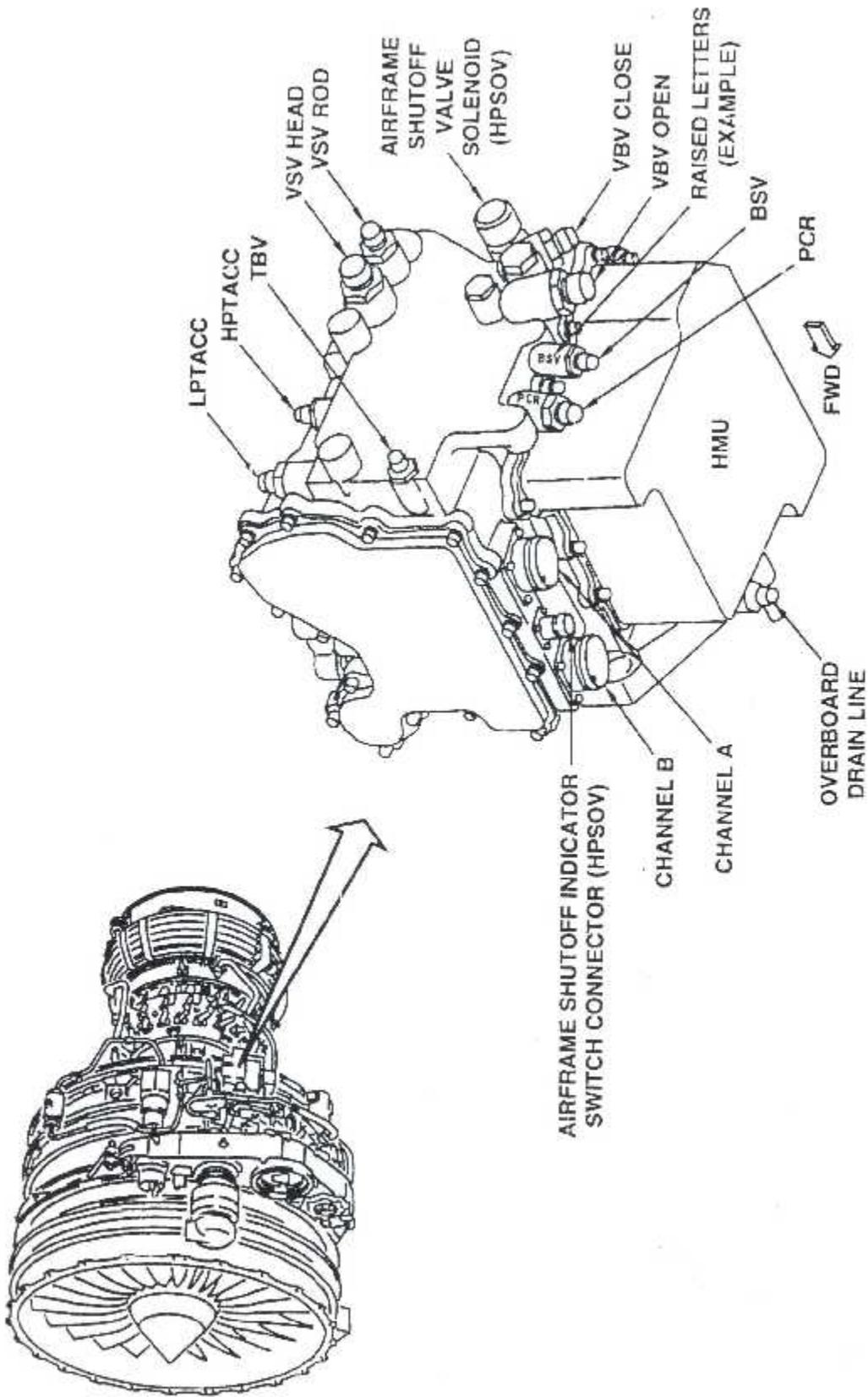


Fig.14 DISPOSITIF DE REGULATION MOTEUR (HMU)

- Le canal A de la EEC
- Le canal B de la EEC
- Le solénoïde du robinet d'arrêt haute pression (HPSOV)
- Indicateur de colmatage de valve (HPSOV)

La HMU a les lignes de connections hydraulique suivantes :

- La valve de démarrage du brûleur (BSV)
- La ligne d'ouverture de Vannes de décharge (VBV OPEN LINE)
- La ligne de fermeture de vanne de décharge (VBV CLOSED LINE)
- La ligne du coté tige des vérins des stators à calage variable (VSV ROD LINE)
- La ligne du coté tête des vérins des stators à calage variable (VSV HEAD LINE)
- La ligne de régulation de pression du carter (PCR LINE)
- La ligne de la valve HPTCC
- La ligne de la valve LPTCC
- La ligne de la valve TBV
- La ligne de drainage

La HMU a 06 moteurs-couples et vannes pilotes associées (EHSV) qui régulent les signaux de commandes hydraulique en débit et pression en fonction des ordres reçus de la EEC, à destination des moteurs et vérins des système suivants :

- La vanne de dosage carburant (FMV)
- La vanne de décharge et de transition (TBV)
- La vanne de contrôle de jeux BP (LPTCC)
- La vanne de contrôle de jeux HP (HPTCC)
- Les vannes de décharge (VBV)
- Les stators à calage variable (VSV)

II.3. DESCRIPTION GENERALE DU SYSTEME D'AIR :

Durant les opérations du moteur la EEC reçoit des données de L'ADIRU par l'intermédiaire des deux DEU, en fonction de ces données le système d'air ajuste l'écoulement d'air pour ajuster le jeu entre les extrémités des aubes de la turbine, la EEC contrôle aussi l'écoulement d'air du compresseur afin d'éviter le pompage.

La EEC transmet des signaux de commande électrique à la HMU qui les convertis grâce à des moteurs-couple et à des servo-vannes (EHSV), en ordre hydraulique pour actionner les différents vannes et vérins des dispositifs anti-pompage et des vannes de contrôle actif des jeux.

II.3.1 CONTROLE DE JEU TURBINE (Fig.15) :

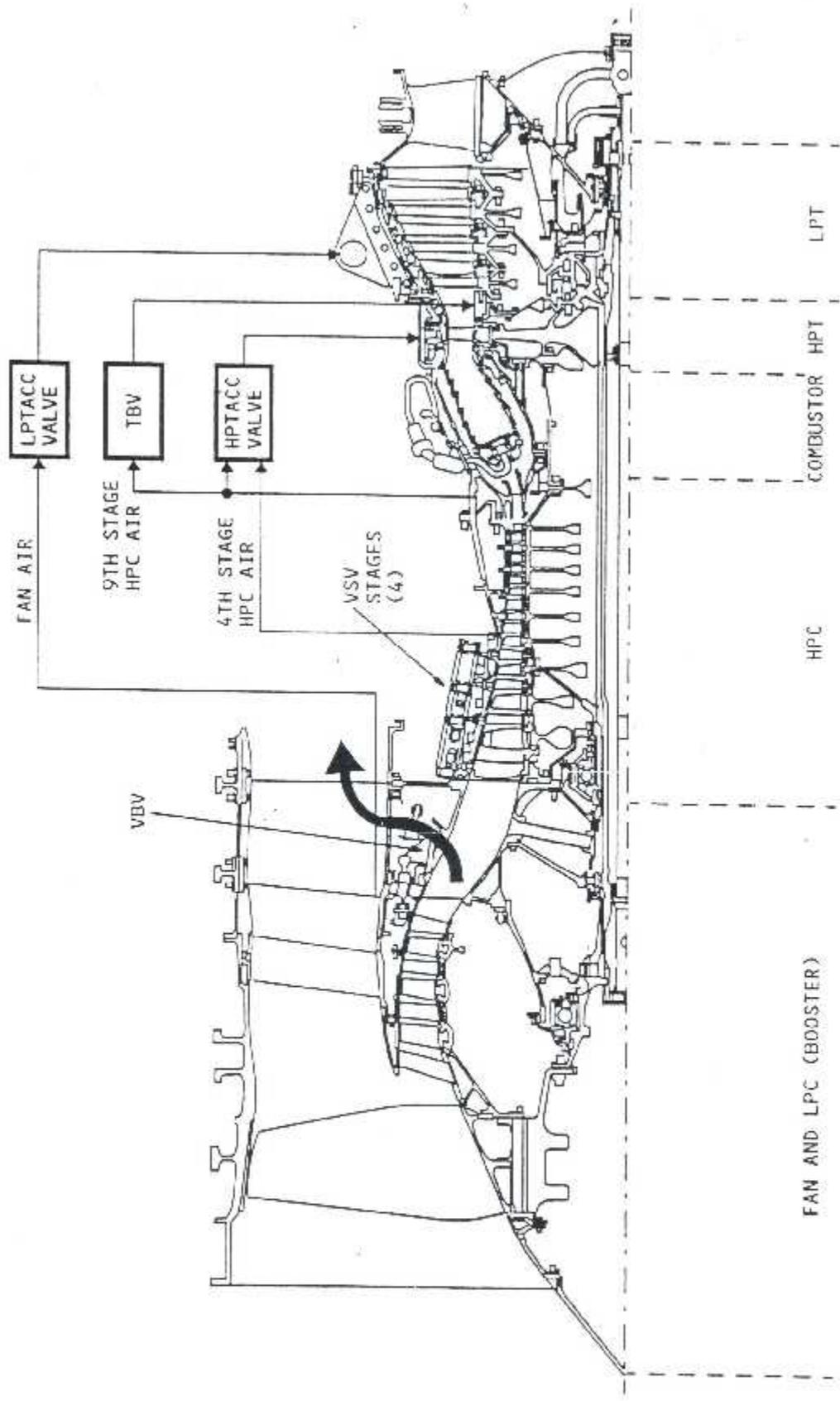


Fig.15 DESCRIPTION GENERALE DU SYSTEME D'AIR

Le système d'air contrôle le jeu des extrémités de la turbine quand il contrôle la quantité d'air froide qui va être envoyée au carter turbine, ce jeu diminue quand le carter de la turbine est refroidi.

Pour cela ces sous-systèmes sont utilisés :

II.3.1.1. Contrôle actif de jeu turbine haute pression (HPTACC) :

Le système HPTACC contrôle la quantité d'air prélevée du compresseur HP au niveau du 4^{ème} et 5^{ème} étage et renvoyée vers le support du bouclier de la turbine HP pour contrôler le jeu, l'air coule à travers la vanne HPTACC.

II.3.1.2. Contrôle actif de jeu turbine basse pression (LPTACC) :

Le système LPTACC contrôle la quantité d'air prélevée du flux secondaire du fan qui est dirigé vers le carter de la turbine BP pour le contrôle du jeu, ceci à travers la vanne LPTACC.

II.3.2. CONTROLE DE L'ÉCOULEMENT D'AIR DU COMPRESSEUR :

Le contrôle de l'écoulement d'air du compresseur (dispositif anti-pompage) s'effectue par les trois sous-système suivants (Fig. 15) :

II.3.2.1. Stator à calage variable (VSV) :

Le système VSV contrôle l'écoulement d'air du compresseur HP, il assure une quantité exacte d'air qui coule à travers le compresseur HP en ajustant l'écoulement autour des profils d'aubes à différents régimes de fonctionnement moteur dans le but d'éviter le pompage ou avoir une marge de sécurité pour ne pas rester en pompage.

II.3.2.2. Vannes de décharge (VBV) :

Le système VBV contrôle la décharge d'air du compresseur BP vers l'écoulement secondaire, pour cela 12 vannes de décharge VBV sont prévues, ceci afin d'éviter le décrochage de l'écoulement dans les aubages du compartiment compresseur BP pendant les décélérations rapides, il permet aussi d'éviter les particules non désirées comme l'eau et les corps étrangers (FOD) d'atteindre le compresseur HP durant les faibles vitesses et durant l'utilisation des inverseurs.

II.3.2.3. Vannes de décharge et de transition (TBV) :

Le système TBV contrôle la quantité d'air qui sera soustrait du 9^{ème} étage du compresseur HP, pour être envoyée au distributeur (aubes stators) du 1^{er} étage turbine BP. La TBV est en position ouverte en deux conditions qui sont :

- **Pendant le démarrage :**

Pendant le démarrage la TBV sera en position ouverte pour permettre à l'air sous pression du 9^{ème} étage de passer au distributeur du 1^{er} étage turbine BP. ceci pour éviter le décrochage de l'écoulement dans le compresseur HP.

- **Pendant l'accélération :**

D'autre part la TBV s'ouvre aussi pour aider l'accélération rapide du rotor N2.

II.4. DESCRIPTION DU FONCTIONNEMENT DU SYSTEME D'AIR (Fig.16) :

II.4.1. FONCTIONNEMENT DU SYSTEME DE CONTROLE DU JEU TURBINE :

II.4.1.1. Fonctionnement du système HPTACC :

La EEC calcule les commandes du jeu de la turbine haute pression en fonction des données moteur et avion, la valeur de la pression statique de l'air ambiant P0 et la température d'air totale d'avion TAT sont données par L'ADIRU à travers DEU.

La EEC envoie des signaux de commande à la HMU, qui les convertit grâce à des moteurs-couple et à des servo-vannes en ordre hydraulique régulé en débit et pression en fonction des ordres reçus de la EEC pour actionner les vérins de la vanne HPTACC.

Deux transformateurs différentiels variables linéaires LVDT transmettent la position du vérin « retour- d'ordre » à la EEC pour boucler l'asservissement.

II.4.1.2. Fonctionnement du système LPTACC :

La EEC calcule les commandes du jeu des extrémités des aubes de la turbine BP en fonction des données moteur et avion, les données d'avion sont transmises à la EEC par L'ADIRU à travers la DEU.

La EEC envoie des signaux de commande à la HMU, qui les convertit grâce à des moteurs-couple et à des servo-vannes, en ordre hydraulique régulé en débit et pression en fonction des ordres reçus de la EEC, ceci afin d'actionner les vérins de la vanne LPTACC.

La position de la valve est transmis à la EEC par l'intermédiaire de deux transformateurs différentiels variables rotatifs RVDT pour boucler l'asservissement.

II.4.2. FONCTIONNEMENT DU SYSTEME DE CONTROLE DE L'ECOULEMENT D'AIR DU COMPRESSEUR :

II.4.2.1. Fonctionnement des stators à calage variable (VSV) :

La EEC calcule les commandes de la position des VSV suivant les données du moteur et de l'avion, les données avion sont transmises par L'ADIRU à travers la DEU.

La EEC envoie des signaux de commande à la HMU qui les convertit grâce à des moteurs-couple et à des servo-vannes en ordre hydraulique régulé en débit et pression en fonction des ordres reçus de la EEC, ceci afin d'actionner les deux 02 vérins qui sont connectés mécaniquement au stators à calage variable.

La position des vérins est transmise à la EEC par l'intermédiaire de deux 02 transformateurs différentiels variables linéaires LVDT pour boucler l'asservissement.

II.4.2.2. Fonctionnement des vannes de décharge (VBV) :

La EEC calcule les commandes de la position des vannes des VBV en fonction de la vitesse du moteur et des données d'avion, les données d'avion sont transmises par L'ADIRU à travers la DEU.

La EEC envoie des signaux de commande à la HMU qui les convertit grâce à des moteurs-couple et à des servo-vannes en ordre hydraulique régulé en débit et pression en fonction des ordres reçus de la EEC, pour actionner les deux 02 vérins qui sont connecter mécaniquement avec les vannes.

La position des vérins est transmise à la EEC par l'intermédiaire de deux 02 transformateurs différentiels variables linéaires LVDT pour boucler l'asservissement.

II.4.2.3. Fonctionnement de la vanne de décharge et de transition (TBV) :

La EEC calcule les commandes de la position de la TBV et ceci en fonction du N2 et si le moteur est en démarrage ou en accélération.

La EEC envoie des signaux de commande à la HMU qui les convertit grâce à des moteurs-couple et des servo-vannes en ordre hydraulique régulé en débit et en pression en fonction des ordres reçus de la EEC, pour actionner le vérin de la TBV.

La position du vérin est transmise à la EEC par l'intermédiaire de deux 02 transformateurs différentiels variables linéaires LVDT pour boucler l'asservissement.

CHAPITRE : III

CHAPITRE : III

LE CONTROLE ACTIF DU JEU TURBINE

CONTROLE ACTIF DU JEU TURBINE

III.1. INTRODUCTION :

III.1.1. ROLE ET DESCRIPTION DE LA TURBINE :

La turbine a pour rôle l'entraînement du compresseur auquel elle est reliée par un arbre, ainsi que les accessoires de la Gearbox. La turbine prélève alors de l'énergie des gaz chaud provenant de la chambre de combustion pour la transformation en énergie mécanique.

En générale un étage de turbine axiale est constitué d'une grille stator et une grille rotor, le stator de turbine ou distributeur a pour rôle de transformer une partie de l'énergie de pression en énergie cinétique. Tandis que le rotor transforme cette énergie cinétique en énergie mécanique afin d'entraîner le compresseur.

III.1.2. BUT DU SYSTEME DE CONTROLE DU JEU TURBINE :

Pendant les phases de décollage, montée, croisière, les carters turbines HP et BP se dilatent plus rapidement que les roues et les ailettes de turbines, les jeux en extrémités d'ailettes augmentent entraînant un accroissement des pertes internes machines. Pour remédier à ce phénomène un refroidissement des carters des turbines BP et HP est prévu dans le but de réduire au maximum et à tout moment l'écartement entre les têtes des ailettes et les parois intérieures du carter 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 moteur d'une façon significative.

III.1.2.1. La consommation spécifique C_s :

Elle est définie comme étant le rapport de débit de carburant à celui de la poussée générée par le moteur.

$$\bullet \quad C_s = \frac{m_c}{F} \quad \frac{\text{Kg/seconde}}{\text{N}}$$

Avec :

m_c : Débit masse carburant en Kg/seconde

F : Poussée réacteur en Newton.

III.1.2.2. Le rendement globale η_g :

C'est le rapport de la puissance de propulsion à la puissance calorifique.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- Manuelle de maintenance d'avion du constructeur BOEING (AMM)
- Logiciel CFM56-7B
- Manuelle de recherche de panne du constructeur BOEING (FIM)
- **GERARD LEHMANN** et **PATRICK LEPOURRY** «Technologie des turboréacteurs »
- **INSTITUT AERONAUTIQUE AMAURY LA GRANGE** «Le turboréacteur fonctions principales »
- Archivs D'AIR ALGERIE.

- $n_g = \frac{P_p}{P_c} \quad \frac{Nm\text{seconde}}{Watt}$

P_p : La puissance de propulsion avec $P_p = F \times \text{Vitesse avion}$.

P_c : La puissance calorifique.

III.1.3. PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT :

Le contrôle des jeux turbine consiste à soutirer de l'air du 4^{ème} étage (relativement frais) et du 9^{ème} étage (chaud) du compresseur HP et du flux secondaire (frais) pour refroidir les carters turbine HP et BP afin de contrôler leurs expansions thermiques, soit pour une diminution ou une augmentation du jeu et ceci est en fonction du régime moteur. Ce refroidissement se fait par modulation du débit d'air envoyé dans les carters des turbines HP et BP qui peut être soit chaud, soit froid ou un mélange entre les deux.

A travers ce chapitre, on va décrire ce système qui se compose à son tour de deux sous-systèmes qui sont les suivants :

- Le contrôle actif du jeu turbine haute pression (HPTACC : High Pressure Active Clearance Control).
- Le contrôle actif du jeu turbine basse pression (LPTACC : Low Pressure Active Clearance Control).

III.2. CONTROLE ACTIF DE JEU TURBINE HAUTE PRESSION (HPTACC) :

III.2.1. DESCRIPTION (Fig.17) :

Le contrôle de jeu turbine haute pression (HPTACC) se fait à travers ces deux sources :

- L'écoulement d'air du 9^{ème} étage du compresseur HP
- L'écoulement d'air du 4^{ème} étage du compresseur HP

La vanne HPTACC mélange l'air pour contrôler la dilatation thermique du support du bouclier (shroud support) HPT, le système HPTACC tient le jeu entre les extrémités des aubes de la HPT et son carter au minimum, cela augmente le rendement du carburant, mais quand la température interne du moteur n'est pas stable ou pendant les régimes maximum le système HPTACC augmente le jeu de la turbine afin de s'assurer que les aubes HPT ne touche pas les boucliers.

Le système HPTACC a les composants suivants :

- La vanne HPTACC (les conduites de l'écoulement d'air du 4^{ème} étage inclus).
- La conduites de l'écoulement d'air du 9^{ème} étage.
- Le collecteur HPTACC.

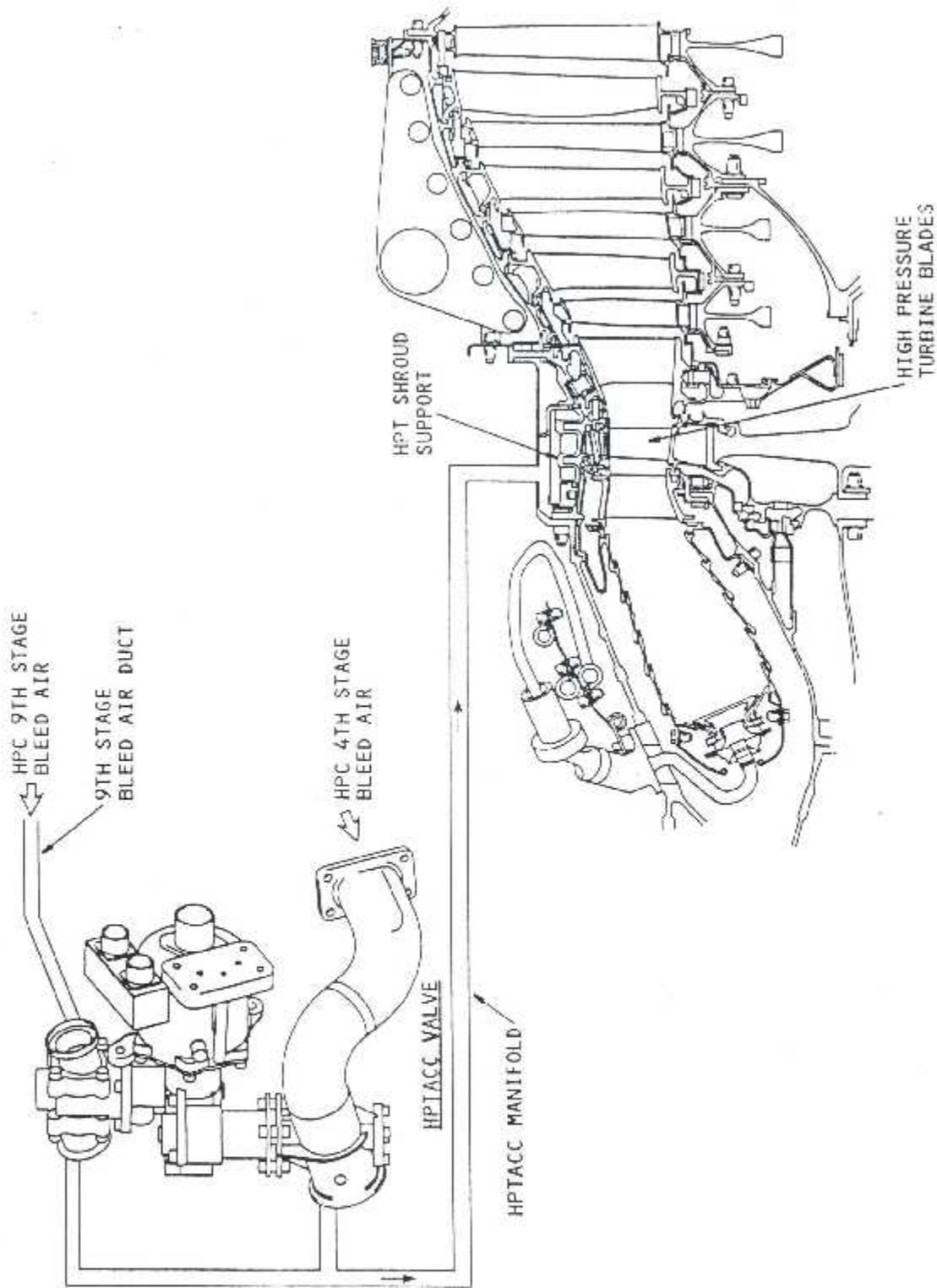


Fig.17 DESCRIPTION DU CONTROLE ACTIF DU JEU DE LA TURBINE HAUTE PRESSION (HPTACC)

III.2.2. EMPLACEMENT DES COMPOSANTS (Fig.18) :

Les composants du système HPTACC sont montés sur le côté droit du carter de la turbine IIP et la position horaire de chaque composant est la suivante :

- La vanne HPTACC 3 : 00
- La conduite de l'écoulement d'air du 9ème étage 2 : 00
- Collecteur HPTACC.

Le collecteur HPTACC commence après la vanne HPTACC et se dirige autour du carter HPT. Le collecteur IPTACC connecte le support du bouclier de la turbine IIP à travers deux orifices, dont leurs positions horaires correspondantes sont 6 : 00 et 12 : 00.

Pour avoir accès au composant du système IPTACC il faut ouvrir le capot droit du fan et les reverses.

III.2.3. LA VANNE IPTACC (Fig 19) :

La vanne IPTACC contrôle la quantité et le rapport de l'écoulement d'air du 9ème et 4ème étage du compresseur IIP, ce mélange d'air est envoyé par le collecteur HPTACC au support du bouclier de la turbine HP.

III.2.3.1. DESCRIPTION DE LA VANNE :

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

La pression hydraulique de la HMU est délivrée au deux orifices de connections hydraulique du vérin de commande de HPTACC, soit à l'orifice du côté tige ou celui du côté tête de ce dernier. L'orifice qui reçoit la pression hydraulique du carburant en premier, détermine la direction du piston du vérin de commande, tandis que le débit(quantité du carburant) de cette pression déterminera la distance à parcourir.

La pression reçue de l'orifice qui est du côté tête du piston actionne la vanne HPTACC vers l'ouverture suivant le réglage de position voulue. Et vice-versa, la pression reçue de l'orifice qui est du côté tige du vérin actionne la vanne vers la fermeture suivant le réglage de position voulu, et ceci en fonction du débit de la pression fournit par la HMU et commander par la EEC.

La tige du piston du vérin de commande possède des dents d'engrenages à son extrémité qui se connectent au pignons de la vanne du 9ème étage sur le côté haut du vérin et celui de la vanne du 4ème étage sur le côté bas de ce dernier, le pignon de la vanne du 4ème étage est plus grand que celui de la vanne du 9ème étage et possède plus de dents d'engrenage et c'est ce qui rend la distance angulaire parcourue par les

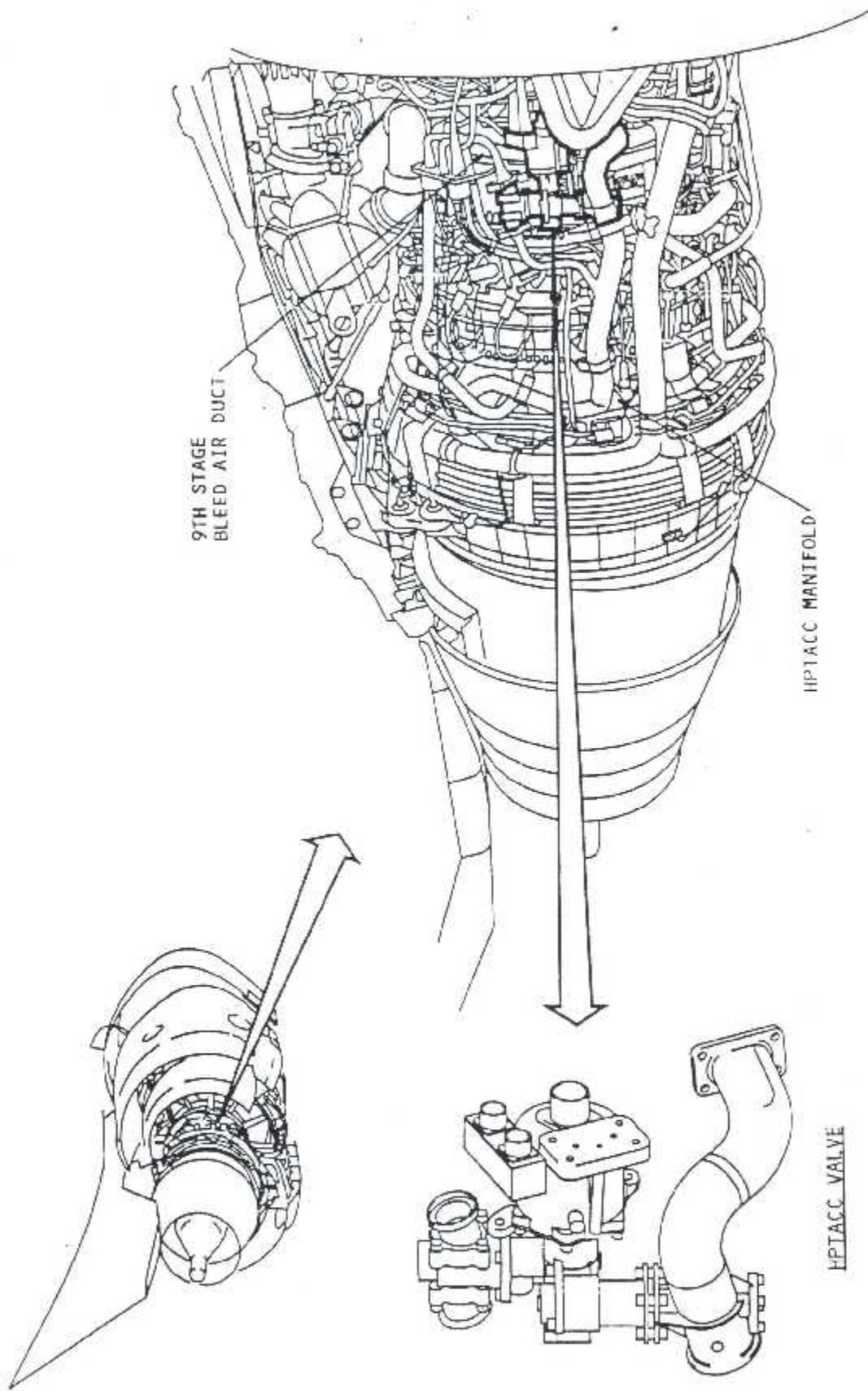


Fig.18 EMLACEMENT DES COMPOSANTS DU SYSTEME (HPTACC)

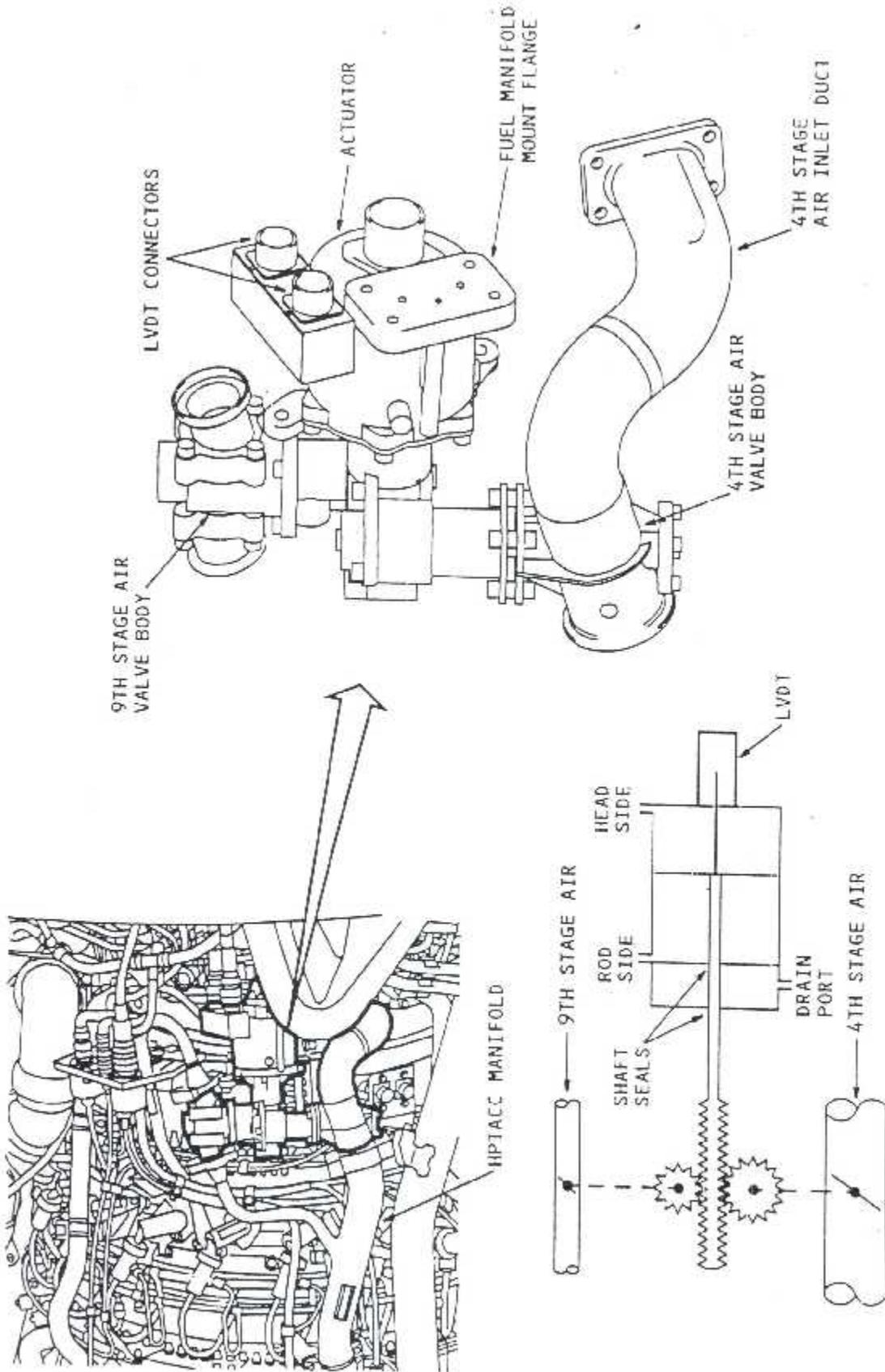


Fig.19 LA VANNE DU SYSTEME (HPTACC)

deux pignons différents ainsi que le degré d'ouverture et de fermeture des vannes pour une même extension du piston. Chaque vanne possède un papillon qui se connecte avec son pignon correspondant, le mouvement de translation du piston lors de sa sortie est transmis à la tige, cela provoque la rotation des deux pignons, l'un dans un sens et l'autre dans le sens opposé qui entraînent à leur tour les papillons des vannes du 9^{ème} et 4^{ème} étage en causant ainsi soit :

- L'ouverture partielle d'une vanne et la fermeture totale de l'autre.
- L'ouverture totale d'une vanne et la fermeture totale de l'autre.
- L'ouverture partielle des deux vannes en même temps.

III.2.3.2. COMPOSANTS DE LA VANNE :

La vanne HPTACC a les composants décrits ci-dessous qu'on peut distinguer sur sa surface extérieure :

- La structure de la vanne du 9^{ème} étage .
- La structure de la vanne du 4^{ème} étage .
- Un vérin de commande pour les deux vannes.
- Deux connecteurs de LVDT.
- Montage des bourrelets des tuyauteries hydrauliques .
- Conduite d'air du 4^{ème} étage de la vanne HPTACC.

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

La vanne HPTACC possède un orifice de drainage du carburant afin d'évacuer ce dénier qui fuit des joints de l'arbre.

III.2.4. FONCTIONNEMENT DE LA VANNE HPTACC (Fig.20):

La EEC utilise ces données pour contrôler la vanne HPTACC :

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

La EEC reçoit P0 et TAT de L'ADIRU à travers la DEU les autres données sont reçues des sondes du moteur.

III.2.4.1. LE CAPTEUR HPTACC :

Le capteur du contrôle du jeu turbine haute pression IPTACC est un thermocouple, fixé sur le carter de la turbine HP à la position 3.00. Son rôle est d'informer la EEC sur les changements de la température du support du bouclier de la turbine HP afin de contrôler la vanne HPTACC.

III.2.4.2. CONTROLE :

Le système HPTACC opère automatiquement, la EEC utilise les données d'avion et du moteur pour contrôler le rapport de l'écoulement d'air soutiré du 9ème et du 4ème étage de HPC utilisé pour refroidir le support du bouclier HPT. La EEC utilise sa propre sonde P0 si L'ADIRU est en panne.

La EEC envoie un signal de commande de la vanne HPTACC à la HMU, qui envoie à son tour un signal hydraulique approprié au côté tête (HEAD SIDE) ou au côté tige (RODE SIDE) du vérin qui actionne la vanne IPTACC.

La vanne HPTACC contrôle le flux d'air du 9ème et 4ème étage du HPC. Cela contrôle la température de l'air qui se décharge au support du bouclier HPT.

La EEC calcule la température idéale du support du bouclier HPT qui permet un jeu minimum entre les extrémités des aubes de la turbine et le bouclier HPT en utilisant les données N2, T3, T25, T3, P0, TAT. L'ouverture de la vanne est en fonction de la température du support du bouclier (IPTACC SENSOR), si cette dernière est haute la EEC envoie un signal à la HMU pour refroidir le support du bouclier HPT, par contre si elle est basse la EEC envoie un signal à la HMU de moins refroidir le support du bouclier.

III.2.4.2. MODE DES OPERATIONS :

Il y a 05 cinq modes opérationnelles qui sont :

1. PAS D'AIR :

Le vérin est entièrement rétracté et les vannes du 9ème et 4ème étage sont en position FERME. Cet état correspond à la position ARRET du moteur, c'est aussi la position de sécurité, la EEC commande la fermeture de la vanne HPTACC quand il y a un dysfonctionnement de la EEC ou la HMU. Le jeu entre les extrémités des aubes HPT et le bouclier est au maximum dans cette position.

2. ECOULEMENT BAS DU 9ème ETAGE :

La EEC met le vérin à 8% de son extension, à ce moment là il y'a moins de quantité d'air chaude provenant du 9ème étage qui est envoyée vers le support du bouclier turbine HP, tandis que la valve du 4ème étage reste complètement fermée, ceci refroidit le support du bouclier de la turbine HP par un écoulement faible.

3. ECOULEMENT HAUT DU 9ème ETAGE :

La EEC met le vérin à 37% de son extension, la vanne du 9ème étage est complètement ouverte, le flux HP chaud de l'air est entièrement envoyé (quantité max.) vers le support du bouclier turbine HP, tandis que la vanne du 4ème étage est complètement fermée, à ce moment là, les jeux sont au max.

4. ECOULEMENT MIXTE :

La EEC calcule la position du vérin entre 38% et 99% de son extension. Dans le mode mixte, la vanne du 4ème étage est utilisée afin de renvoyer du 4ème étage une quantité d'air moins chaude (frais) pour être mélangée à celle du 9ème étage et renvoyée à la fin au support du bouclier de la turbine HP. Ce procédé nous permet d'avoir un contrôle précis du jeu désiré à la turbine HP.

5. VANNE DU 4ème ETAGE COMPLETEMENT OUVERTE (9ème étage fermé) :

Le vérin est à 100% de son extension, à ce moment là l'air provenant du 4ème étage moins chaud que celui du 9ème étage passe complètement à la turbine HP en position vanne complètement ouverte, cela donne un refroidissement maximum au support du bouclier HPT donc un jeu minimum.

III.2.5. LES MODES DE FONCTIONNEMENTS DU SYSTEME HPTACC ET LES CONDITIONS D'AVION ET MOTEUR CORRESPONDANTES :

CONDITIONS MOTEUR	MODES DE FONCTIONNEMENT DU SYSTEME HPTACC
Démarrage à froid	Premièrement vanne du 4ème étage complètement ouverte, ensuite transition à travers l'écoulement mixte en écoulement haut du 9ème étage.
Démarrage à chaud	Écoulement haut et bas du 9ème étage pour minimiser les frottements de la HPT.
Décollage et montée	Premièrement vanne du 4ème étage complètement ouverte pour minimiser l'élévation de L'EGT, ensuite transition au mode mixte.
Croisière	Vanne du 4ème étage complètement ouverte pour minimiser la consommation du carburant.
Descente	Écoulement bas du 9ème étage pour protéger contre les frottements.

III.3. CONTROLE ACTIF DE JEU TURBINE BASSE PRESSION :

III.3.1. DESCRIPTION (Fig.21) :

Le système de contrôle actif de jeu turbine basse pression LPTACC contrôle le jeu des extrémités des aubes de la turbine BP. Le système LPTACC augmente ou diminue la quantité d'air provenant du flux secondaire et qui est dirigée au carter de la turbine BP pour le refroidir. Le refroidissement du carter de la turbine BP contrôle la dilatation thermique qui tient le jeu avec les extrémités des aubes LPT au minimum, et cela augmente le rendement du carburant.

Le système LPTACC a les composants suivant :

- La vanne LPTACC.
- La conduite d'air LPTACC.
- La tuyauterie LPTACC

III.3.2. EMBLACEMENT DES COMPOSANTS (Fig.22) :

Les composants du système LPTACC sont sur le coté droit du carter du compresseur HP du moteur. La position horaire de chaque composant est :

- La vanne LPTACC 4 : 00
- La conduite d'air LPTACC 4 : 00

L'air entre dans le système LPTACC par une porte d'admission qui est connectée à la vanne LPTACC. La porte d'admission est située sur la paroi intérieure de la décharge du fan, sa position horaire est de 4 : 00 .

La conduite d'air LPTACC connecte la vanne LPTACC au tuyauterie LPTACC. La tuyauterie LPTACC entoure le carter de la turbine BP.

Pour avoir l'accès aux composants du système LPTACC, il faut ouvrir le capot droit du fan et les reverses .

III.3.3. LA VANNE LPTACC (Fig.23) :

La vanne LPTACC contrôle la quantité d'air provenant du flux secondaire qui est dirigé au carter turbine BP. La tuyauterie LPTACC envoie l'air du fan aux tubes injecteurs qui entourent le carter BPT, ces tubes injecteurs sont munis des trous qui dirigent l'air du fan sur le carter BPT. La conduite d'air LPTACC connecte la vanne et la tuyauterie.

La vanne LPTACC est modulaire, elle fonctionne avec la pression hydraulique du carburant et elle a ces composants :

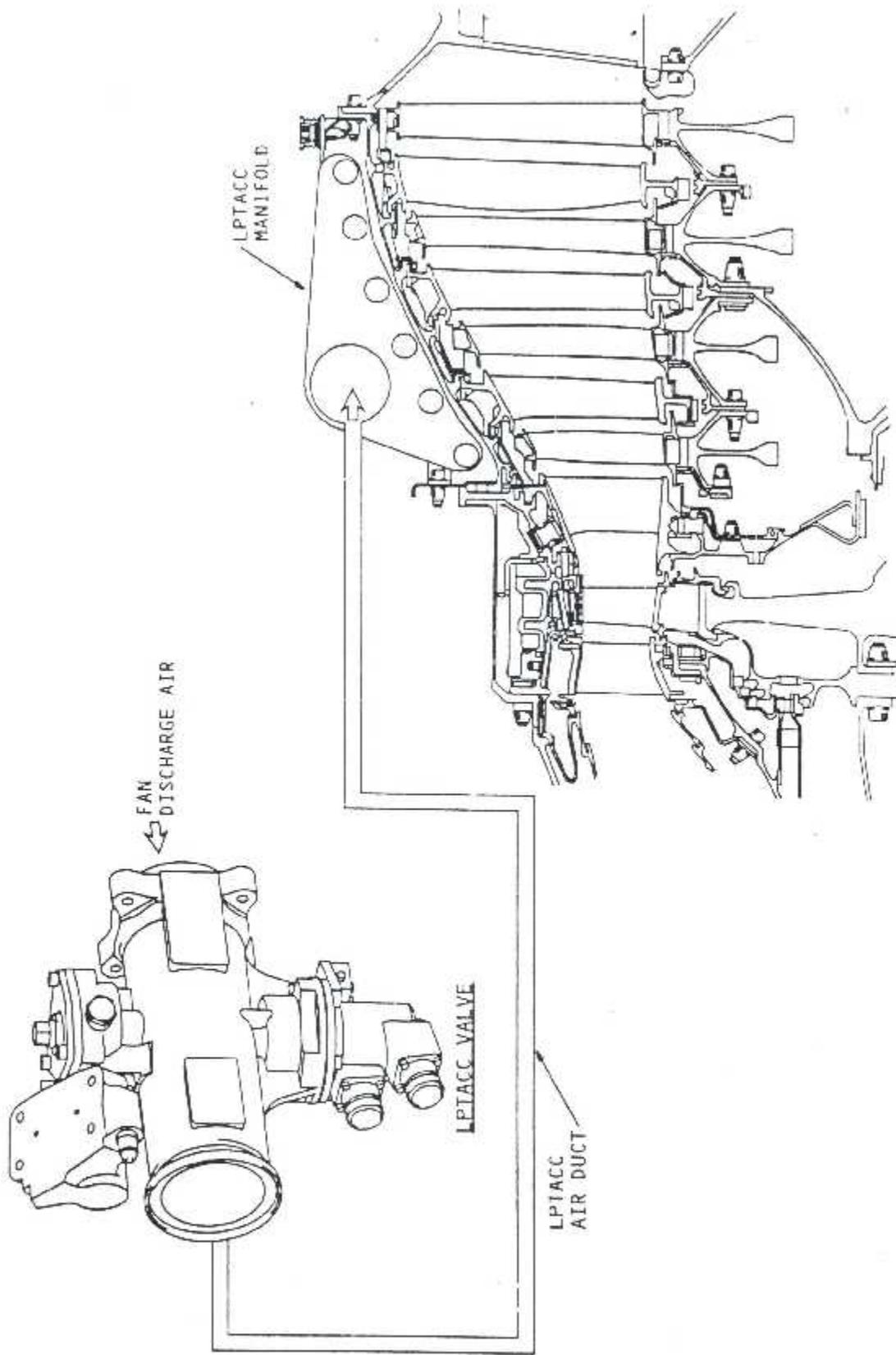


Fig.21 DESCRIPTION DU CONTROLE DE JEU DE LA TURBINE BASSE PRESSION (LPTACC)

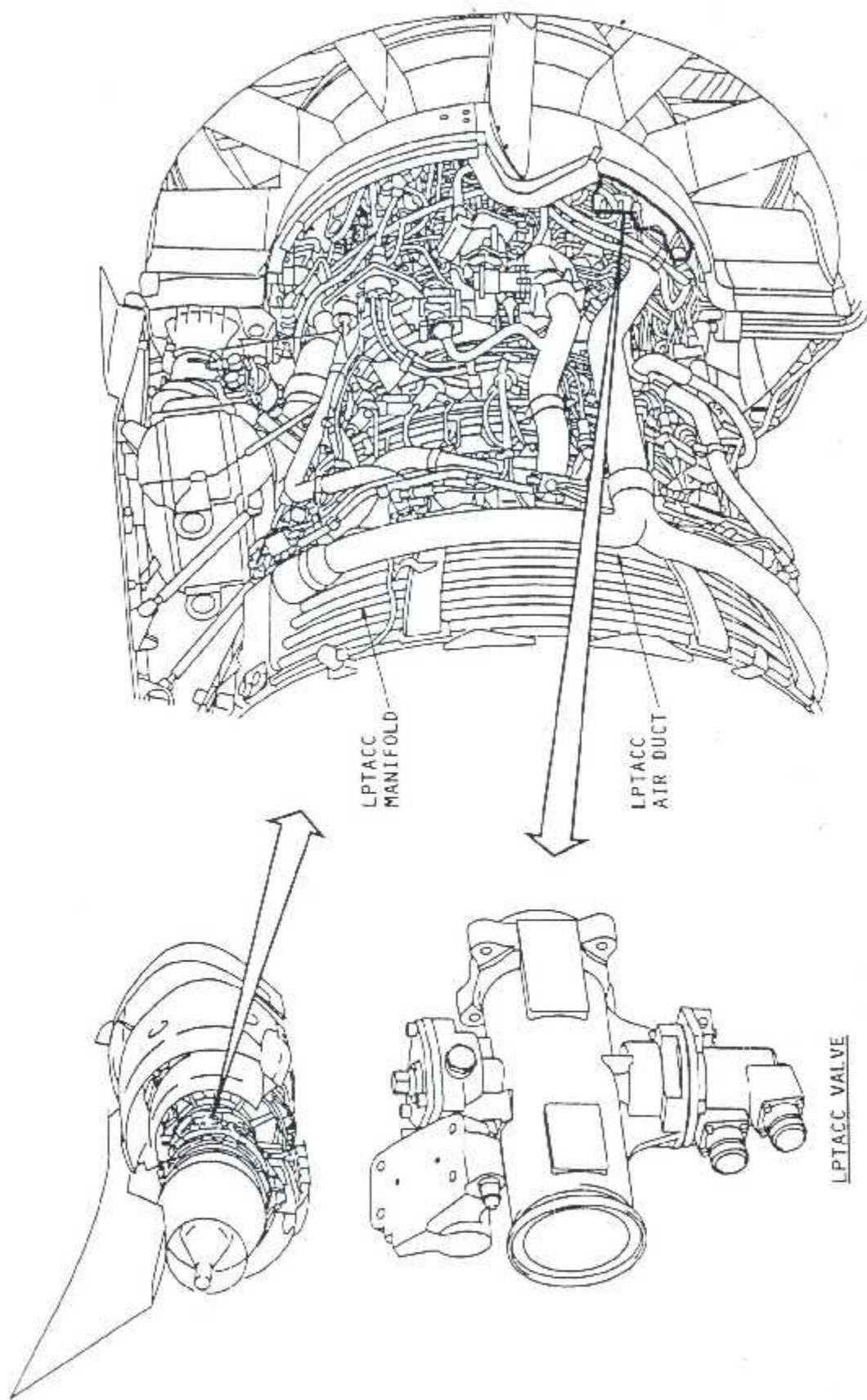


Fig.22 EMBLACEMENT DES COMPOSANTS DU SYSTEME (LPTACC)

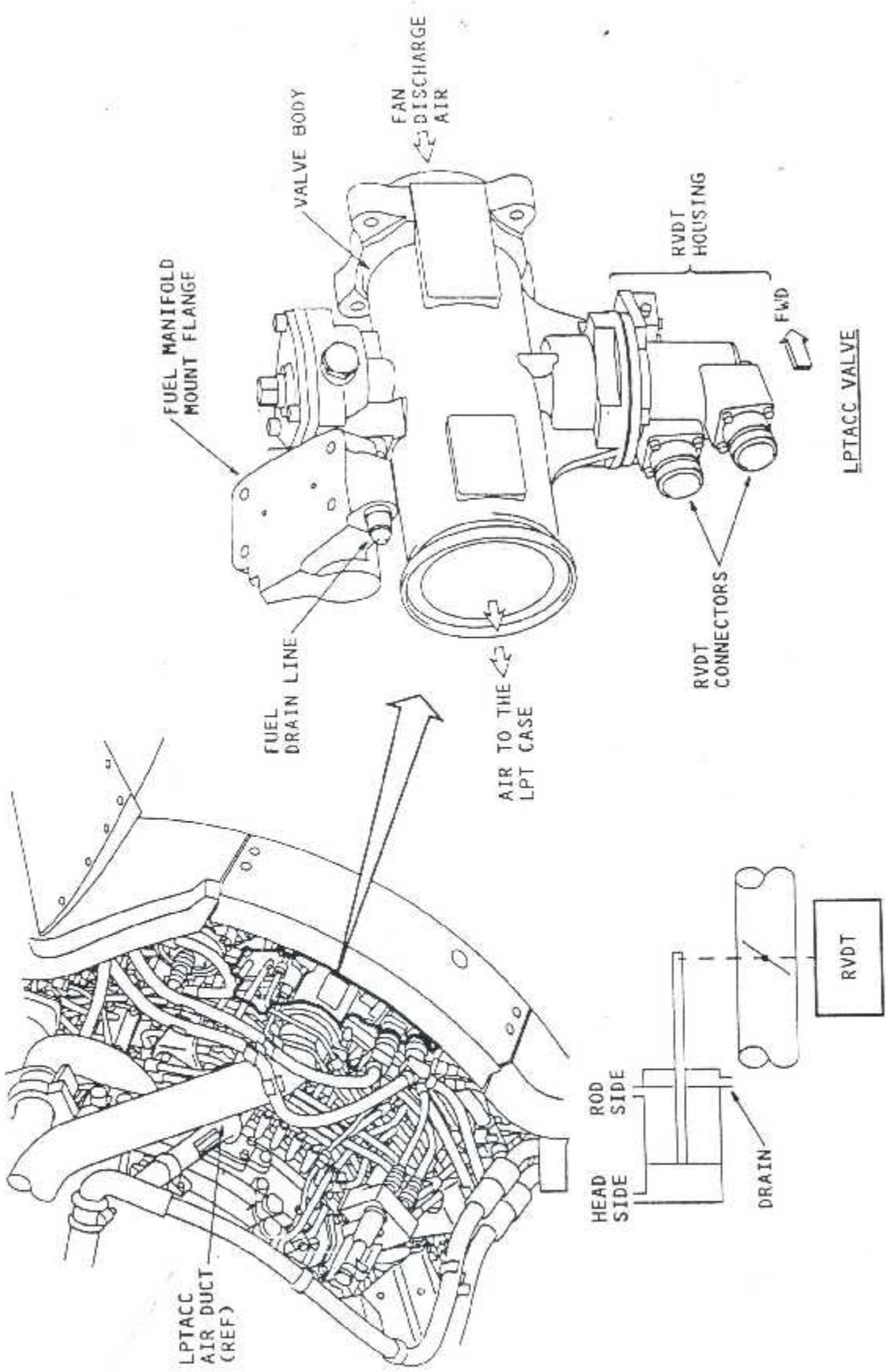


Fig.23 LA VANNE DU SYSTEME (LPTACC)

- La structure de la vanne
- Le logement du transformateur différentiel variable rotative (RVDT)
- Les deux 02 connecteurs RVDT
- Montage des boudins des tuyauteries hydrauliques
- Connexions de la ligne de drainage
- Vérin de commande LPTACC
- Papillon de la vanne

Le vérin et le papillon de la vanne sont dans la structure de cette dernière.

Le vérin de la vanne LPTACC a un piston hydraulique qui reçoit, soit du côté tête (HEAD SIDE) ou du côté tige (ROD SIDE) de ces connexions des ordres de commande hydraulique de la HMU pour contrôler la position du papillon de la vanne, donc l'écoulement d'air du fan qui se dirige vers la tuyauterie LPTACC, le signal de position du papillon est transmis à la EEC par deux RVDT.

La pression hydraulique de la HMU est délivrée au deux orifices de connexions hydrauliques du vérin, soit l'orifice du côté tête ou celui du côté tige de ce dernier. L'orifice qui reçoit la pression hydraulique du carburant en premier, détermine la direction du piston du vérin (soit vers la fermeture ou vers l'ouverture), tandis que le débit de cette pression détermine la distance à parcourir.

La pression reçue de l'orifice qui est du côté tête du piston actionne la vanne LPTACC vers l'ouverture suivant le réglage de la position voulue. Et vice-versa, la pression reçue de l'orifice qui est du côté tige du vérin actionne la vanne vers la fermeture, suivant le réglage de la position voulue, et ceci en fonction du débit de la pression fournie de la HMU et commandée par la EEC.

Le vérin a une porte de drainage du carburant afin de permettre l'évacuation du carburant qui fuit des joints de l'arbre.

III.3.4. FONCTIONNEMENT (Fig.24) :

La EEC utilise ces données pour contrôler la LPTACC VALVE :

- La pression d'air totale (PT)
- La pression d'air statique (P0)
- La température d'air totale (TAT).
- La vitesse de rotation de l'attelage basse pression (N1).
- La température des gaz d'échappement (EGT ou T 49.5).

La EEC calcule le jeu des extrémités des aubes de la turbine BP en se basant sur les données d'avion et du moteur citées en dessus. En générale, l'écoulement d'air du système LPTACC augmente quand les paramètres utilisés augmentent.

III.3.4.1. LE CAPTEUR DE TEMPERATURE (EGT) :

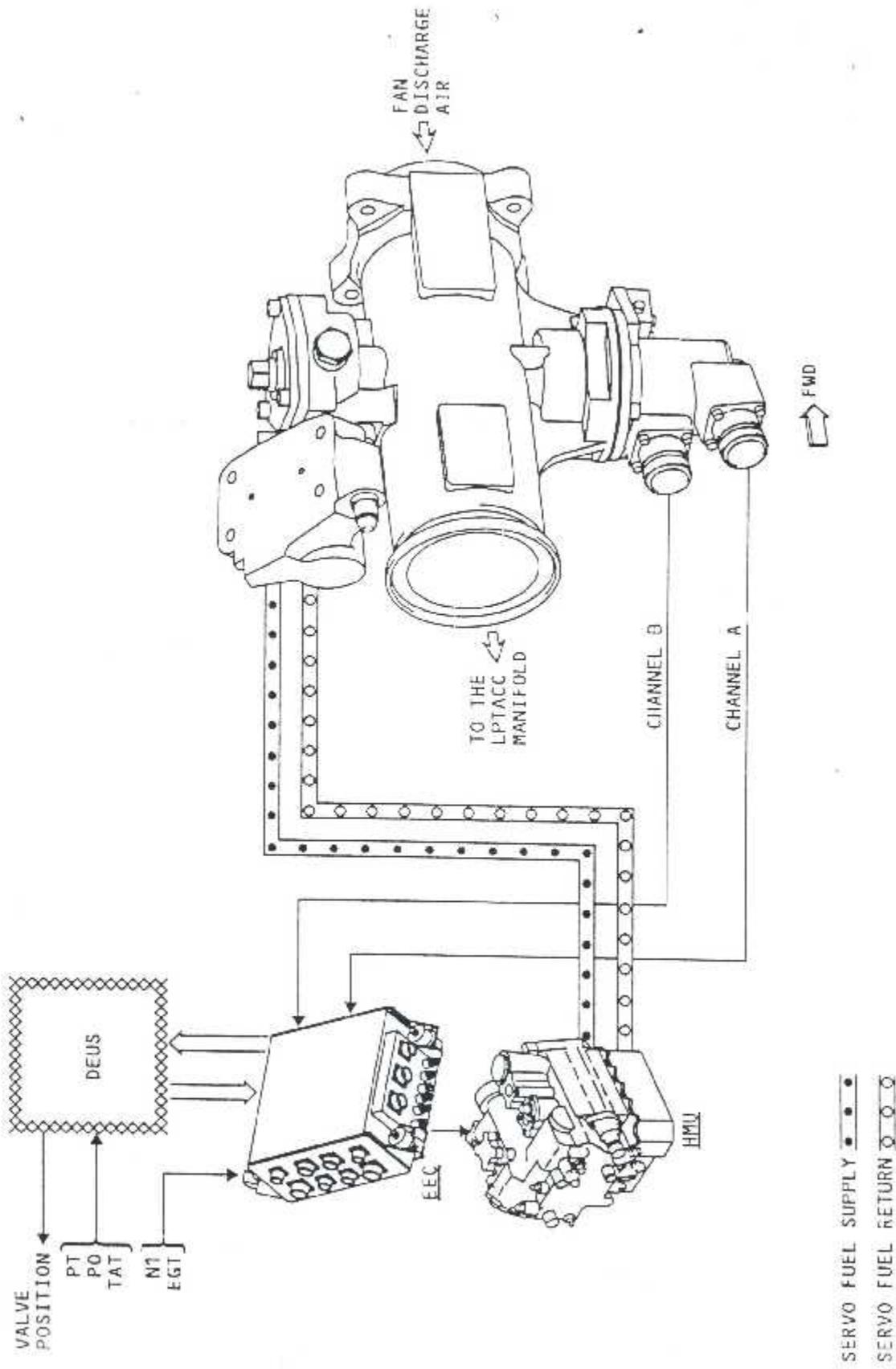


Fig.24 DESCRIPTION DU FONCTIONNEMENT DU SYSTEME (LPTACC)

Le système EGT ou $T_{19,5}$ de la température des gaz d'échappement se compose de 08 thermocouples et 04 harnais électrique, chaque harnais électrique se connecte à deux thermocouples par le biais d'une boîte à jonctions. Les extrémités des thermocouples sont positionnés sur le côté extérieure de la 2ème étage de la turbine BP, les harnais électriques se connectent à la EEC. L'EGT a le rôle de surveiller la température des gaz d'échappement de la sortie du 2ème étage de la turbine BP et envoyer un signal électrique à la EEC pour l'indication et le contrôle.

III.3.4.2. CONTROLE :

Le système LPTACC opère automatiquement, la EEC utilise les données obtenues de P0, PT et TAT par L'ADIRU à travers la DEU et obtient N1 et EGT par les sondes du moteur, ces données sont utilisées par la EEC pour contrôler la quantité d'air qui provient de la décharge du fan et qui est dirigée au carter de la turbine BP. Pour cela la EEC envoie un signal à la HMU qui transmet à son tour un signal hydraulique pour actionner le piston qui se trouve à l'intérieure du vérin de la vanne LPTACC, ce piston est connecté mécaniquement au papillon de la vanne de décharge du fan. La sortie du piston du vérin provoque la rotation du papillon de la vanne et permet ainsi l'ouverture de cette dernière, alors que la rétraction du piston entraîne le mouvement de rotation du papillon dans l'autre sens et provoque la fermeture de la vanne LPTACC.

La vanne LPTACC a deux RVDT, qui sont utilisés par la EEC pour avoir la position du vérin LPTACC, l'un des deux RVDT envoie le signal au canal A de la EEC, tandis que l'autre envoie le signal au canal B.

CHAPITRE : IV CHAPITRE : IV

SYSTEME ANTI-POMPAGE

SYSTEME ANTI-POMPAGE

IV.1. INTRODUCTION :

IV.1.1. ROLE DU COMPRESSEUR :

Le compresseur est un élément qui a pour rôle d'augmenter la pression du fluide afin de le ramener dans les conditions minimale d'inflammation du mélange. Un compresseur est constitué d'une partie mobile appelé « Rotor » est une partie fixe appelé « Stator », le rotor fournit une énergie cinétique au fluide qui sera transformé en énergie de pression dans le stator.

IV.1.2. COURBES CARACTERISTIQUES D'UN COMPRESSEUR :

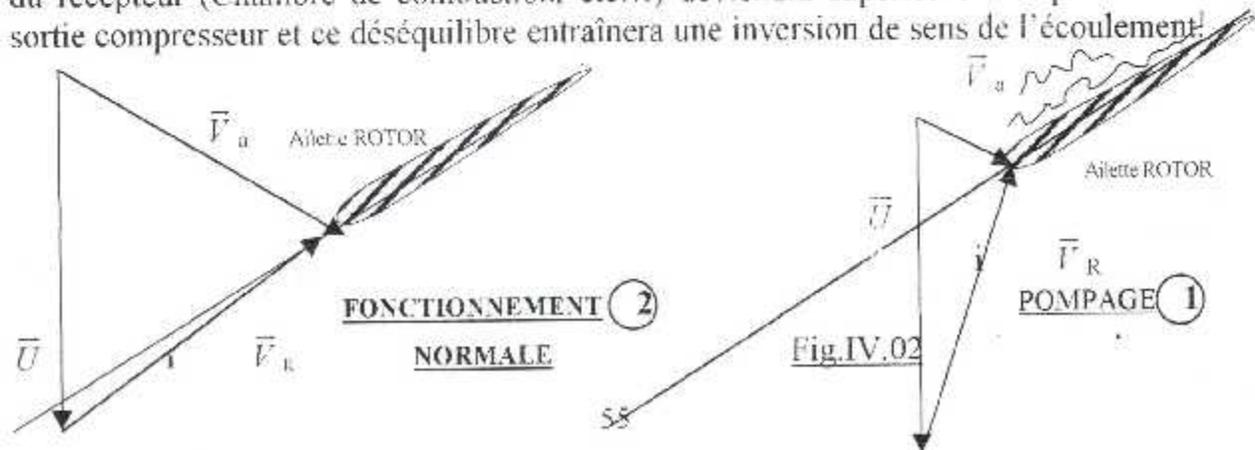
Chaque compresseur possède ces propre courbes caractéristiques de fonctionnement qui portent le nom « iso-rotation », qui sont obtenues à partir des résultats sur banc d'essai nous permettons d'avoir le taux de compression $\tau = P_2/P_1$ en fonction du débit d'air pour différents régimes de rotation

On représente aussi sur le même diagramme, les courbes « iso-rendement » pour différents régimes du compresseur. Les iso-rendements élevés ce trouvent pour des taux de compressions élevés (voir Fig.IV.01)

IV.1.3. LE POMPAGE (Fig.IV.02) :

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 d'écoulement dans le compresseur diminue, nous voyons que la vitesse d'entraînement \vec{U} conserve le même module, même direction et même sens, par contre le module de la vitesse absolu \vec{V}_a diminuera et l'orientation de la vitesse relative \vec{V}_R sera différente. 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, etc...) deviendra supérieure à la pression de sortie compresseur et ce déséquilibre entraînera une inversion de sens de l'écoulement!



IV.1.4. LIGNE DE POMPAGE :

La ligne de pompage apparaît lorsqu'on réduit trop le débit, et ceci on rejoignant les points définissant le décrochage dans chaque régime. Cette ligne complète le diagramme des caractéristiques du compresseur (Fig.IV.01).

IV.1.5. LIGNE D'ADAPTATION :

L'équilibre de puissance turbine-compresseur pour chaque régime moteur correspond à un couple de valeur de débit et de rapport de compression pour lequel l'équilibre est satisfait c'est-à-dire lorsque la puissance turbine est égale à la puissance compresseur plus la puissance prélevée par les accessoires, la jonction de ces points définit ce qu'on appelle la ligne d'adaptation (Fig.IV.01).

IV.1.6. LIMITATIONS DUES A LA CHAMBRE DE COMBUSTION :

Pour que la combustion puisse s'entretenir il faut que le dosage soit compris dans les limitations inférieures et supérieures de combustion, c à d, Riche en carburant/Pauvre en carburant, déterminé pour un couple de débit et rapport de pression. La jonction des points définissent respectivement la ligne extinction pauvre, extinction riche, en remarque que l'extinction riche est au dessus de la ligne de pompage (Fig.01).

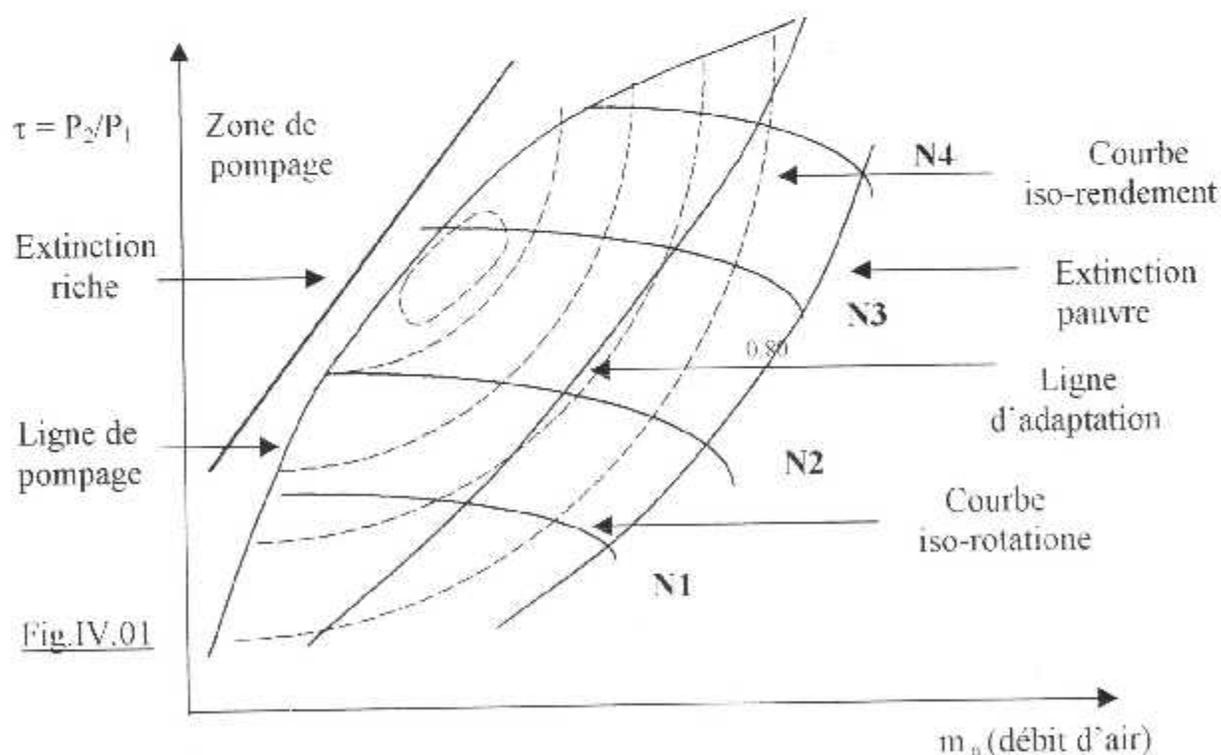


DIAGRAMME DES COURBES DU COMPRESSEUR

On voit que le rendement augmente lorsque l'on se rapproche de la ligne de pompage. Les constructeurs chercheront donc à faire fonctionner le compresseur dans

ces zones de rendements élevés, mais encore faut-il ne pas risquer de tomber dans la zone de pompage.

IV.1.7. LES CONSEQUENCES DU POMPAGE :

a. Mauvaise alimentation en air de la chambre :

D'où :

- Augmentation de la température turbine (Risque de surchauffe).
- Perte de poussée.
- Risque d'extinction.

b. Vibrations :

D'où risque de formation de criques et éventuellement rupture de pièces.

IV.1.8. LES CAUSES DU POMPAGE :

En ce qui concerne les causes du pompage, on distingue essentiellement les causes suivantes :

- Faible régimes
- Le pompage sur reprise ou obstruction thermique
- Condition de vol

IV.1.8.1. FAIBLES RÉGIMES :

Le compresseur étant prévu pour fonctionner à des régimes proches du régime maximal, ceci provoque des perturbations aux faibles régimes qui peut engendrer le pompage à cause de l'évolution de V_a qui n'est pas constante, il en résulte un angle d'incidence « i » trop élevé ce qui provoque un décollement des filets d'air sur l'extrados des ailettes.

IV.1.8.2. LE POMPAGE SUR REPRISE OU OBSTRUCTION THERMIQUE :

Ce type de pompage se rencontre lorsqu'on fait apport trop important de carburant dans la chambre de combustion. En effet, la commande de poussée est en relation directe avec le débit carburant, si le pilote accélère brusquement le débit carburant va augmenter, ainsi que la quantité de chaleur apportée dans la chambre de combustion. Cette augmentation de température se traduit par une obstruction à la sortie compresseur, c'est-à-dire une diminution du débit d'air pouvant entraîner un pompage.

Pour remédier à ceci, le constructeur place, entre l'arrivée carburant dans les injecteurs et la commande de poussée, un régulateur ayant pour but de doser l'apport de carburant afin que lors d'une accélération le point de fonctionnement reste dans la

zone de fonctionnement stable, qui se nomme le « Limiteur d'accélération et de décélération », car, il protège aussi le moteur contre une extinction pauvre.

IV.1.8.3. CONDITIONS DE VOL :

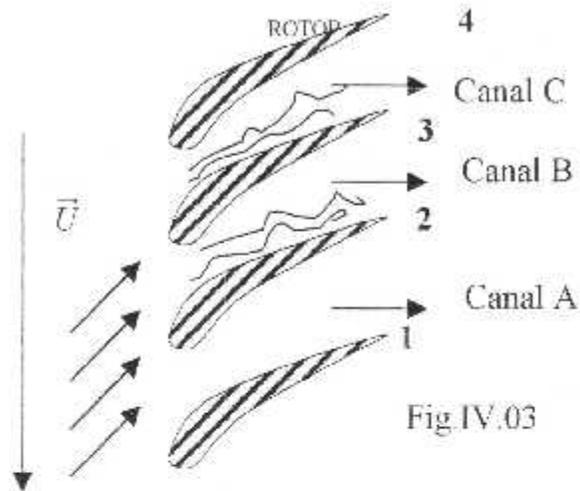
On distingue trois conditions de vol ayant des origines diverses qui peuvent provoquer un pompage.

a. Le pompage tournant (Fig.IV.03) :

Précédemment, nous avons supposé que l'entrée d'air fournissait un profil de vitesse homogène du compresseur, or dans certains cas il peut régner une hétérogénéité provoquant un décrochage local sur certaines aubages du premier étage

Supposons que les aubes (2) et (3) décrochent, les canaux B et C s'obstruent complètement, ils ne débitent pas,

alors que le débit totale à l'entrée reste inchangé. Cette chute de débit modifie les incidences locales des aube (2) et (4). L'incidence de l'aube (2) diminue alors que celle de (4) croit. L'aube (4) décroche à son tour alors que l'aube (2) raccroche. La zone de décrochage se déplace, le sens de déplacement de décrochage par rapport au stator est au sens inverse de rotation du rotor.



La vitesse de déplacement de la zone est en réalité plus faible que le nombre de tours par minute du rotor et est voisine de $N/2$.

b. L'influence de la température :

Une montée en altitude ou une augmentation d'altitude ($Z \nearrow$) s'accompagne d'une diminution simultanée de la température à l'entrée du compresseur et du débit (m_a). On a la relation suivante :

$$\bullet \quad \rho = \rho_0 \frac{20-Z}{20+Z} \quad (IV.1)$$

Avec :

- ρ : La masse volumique de l'air à une altitude Z (Kg/m^3)
- ρ_0 : La masse volumique de l'air au niveau de la mer ($Z=0$)
- Z : Altitude

$$\bullet \quad m_a = \rho S V \quad (IV.2)$$

Avec :

- m_a : Débit masse d'air
- S : Surface d'écoulement d'air
- V : Vitesse de l'écoulement d'air

Nous remarquons que lorsque : $Z \nearrow \Rightarrow \rho \searrow \Rightarrow m_a \searrow$, cette diminution de débit pouvant conduire au pompage.

c. Effet de la viscosité :

Durant les différentes études l'air est supposé un fluide parfait, mais l'air est un fluide visqueux.

A cause des forces de frottements de l'air, le profil de vitesse s'annule aux parois de l'ailettes provoquant ainsi une importante diminution de vitesse et de pression, tandis que la zone de fluide se situant au milieu des parois des ailettes reste active.

Ce type de décollement est d'autant plus fort que la viscosité cinématique est élevée qui croit avec Z pouvant entraîner un pompage en altitude, pour remédier à ce phénomène le pilote doit réduire les gaz et descendre à un niveau plus bas.

d. Influence de l'entrée d'air :

Il y a deux cas de décrochage aérodynamique rencontrés, l'un au fortes incidences l'autre en dérapage important.

Les deux cas précédents entraînent un pompage par diminution de débit d'air et du taux de compression et se rencontrent surtout sur les avions militaires qui évoluent aux hautes altitudes (épaissement des couches limites) ou à des incidences élevées.

IV.1.9. REMEDES :

On a vu donc que le pompage est un phénomène dangereux, il peut aller jusqu'à causer la perte de la poussée et par suite l'arrêt du moteur. Pour remédier à ce phénomène, les constructeurs ont conçu des différents systèmes de régulation anti-pompage.

Dans ce chapitre on va décrire le système anti-pompage qui équipe le **CFM56-7B**. Afin d'assurer cette tâche le système est munis de ces dispositifs suivants

- Vannes de décharge (VBV : Variable Bleed Valve)
- Aubages stator à calage variable (VSV : Variable Stator Valve)
- Vannes de décharge et de transition (TBV : Transient Bleed Valve)

IV.2. LES AUBAGES STATOR A CALAGE VARIABLE (VSV) :

IV.2.1. GENERALITES:

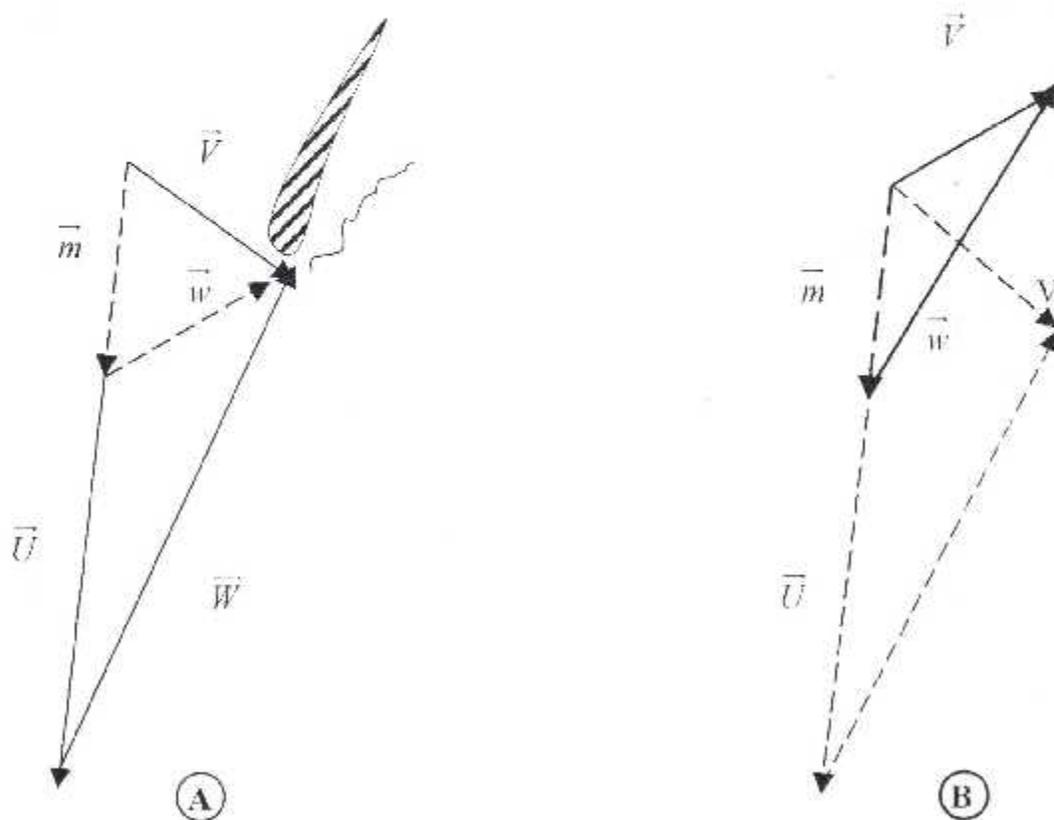
Le système de stator à calage variable (VSV) est utilisé de telle manière à maintenir un écoulement laminaire de l'air à travers le compresseur aux différents régimes de fonctionnement, dans de larges variations des vitesses, altitude et température. Le système de stator à calage variable assure ses fonctions en contrôlant la position angulaire des dispositifs suivants :

- Les aubes de prérotation à calage variable (IGV)
- Les aubes de stator à calage variable qui sont portées sur les trois premiers étages du compresseur HP (Fig.25).

IV.2.1.1 Les aubes de prérotation à calage variable (IGV) :

Appelé aussi aubage directeur d'entrée à calage variable, ces aubes sont montées à l'entrée d'air du compresseur HP.

Le compresseur est prévu pour fonctionner à des régimes très proches de son régime maximal, il s'ensuit qu'aux faibles régimes, le fonctionnement s'en trouve perturbé.



RETABLISSEMENT DU BON FONCTIONNEMENT AUX BAS REGIMES

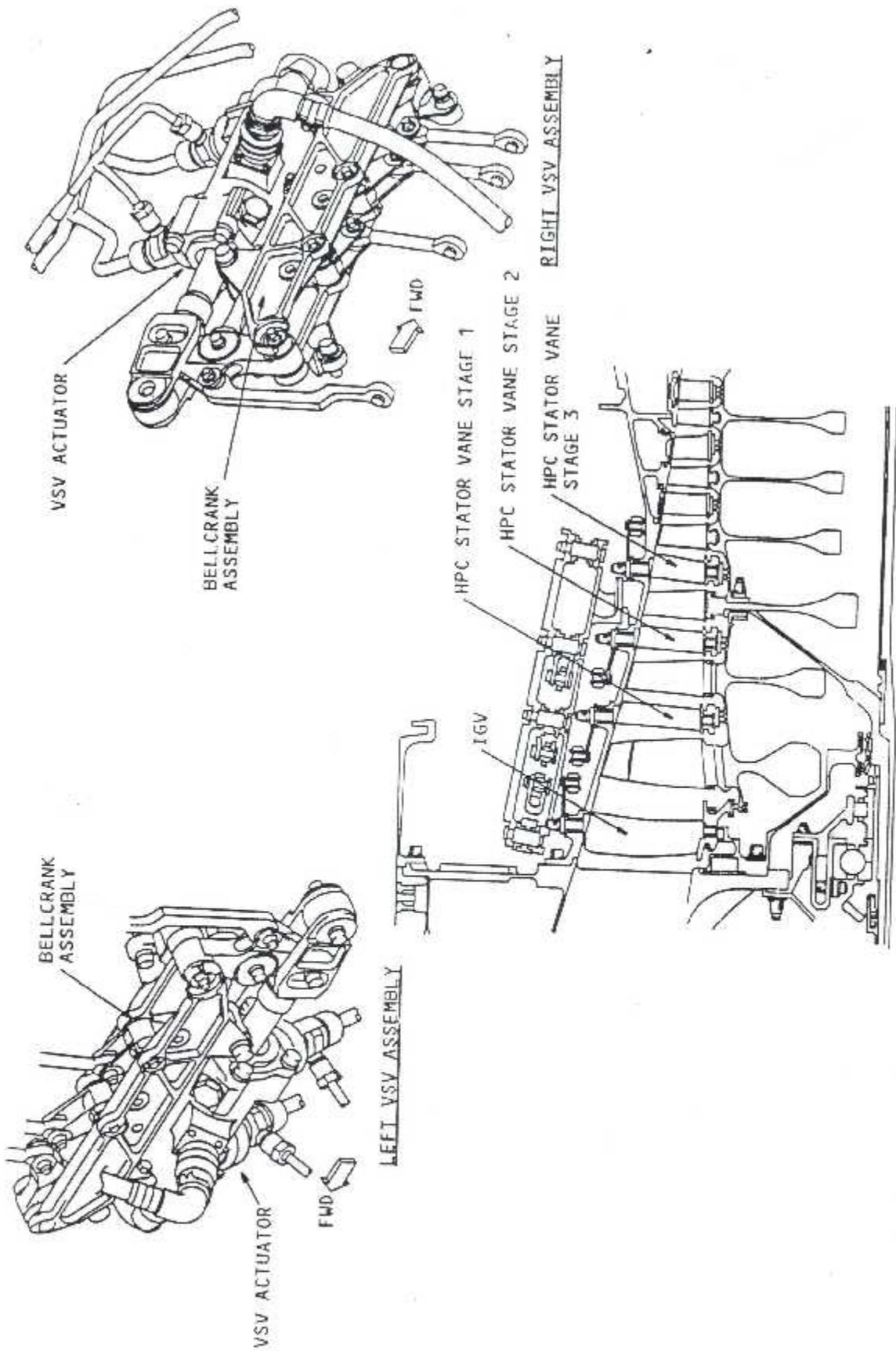
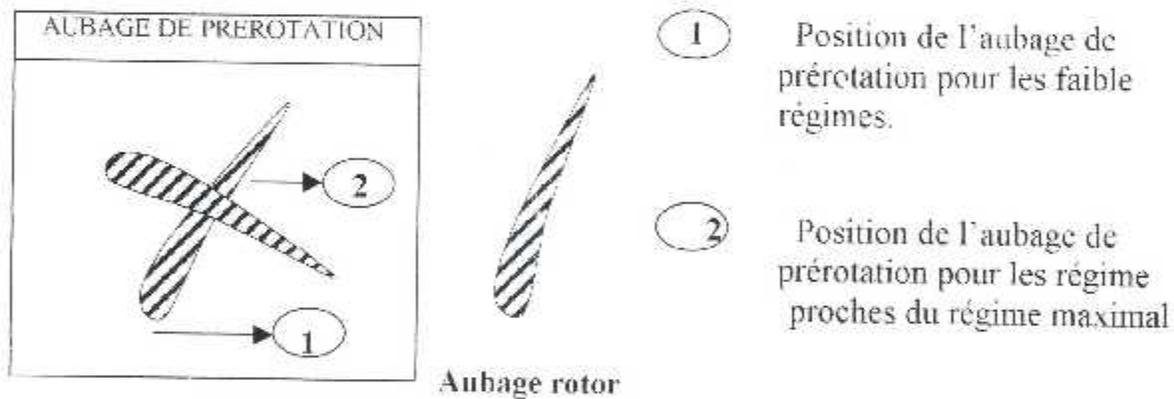


Fig.25 DESCRIPTION DE STATORS A CALAGE VARIABLE (VSV)

Sur la figure **A** est représenté le diagramme rotor ou nous remarquons que, pour une vitesse d'entrée \bar{V} et pour une vitesse \bar{U} (correspondant à un régime voisin de N_{max}), le fonctionnement est correct. A même vitesses d'entrée \bar{V} , si l'on diminue trop \bar{U} , soit \bar{m} les filets d'air se présentent avec une incidence trop fortement négative, ceux-ci décrochent entraînant un pompage.

Afin de rétablir un bon fonctionnement aux bas régimes, le constructeur interpose avant le premier rotor, un aubage de prérotation. Son but est de modifier la direction du vecteur vitesse absolu sans trop en changer le module, afin de rétablir un fonctionnement correct. On trouve donc devant le premier rotor une grille d'aubes dont le calage varie en fonction de la vitesse de rotations du rotor. Sur la figure **B** nous remarquons :

- Aux forts régimes $\bar{U} - \bar{W} = \bar{V}$
 - Aux faibles régimes $\bar{m} + \bar{w} = \bar{V}$
- Avec $\bar{V} = \sqrt{V^2}$



- ① Position de l'aubage de prérotation pour les faible régimes.
- ② Position de l'aubage de prérotation pour les régime proches du régime maximal

IV.2.1.2. Aubages de stator à calage variable :

Afin d'améliorer les performances du compresseur HP, on y installe des stators à calage variable. Le fonctionnement de ces stators est identique au aubages de prérotation, ils permettent de dévier \bar{V}_0 en fonction du nombre de tours par minute pour adapter un fonctionnement optimal à tous les régimes et ceci en conservant la valeur de l'angle d'incidence de l'écoulement aérodynamique par rapport aux ailettes du compresseur constante.

• Le système VSV à les composants suivants (Fig.25) :

- Deux vérins de commande des VSV
- Deux barres à leviers de commande
- Quatre anneaux de commande

- Stator à calage variable

IV.2.2. EMBLACEMENT DES COMPOSANTS (Fig.26) :

Les vérins de commande des VSV sont montés sur les cotés droit et gauche du moteur sur le compresseur HP dont leurs positions horaires sont 2 : 00 et 8 :00, chaque vérin est monté sur une barre à leviers de commande. Lorsque la tige du piston du vérin sort elle provoque l'ouverture des VSV et lorsqu'elle entre provoque leurs fermetures.

Les composants du système VSV qui entourent et pénètrent à l'intérieure du carter compresseur HP sont :

- Les quatre anneaux de commande
- Les aubes de prérotation à calage variable
- Le stators à calage variable des trois premiers étages

Pour avoir accès au composants du système VSV, il faut ouvrir le capot du fan et des reverses.

IV.2.3. DESCRIPTION DU VERIN DE COMMANDE DES VSV (Fig.27) :

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

Le vérins du système VSV est de type « vérin à piston », munis de deux connections hydrauliques (coté tige du piston et coté tête) qui le relis à la HMU, à travers ces connections la HMU envoie un signale hydraulique de commande afin d'actionner la tige du piston du vérin qui provoque lors de sa sortie le mouvement du levier de commande qui est connecté directement à la tige du piston du vérin, cela entraîne les trois autres leviers restants car les quatre leviers se relieent entre eux par l'intermédiaire de la barre de commande qui transmet le mouvement, le deuxième vérin opère de la même façon. Chaque levier d'une même rangée d'aube est relié à un anneau de commande, les quatre anneaux de commandes des VSV sont entraînés par deux barres à leviers de commande disposées de chaque coté du compresseur pour enfin actionner les IGV et les VSV qui fonctionnent au même temps et de la même façon.

Comme le fonctionnement des vérins du dispositif de contrôle de jeu turbine, la pression hydraulique de la HMU est délivrée aux deux orifices de connections hydrauliques de chaque vérins de commande des VSV, ceux des cotés têtes ou ceux des cotés tiges de ces derniers. L'orifice qui reçoit la pression hydraulique du carburant en premier, détermine la direction du piston du vérin, tandis que le débit de cette pression détermine la course de ce derniers, même direction et même sens pour le deuxième piston qui opère de la même façon que le premier.

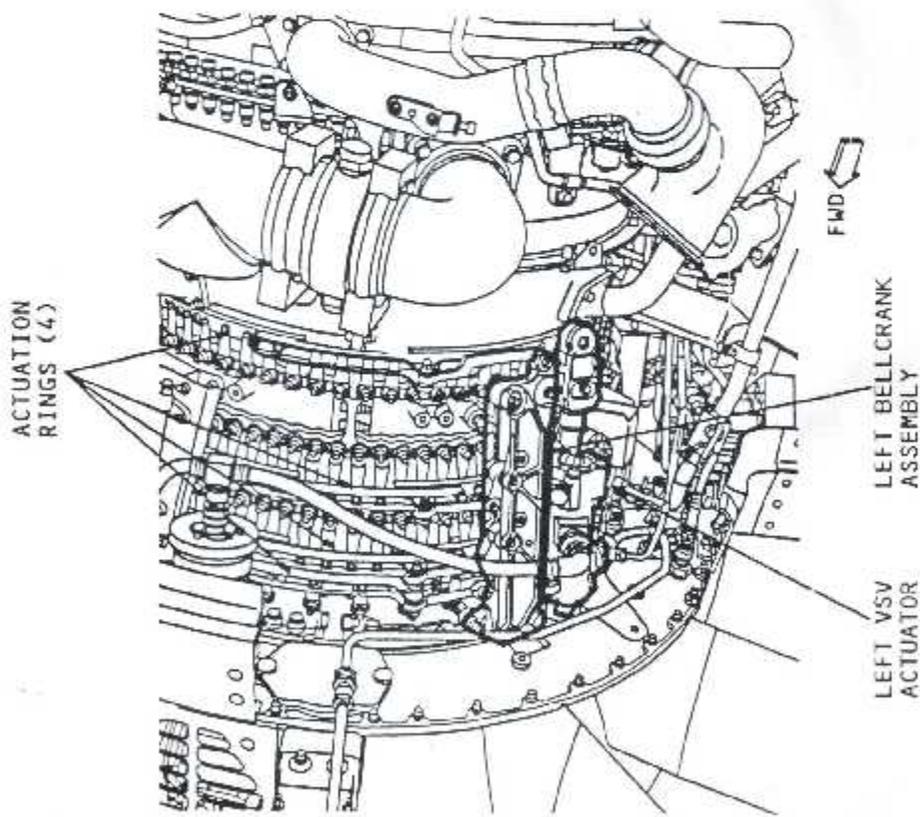
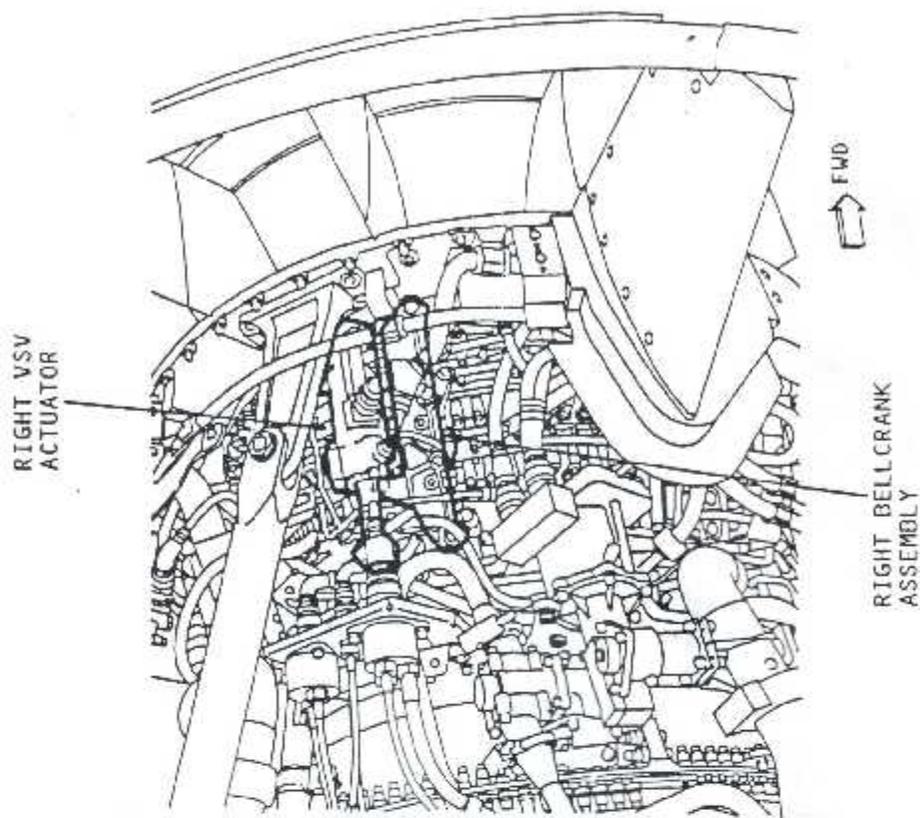


Fig.26 EMBLACEMENT DES COMPOSANTS DU SYSTEME (VSV)

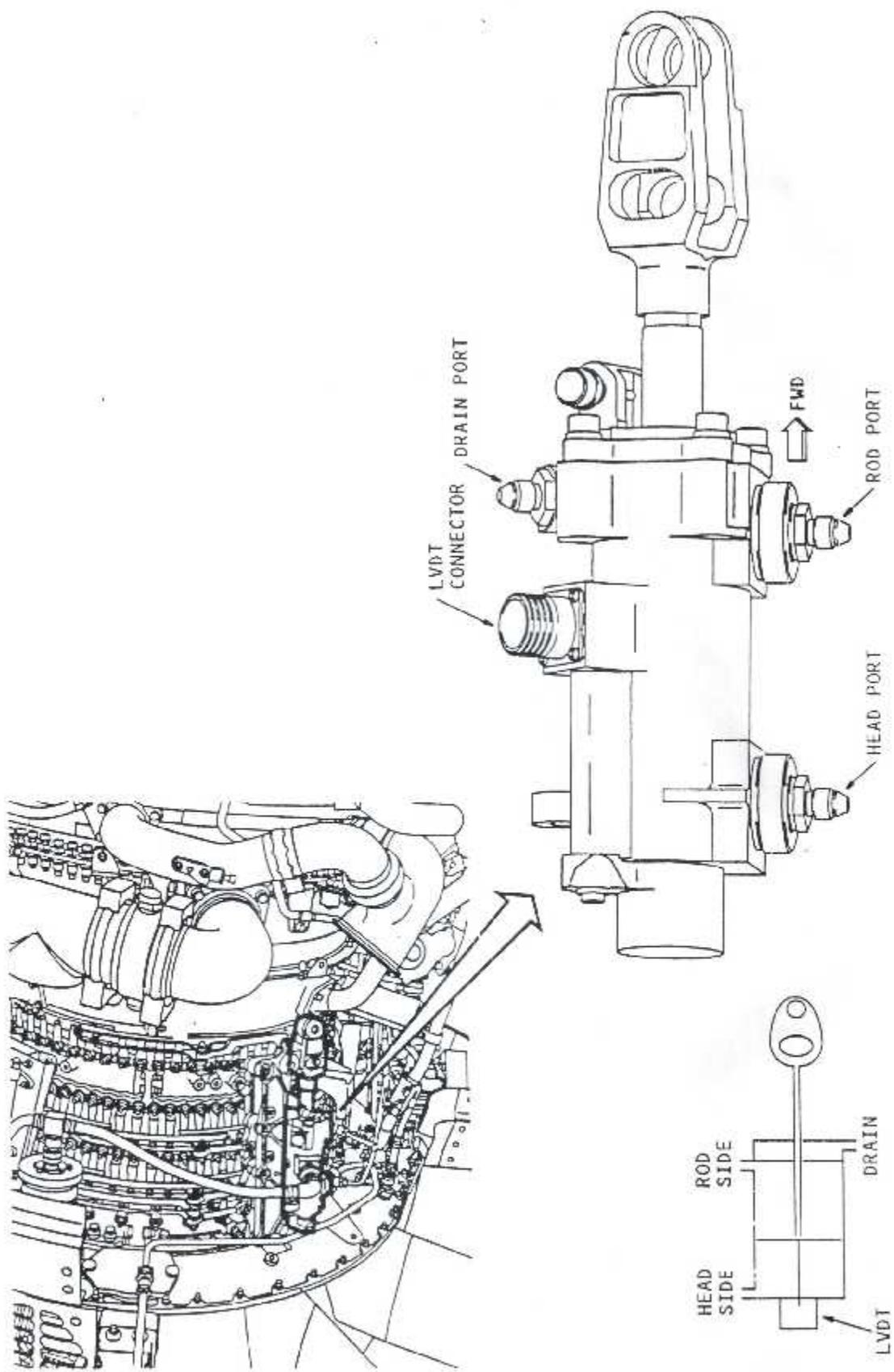


Fig.27 LE VERIN DE COMMANDE DU SYSTEME (VSV)

La pression reçue de l'orifice qui est du côté tête du vérin actionne les VSV vers la fermeture suivant le réglage de position voulue. Et vice-versa, la pression reçue de l'orifice qui est du côté tige du vérin actionne les VSV vers l'ouverture suivant le réglage de position voulue, et ceci en fonction de du débit de la pression hydraulique (quantité du carburant) fournit par la HMU est calculé par la EEC, même procédure pour le deuxième vérin.

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

Le LVDT du vérin gauche est connecté au canal A de la EEC, tandis que le LVDT du vérin droit est connecté au canal B. Leurs rôle consiste de transmettre la position des VSV à la EEC.

IV.2.4. FONCTIONNEMENT (Fig.28) :

La EEC utilise les données en dessous pour calculer la position du stator à calage variable VSV

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

Le système VSV opère automatiquement, la EEC obtient les données de TAT, PT, et P0 de L'ADIRU à travers la DEU, les autres données sont obtenus des sondes du moteur. Ces paramètres sont utilisés pour calculer les commandes de position des VSV, pour cela la EEC envoie un signal à la HMU, qui envoie à son tour un signal hydraulique au deux vérins. Chacun de ces deux vérins est connecté à une barre de leviers de commande disposé de chaque côté du compresseur HP, les deux vérins et barres de commande opèrent ensemble pour actionner les VSV à travers les quatre anneaux de commande.

• MODE DES OPERATIONS :

A bas régime, le compresseur s'éloigne de son régime d'adaptation, l'angle de calage des aubes augmente progressivement pour conserver l'angle d'incidence rotor constant pour un régime N2 qui tourne au ralenti, les VSV sont en position « FERMES ».

Les VSV reviennent graduellement à leurs position fermés au basse altitude et au importante chute de température d'air (cas de givrage) TAT pour améliorer la stabilisée du moteur durant les conditions atmosphériques glaciale.

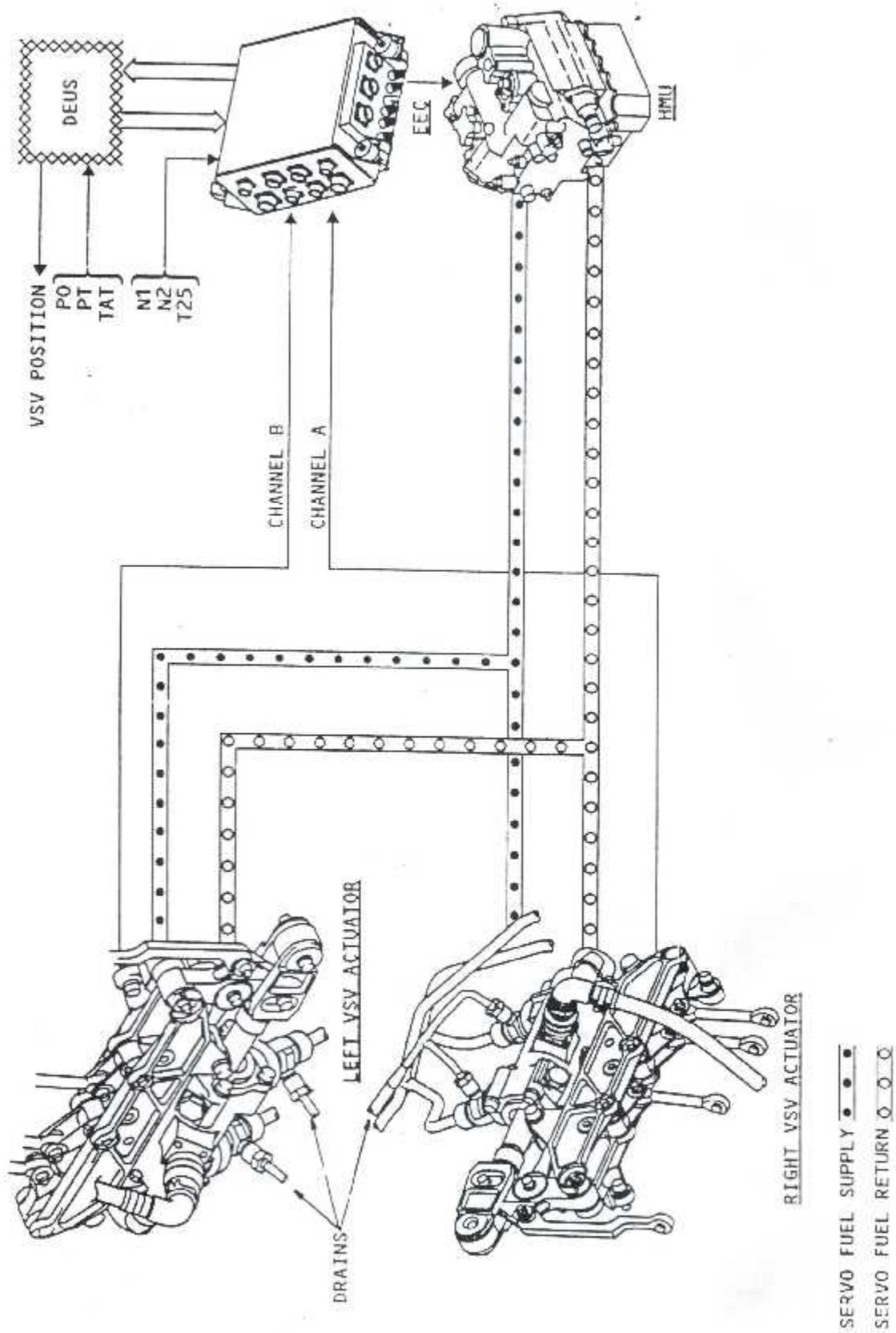


Fig.28 DESCRIPTION DU FONCTIONNEMENT DU SYSTEME (VSV)

A régime élevé, le compresseur fonctionne à un régime d'adaptation qui lui assure un rendement optimal, les VSV sont en position « OUVERTE ». Ils s'ouvrent progressivement quand N_2 augmente, et ils sont au maximum quand N_2 est supérieure à 95% de sa rotation maximale.

IV.3. LES VANNES DE DECHARGE (VBV) (Fig.29) :

IV.3.1. GENERALITES :

Le compresseur est dimensionné pour conserver la vitesse axiale ce qui veut dire que la vitesse axiale sortie compresseur est sensiblement égale à celle de l'entrée compresseur, et cela pour ne pas perturber l'écoulement et éviter le pompage de se produire. Afin de réaliser cette condition nécessaire pour le bon fonctionnement du compresseur, les constructeurs ont donné une convergence à la veine de passage de l'air (entre rotor et stator) $S_2 < S_1$. Au faible régime donc à une vitesse axiale faible, S_2 est trop faible pour conserver le débit à cause du phénomène de barrage dans les dernières étapes. Pour remédier à ce phénomène les constructeurs ont donc adapté des vannes de décharge qui éjectent l'air à l'extérieur lorsqu'elles sont ouvertes, et permettent ainsi de rétablir une vitesse axiale constante.

Le mécanisme des VBV permet d'effectuer une décharge d'air du compresseur BP vers l'écoulement de l'air secondaire, ceci afin d'éviter le décrochage de l'écoulement dans le compresseur BP durant les faibles régimes.

Durant l'atterrissage de l'avion au moment du fonctionnement des reverses, le système VBV empêche les matières indésirables comme l'eau et la grêle de pénétrer à l'intérieur du compresseur HP.

Le système VBV a les composants suivants :

- Deux 02 vérins de commande des VBV
- Un anneau de commande
- Dix 10 vannes de décharge et deux 02 vannes de décharge maîtresse

IV.3.2. EMBLACEMENT DES COMPOSANTS (Fig.30) :

Les vérins de commande droit et gauche des VBV sont montés sur la partie arrière du carter fan dont leurs positions horaires correspondants sont de 4 : 00 et 10 : 00

Les composants qui sont dans le carter fan sont :

- Les douze 12 vannes de décharge
- L'anneau de commande
- Les douze bielles

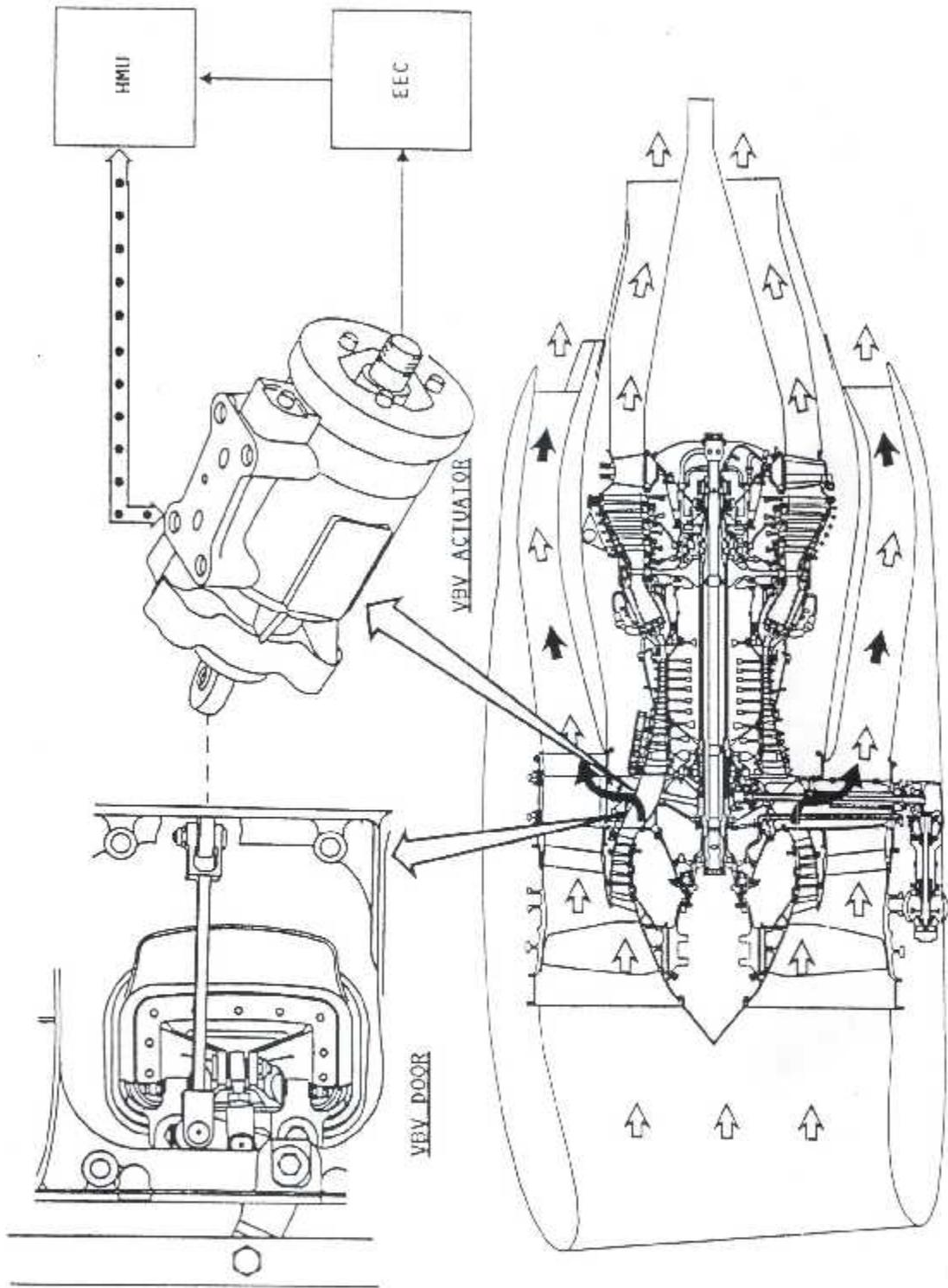


Fig.29 DESCRIPTION DES VANNES DE DECHARGE (VBV)

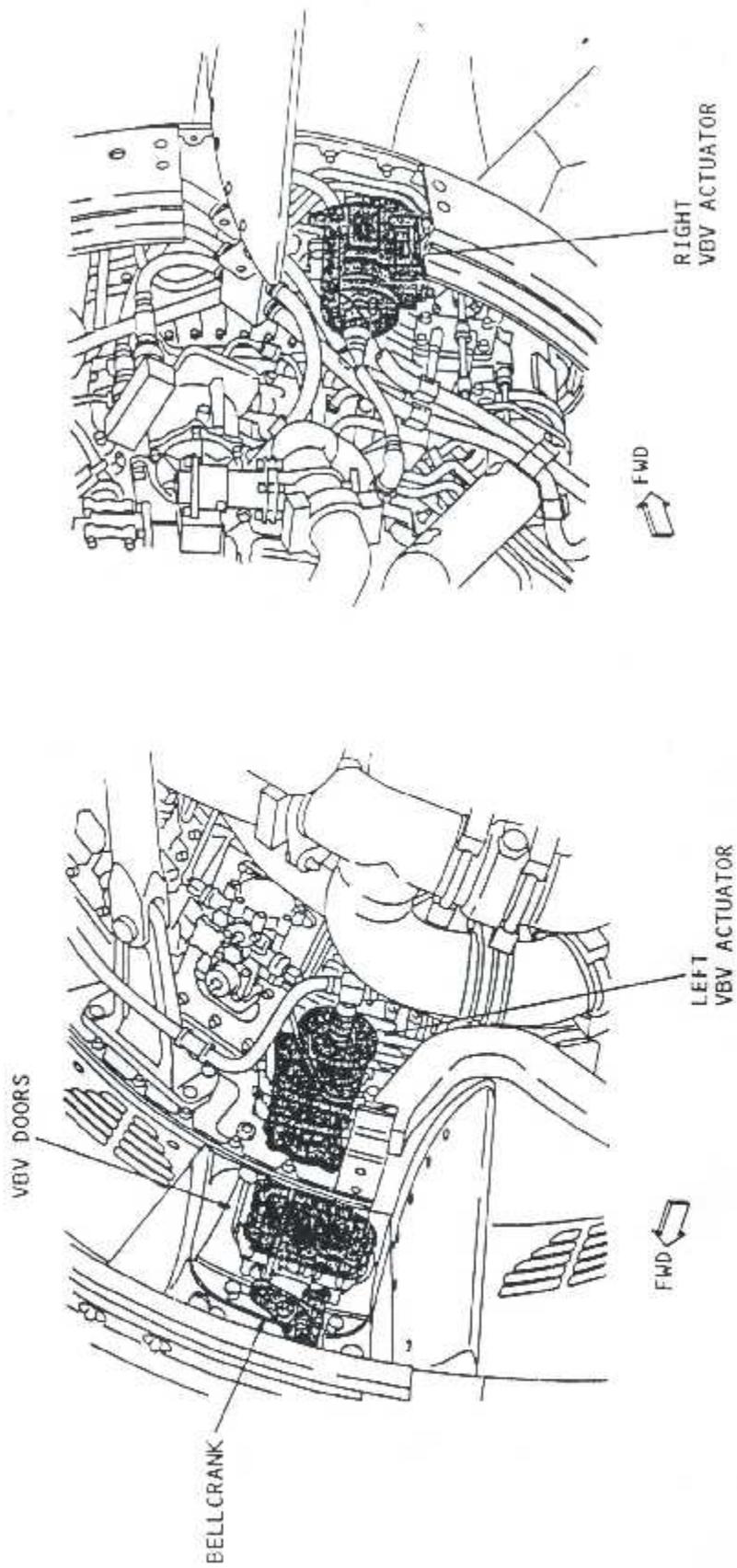


Fig.30 EMBLACEMENT DES COMPOSANTS DU SYSTEME (VBV)

Pour avoir accès au système VBV, il faut ouvrir les deux capot fan et le capot des reverses.

IV.3.3. DESCRIPTION DU VERIN DE COMMANDE DES (VBV) (Fig.31) :

Le vérin de commande des VBV est à piston, il est muni de deux connections hydrauliques (coté tige du piston et coté tête) qui le relie à la HMU par un bourrelet qui empêche les prises d'air, la même chose pour l'autre vérin. A travers ces connections la HMU envoie un signal hydraulique de commande au deux pistons des deux vérins pour les actionnés.

Même fonctionnement que les vérins de commande des VSV, la pression hydraulique de la HMU est délivrée aux deux orifices de connections hydrauliques de chacun des deux vérins de commande VBV, ceux des cotés têtes ou ceux des cotés tiges de ces derniers. L'orifice qui reçoit la pression hydraulique du carburant en premier, détermine la direction du piston alors que le débit de la pression détermine la distance à parcourir, le deuxième vérin opèrent de la même façon.

La pression reçue de l'orifice qui est du coté tête du piston actionne les vannes VBV vers l'ouverture suivant le réglage de la position voulue, Et vice-versa, la pression reçue de l'orifice qui est du coté tige du vérin actionne les vannes vers la fermeture suivant le réglage de la position voulue, et ceci en fonction du débit de la pression (quantité du carburant) fournit par la HMU et calculé par la EEC, même fonctionnement pour le deuxième vérin.

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

Le vérin de commande des VBV possède une porte de drainage, pour évacuer le carburant qui fuit du joint de l'arbre.

IV.3.4. DESCRIPTION DES VANNES DE DECHARGE (Fig.32) :

Les vannes de décharge contrôlent la quantité d'air du compresseur BP qui se décharge dans l'écoulement d'air secondaire.

Il y a douze vannes de décharge VBV qui sont disposées en arrière du compresseur BP et entoure le carter du fan. Chaque vanne se connecte a l'anneau de commande à travers une bielle, deux de ces vannes sont nommées les vannes maîtresses, parce qu'ils sont à proximité des vérins de commande et se relie directement a ces derniers par une longue bielle. Les vannes de décharge opèrent quand les deux vérin provoque le mouvement des bielles des vannes maîtresses qui entraînent l'anneau de commande ainsi que les douze vannes qui sont connecté à ce dernier.

IV.3.5. FONCTIONNEMENT (Fig.33) :

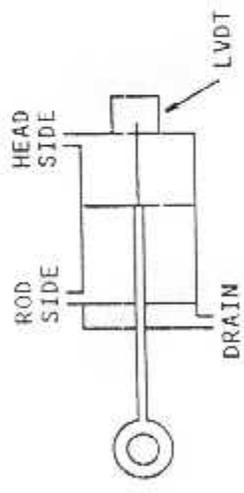
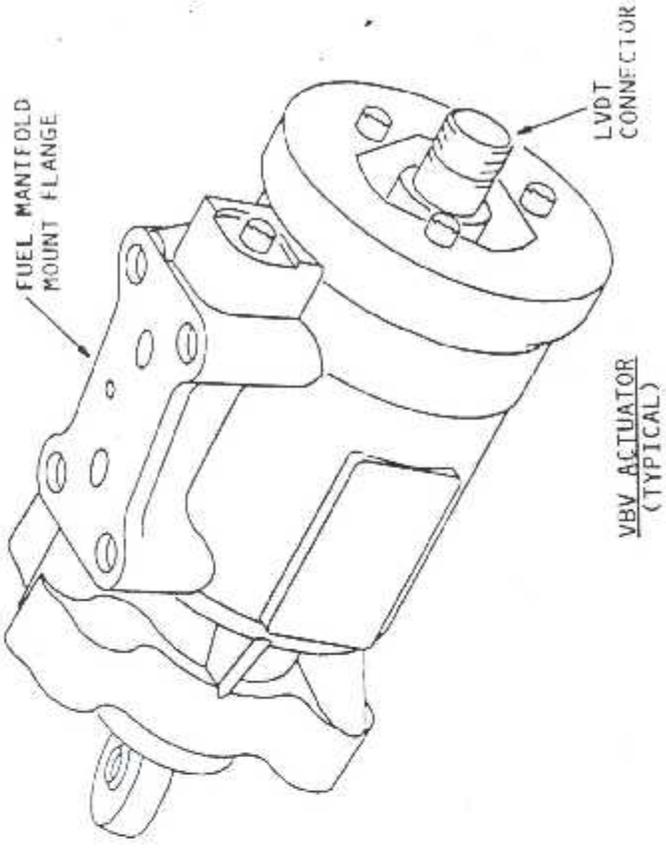
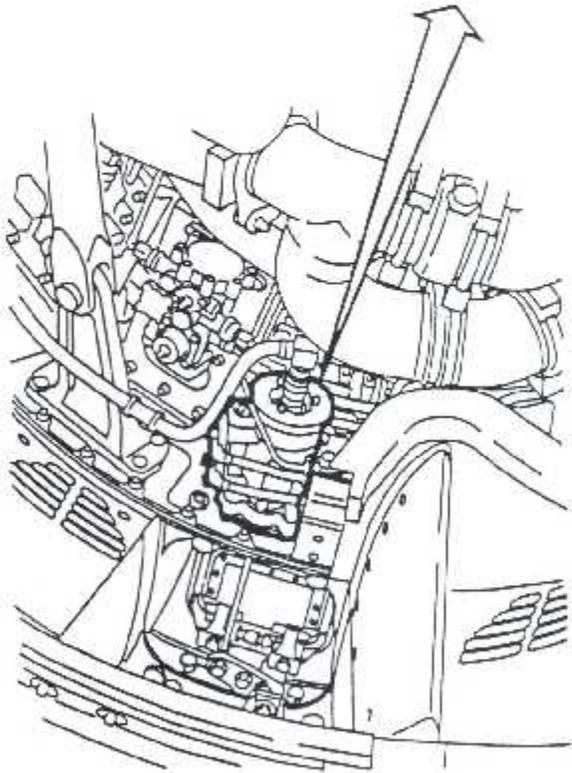


Fig.31 VERIN DE COMMANDE DU SYSTEME (VBV)

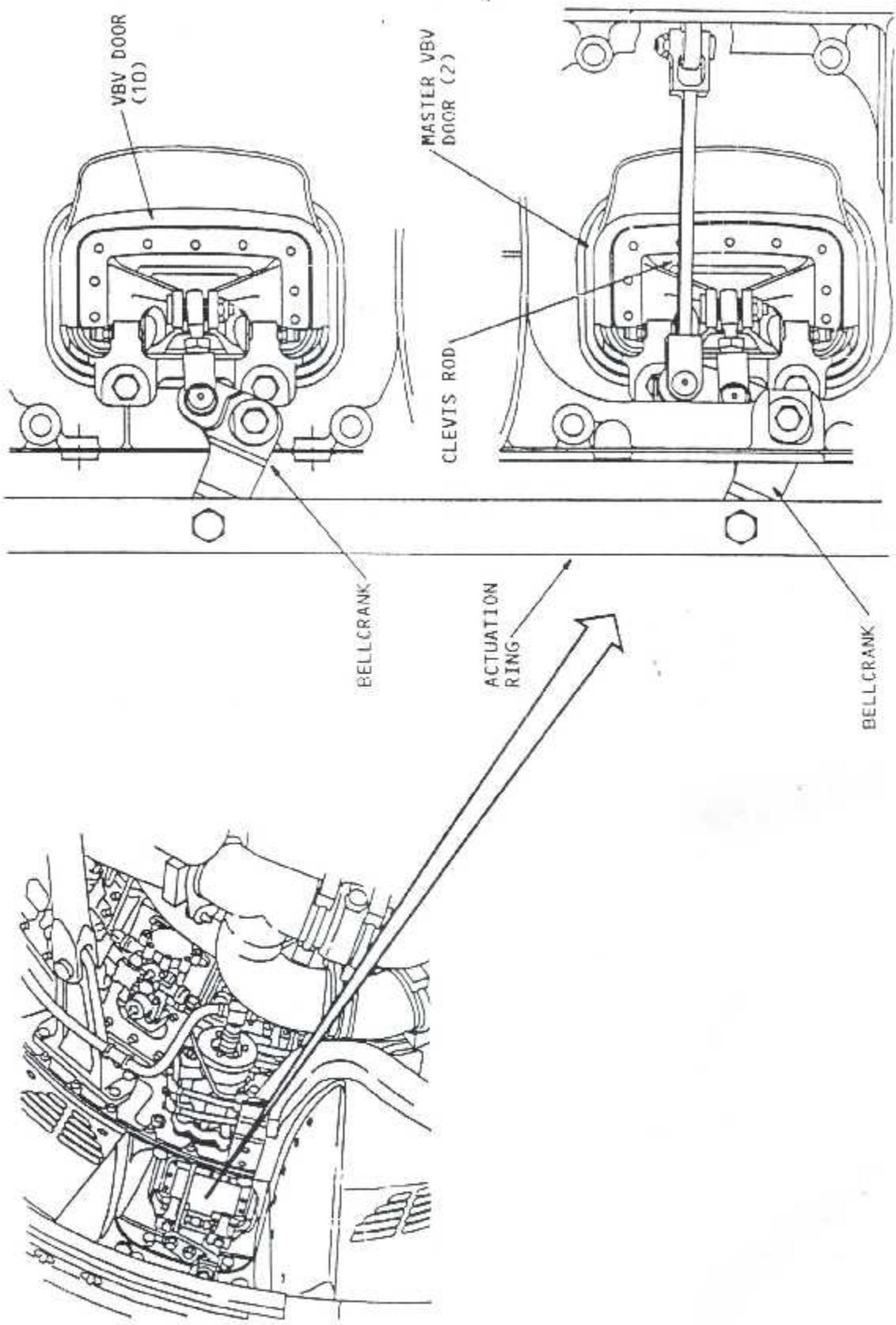


Fig.32 LES VANNES DU SYSTEME (VBV)

Les données que la EEC utilise pour calculer la position des vannes de décharge sont :

- La pression d'air statique ambiante (P0)
- La pression d'air totale de l'avion (PT)
- La température d'air totale de l'avion (TAT)
- La température d'air à la sortie du compresseur HP (T25)
- La position des (VSV)
- Vitesse de rotation de l'attelage basse pression (N1)
- Vitesse de rotation de l'attelage haute pression (N2)
- La résolution d'angle des reverses (TRA)

Le système VBV opère automatiquement. La EEC obtient P0, PT et TAT de L'ADIRU à travers la DEU, N1, N2, T25 et la position des VSV des sondes du moteur et obtient aussi TRA de la résolution des reverses, ces données sont utilisées par la EEC pour calculer la position optimal des vannes de décharge VBV. Pour cela la EEC envoie un signal de commande électrique à la HMU, qui transmet à son tour un signal hydraulique pour actionner les pistons de chaque vérins de commande des VBV.

La tige du piston du vérin de commande des VBV est reliée avec une autre tige qui traverse la vanne de décharge maîtresse, cette dernière est connectée avec une bielle, celle de la vanne maîtresse qui est reliée à un anneau de commande.

L'anneau de commande est connecté à douze autres bielles qui assurent la position des VBV. La sortie des pistons des vérins provoque une rotation en arc de cercle de l'anneau dans le sens contraire des aiguilles d'une montre et ouvre les VBV. La rétraction des pistons déplace l'anneau dans le sens des aiguilles d'une montre et provoque la fermeture des VBV, même mécanisme pour l'autre vérin qui opère au même temps avec le premier et qui est à proximité de la deuxième vanne de décharge maîtresse.

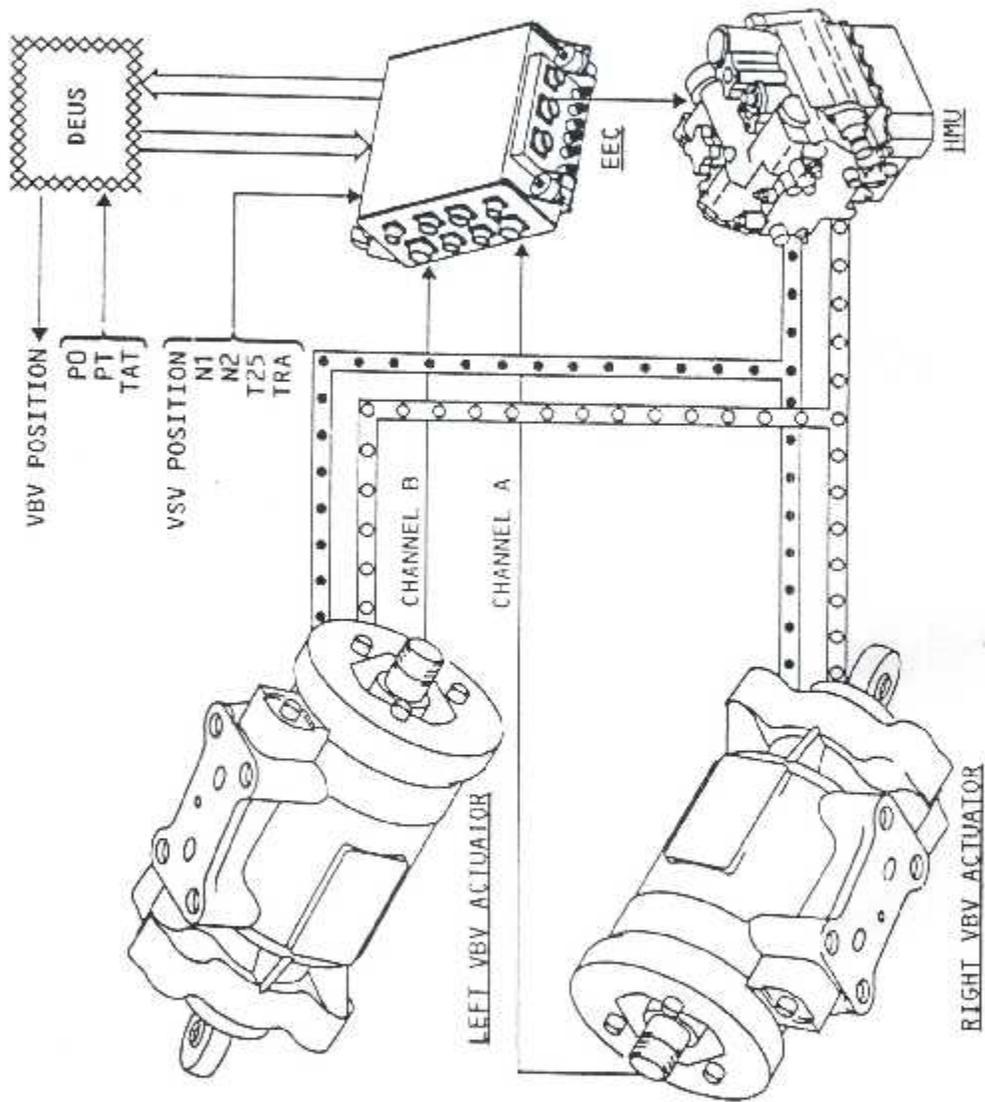
MODE DES OPERATIONS :

Les VBV sont en position FERME quand les VSV sont en position OUVERTE, c.à.d quand la vitesse de rotation N2 atteint les 80% de sa vitesse maximale, donc au régime élevé

Les vérins des VBV actionnent les vannes VBV à une position OUVERTE quand les VSV sont actionnés à la position FERMER, c.à.d quand la vitesse de rotation N2 atteint les 61% de sa vitesse maximale, donc au bas régime.

Les VBV se déplacent vers une position plus fermée quand les VSV se déplacent à leurs tours à une position plus ouverte.

La EEC ordonne au vannes VBV de s'ouvrir durant les conditions suivantes :



SERVO FUEL SUPPLY ● ● ● ● ●
 SERVO FUEL RETURN ○ ○ ○ ○ ○

Fig.33 FONCTIONNEMENT DU SYSTEME (VBV)

- Une décélération rapide
- L'inverseur de poussée est en opération
- Une possibilité de givrage

IV.4. LA VANNE DE DECHARGE ET DE TRANSITION TBV (Fig.34) :

Le système de la vanne de décharge et de transition TBV contrôle la quantité d'air qui sera soutirée du 9ème étage du compresseur HP pour être renvoyée aux aubes stator du 1^{er} étage turbine BP

Pendant le démarrage, la TBV est en position ouverte pour permettre à l'air sous pression du 9ème étage de passer au distributeur du 1^{er} étage turbine BP, ceci pour éviter le décrochage de l'écoulement dans le compresseur HP et aider l'accélération rapide du rotor N2. Le système TBV a les composants suivants :

- La vanne TBV
- La tuyauteries TBV

IV.4.1. EMBLEMES DES COMPOSANTS (Fig.35) :

Les composants du système TBV décrits en dessous sont disposés sur le carter de la turbine HP.

- La vanne TBV à la position de 6 : 00
- Le tuyau TBV à la position de 5 : 00

Pour avoir accès aux composants du système TBV, il faut ouvrir les deux capots du fan et le capot des reverses.

IV.4.2. LA VANNE DE DECHARGE ET DE TRANSITION TBV (Fig.36) :

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

La vanne TBV a ces composants :

- Un vérin de commande TBV
- La structure de la vanne du 9ème étage
- Deux connecteurs de LVDT
- Un bouclier thermique
- Un bourrelet de montage des tuyaux hydrauliques

Le vérin de la vanne TBV est à piston, la HMU envoie un signal de commande aux deux orifices de connexions hydrauliques du piston du vérin de commande de la

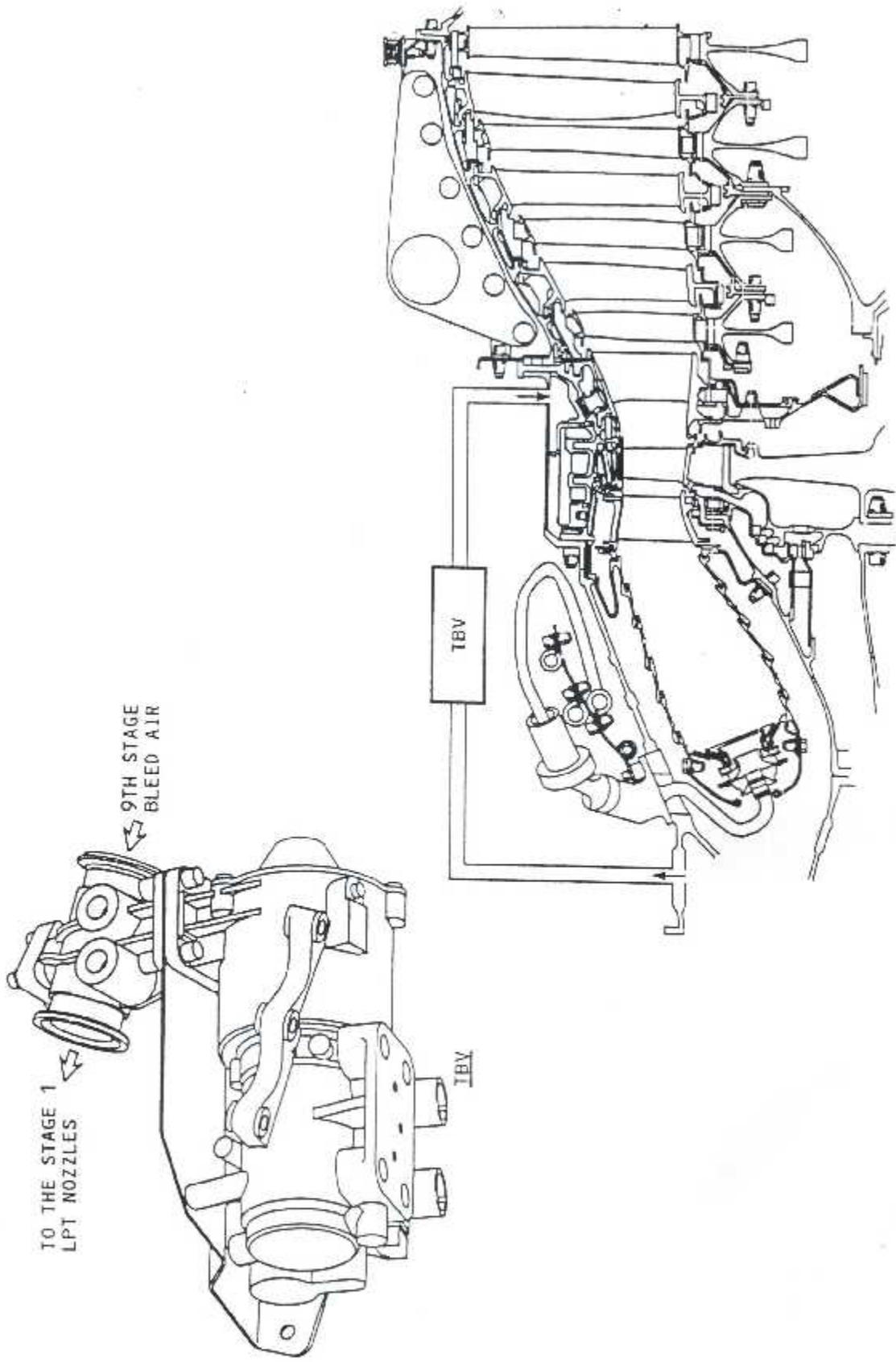


Fig.34 DESCRIPTION DE LA VANNE DE DECHARGE ET DE TRANSITION (TBV)

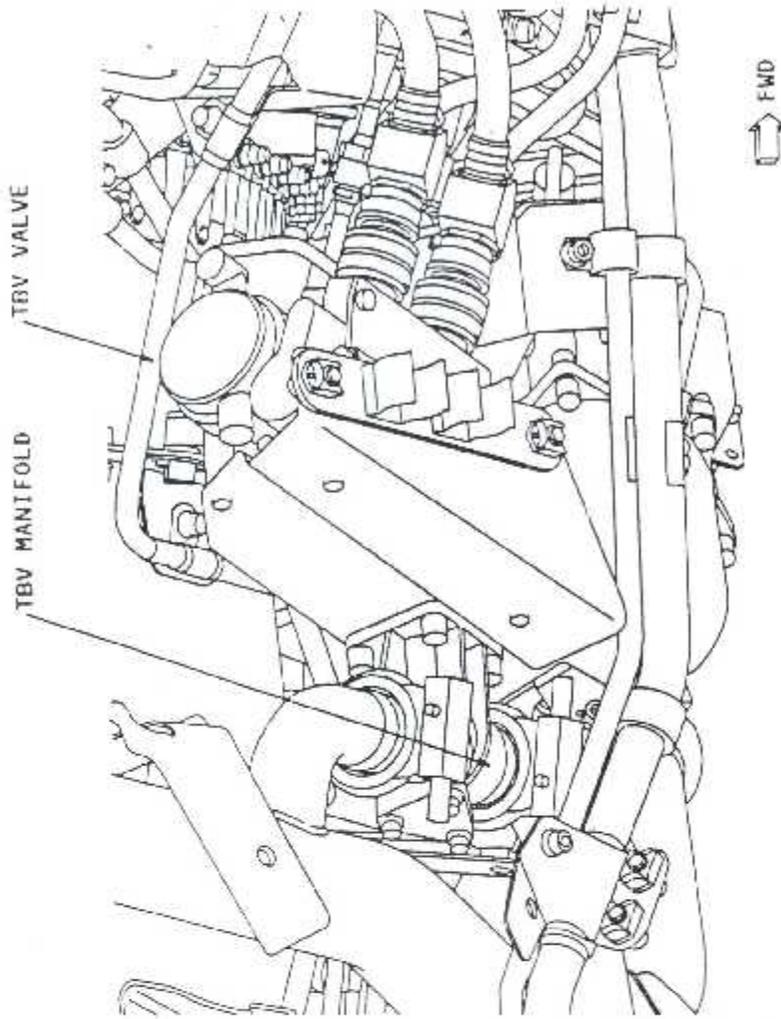
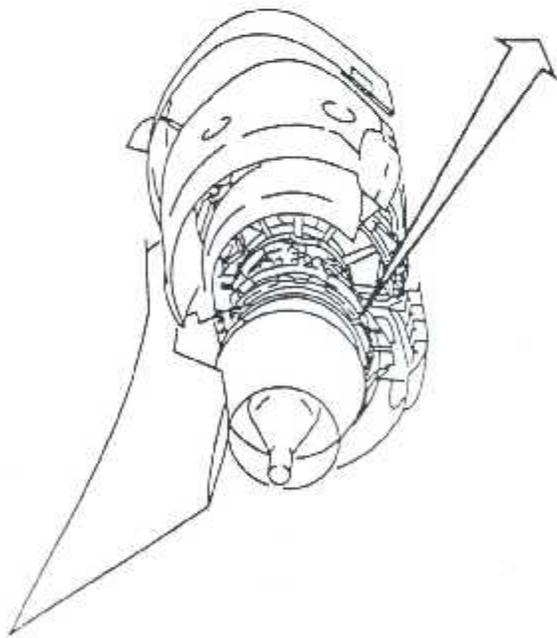


Fig.35 EMBLACEMENT DES COMPOSANTS DU SYSTEME (TBV)

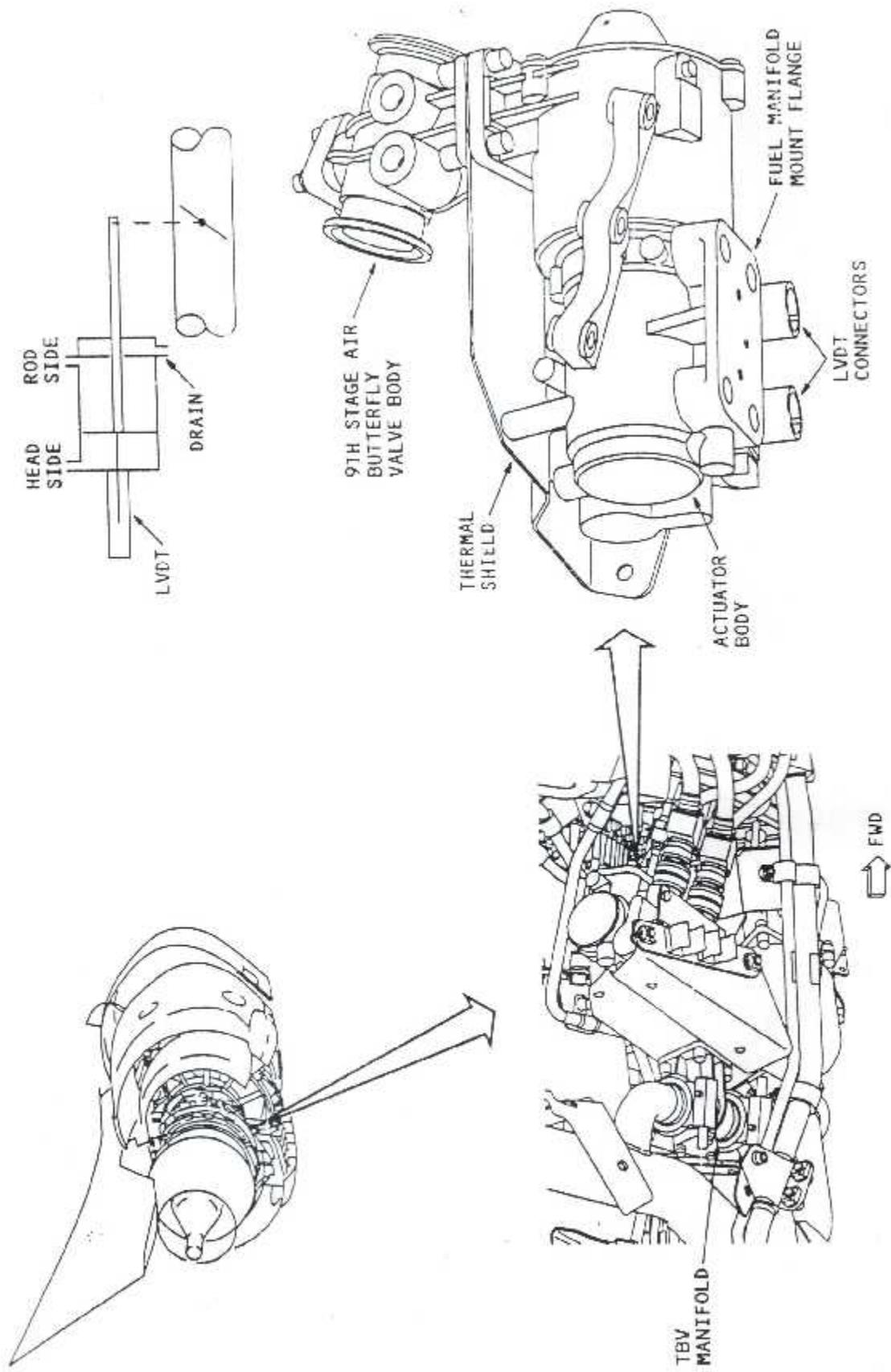


Fig.36 LA VANNE TBV

vanne TBV, soit l'orifice du côté tige ou celui du côté tête. L'orifice qui reçoit la pression hydraulique du carburant en premier, détermine la direction du piston, tandis que le débit de cette pression détermine la distance à parcourir, mais dans le système TBV la vanne est soit complètement ouverte ou complètement fermée donc la distance est la même et le débit de pression (quantité du carburant) est toujours constant.

La pression reçue de l'orifice qui est du côté tête du piston actionne la vanne TBV vers l'ouverture. Et vice-versa, la pression reçue de l'orifice qui est du côté tige du piston actionne la vanne vers la fermeture.

La vanne TBV a deux positions, fermée et ouverte qui sont provoquées par la sortie ou la rétraction du piston, ce dernier est lié au papillon de la vanne TBV, l'entraînant ainsi lors de son déplacement pour une position d'ouverture ou de fermeture.

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

La vanne TBV a deux connecteurs de LVDT, l'un transmet le signal de la position de la vanne TBV au canal A, tandis que l'autre la transmet au canal B de la EEC.

IV.4.3. FONCTIONNEMENT (Fig.37) :

La EEC utilise ces paramètres pour contrôler la position de la vanne de décharge et de transition TBV :

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

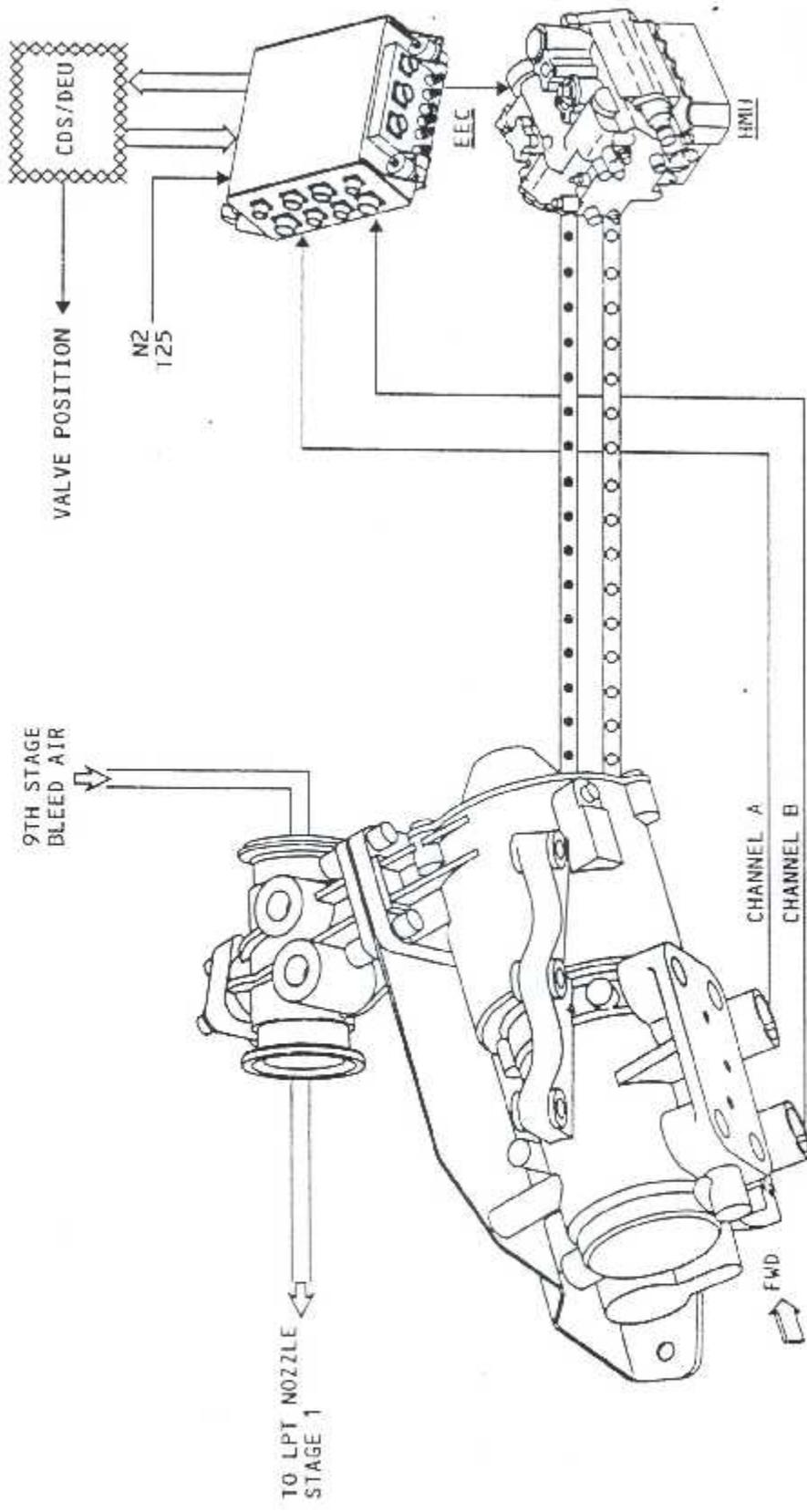
Le système TBV opère automatiquement. La EEC obtient N2 et T25 des sondes du moteur et les utilise pour calculer une rectification de la vitesse de rotation de l'attelage haute pression N2 et donne l'ordre de fermeture ou d'ouverture de la vanne TBV pour faire fonctionner le compresseur HP suivant la nouvelle vitesse obtenue.

• MODE DES OPERATIONS :

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

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

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



SERVO FUEL SUPPLY ● ● ● ● ●
 SERVO FUEL RETURN ◻ ◻ ◻ ◻ ◻

Fig.37 FONCTIONNEMENT DU SYSTEME (TBV)

CHAPITRE : V

CHAPITRE : V

RECHERCHE DE PANNES

RECHERCHE DE PANNES

V.1. INTRODUCTION :

Il y a panne dès qu'un défaut apparaît c'est à dire, un écart entre ce qui devrait être et ce qui est vraiment.

Lors d'une éventuelle panne le technicien de maintenance suit les étapes de dépannage suivantes :

- Plainte équipage ou message de panne sur la CDU.
- Recherche de panne
- Pose / Dépose
- Teste du bon fonctionnement
- Compte rendu
- Restitution de l'avion à l'exploitation

Les déposes injustifiées rendent la manœuvre du dépannage longue et par conséquent, l'indisponibilité de l'aéronef qui cause non seulement des pertes considérables à la compagnie aérienne, mais nuie aussi à son image au près des passagers. Pour faire face à cette inconvénient et avoir un dépannage efficace et rapide, les constructeurs ont mis au point un système de recherche de pannes intégré au moteur.

V.2. SYSTEME DE RECHERCHE DE PANNES DU MOTEUR :

V.2.1. DESCRIPTION :

Le système de recherche de pannes permet l'accès aux messages de pannes enregistrés et aux fonctions de maintenance pour assister le personnel de maintenance, dans le but d'avoir une action corrective, rapide et performante.

Le système de recherche de pannes du CFM 56-7B opère en utilisant les composants suivants :

- Les deux unités de contrôle électronique (EEC)
- Les deux unités d'affichage électronique (DEU)
- L'ordinateur de gestion de vol (FMC)
- Les deux boîtes de commande et d'affichage (CDU)

Pour la détection des pannes, la EEC analyse continuellement les données du moteur et transmet ces données à travers les DEU qui sont des intermédiaires d'échange des données entre la EEC et FMC/CDU.

V.2.2. LA BOITE DE COMMANDE ET D'AFFICHAGE CDU (Fig.38) :

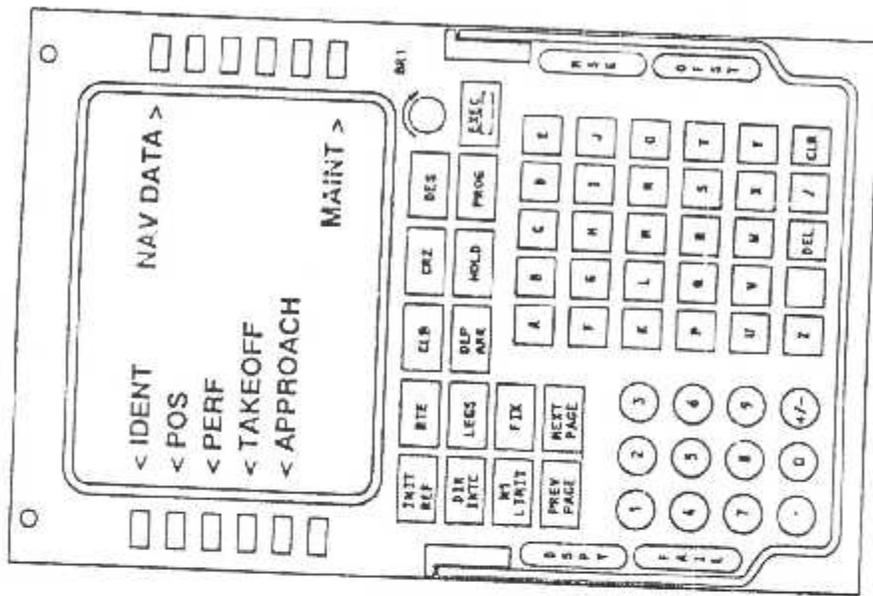
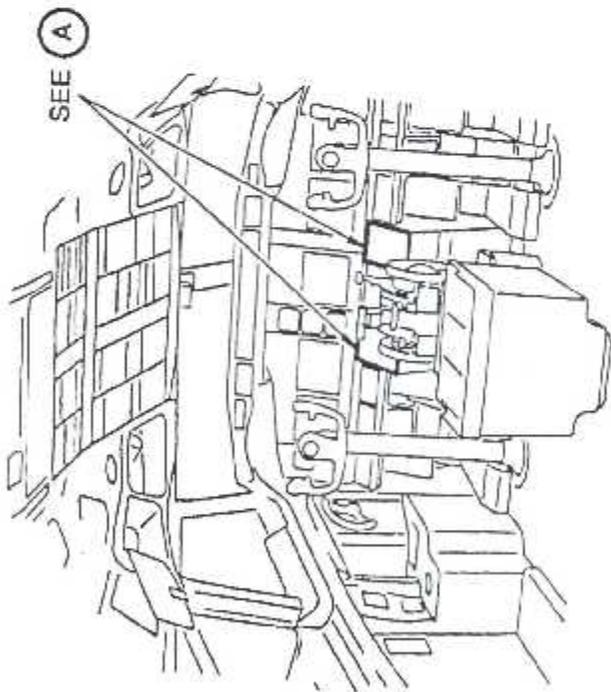


Fig.38 BOITE DE COMMANDE ET D'AFFICHAGE (CDU)

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

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

→ Après avoir allumé la CDU le premier écran affiché est le menu des options de la CDU donnant l'option de la maintenance.

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

V.2.3. L'ECRAN DU MENU DE MAINTENANCE (Fig.39) :

L'écran du menu de maintenance affiche le menu qui permet l'accès au fonction de maintenance de l'avion et du moteur.

Les fonctions affichées par l'écran du menu de maintenance sont les suivants :

- Le système de l'ordinateur de gestion de vol (FMCS)
- Le système de contrôle digitale de l'avion (DFCS)
- L'automanette (AT)
- Centrale de référence inertielle de données aérienne (ADIRU)
- Le système de visualisation commune (CDS)
- L'index de la maintenance du moteur (ENGINE)
- Unité de puissance auxiliaire (APU)
- Le système d'indication de quantité d'huile (FQIS)

Pour avoir accès aux fonctions de la maintenance du moteur on sélectionne la touche à coté de l'indication ENGINE.

V.2.4. L'ECRAN DE SELECTION DU MOTEUR (Fig.40):

L'écran de sélection du moteur affiche le menu qui permet le choix du moteur (1 ou 2) et pour avoir accès au menu principal de maintenance, il permet aussi d'avoir accès au rapports des dépassements des limites du moteur et ceci en sélectionnant la touche à coté de l'indication EXCEEDANCES.

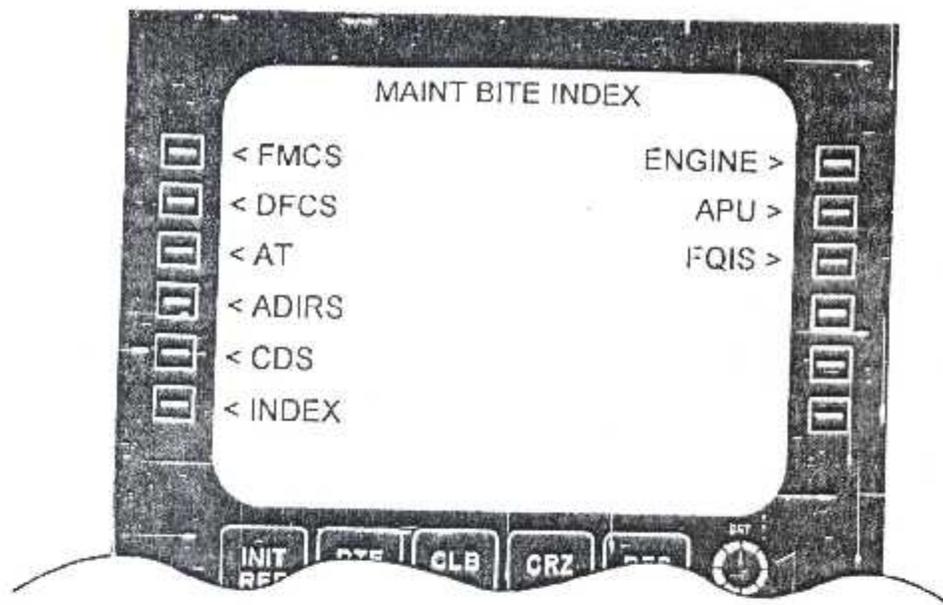


Fig.39

L'ECRAN DU MENU DE MAINTENANCE

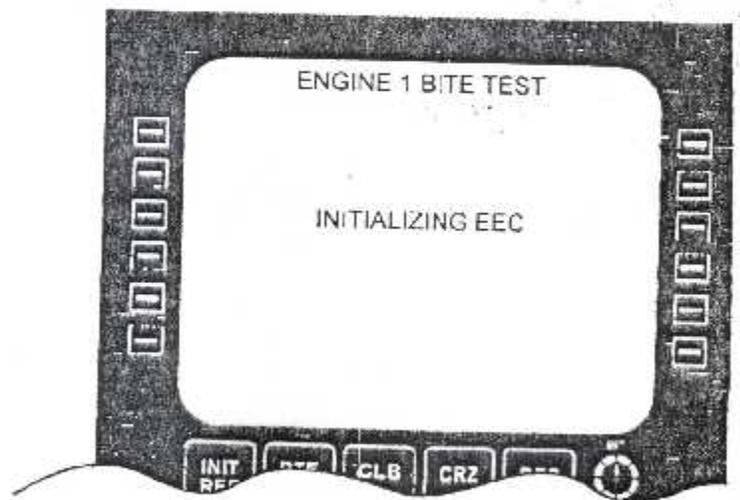
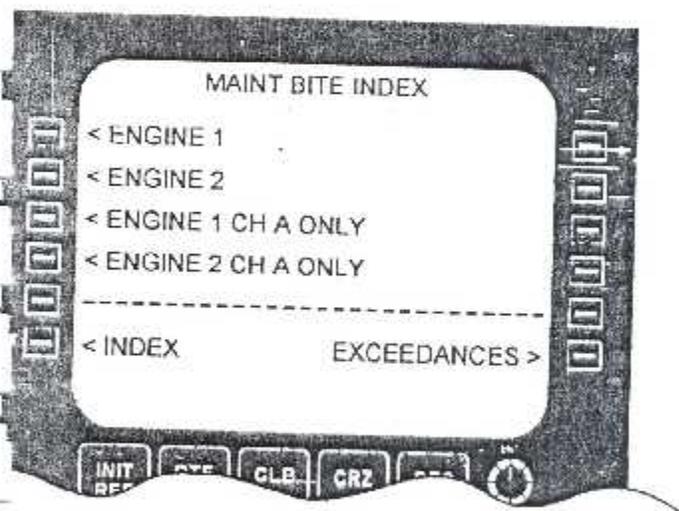


Fig.40

L'ECRAN DE SELECTION DU MOTEUR

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

V.2.5. L'ECRAN DU MENU PRINCIPAL (Fig.41) :

Il permet d'avoir accès à la liste des testes de tous les fonctions du moteur réalisables par l'équipe de maintenance.

L'écran du menu principal est le premier menu affiché par la EEC et il contient les options suivantes :

- Les pannes récents
- Les pannes anciennes
- Identification/Configuration
- Testes au sol
- Entrées de données de surveillance

Pour sélectionner les pannes récent on appuie sur la touche à coté de l'indication RECENT FAULTS.

V.2.6. LES ECRANS DES RECENTS PANNES (Fig.42) :

La fonction RECENT FAULTS enregistre les pannes détectées des trois derniers vols en mémoire (inclure les pannes détectées pendant les manœuvres au sol).

La sélection de la fonction RECENT FAULTS de l'écran du menu principal affichera un message de panne par page (écran). La fraction $\frac{1}{4}$ sur la deuxième ligne à l'extrémité droite de l'écran indique la page courante sur le nombre total des pages.

La deuxième ligne affiche le titre de la touche sélectionnée de l'écran du menu principale. Tandis que la troisième ligne identifie la zone où la panne a été enregistrée.

La cinquième ligne contient le code en nombre qui est utilisé uniquement pour identifier la panne. Ce nombre se trouve dans le manuel de recherche de panne (FIM) qui explique la procédure requise qui permet de réparer la panne signalée.

Les lignes six et sept donnent une brève description de la faute identifiée dans la cinquième ligne.

Les lignes 09, 10 et 11 affichent les trois pannes les plus récentes détectées en vol. Un « X » indique dans quels vols des trois derniers, des pannes ont été détectés et ceci en indiquant des chiffres allant de 1 jusqu'à 3 dont le 1 signifie le vol le plus récent et le 03 celui du plus ancien. Un autre « X » apparaît au dessous du chiffre zéro 0 qui indique les pannes les plus récentes durant le fonctionnement au sol de l'avion si elles existent.

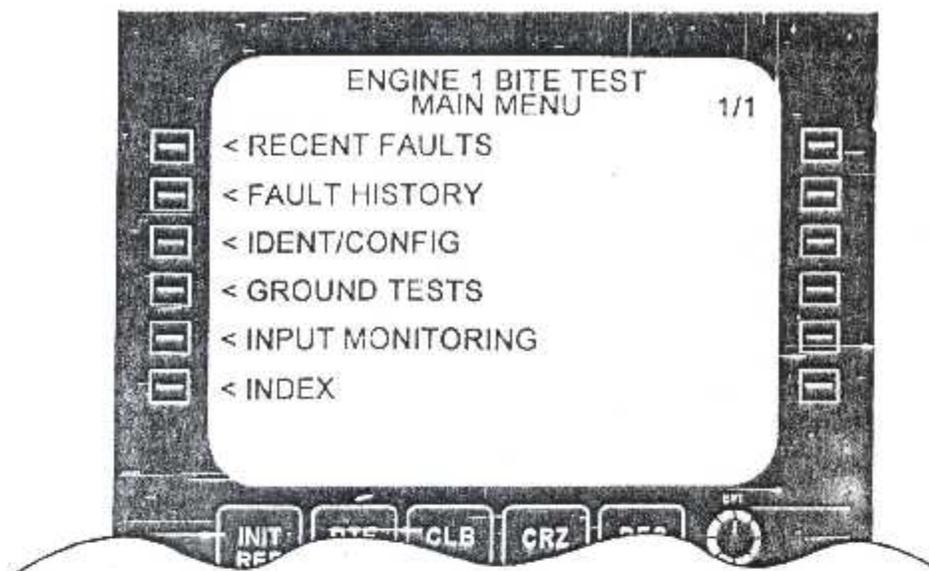


Fig.41

L'ECRAN DU MENU PRINCIPAL

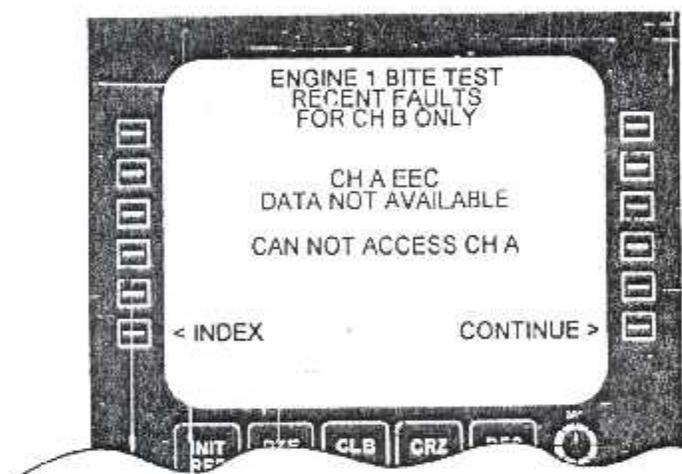
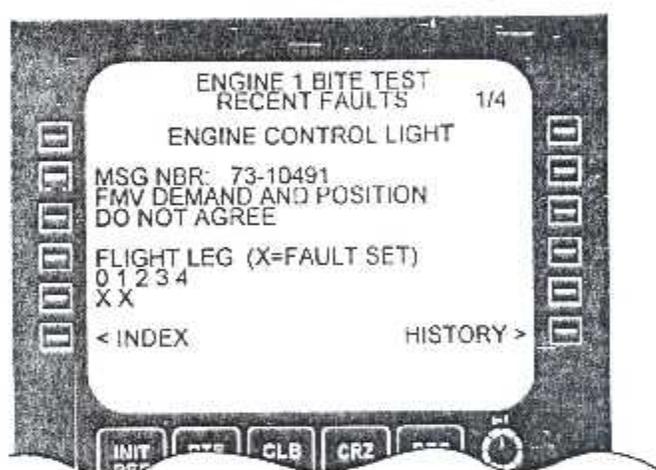


Fig.42

LES ECRANS DES RECENTS PANNES

Si les données des récents pannes ne sont pas disponibles dans le canal doublé de la EEC, l'affichage des récentes pannes seront d'un canal particulier.

S'il n'y a pas de pannes enregistrées, l'expression « NO RECENT FAULTS STORED » (pas de récente panne enregistrée) est affichée sur l'écran.

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

Sélectionner le bouton à côté de la fonction INDEX retournera l'opérateur à l'écran du menu principal.

V.2.7. LES ECRANS DES ANCIENNES PANNES (Fig.43) :

La fonction FAULT HISTORY affiche les pannes des dix 10 derniers vols, ainsi que les pannes détectées durant le fonctionnement au sol de l'avion.

La sélection de la fonction FAULT HISTORY de l'écran du menu principale affiche un message de panne par page (écran). La fraction $\frac{1}{4}$ sur la deuxième ligne à l'extrémité droite de l'écran indique la page courante sur le nombre totale des pages.

La deuxième ligne affiche le titre de la touche déjà sélectionné de l'écran du menu principale. Tandis que la troisième ligne identifie la zone ou la panne a été enregistrée.

La cinquième ligne contient le code en nombre qui est utilisé uniquement pour identifier la panne. Ce nombre se trouve dans le manuel de recherche de panne (FIM) qui explique la procédure requise afin de réparer la panne signalée.

La ligne six et sept donne une brève description de la faute identifiée dans la cinquième ligne.

Les lignes 09, 10 et 11 affichent les dix pannes les plus récents détectées en vol. Un « X » indique dans quels vols des dix 10 derniers, des pannes ont été détectées, et ceci en indiquant des chiffres allant de 1 jusqu'à 10, dont le 1 signifie le vol le plus récent et le 10 celui du plus ancien. Un autre « X » apparais au dessous du chiffre zéro 0 qui indique les pannes les plus récents durant le fonctionnement au sol de l'avion si elles existes.

Si les données des anciennes pannes ne sont pas disponibles dans le canal doublé de la EEC, L'affichage des récentes pannes seront d'un canal particulier.

S'il n'y a pas de pannes enregistrées l'expression NO FAULT HISTORY STORED (pas d'ancienne panne enregistrée) est affiché sur l'écran.

Pour défiler les pages en avant ou en arrière le bouton NEXT PAGE ou PREV PAGE de la CDU sont utilisés.



Fig.43 LES ECRANS DES ANCIENNES PANNES

V.2.8. LES ECRANS DE CONFIGURATION ET D'IDENTIFICATION (Fig.44) :

Il Permettent la configuration et l'identification du moteur lors de son placement sur l'avion, ou lors du changement de la FEC pour donner les messages de pannes correctes qui correspondent à chaque type du moteur.

La sélection de l'écran d'identification et de configuration du menu principal du moteur affichera les données de configuration et d'identification du moteur (page 1/2) qui définissent les paramètres suivants :

- Le modèle de l'avion
- Le modèle du moteur
- L'équilibrage de NI
- Le numéro de série du moteur
- Le numéro de série de la FEC
- Le mode de démarrage

La page 2/2 affiche le statue de performance multiplex (PMUX), les détecteurs de limailles et le type des option du moteur.

Si les données de configuration et d'identification ne sont pas disponible dans le canal doublé (SCO), l'expression DATA NOT AVAILABLE (données non disponible) est affiché sur l'écran.

La sélection de ENG S/N (numéro de série du moteur) affichera l'écran qui permet à l'opérateur de changer le numéro de série du moteur.

La sélection de l'expression ERASE FAULTS (effacement des pannes) effacera toutes les pannes signalées. La sélection de l'expression INDEX retournera l'opérateur au menu principal.

V.2.9. L'ECRAN DU MENU DES TESTES AU SOL (Fig.45) :

L'écran des testes au sol donne le menu des différents testes qui peuvent être effectués au sol.

Quand la fonction des testes au sol est sélectionnée du menu principal du moteur les fonctions suivantes sont affichées.

- Teste de la FEC
- Teste des inverseurs de poussée
- Teste des vérins
- Teste d'allumage



Fig.44 LES ECRANS DE CONFIGURATION ET D'IDENTIFICATION

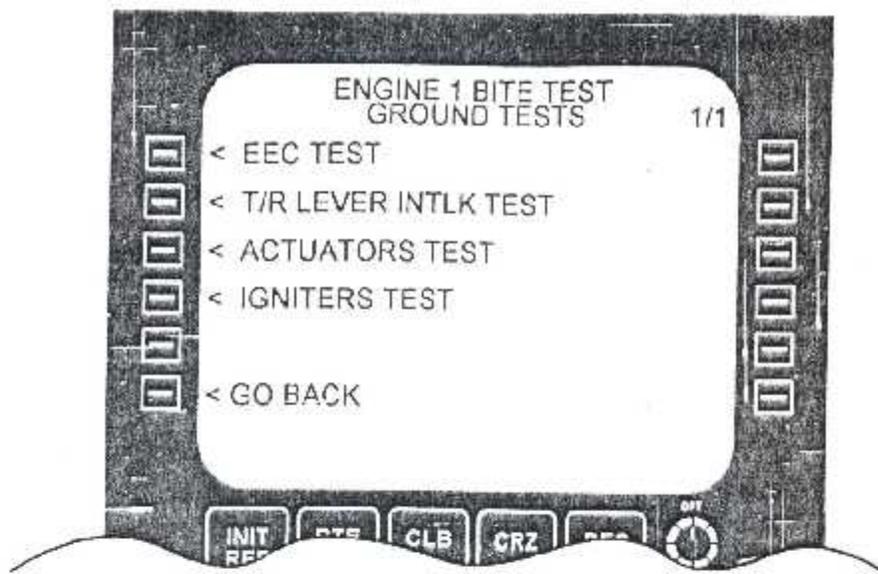


Fig.45

L'ECRAN DES TESTES AU SOL

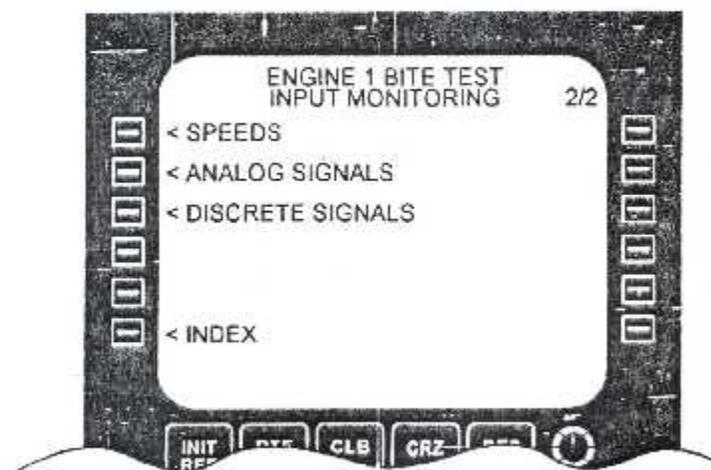


Fig.46

LES ECRANS 1 ET 2 D'INTRODUCTION DES DONNEES DE SURVEILLANCE

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

V.2.10. LES ECRANS 1 ET 2 D'INTRODUCTION DES DONNEES DE SURVEILLANCE (Fig.46) :

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

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

- Le contrôle des boucles
- Le contrôle des pressions
- Le contrôle des températures
- Système carburant
- Système de huile
- La vitesse
- Signale analogique
- Signale digital

La sélection de l'un des paramètre au dessus affichera l'écran de surveillance.

V.3. LES DIFFERENTS MANUELS DE RECHERCHE DE PANNES :

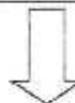
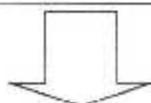
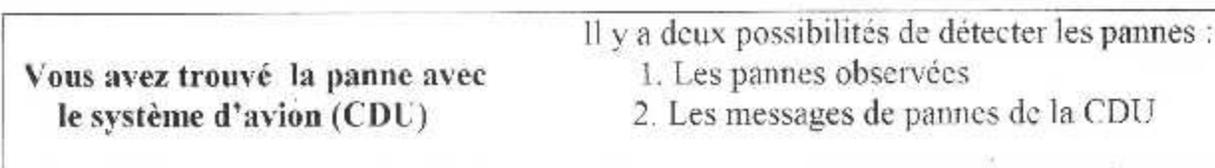
V.3.1. LE MANUEL DE RECHERCHE DE PANNES (FIM) :

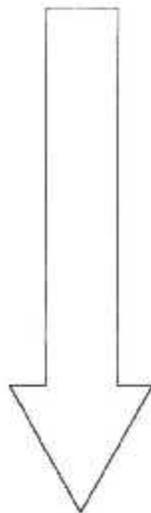
Le FIM est utilisé par l'équipe de maintenance pour isoler et réparer les pannes d'avions. L'isolation de la panne nécessite le numéro de la procédure de recherche de panne du FIM (FIM TASK) pour cela on utilise les données du (FIM) avec celles de l'avion (CDU) afin d'identifier le numéro correcte de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

V.3.2. LE MANUEL D'EQUIPEMENT D'ESSAI INCORPORE (BITE) :

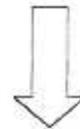
Le manuel BITE donne plus d'informations sur les pannes observées par l'équipage de l'avion, il donne aussi des clairs et faciles procédures qui aboutissent à la référence du FIM (FIM TASK) qui correspond à la panne observée.

V.4.. L'UTILISATION DU MANUEL DE RECHIRCHE DE PANNE FIM :





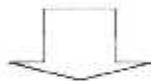
Si vous êtes sur l'avion et vous avez le manuel de recherche de pannes BITE, alors vous pouvez l'utiliser pour avoir plus d'informations.



Utiliser la description de la panne pour trouver le numéro de la procédure de recherche de panne qui est sur le manuel BITE.(voir Fig.V.01)

Allez au numéro de la procédure de recherche de panne dans le FIM

Utilisez le code de panne affiché sur la CDU Pour trouver le numéro de la procédure de recherche de panne dans le FIM. Il y a une liste numérique des codes de pannes à chaque chapitre.



Suivre les étapes de la procédure de recherche de panne

La procédure de recherche de panne explique comment trouver une cause à la panne et procéder aux réparations nécessaires.FigV.02

V.4.1. L'utilisation du manuel BITE (Fig.V.01) :

Commencez en observant les pannes qui sont inscrites dans le log book du pilote.

Allez à la liste des pannes observés qui est au début du manuel BITE et trouvé une meilleure description de la panne..

Trouvez le numéro de la procédure de recherche de panne qui est dans la même ligne que la description de la panne. Si la procédure à suivre se trouve dans le manuel BITE, il y a un astérisque (*) avant le numéro de la procédure. Est-ce qu'il y a un astérisque avant le numéro de la procédure ?

OUI

Allez à la procédure dans le manuel BITE. le résultat de la procédure est un message de maintenance. Si la procédure ne vous donne pas l'action corrective de dépannage elle vous donnera par contre le numéro de la procédure du FIM qui correspond au message de maintenance, dans ce cas là allez à la procédure dans le FIM et faites les étapes de la procédure. (Fig V.02)

NOM Allez à la procédure dans le FIM et suivez les étapes décrites. (Fig.V.02)

V.4.2. LA STRUCTURE DU FIM (Fig.V.02) :

LES CONDITIONS ASSUMÉES AU DÉBUT DE LA PROCÉDURE :

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

LES CAUSES POSSIBLES :

- La liste des causes possibles (les plus probables en premier et les moins probables en dernier).
- Vous pouvez utiliser les archives de maintenance (historique) de votre compagnie aérienne pour déterminer si la panne s'est déjà produite avant. Comparez la liste des causes possibles à celle des actions de maintenance passées, cela aidera à prévenir la répétition des mêmes actions de maintenances.

PARAGRAPHE DE L'ÉVALUATION INITIALE :

- Le premier but du paragraphe de l'évaluation initiale au début de la procédure est de vous aider à découvrir si vous pouvez détecter la panne tout de suite :
 - Si vous ne pouvez pas détecter la panne tout de suite, alors la procédure ne peut pas isoler la panne et le paragraphe de l'évaluation initiale indiquera que c'est une panne intermittente.
 - Si vous avez une panne intermittente, vous devrez utiliser votre jugement et votre compétence personnelle pour décider de quelle procédure de maintenance à suivre. Ensuite surveillez l'avion pour savoir si la panne risque de se produire de nouveau sur des vols ultérieurs.
 - Le paragraphe de l'évaluation initiale peut aussi vous aider à savoir la procédure de recherche de panne que vous devez utiliser pour isoler et réparer la panne.

LES ÉTAPES DE LA RECHERCHE DE PANNE :

- Faites les étapes de la procédure de recherche de panne dans l'ordre prescrit. Les énoncés « Si.....alors » que vous voyez, vous guideront toute au long du chemin de votre dépannage.

V.5. LES EXEMPLES DE RECHERCHE DE PANNES :

V.5.1. SYSTEME DE CONTROLE ACTIF DU JEU DE LA TURBINE BASSE PRESSION (LPTACC) :

Un message de panne apparaît dans l'écran des récents pannes :

ENGINE 1 BITE TEST		
RECENT FAULTS		1/1
MSG NBR: 75-10531		
LPTACC DEMAND AND POSITION		
SIGNAL DISAGREE		
FLIGHT LEG (X – FAULT SET)		
0	1	2 3 4
X		
< INDEX		HISTORY >

L'ECRAN DES RECENTS PANNES (CDU)

Code de la panne est : 75-10531

Chapitre : 75 (système d'air)

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

LE CODE DE LA PANNE	DESCRIPTION DE LA PANNE	ALLEZ A LA PROCEDURE
750 105 31	Système d'air : La EEC perçoit que la demande de la LPTACC et le signale de position est différent – moteur 1.	75-22 Procédure 801

LA LISTE DES CODES DES PANNES

801. La demande de la LPTACC et le signale de position est différent :

A. Description :

1. Cette procédure est pour les messages de maintenances suivant :
75-10531, 75-10532, 75-20531, 75-20532, 75-30532.
2. Le message de maintenance : 75-X053Y
 - X Représente le canal de la EEC qui a envoyé ce message de panne
 - * Si X= 1, le message est du canal A de la EEC (canal simple)
 - * Si X= 2, le message est du canal B de la EEC (canal simple)
 - * Si X= 3, le message est du canal A et B de la EEC (canal doublé)

- Y Représente le moteur d'où vient le message de panne
 - * Si Y= 1, le message est du moteur N°1
 - * Si Y= 2, le message est du moteur N°2
- * Si X= 1, la procédure de recherche de panne à suivre est celle des pannes reçus du canal A (canal simple)
 - * Si X= 2, la procédure de recherche de panne à suivre est celle des pannes reçus du canal B (canal simple)
 - * Si X= 3, la procédure de recherche de panne à suivre est celle des pannes reçus du canal doublé.

3. Cette panne est reportée sur le canal active de la EEC quand le moteur est en opérations .

4. Vous devez faire la procédure de l'initial évaluation pour savoir si le message de maintenance du canal doublé, 75-30531 ou 75-30532, est aperçus.

5. La EEC perçoit que la valeur absolu de la différence entre la demande de-la LPTACC et le signale de position du vérin est supérieure de 5%.

B. Les causes possibles :

1. Pour les messages de maintenance reçus du canal simple A ou B :

- a. La HMU
- b. La EEC
- c. Le harnais électrique (J5) du canal A ou le harnais électrique (J6) du canal B.

2. Pour les messages de maintenance reçus du canal doublé :

- a. La vanne LPTACC
- b. La HMU
- c. La EEC

C. La coupure des disjoncteurs :

1. Pour le moteur 1 :

Les circuit des disjoncteurs primaire qui sont en relation avec la panne sont :

- Le panneau des circuits des disjoncteurs, P18-2 :
 - * 18A4 alternateur du canal B
 - * 18A5 alternateur du canal A

2. Pour le moteur 2 :

Les circuits des disjoncteurs primaire qui sont en relation avec la panne sont :

- Le panneau des circuits des disjoncteurs, P6-2 :
 - * 6D7 alternateur du canal B
 - * 6D8 alternateur du canal A

D. Les figures qui sont en relation avec la panne :

- Emplacement des connecteurs des harnais électriques (J5, J6, J9, J10) sur la EEC (Fig.47).
- Emplacement des connecteurs des harnais électriques (J9, J10) sur la vanne LPTACC (Fig.49)
- Emplacement des connecteurs des harnais électriques (J6, J5) sur la HMU (Fig.48).
- Schémas électrique simplifié du système de contrôle actif de jeu turbine LPTACC (Fig.50).

E. L'évaluation initiale :

Faites ces étapes pour découvrir si la panne est de style active ou elle est du canal doublé :

a. Faites cette procédure : Teste 12 qui est Le teste des vérins.

b. Si l'un des messages de maintenance qui sont : 75-1531 (canal A, moteur 1), 75-10532 (canal A, moteur 2), 75-20531 (canal B, moteur 2) ou 75-20532 (canal B, moteur 2) est apparu, alors faites la procédure de recherche de panne du canal simple pour le canal approprié (A ou B).

c. Si l'un des messages de maintenance qui sont : 75-30531 (canal A et B, moteur 1) ou 75-30532 (canal A et B, moteur 2) est apparu, alors faites la procédure de recherche de panne du canal doublé.

D. Si le message de maintenance n'est pas apparu sur la CDU, alors la panne n'est pas active à ce moment, et vous avez une panne intermittente.

1. Si vous ne trouvez pas la panne, alors la procédure de recherche de panne ne peut pas isoler et réparer la panne

2. Pour les pannes intermittentes vous devez utiliser votre jugement pour réparer cette panne.

3. Si vous voulez réparer cette panne, il vous est recommandé de suivre ces étapes

- Faites les contrôles de visualisation des connecteurs électriques avec la procédure de recherche de panne appropriée décrite ci-dessous.
- Utilisez le manuel WDM pour identifier les pièces intermédiaires des connecteurs électriques dans les harnais électriques et faites le contrôle de visualisation.
- Si vous ne trouvez aucun problème, alors remettez les composants en place.

4. Surveillez les voles prochains de l'avion.

F. La procédure de recherche de panne du canal simple :

Note : Duran les opérations du moteur, la EEC reporte les pannes seulement dans le Canal active.

Faites ces étapes pour préparer la procédure :

1. Pour le moteur 1 :

Coupez les disjoncteurs suivants :

- Panneau des circuits des disjoncteurs : P18-2
 - * 18A1 Allumage à droite
 - * 18A3 Allumage à gauche
 - * 18A4 Alternateur du canal B
 - * 18A5 Alternateur du canal A

2. Pour le moteur 2 :

Coupez les disjoncteurs suivant :

- Panneau des circuits des disjoncteurs : P6-2
 - * 6D4 Allumage à droite
 - * 6D6 Allumage à gauche
 - * 6D7 Alternateur du canal B
 - * 6D8 Alternateur du canal A

3. Faites cette procédure : Ouvrez le capot du Fan.

4. La recherche de panne :

1

Examinez le connecteur électrique, DP0501 (canal A) ou DP0601 (canal B) qui sont sur les harnais électriques J5 et J6.

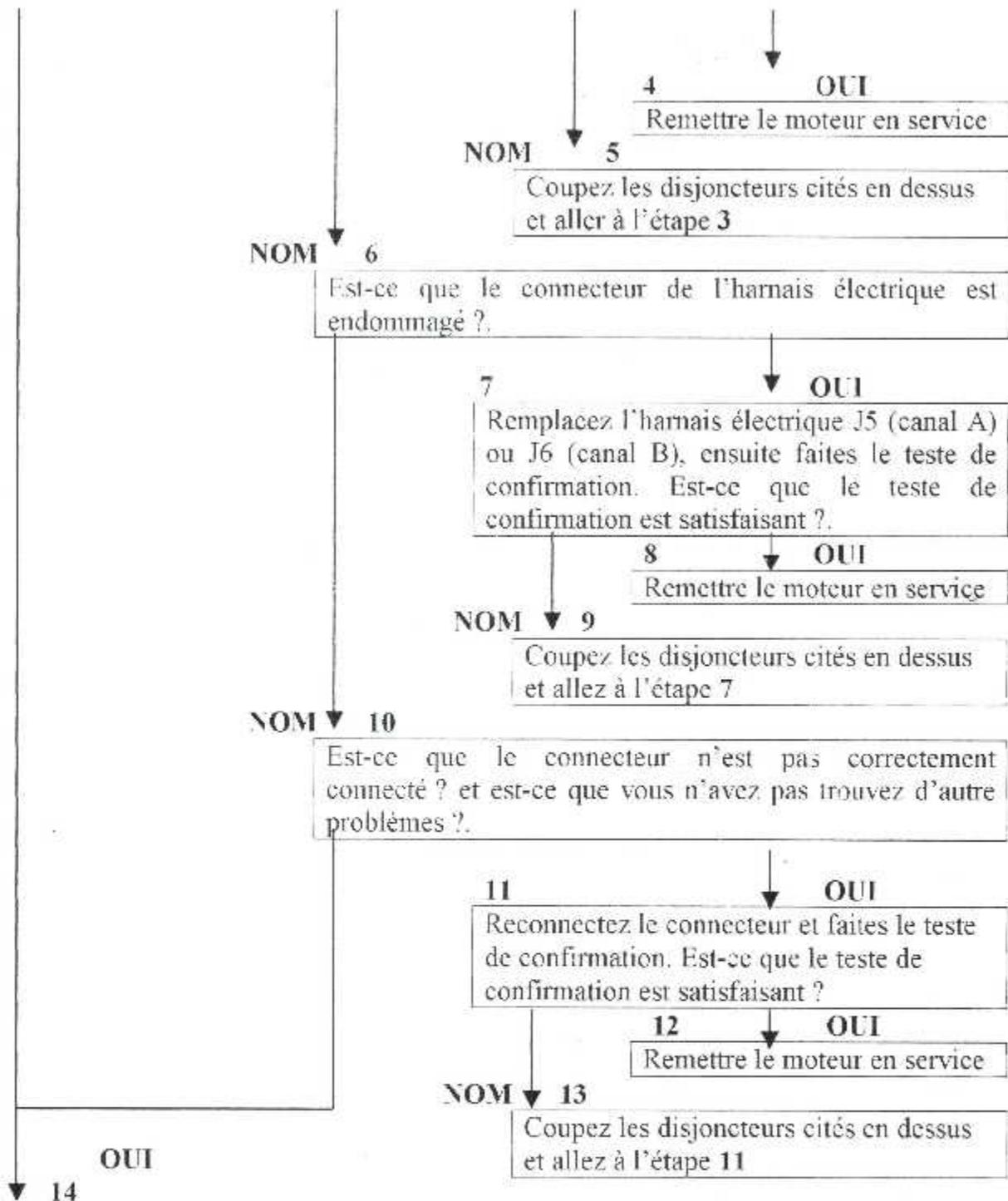
Est-ce que le connecteur électrique DP0501 ou DP0601 est bien connecté à la HMU ?

2 ↓ NON

Déconnectez le connecteur électrique de la HMU et faites l'examine visuelle du connecteur électrique de l'harnais et de la prise de courant fixé à la HMU. Est-ce que la prise du courant de la HMU est endommagé ?

3 ↓ OUI

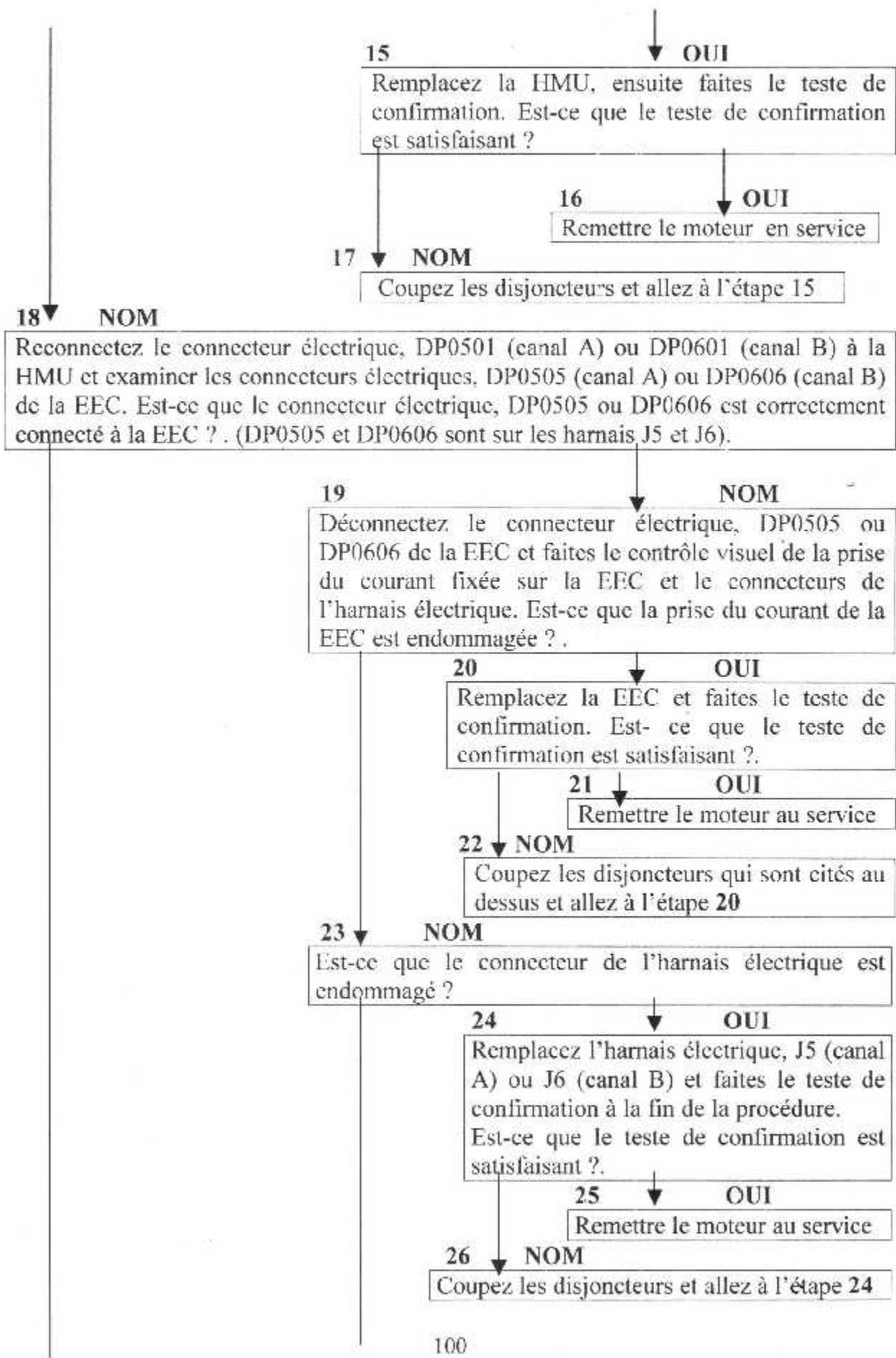
Remplacez la HMU et faites le teste de confirmation. Est-ce que le teste de confirmation est satisfaisant ?

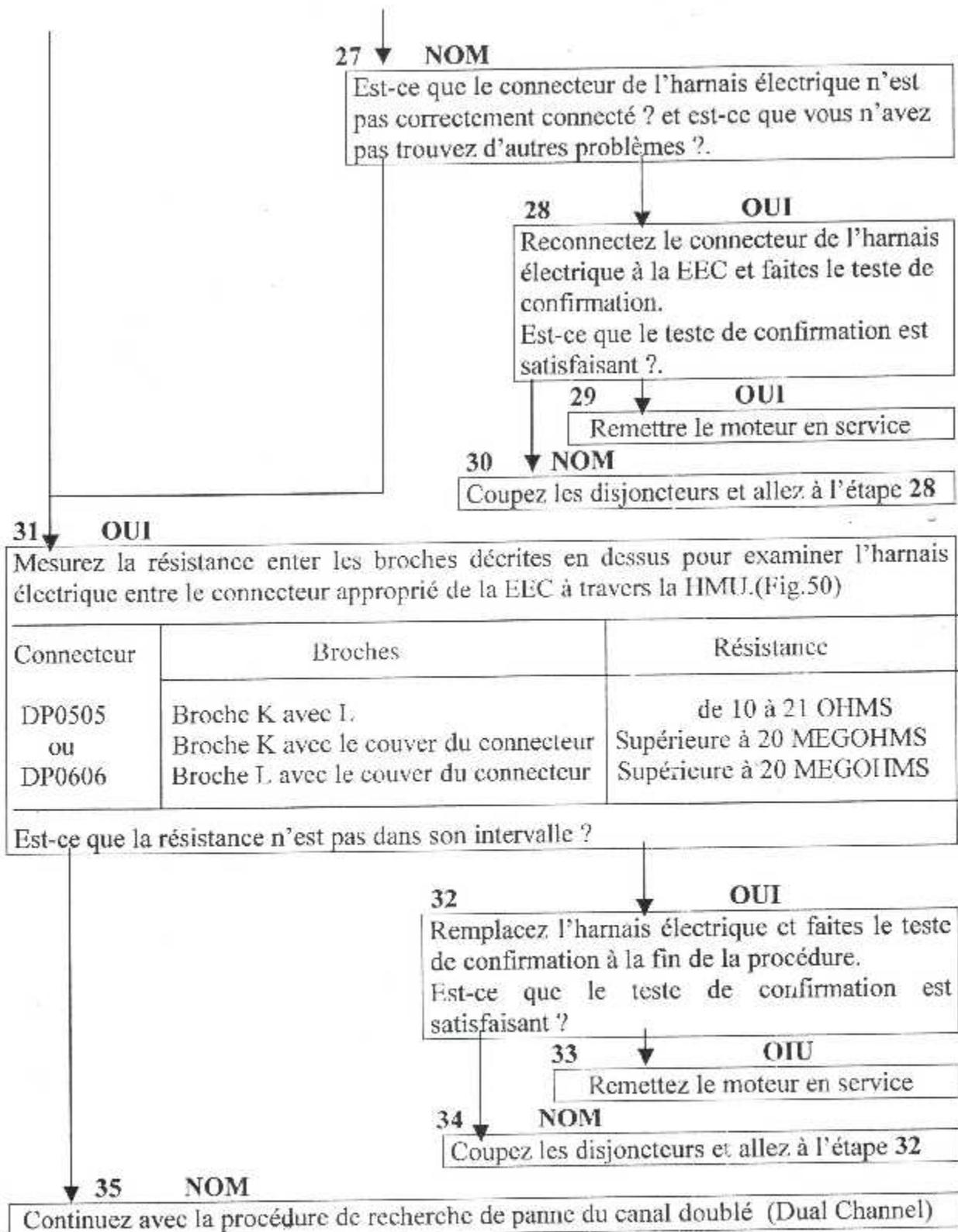


Mesurez la résistance entre les broches décrites en dessus, de la prise de courant de la HMU appropriée au DP0501 (canal A) ou DP0601 (canal B) .voir Fig 50
On a :

Prise du courant du connecteur	Broches	Résistance
DP0501 ou DP0601	Broche 19 avec 38	de 10 à 21 OHMS
	Broche 19 et le couver du connecteur Broche 38 et le couver du connecteur	Supérieure à 20 MEGOHMS Supérieure à 20 MEGOHMS

Est-ce que la résistance n'est pas dans son intervalle ?



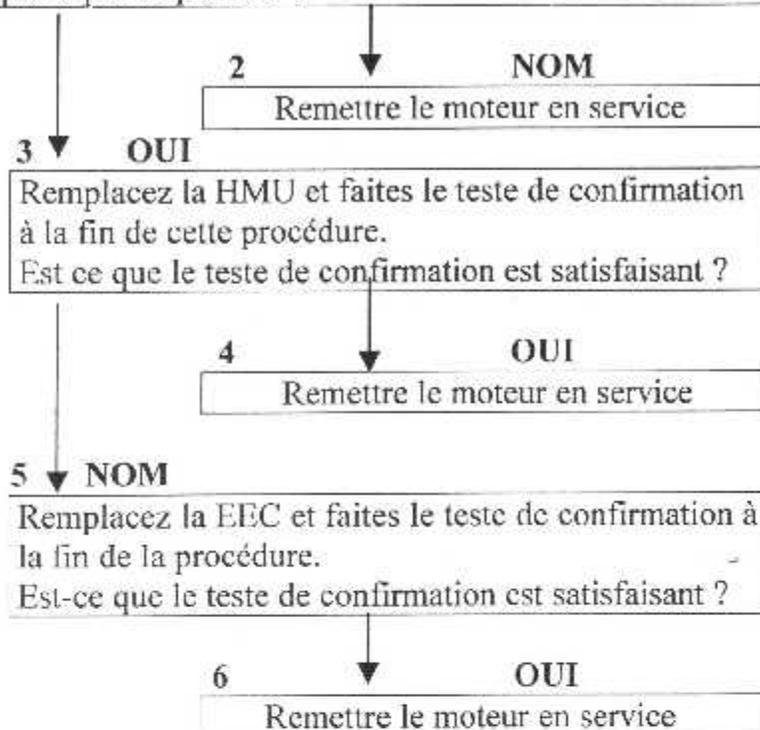


G. Procédure de recherche de panne du canal doublé (Dual Channel Fault) :

Suivez les étapes suivantes :

1

La cause la plus probable de la panne dans le cas de la procédure de recherche de panne du canal doublé est la vanne LPTACC. Remplacez la vanne LPTACC et faites le teste de confirmation. Est ce que la panne persiste ?



II. Le teste de confirmation :

1. Faites ces étapes pour préparer la procédure du teste de confirmation :

- S'assurer que les connecteurs électriques, DP0501 (Canal A) et DP0601 (Canal B), sont correctement connectés à la HMU.
- S'assurer que les connecteurs électriques, DP0505 (Canal A) et DP0606 (Canal B), sont correctement connectés à la EEC.
- Pour le moteur 1 :

Fermez les disjoncteurs suivants :

* Panneau de circuit de disjoncteur, P18-2 :

- * 18A1 Allumage à droite
- * 18A3 Allumage à gauche
- * 18A4 Alternateur du canal B
- * 18A5 Alternateur du canal A

- Pour le moteur 2 :

Fermez les disjoncteurs suivants :

* Panneau de circuit de disjoncteur, P6-2 :

- * 6D4 Allumage à droite
- * 6D6 Allumage à gauche
- * 6D7 Alternateur canal B
- * 6D8 Alternateur canal A

2. Faites cette procédure : Teste 12 : Teste des vérins.

- Si le message de maintenance n'apparaît plus, donc vous avez réparé la panne.

3. Faites cette procédure : Fermez le capot du Fan.

V.5.2. SYSTEME ANTI-POMPAGE (TBV) :

Un message de panne apparaît dans l'écran des récents pannes :

```

ENGINE 1 BITE TEST
RECENT FAULTS      1/1

MSG NBR: 75-10571
THE IMU TBV CONTROL CURRENT
IS OUT OF RANGE

FLIGHT LEG (X - FAULT SET)
0 1 2 3 4
  X

< INDEX                HISTORY >
```

L'ECRAN DES RECENTS PANNES (CDU)

Code de la panne est : 75-10601

Chapitre : 75 (système d'air)

Allez au début du chapitre 75 et cherchez le code 75-10601 dans la liste des codes des pannes (maintenances)

LE CODE DE LA PANNE	DESCRIPTION DE LA PANNE	ALLEZ A LA PROCEDURE
75 105 71	Système d'air:La EEC détecte que le retour du courant du moteur couple de la TBV est en dehors de l'intervalle	75-23 Procédure 804

LA LISTE DES CODES DES PANNES

804. Le retour du courant du moteur couple de la TBV n'est pas dans son intervalle :

A. Description :

1. Cette procédure est pour les messages de maintenances suivant :
75-10571, 75-10572, 75-10572, 75-20572, 75-30571, 75-30601 et 75-30572
2. Le message de maintenance : 75-X057Y
 - X Représente le canal de la EEC qui a envoyé ce message de panne
 - * Si X= 1, le message est du canal A de la EEC
 - * Si X= 2, le message est du canal B de la EEC
 - Si X= 3, le message est du canal A et B de la EEC

 - Y Représente le moteur d'où vient le message de panne
 - * Si Y= 1, le message est du moteur N°1
 - * Si Y= 2, le message est du moteur N°2

 - * Si X= 1, la procédure de recherche de panne à suivre est celle des pannes reçus du canal A
 - * Si X= 2, la procédure de recherche de panne à suivre est celle des pannes reçus du canal B
 - Si X= 3, la procédure de recherche de panne à suivre est celle des pannes reçus du canal A et B.
 - La EEC détecte que le retour du courant du moteur couple (Torque moteur) de la HMU qui contrôle le système de la TBV, n'est pas dans l'intervalle qui permet le bon fonctionnement, c'est-à-dire la valeur absolu de la différence entre la tension de sortie du courant qui est calculé par la EEC et la tension du courant du retour aperçu par la EEC est plus grand que la valeur prévue.

B. Les causes possibles :

- a. la HMU
- b. La EEC
- c. L'harnais électrique J5 (canal A) ou J6 (canal B).

C. La coupure des disjoncteurs :

1. Pour le moteur 1 :

Les circuit des disjoncteurs primaire qui sont en relation avec la panne sont :

- Le panneau des circuits des disjoncteurs, P18-2 :
 - * 18A4 alternateur du canal B
 - * 18A5 alternateur du canal A

2. Pour le moteur 2 :

Les circuits des disjoncteurs primaire qui sont en relation avec la panne sont :

- Le panneau des circuits des disjoncteurs, P6-2 :
 - * 6D7 alternateur du canal B
 - * 6D8 alternateur du canal A

D. Les figures qui sont en relation avec la panne :

- Emplacement des connecteurs des harnais électriques (J5, J6, J9, J10) sur la EEC (Fig.47) et ceux de (J5,J6) sur la IIMU
- Emplacement des connecteurs des harnais électriques (J9, J10) sur la vanne TBV (Fig.51)
- Schémas électrique simplifié du système de la vanne de décharge et de transition (Fig.52).

E. L'évaluation initiale :

Faites ces étapes pour découvrir si la panne est du style active :

a. Faites cette procédure : Teste 12 qui est Le teste des vérins.

b. Si l'un des messages de maintenance qui sont : 75-10571 (canal A, moteur 1), 75-10572 (canal A, moteur 2), 75-20571 (canal B, moteur 1) ou 75-30572 (canal A et B, moteur 2) est apparu, alors faites la procédure de recherche de panne du canal ou des canaux appropriés.

C. Si le message de maintenance n'est pas apparu sur la CDU, alors la panne n'est pas active à ce moment et vous avez une panne intermittente.

1. Si vous ne trouvez pas la panne, alors la procédure de recherche de panne ne peut pas isoler et réparer la panne

2. Pour les pannes intermittentes vous devez utiliser votre jugement pour réparer cette panne.

3. Si vous voulez réparer cette panne, il vous est recommandé de suivre ces étapes :

- Faites les contrôles de visualisation des connecteurs électriques avec la procédure de recherche de panne appropriée décrite ci-dessous.
- Utilisez le manuel WDM pour identifier les pièces intermédiaires des connecteurs électriques dans les harnais électriques et faites le contrôle de visualisation.
- Si vous ne trouvez aucun problème, alors remettez les composants en place.

4. Surveillez les voles prochains de l'avion.

F. La procédure de recherche de panne :

Faites ces étapes pour préparer la procédure :

1. Pour le moteur 1 :

Coupez les disjoncteurs suivants :

- Panneau des circuits des disjoncteurs : P18-2
 - * 18A1 Allumage à droite
 - * 18A3 Allumage à gauche
 - * 18A4 Alternateur du canal B
 - * 18A5 Alternateur du canal A

2. Pour le moteur 2 :

Coupez les disjoncteurs suivants :

- Panneau des circuits des disjoncteurs : P6-2
 - * 6D4 Allumage à droite
 - * 6D6 Allumage à gauche
 - * 6D7 Alternateur du canal B
 - * 6D8 Alternateur du canal A

3. Faites cette procédure : Ouvrez le capot du Fan.

4. La procédure de recherche de panne :

1

Examinez le connecteur électrique, DP0501 (canal A) ou DP0601 (canal B) sur la HMU qui sont sur les harnais électrique J5 et J6.

Est-ce que le connecteur électrique, DO0505 (canal A) ou DP0606 (canal B) est correctement connecté à la HMU ?

2

NOM

Déconnectez le connecteur électrique, DP0501 ou DP0601 de la HMU et faites l'examen visuelle du connecteur électrique et de la prise du courant fixée sur la HMU.

Est-ce que la prise du courant de la IIMU est endommagée ?

3

OUI

Remplacez la HMU et faites le teste de confirmation à la fin de la procédure.

Est-ce que le teste de confirmation est satisfaisant ?

4

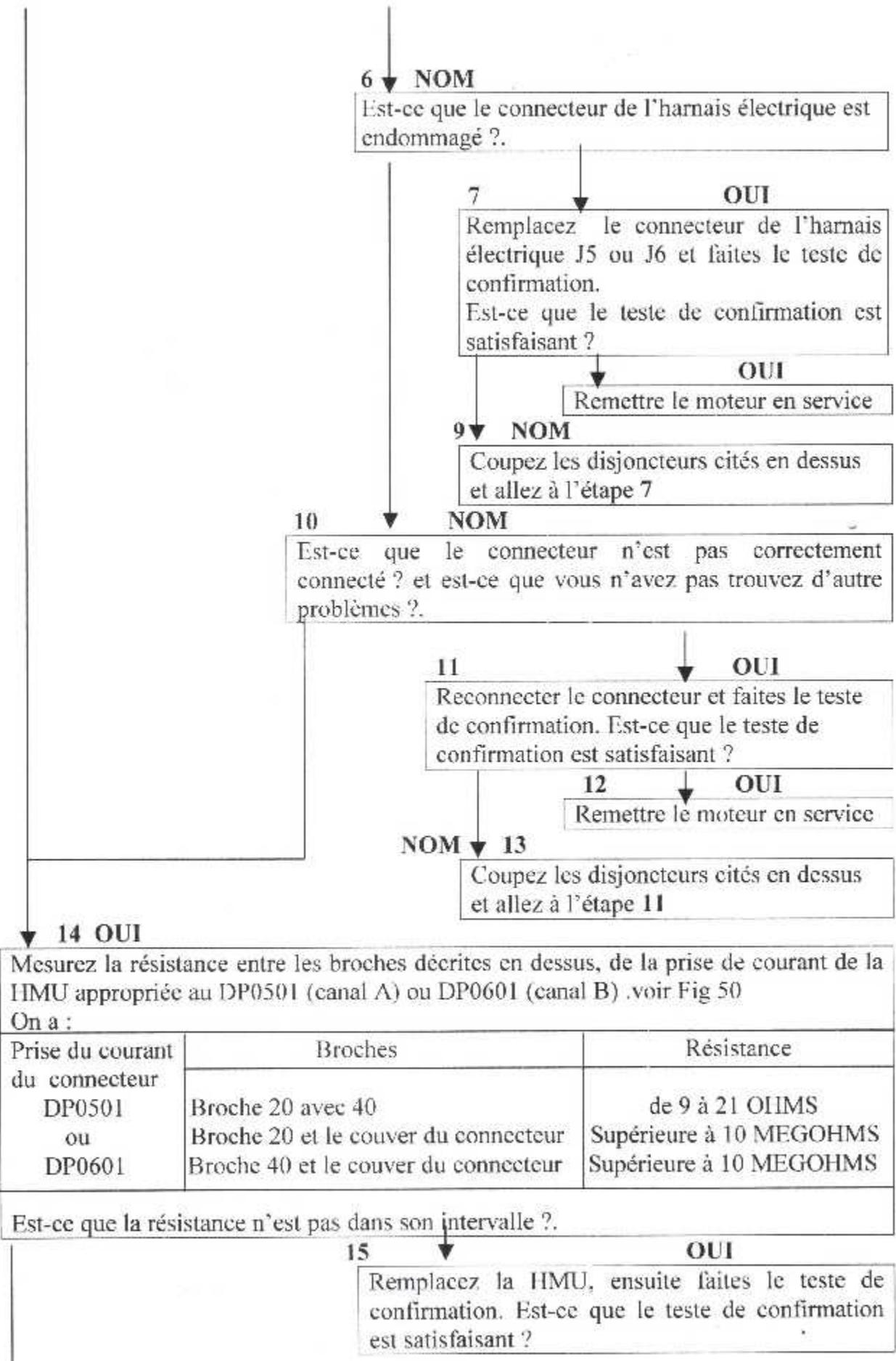
OUI

Remettre le moteur en service

5

NOM

Coupez les disjoncteurs cités au dessus et allez à l'étape 3

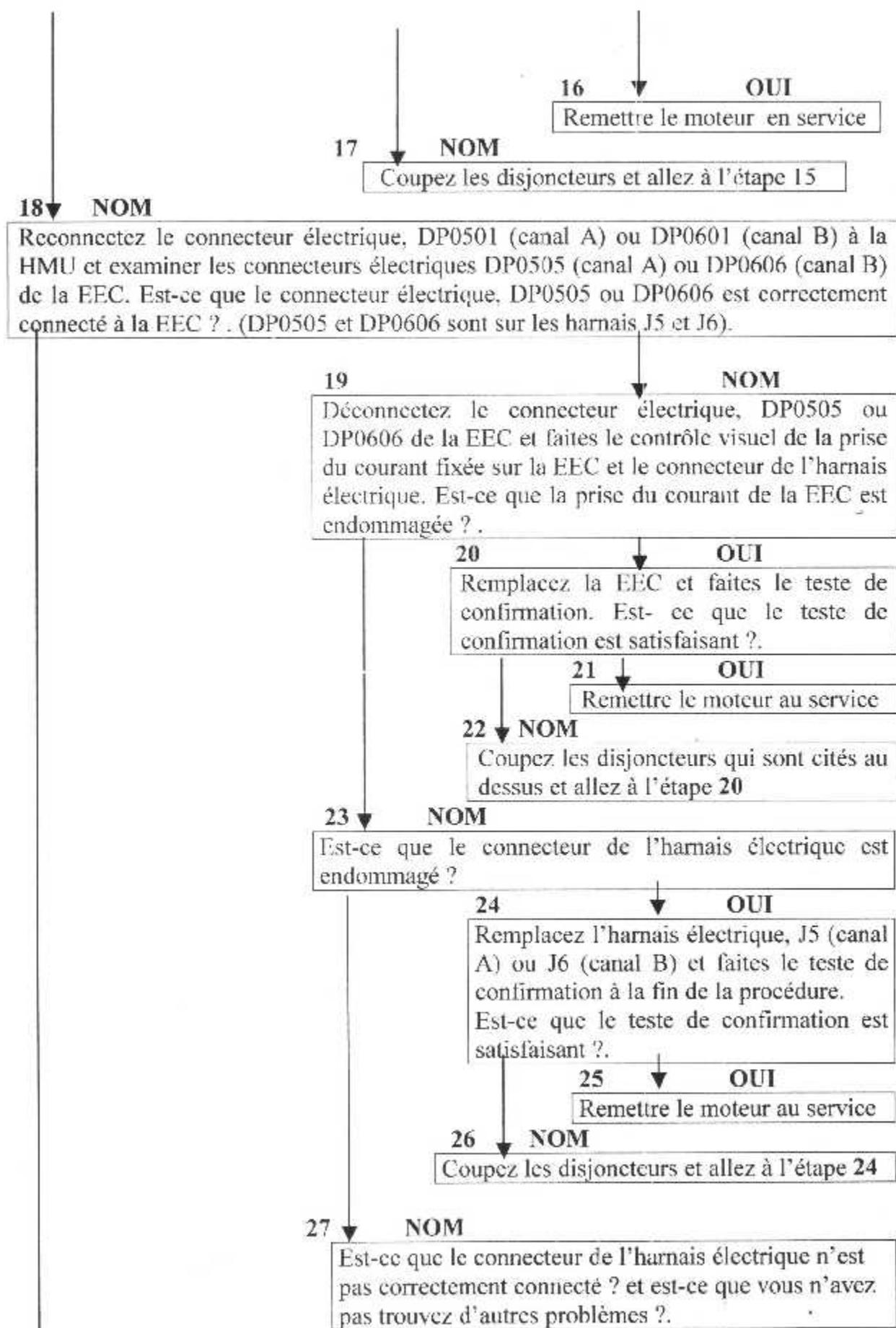


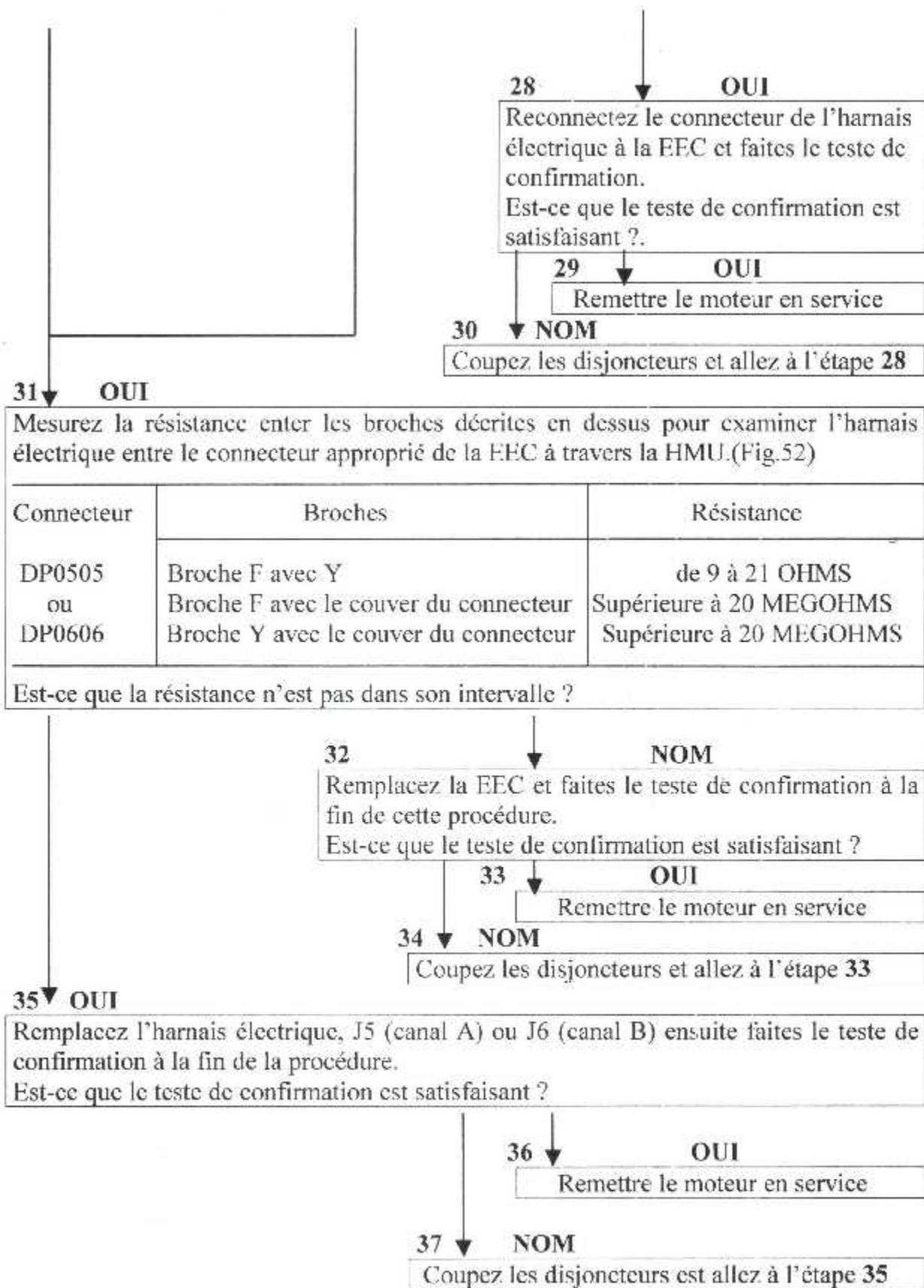
Mesurez la résistance entre les broches décrites en dessus, de la prise de courant de la HMU appropriée au DP0501 (canal A) ou DP0601 (canal B) .voir Fig 50
On a :

Prise du courant du connecteur	Broches	Résistance
DP0501 ou DP0601	Broche 20 avec 40	de 9 à 21 OIHMS
	Broche 20 et le couver du connecteur	Supérieure à 10 MEGOHMS
	Broche 40 et le couver du connecteur	Supérieure à 10 MEGOHMS

Est-ce que la résistance n'est pas dans son intervalle ?

15 OUI
Remplacez la HMU, ensuite faites le teste de confirmation. Est-ce que le teste de confirmation est satisfaisant ?





G. Le teste de confirmation :

1. Faites ces étapes pour préparer la procédure du teste de confirmation :

- S'assurer que les connecteurs électriques, DP0501 (Canal A) et DP0601 (Canal B), sont correctement connectés à la HMU.
- S'assurer que les connecteurs électriques, DP0505 (Canal A) et DP0606 (Canal B), sont correctement connectés à la EEC.
- Pour le moteur 1 :

Fermez les disjoncteurs suivants :

* Panneau de circuit de disjoncteur, P18-2 :

- * 18A1 Allumage à droite
- * 18A3 Allumage à gauche
- * 18A4 Alternateur du canal B
- * 18A5 Alternateur du canal A

- Pour le moteur 2 :

Fermez les disjoncteurs suivant :

* Panneau de circuit de disjoncteur, P6-2 :

- * 6D4 Allumage à droite
- * 6D6 Allumage à gauche
- * 6D7 Alternateur canal B
- * 6D8 Alternateur canal A

2. Faites cette procédure : Teste 12 : Teste des vérins.

- Si le message de maintenance n'apparaît plus, donc vous avez réparez la panne.

3. Faites cette procédure : Fermez le capot du Fan.