

République Algérienne Démocratique Et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur Et de La Recherche Scientifique
Université SAAD Dahleb de Blida
Faculté Des Sciences De L'ingénieur
Département D'AERONAUTIQUE

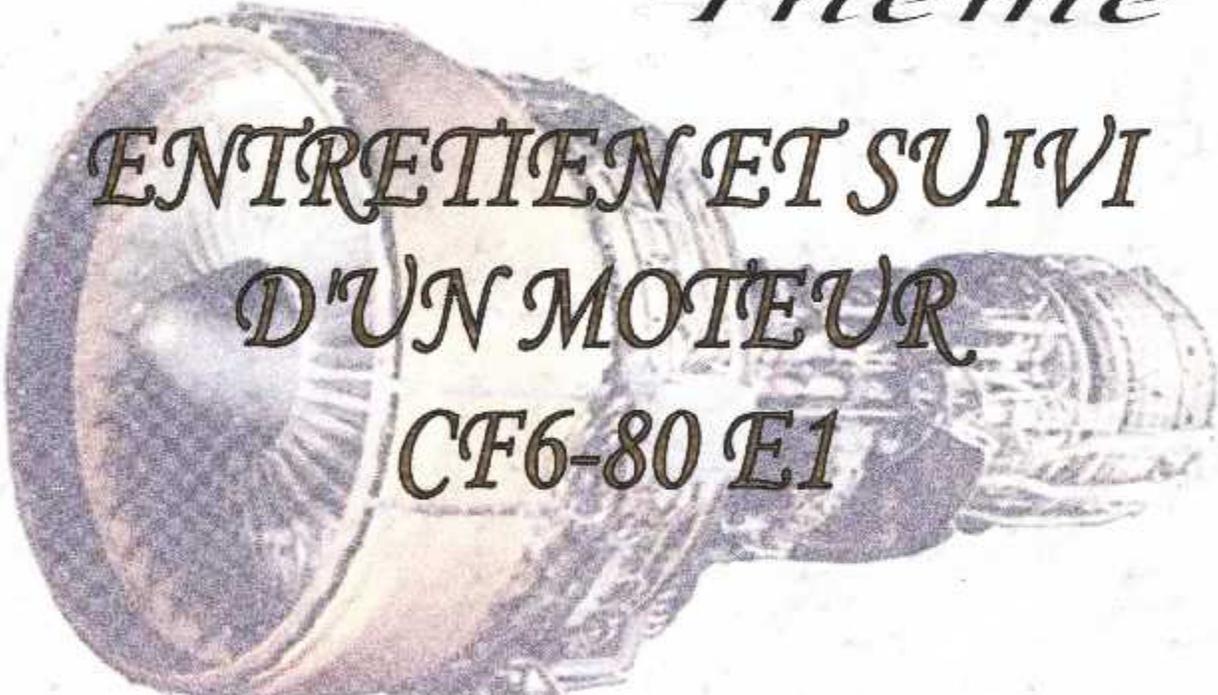


Memoire De Fin D' Etude

Pour l'Obtention du Diplôme de Etudes Universitaires
Appliquées en Aéronautique

Option : Propulsion

Thème



ENTRETIEN ET SUIVI D'UN MOTEUR CF6-80 E1

Réalisé par :

M^r ZMITHAMOUD

M^{lle} OTMANE DOUDJA

Président, M^r Badereddine E.

Le: Samedi 24/09/2005

à 09^h00

Lieu : Salle de Structur

Promoteur :

M^r BENHAMISSI

Co - promoteur:

M^r BENTRAD.H

Promotion 2004 - 2005

REMERCIEMENT

Nous remercions tous ceux qui nous ont aidé de près ou de loin à réaliser notre projet de fin d'étude.

Tout en commençant par nos promoteurs Mr: BENHAMISSI et Mr. BENTRAD qui nous a beaucoup aidé et orienté pendant tout notre projet.

Nos remerciements vont également à:

L'équipe de la base maintenance et ceux de l'atelier « H 400 ».

A tous les amis du département d'Aéronautique.

Nous tenons à remercier nos professeurs du département d'aéronautique qui nous ont enseignés.

Nous remercions tout le personnel de l'institut et la scolarité de l'aéronautique, et tout ceux qui ont participé de près ou de loin à la réalisation du mémoire est surtout G. EL-OITHIK, H. SID ALI, Hasna et R. FAYCAL.

ZMIT HAMOUD ET OTMAN DOUDJA

DÉDICACE

Je tiens à exprimer mes remerciements les plus chaleureux surtout à ma mère ainsi qu'à mon très cher père qui ma bien encouragé pour faire mes études universitaires et bien voulu me voire un jour devenir un être bénéficiant de touts Valeurs humaines.

A mes frères, mes sœurs, mes cousins et mes cousines.

A mes grand-mères.

A tout ma famille en générale.

*A mon binôme OTMANE DOUDJA, et à toute sa famille.
Z. BILAL, M. SHIRIF, S. KARIM, B. SEFIANE, I. YOUSEF*

ZMIT HAMOUD

DÉDICACE

A mes très chers parents qui m'ont tout donné et ont tout fait pour que je sois bien éduqué, et grâce à eux je suis arrivée à réaliser mon rêve. A mes frères et sœurs surtout MOHAMED.

A ma cousine SELMA

A toute ma famille.

A mes collègues de l'université de BLIDA, ou on a passé d'agréables moments.

A ma fidèle ami WAHIBA.

A tous ceux qui m'aiment.

A vous tous je dédie ce modeste travail.

SOMMAIRE

SOMMAIRE

LISTE DES FIGURES

LISTE DES ABBREVIATION

GLOSSAIRE

INTRODUCTION

Chapitre 1 : DESCRIPTION DU REACTEUR CF6 80 E1	03
I.1. GENERALITE	04
I.2. DESCRIPTION DES MODULE	05
1.2.1. Entrée d'air.....	05
1.2.2. nacelle.....	06
1.2.3. Fan module.....	07
1.2.3.1. Fan rotor.....	08
A. Cône d'entre : (spinner cône).....	08
B. La soufflante.....	09
C. Compresseur basse pression (LPC).....	09
1.2.3.2. Fan stator.....	10
1.2.3.3. Fan frame : (châssis du fan).....	10
1.2.4. Module de génération de gaz : (core module).....	11
1.2.4.1. Compresseur haute pression.....	11
A. Le carter de compresseur haute pression.....	12
B. Vanes statorique a calage variable VSV : (variable stator Vane).....	13
1.2.4.2. Chambre de combustion.....	13
1.2.4.3. Le premier diffuseur de la turbine haute pression.....	14
1.2.5. Module de la turbine haute pression : (HPTM).....	15
1.2.6. Module de la turbine basse pression : (LPTM).....	16
1.2.7. Module des accessoire : (gearbox).....	17

1.2.7.1.	<i>Les différents accessoires entraînés par la gearbox sont.....</i>	18
1.2.7.2.	<i>Le module des accessoires supporte aussi.....</i>	18
1.2.8.	<i>Les inverseurs de poussée: (thrust reverser).....</i>	19
1.2.9.	<i>Prélèvement air.....</i>	20
1.3.	<i>LIMITE DE FONCTIONNEMENT DU MOTEUR.....</i>	20
1.4.	<i>REGULATION DU CF6-80E1 FADEC: (FULL AUTHORITY DIGITAL ELECTRONIQUE CONTROL).....</i>	21
 <i>Chapitre II : FONCTIONNEMENT DU REACTEUR CF6 80 E1</i>		22
II.1.	<i>CIRCUIT DE LUBRIFICATION.....</i>	23
II.1.1.	<i>Généralité.....</i>	23
II.1.2.	<i>Les éléments du système de lubrification.....</i>	23
II.1.2.1.	<i>Réservoir d'huile.....</i>	23
II.1.2.2.	<i>Indicateur de la quantité d'huile.....</i>	24
II.1.2.3.	<i>Pompe de lubrification et de récupération (lube and scanvenge pump).....</i>	24
II.1.2.4.	<i>Indicateur de pression.....</i>	26
II.1.2.5.	<i>Indicateur de température.....</i>	26
II.1.2.6.	<i>Indication de basse pression.....</i>	26
II.1.2.7.	<i>Détecteur de débris principal (MCD).....</i>	27
II.1.2.8.	<i>Filtre de récupération d'huile.....</i>	27
II.1.2.9.	<i>Indicateur de colmatage filtre d'huile.....</i>	28
II.2.	<i>SYSTEME DE DEMARRAGE.....</i>	28
II.2.1.	<i>Généralité.....</i>	29
II.2.2.	<i>Démarrage réacteur.....</i>	30
II.3.	<i>SYSTEME D'ALLUMAGE.....</i>	31
II.4.	<i>INDICATION MOTEUR.....</i>	32
II.5.	<i>SYSTEME D'AIRE.....</i>	32
II.5.1.	<i>Bore cooling valve.....</i>	33

II.5.2.	VSV (variable stator vanne).....	34
II.5.3.	Vane de décharge (VBV).....	35
II.5.4.	Compartiment de refroidissement du core.....	35
II.5.5.	Contrôle du jeu carter turbine haute pressions.....	35
II.5.6.	Contrôle du jeu carter turbine basse pression.....	36
II.6.	CIRCUIT CARBURANT.....	38
II.6.1.	Elément du Circuit Carburant.....	38
II.6.1.1.	Pompe Carburant.....	38
II.6.2.	Echangeur principal : (Huile / Carburant).....	39
II.6.3.	Filtre Carburant.....	40
II.6.4.	Unité hydromécanique (HMU).....	40
II.6.5.	Echangeur huile / Carburant d'asservissement.....	41
II.6.6.	Débitmètre (FUELFLOW TRANSMITTER).....	42
II.6.7.	La rampe carburant.....	42
II.6.8.	Injecteurs.....	43
II.6.9.	Echangeur huile IDG / Carburant.....	43
II.6.10.	Valve de drainage de la chambre combustion.....	43
➤	Fonctionnement du Circuit Carburant.....	45
 Chapitre III : MAINTENANCE ET SUIVE DU MOTEUR CF6-80 E1		46
III.1.	MAINTENANCE AERONAUTIQUE.....	47
III.1.1.	Généralité.....	47
III.1.2.	Objectifs.....	48
A)-	La sécurité.....	48
B)-	La disponibilité.....	48
C)-	L'économie.....	49
III.1.3.	Buts de l'entretien.....	49
III.1.4.	Modes d'entretien.....	50
III.1.5.	Politique d'entretien.....	50
III.1.6.	Entretien préventive.....	51

A)- Temps limite (<i>HARD TIME – HT</i>)	51
B)- Entretien selon vérification de l'état (<i>ON CONDITION – OC</i>).....	51
III.1.7. Entretien curative.....	51
➤ Surveillance de comportement (<i>CONDITION MONITORING - CM</i>).....	51
III.1.8. Evolution des modes d'entretien.....	52
A)- Temps limite.....	52
B)- Entretien selon état.....	52
III.2. MAINTENANCE DU MOTEUR CF6 80-E1.....	53
III.2.1. Le manuel d'entretien.....	54
III.2.2. Contenu du manuel.....	54
III.2.3. Entretien programmé.....	54
III.2.3.1. Visites.....	54
A. Visite pré vol (où "transit").....	55
B. Visite journalière (VJ)	55
C. Visite A	55
D. Visite B.....	55
E. Visite C.....	56
F. Visite D ou grandes visite (GV)	57
III.2.3.2. Documentation de la maintenance Préventive.....	57
A. Maintenance Planning Document (MPD)	57
B. Air Plane Maintenance Manuel : AMM.....	58
C. Illustrateted Parts Catalogue : IPC.....	59
D. La maintenance planning Data.....	60
III.2.3.3. Les Inspection programmées.....	61
III.2.3.4. Exemple de la visite A	62
III.2.3.5. Exemple JOB CARDS.....	62
III.2.4. Entretien non programme.....	62
A. Navigabilité individuelle.....	63
B. Navigabilité de type.....	63
III.2.4.1. Documentation de la maintenance curative.....	64
A. Le compte rendu du matériel (C.R.M.)	64

B. La fiche de travaux supplémentaire (FTS)	65
III.2.4.2. Recherche de pannes informatisées à partir des systèmes embarqués.....	66
A. Multipurpose control display unit MCDU.....	66
B. A bord du système d'entretien OMS.....	68
III.2.4.3. Le manuel de recherche de pannes TSM :(Trouble Shooting Manual)	70
III.2.4.4. Le manuel d'équipement d'essai incorpore (BITE).....	70
III.2.5. Définition des alarmes.....	71
A. Types d'alarmes.....	71
B. Niveaux d'alarmes.....	72
III.2.6. Classes d'échecs (pannes)	73
III.2.6.1. Panne classe 1.....	73
III.2.6.2. Panne classe 2.....	74
III.2.6.3. Panne class 3.....	74
III.2.7. Nombre de tâche : (task number)	75
III.2.8. Exemple de recherche de panne de moteur cf6-80 E1	75
III.3. SUIVE DE MOTEUR CF6 80-E 1.....	78
III.3.1. Généralités sur le Contrôle des Huiles en Service.....	78
III.3.2. Inspection boroscopique du compresseur IIP.....	80
III.3.3. Monitoring (Ground based engine monitoring GEM).....	80
III.3.4. Communications d'avion adressant et rapportant les systèmes (ACARS)	81
III.3.5 APPROCHE SUR LA FIABILITE DE LA MAINTENANCE.....	81
III.3.5.1 Définition des phases d'un programme de fiabilité.....	82
A)- Phase 1 : recueil des information.....	82
B)- Phase 2 : analyse des informations.....	83
C)- Phase 3 : comparaison de résultats aux objectifs.....	83
D)- Phase 4 : Décision.....	84

ANNEXES..... 86

ANNEXE 01 : SITUATION MENSUELLE MOTEUR CF6 80-E1

ANNEXE 02 : FUEL FILTER ELEMENT – INSPECTION / CHECK

ANNEXE 03 : SUIVI PERFORMANCE MOTEUR

ANNEXE 04 : EXEMPLE JOB CARDS

ANNEXE 05 : CERTIFICAT DE NAVIGABILITE DE TYPE

CERTIFICAT DE NAVIGABILITE

ANNEXE 06 : IMPRESSION DE RAPPORT (MCDU)

CONCLUSION

BIBLIOGRAPHIE

LISTE DES FIGURES

Fig. I.1 : Réacteur CF6 80 E1.....	
Fig. I.2 : Entrée d'air.....	
Fig. I.3: Nacelle moteur.....	05
Fig. I.4: Module fan.....	06
Fig. I.5: Fan rotor.....	07
Fig. I.6: Cône d'entre.....	07
Fig. I.7 : Compresseur basse pression (LPC).....	08
Fig. I.8 : Fan frame.....	08
Fig. I.9 : Compresseur haute pression.....	10
Fig. I.10 : Vanes statorique a calage variable VSV.....	11
Fig. I.11 : Chambre de combustion.....	12
Fig. II.12: Stage 1 HPT nozzle.....	13
Fig. I.13 : Module de turbine de pression de IPTM.....	14
	15
Fig. I.14 : Turbine basse pression LPT.....	16
Fig. I.15 : Gearbox.....	17
Fig. I.16 : Les différents accessoires entraînés par la gearbox.....	18
Fig. II.17 : Les inverseurs de poussée (thrust reverser).....	19
	19
Fig. II.1 : Système de lubrification De Moteur.....	24
Fig. II.2 : Assemblée De Réservoir d'huile.....	
Fig. II.3 : Pompe de lubrification et de récupération.....	24
Fig. II.4 : Détecteur de débris principal (MCD).....	25
Fig. II.5 : Filtre de récupération d'huile.....	26
Fig. II.6 : Circuit du graissage (Oil System).....	27
Fig. II.7 : Démarrage réacteur.....	28
Fig. II.8 :Système d'allumage.....	29

<i>Fig. II.9 : Défièrent station moteur.....</i>	30
<i>Fig. II.10: Système d'aire.....</i>	31
<i>Fig. II.11: Bore cooling valve.....</i>	32
<i>Fig. II.12: stator a calage variable (VSV).....</i>	33
<i>Fig. II.13 : Vane de décharge (VBV).....</i>	34
<i>Fig. II.14 : Description du circuit carburant de moteur CF6 80-E1.....</i>	34
<i>Fig. II.15 : Pompe Carburant.....</i>	37
<i>Fig. II.16: Echangeur principal.....</i>	38
<i>Fig. II.17 : Filtre Carburant.....</i>	39
<i>Fig. II.18:Unité hydromécanique (HMU).....</i>	39
<i>Fig. II.19 : Servo réchauffeur du carburant.....</i>	40
<i>Fig. II.20 : Débitmètre.....</i>	41
<i>Fig. II.21 : Injecteurs.....</i>	41
<i>Fig. II.22 : Echangeur huile IDG.....</i>	42
	43
<i>Fig. III.1 : Objectif de la maintenance.....</i>	
<i>Fig. III. 2 : Modes d'entretien.....</i>	47
<i>Fig. III.3 : Politique d'entretien.....</i>	49
<i>Fig. III.4 : Fiche de travaux supplémentaires (FTS)</i>	50
<i>Fig. III.5 : MCDU.....</i>	65
<i>Fig. III. 6 : OMS - Imprimeur - Architecture Générale.....</i>	67
<i>Fig. III.7 : (CMS)</i>	68
<i>Fig. III. 8 : CMS.....</i>	69
<i>Fig.III.9 : Communications d'avion adressant et rapportant les systèmes (ACARS)</i>	70
	81
<i>Fig. III.10 : Schéma de fonctionnement d'un programme de fiabilité.....</i>	
	82
	82

LISTE DES ABREVIATIONS

ADIRU	Centrale de référence inertielle de données aérienne
ADC	Air data computer
AGB	Boite d'entérinement des accessoires
APU	Unité de puissance auxiliaire
A/C	Aircraft
A/T	Auto manette
BITE	Equipement de contrôle intégré
BSV	Vanne de sélection injecteurs
BCV	Valve de refroidissement d'alésage (bore cooling valve)
BP	Basse pression
C°	Degré celsius
CCC	Refroidissement de compartiment de noyau (core compartement cooling)
CDU	unité centrale d'entraînement (center drive unit)
CDS	Système de visualisation commune
CFDS	Système de centralisation des pannes
CFDIU	L'unité d'interface de centralisation des pannes
CDP	Compresseur discharge pressure
CIT	Compresseur inlet température
CL	Climb
CR	Cruise
DAC	Moteur à chambre de combustion double
DUE	Unité d'affichage électronique
DOD	Dégât causé par un objet à l'intérieur de l'avion
ECU/EEC	Unité électronique du contrôle moteur
EGT	Température de sortie d'échappement

ECAM/EICAS	Ecran cathodique d'affichage des paramètres avion
EIU	Unité d'interface moteur
FADEC	Système de régulation électronique numérique à pleine autorité
FMC	Ordinateur de gestion de vol
FOD	Dégât causé par des corps étrangers
FDAU	Boîtier de détection des données de vol
FRV	Vanne de retour carburant
FMV	Galet doseur carburant
FMS	Système de gestion de vol
FF	Fuel flow
FELX-TO	Flexible take off
FU	Fuel used
HDS	Arbre d'entraînement horizontal
HMU	Unité hydromécanique
HP	Haute pression
HPC	Compresseur haute pression
HPT	Turbine haute pression
HPTACC	Contrôle actif du jeu turbine haute pression
IDG	Générateur d'entraînement intègre
IGV	Aubes de pré rotation à calage variable
LPC	Compresseur basse pression
LPT	Turbine basse pression
LPTACC	Contrôle actif du jeu turbine basse pression
LVDT	Transformateur différentiel variable linéaire
LH	Left
M	Mach
MCT	Maxi continuous
MEC	Main engine control
N1	Vitesse de rotation de l'attelage basse pression
N2	Vitesse de rotation de l'attelage haute pression
PC	Contrôle pressure

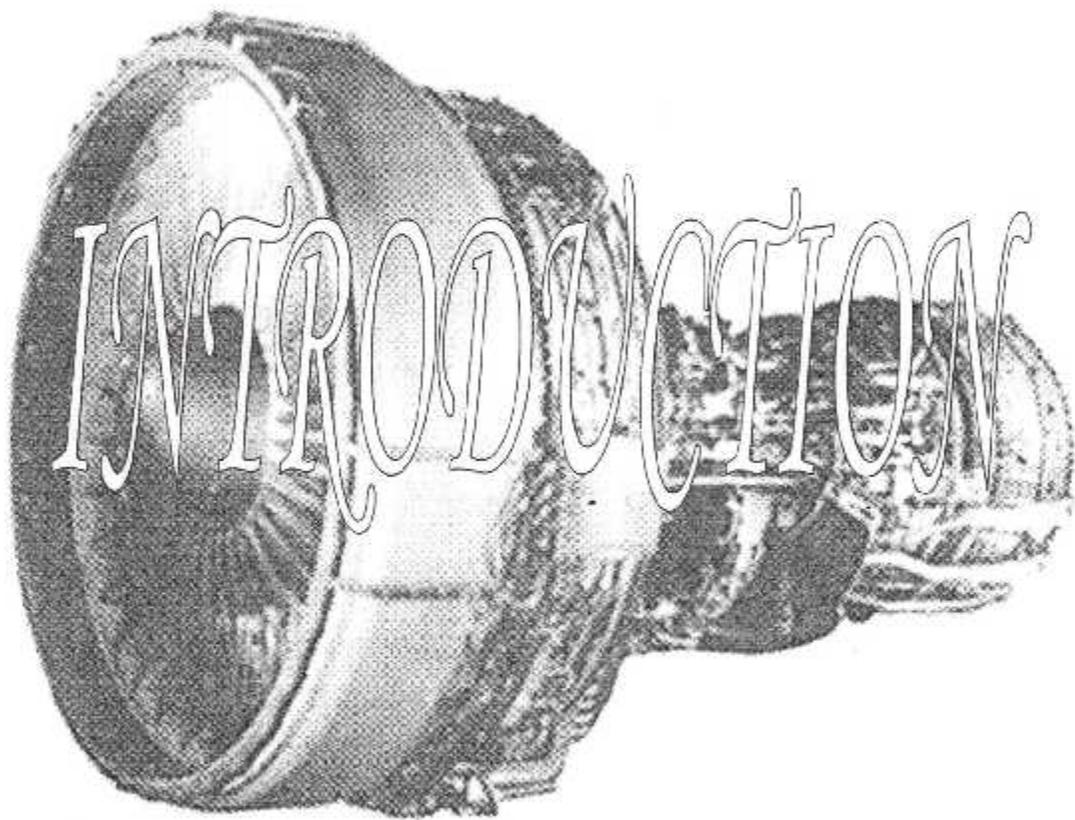
PCR	Régulated control pressure
PF	Filtred pressure
PLA	Power lever angle
PMC	Power management control
PO	Pression ambiante (station 0)
POC	Fan compartment pressure
PS	Pression statique
PT	Pression totale
Q	Pression dynamique
RH	Right
RDS	Arbre d'entraînement radial
RACC	Contrôle actif du jeu rotor
AT	Température de l'air total
TGB	Boîtier de renvoi d'angle
TLA	Manette de commande de l'angle de poussé
TRA	La résolution d'angle de poussée
TCC	Thrust control computer
TSM	Manuel De Dépannage (Trouble Shooting Manual)
THR limit	Thrust limit
TRP	Thrust rating panel
VBV	Vanne de décharge
VSV	Stator à calage variable
Z	altitude

GLOSSAIRE

ANGLAIS	FRANÇAIS
Aircraft	Avion
Air data computer	Centrale aérodynamique
Approach idle	Ralenti d'approche
Air flow	Débit d'air
Actuator	Vérin
Anti-ice	Anti-givrage
Bell crank	Billette
Below	Boite anéroïde
Body	Corps
By pass valve	Clapet de décharge
Bearing	Roulement
Blade	Ailette
Bleed	Prélèvement
Booster	Compresseur basse pression
Check valve	Valve anti-retour
Clim	Montée
Clog	Colmatage
Compressor discharge pressure	Pression de refoulement compresseur
Compressor inlet temperature	Température d'entrée d'air
Control discharge	Pression d'injection
Cooler	Refroidissement
Cover	Couvercle
Cruise	Croisière
Case	Carter
Chamber	Chambre

Cavity	Cavité, trou
Combustor	Chambre de combustion
Decrease	Diminution
Discharge	Refoulement
Dual flow	Double débit
Exchanger	Echangeur
Engine trim	Réglage
Fuel	Carburant
Fail fixed	Signal de blocage
Fault	Défaut
Feed back	Retour d'asservissement
Filter	Filtre
Flexible take off	Décollage a poussé réduite
Flight management computer (FMC)	Calculateur de gestion du vol
Flow divided valve	Clapet sélecteur
Flow meter	Transmetteur de débit
Forward	Avant
Secondary flow	Débit secondaire
Sensor	Détecteur
Slat	Bec de bord d'attaque
Specific gravity adjustment	Correcteur de densité
Speed	Vitesse
Speed trimtorque motor	Moteur couple de limitation de vitesse
Spline	Cannelures
Supply	Alimentation
Switch	Contacteur
Seal	Joint
Shaft	Arbre
Spring	Solenoids
Solenoid	Etage
Tap	Déviation

TAT-Total air temperature	Température total
Tank	Réservoir
Thrust control computer (TCC)	Calculateur de commande de poussée
Thrust limit	N1 limite
Thrust rating panel (TRP)	Panneau de sélection de mode
Thrust reverser	Poussée inverse
Transducer	Transmetteur
Transducer lever angle (TLA)	Transmetteur de position manette
Tribune	Collecteur triple de carburant
Trim	Réglage
Variable bleed	Vanne de décharge à section variable
Variable stator vane	stator à calage variable



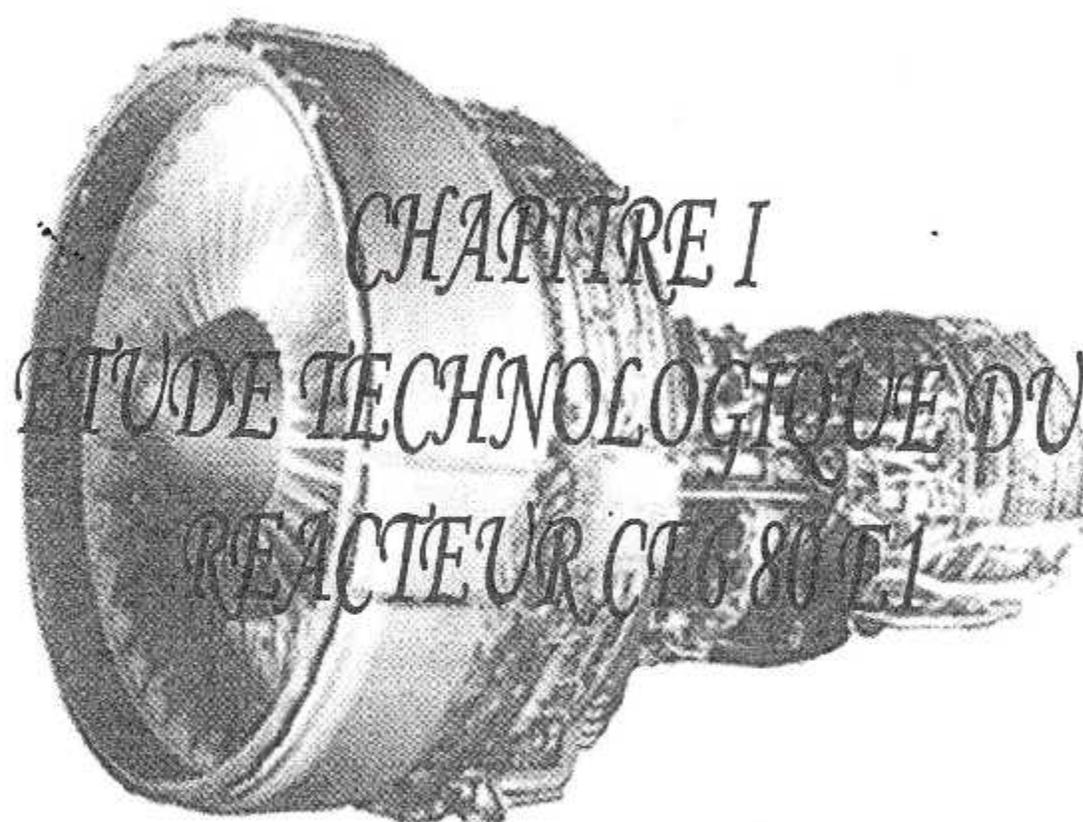
L'invention du premier turboréacteur réellement utilisable pour la propulsion est généralement attribuée à l'anglais *F-White* et à l'allemand *H- Van ohain*. Le premier avion vola *1941*, pendant la deuxième Guerre mondiale (*1939-1945*) et durant l'après Guerre, le développement du turboréacteur fut très rapide (amélioration de la poussée et du rendement...).

Les compresseurs centrifuges équipant les moteurs d'origine furent progressivement remplacés par des compresseurs axiaux. Tant d'années passèrent jusqu'à *1967*, date à la quelle fut lancé le premier moteur *CF6* qui avait pour objectif une poussée au décollage de *40000* livres. Il s'agissait d'un moteur dérivée du turbofans militaire *TF39* choisi en *1985* par l'*USAF* pour le *C5 GALAXY*.

GE (GENERAL ELECTRIC) dérivée du *CF6* une version de poussée accrue le *CF6-50* destinée à motoriser le *DC10-30*. L'augmentation de poussée fut essentiellement, acquise par l'emploi d'un compresseur basse pression à trois étages. Le *CF6-80* homologué en *1981*, est en grande partie dérivé du *CF6-50*. Il incorpore de nombreuses améliorations destinées à diminuer sa consommation spécifique et de réduire le coût de sa maintenance ainsi qu'un niveau bas du bruit.

Le *CF6-80 E1* équipant l'airbus *A330* est le moteur le plus récent acquis par AIR Algérie. Les moteurs étant neufs, les procédures de maintenance et protocoles de suivi moteur sont à leurs premières applications.

Les moteurs étant mis continuellement en exploitation, il est du ressort de la compagnie de procéder à une maintenance rigoureuse et afin d'obtenir un haut niveau de fiabilité et de sécurité.



1.1. GENERALITE :

Ces moteurs (CF6 80- E1),équipent les AIR BUS A330-200 acquis récemment par la compagnie AIR ALGERIE , ont les caractéristiques suivantes :

Les limites de fonctionnement du moteur *cf6-80 E1* sont :

<i>EGT</i> Démarrage	750°c max.
<i>EGT</i> Décollage	975° max, pendant 5
minutes. <i>Max.</i> Continuer	960°c.
Vitesse <i>N1</i>	115,5 % max
Vitesse <i>N2</i>	113,0% max
Poussée	68,530 LB Takeoff(Décollage) 60,400 LB Max Continuous
Pression d'huile	Ralentie 15-30 <i>Psid</i> Décollage 35-95 <i>Paid</i>
Température d'huile	65°c-160°c
Début de démarrage	500-600 <i>PPH</i>

Le turboréacteur à double flux et à double corps de type *CF6 80 E1* est un moteur de nouvelle génération construit par *GE* (GENERAL ELECTIC).

Ce moteur est caractérisé par un taux de dilution élevé par rapport aux autres moteurs. Une faible vitesse d'éjection et il est l'un des moteurs les plus légers de cette catégorie. Il est équipé de l'automatisation des systèmes tels que le circuit de carburant qui est asservi et régulé à l'aide d'un calculateur *ECU* (électronique contrôle unit).

Une des plus importantes particularités du *CF6 80 E1* est qu'il est de conception modulaire (05) cinq modules permettant le changement d'un module sans le désassemblage général du moteur. Ainsi qu'une longue durée de vie et une grande rentabilité. (Voir fig. 1.1)

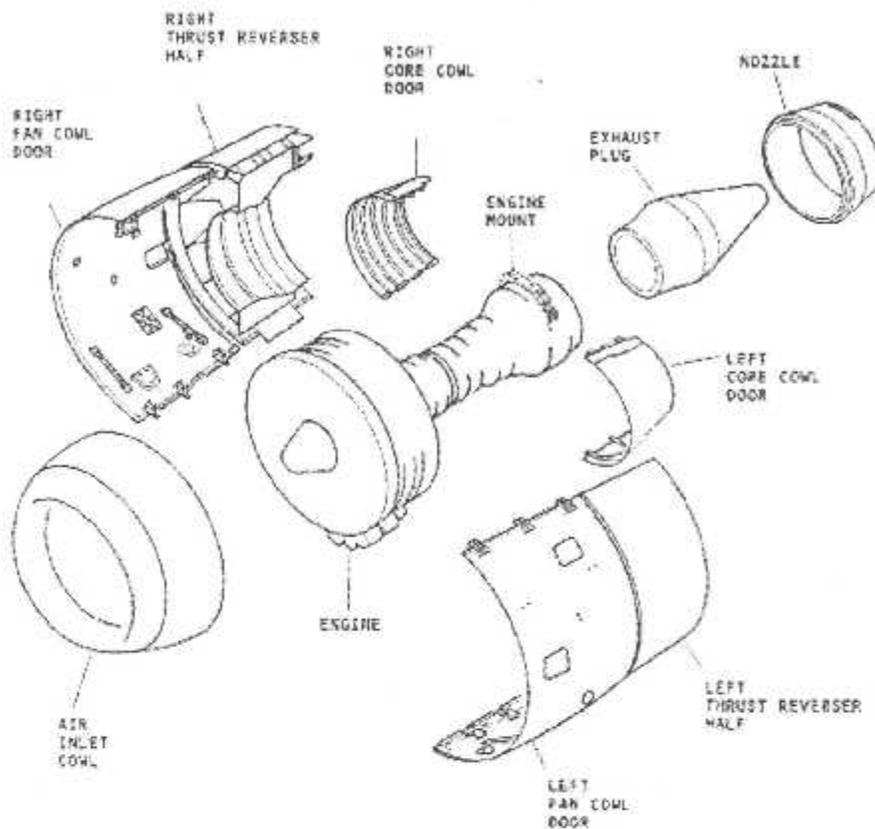


Fig. I.1 : réacteur CF6 80 E1

I.2. DESCRIPTION DES MODULES :

I.2.1. Entrée d'air :

L'entre d'air se présente sous forme d'un conduit, son rôle est de fournir un profile de vitesse le plus homogène possible à l'entre du compresseur basse pression quel que soit le régime du moteur et dans tout les domaine de vol *II. M* (déférente altitude et vitesse). (fig.I.2)

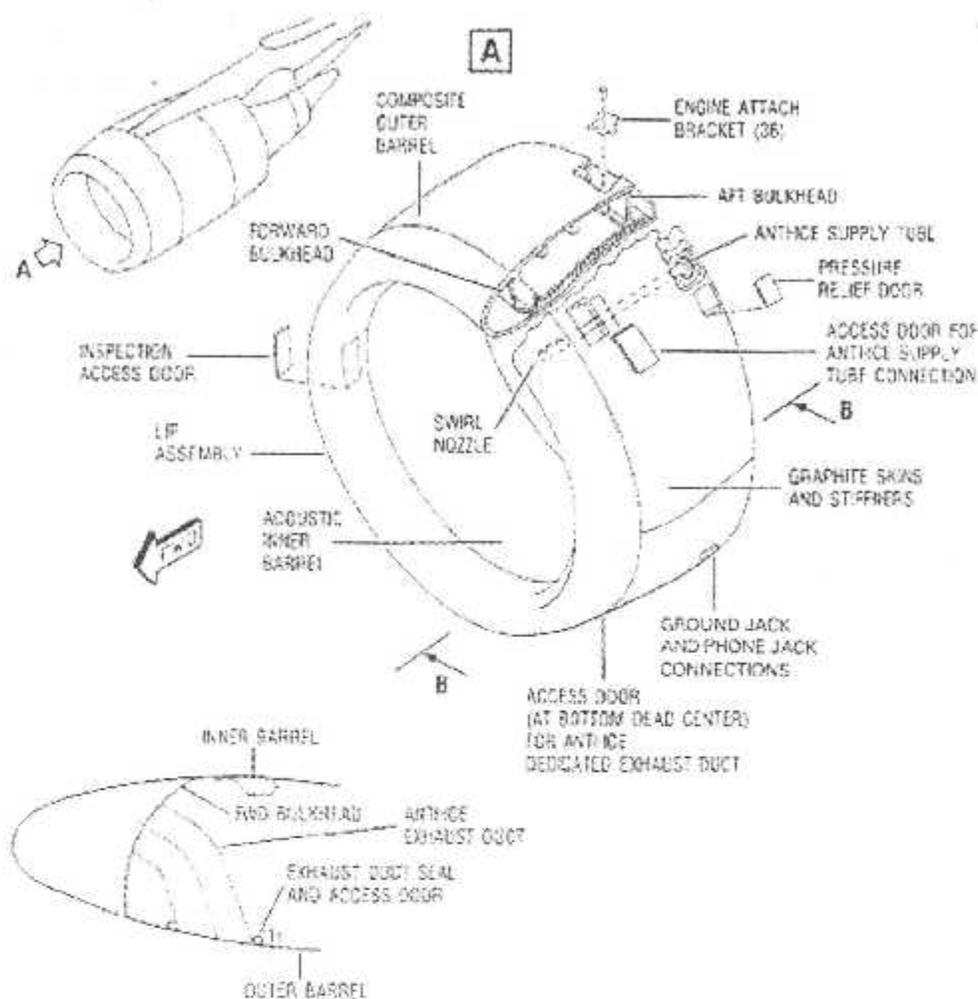


Fig. I.2 : Entrée d'air

1.2.2. La nacelle :

En plus de son rôle de protection extérieur du moteur (voir fig.1.3), la nacelle assure les fonctions suivantes :

- ❖ Elle forme l'entrée d'air de type Pitot et le canal d'écoulement du flux secondaire et sa tuyère.
- ❖ Elle comporte aussi le dispositif d'inversion de poussée.

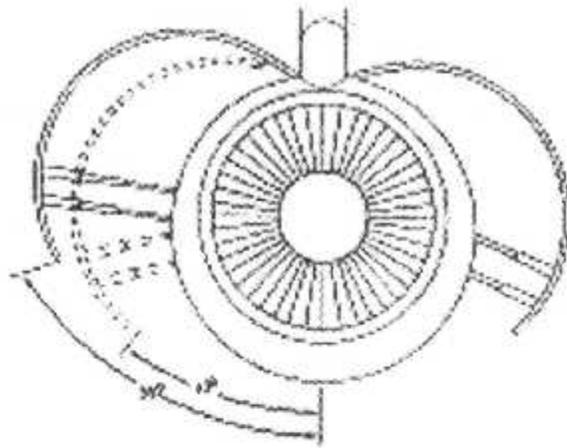


Fig. 1.3: Nacelle moteur

1.2.3. Fan module :

Le fan module est la première partie des cinq parties séparables et interchangeable il se compose de (03) trois éléments essentiels : (voir fig. 1.4)

- ❖ Fan rotor
- ❖ Fan stator
- ❖ Fan frame (châssis du fan)

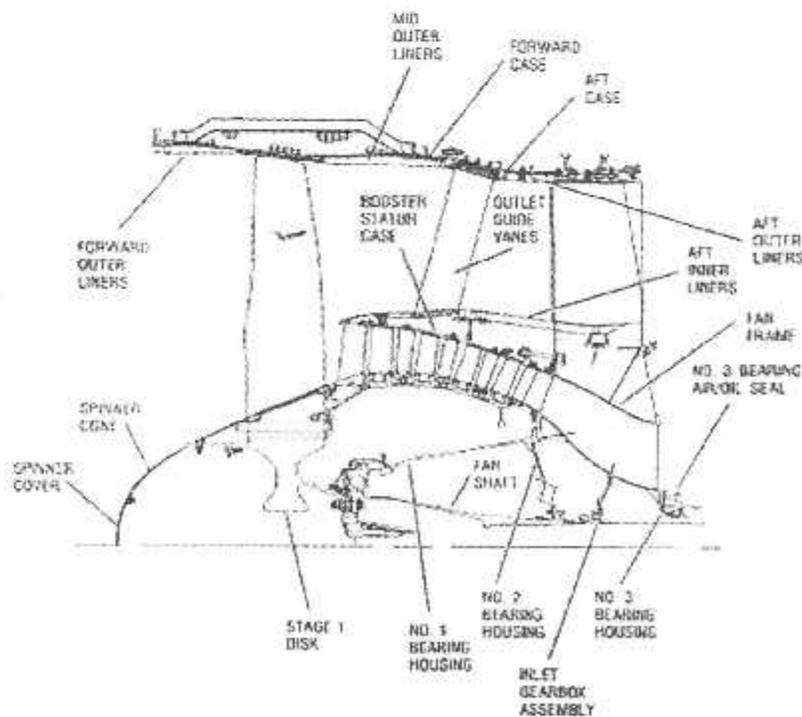


Fig. 1.4 : module fan

1.2.3.1. Fan rotor :

C'est l'attelage du fan module, il est composé d'un cône d'entrée, une soufflante et d'un compresseur basse pression.

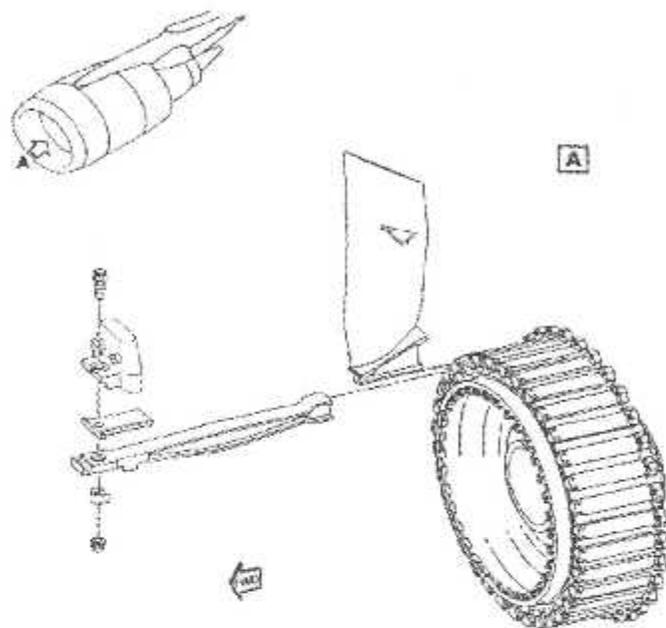


Fig. I.5 : fan rotor

A. Cône d'entre : (spinner cône)

Il fournit une trajectoire aérodynamique à l'écoulement d'air avant de s'engager dans la soufflante (voir fig. I.6). Sa forme sert à minimiser l'accumulation du givre.

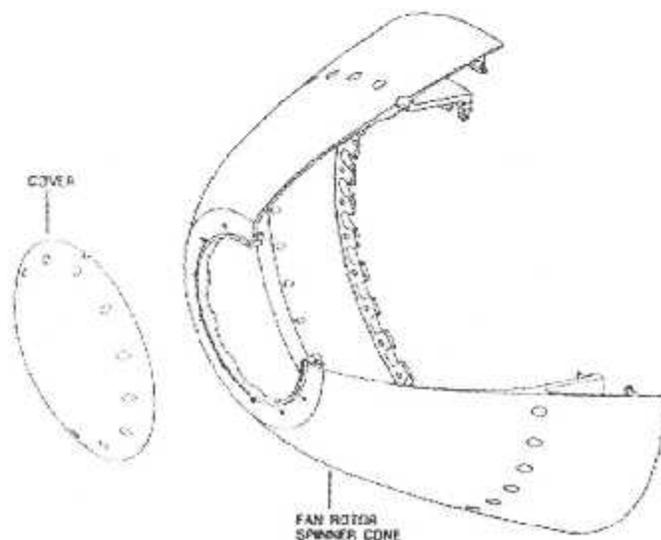


Fig.I.6 : Cône d'entre

B. La soufflante :

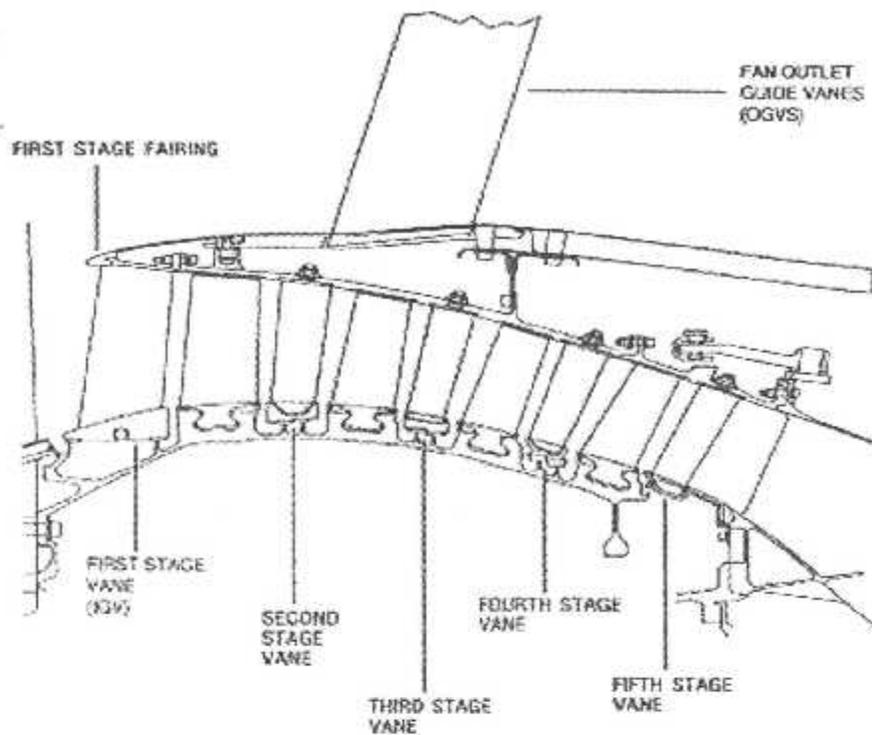
Elle n'est autre qu'un compresseur à un étage composé de (34) ailettes débitant dans une tuyère annulaire .Elle fournit la majeure partie de la poussée .Le rendement aérodynamique est un paramètre important, il permet de réduire le poids, la consommation de carburant au maximum ainsi que le bruit.

C. Compresseur basse pression (LPC) :

En aval de la soufflante se trouve un compresseur basse pression, il est constitué de quatre (04) étages (sans soufflante) assemblé en un seul bloc et des Vanes de décharge *VBV* (variable bleed valve).

La décharge du compresseur basse pression est réalisée par l'ouverture automatique d'une série de Vanes débouchant à l'arrière du dernier étage du compresseur basse pression. (Voir fig. I.7)

Le mécanisme des vannes de décharge (*VBV*) pour le *CF6 80 E1* comporte douze (12) portes derrière le quatrième (4^{ème}) étage du compresseur basse pression ,elle sont commandées par deux vérins hydraulique (c'est un moyen de lutte anti-pompage)



FAN BOOSTER STATOR Assembly - Cross Section

Fig. I.7 : Compresseur basse pression (LPC)

I.2.3.2. Fan stator :

Il est constitué des éléments suivants : (Voir fig. I.8)

- ❖ Carter avant de la soufflante.
- ❖ Carter arrière de la soufflante : il est fixé au carter du compresseur basse pression par les *OGV* (out let guide Vane).
- ❖ Le carter de compresseur basse pression.

I.2.3.3. Fan frame : (châssis du fan)

Le châssis du fan est le support des différentes parties principales, fan stator, le système de commande des vannes de décharge (*VBI*), les principales fixations avant du moteur (mat avant). (Voir fig. I.8).

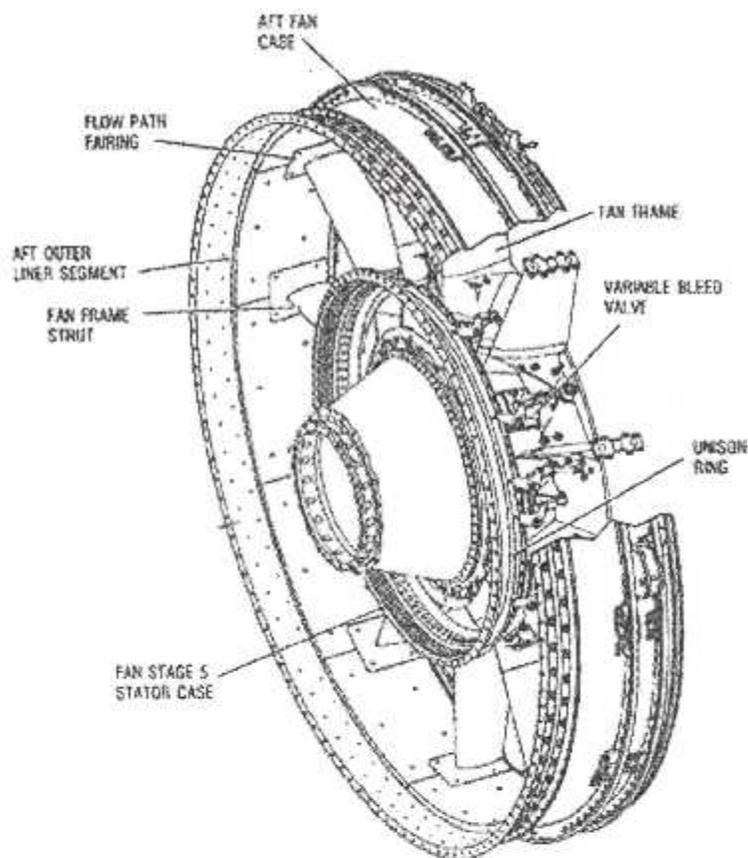


Fig. I.8 : Fan frame (carénage)

1.2.4. Module de génération de gaz : (core module)

Le core module est constitué de :

- ❖ Compresseur haute pression.
- ❖ Chambre de combustion.
- ❖ Le premier diffuseur de la turbine haute pression.

1.2.4.1. Compresseur haute pression :

Le compresseur haute pression comporte quatorze (14) étage successifs, le 1^{er} étage est précédé d'aube d'entrée *IGV* (Inlet guide Vane) dont le but est d'orienter correctement l'écoulement vers le premier rotor. La partie rotorique est composée de cinq (05) partie assemblables. (Voir fig. I.9)

- 1° Partie est composée du premier disque.
- 2° Partie est composée du deuxième disque
- 3° Partie est composée du troisième disque jusqu'au neuvième disque.
- 4° Partie est composée du dixième disque.
- 5° Partie est composée du onzième disque jusque quatorzième.

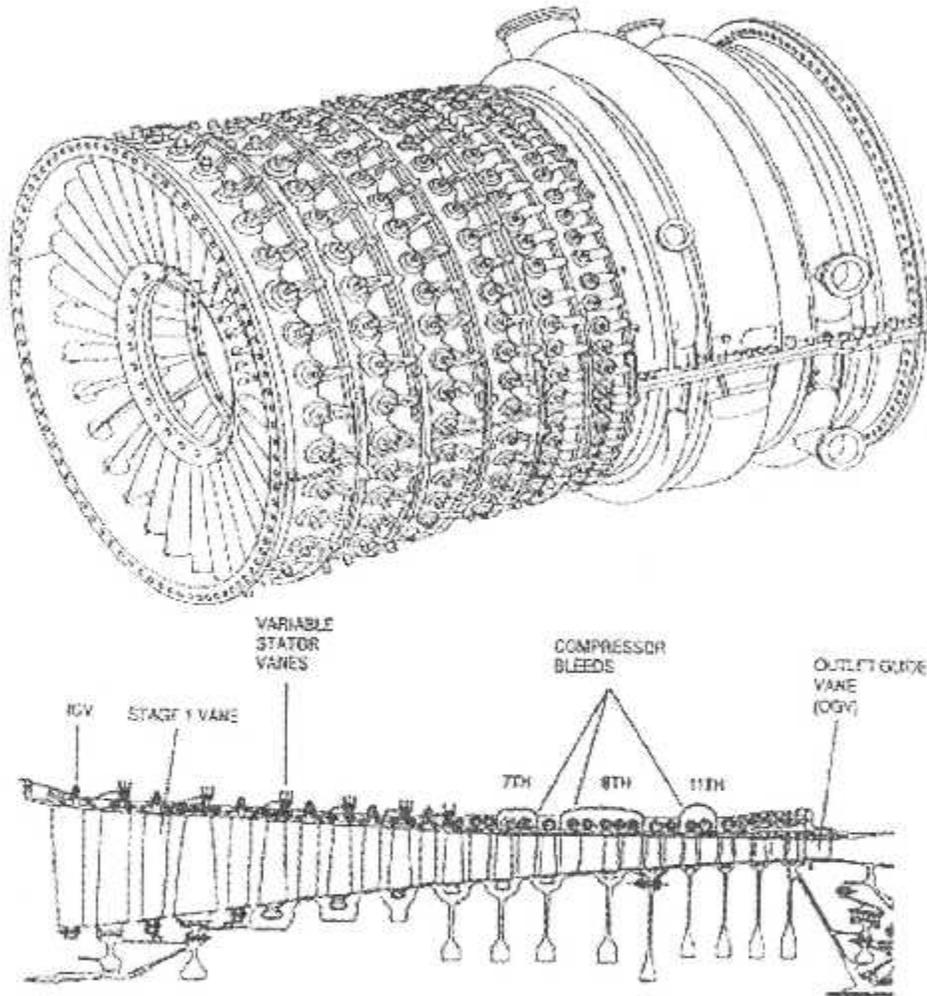


Fig. I.9 : Compresseur haute pression

A. Le carter de compresseur haute pression :

Il est constitué en une seule et unique partie, les cinq premiers étages ainsi que les IGV sont des Vane a cailage variable.

B. Vanes statorique a calage variable VSV : (variable stator Vane)

- ❖ Aux faibles régimes, les premiers étages du compresseur axial se rapprochent le plus du décrochage.
- ❖ Aux régimes élevés, ces aubes sont disposées de façon à obtenir le meilleur rendement.

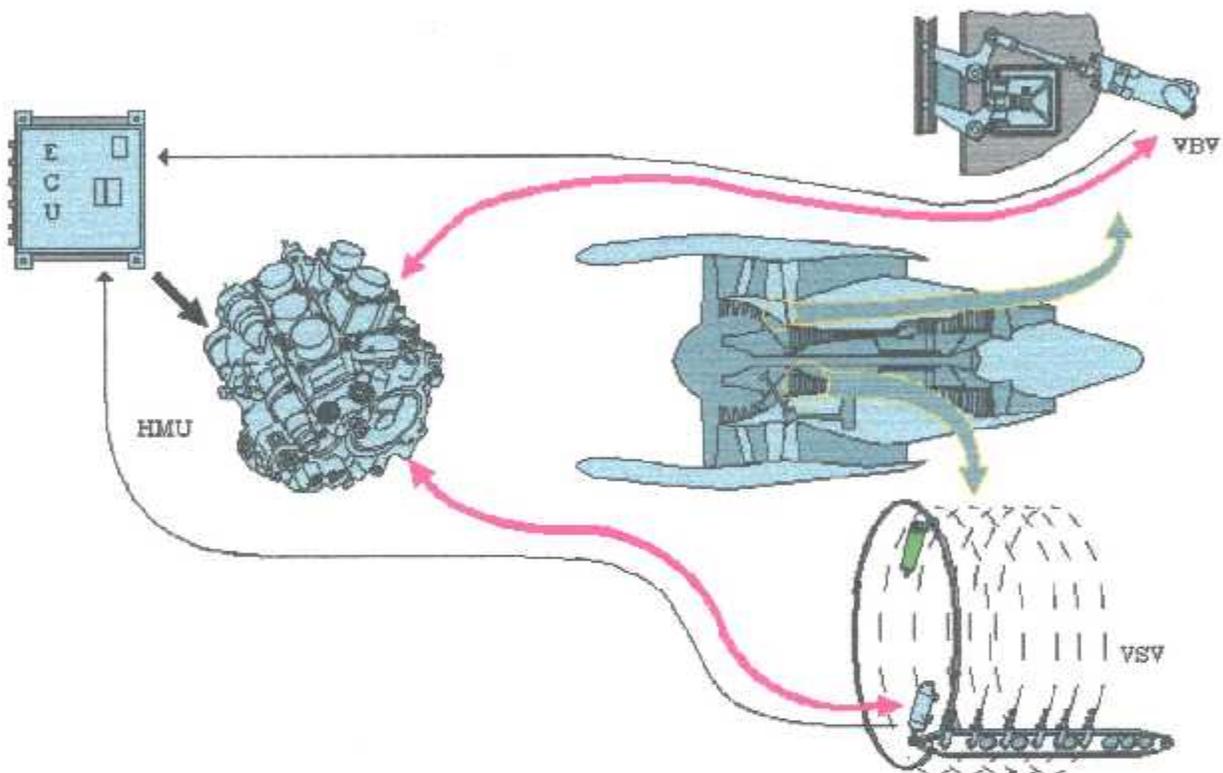


Fig. 1.10 : Vanes statorique a calage variable VSV

1.2.4.2. Chambre de combustion :

Le moteur *CF6- 80 E1* est équipé d'une chambre de combustion annulaire qui comporte deux zones :

- ❖ Une zone de combustion a haute température.
- ❖ Une zone de dilution.

Le *CF6-80 E1* est équipé de trente (30) injecteurs qui sont de type à alimenté par deux débit il sont repartié d'une manière équitable tout au tour du *CRF* (compressor rear frame).

Cette disposition des l'injecteurs minimise la tendance d'extinction de réacteur.
(Voir fig. 1.11)

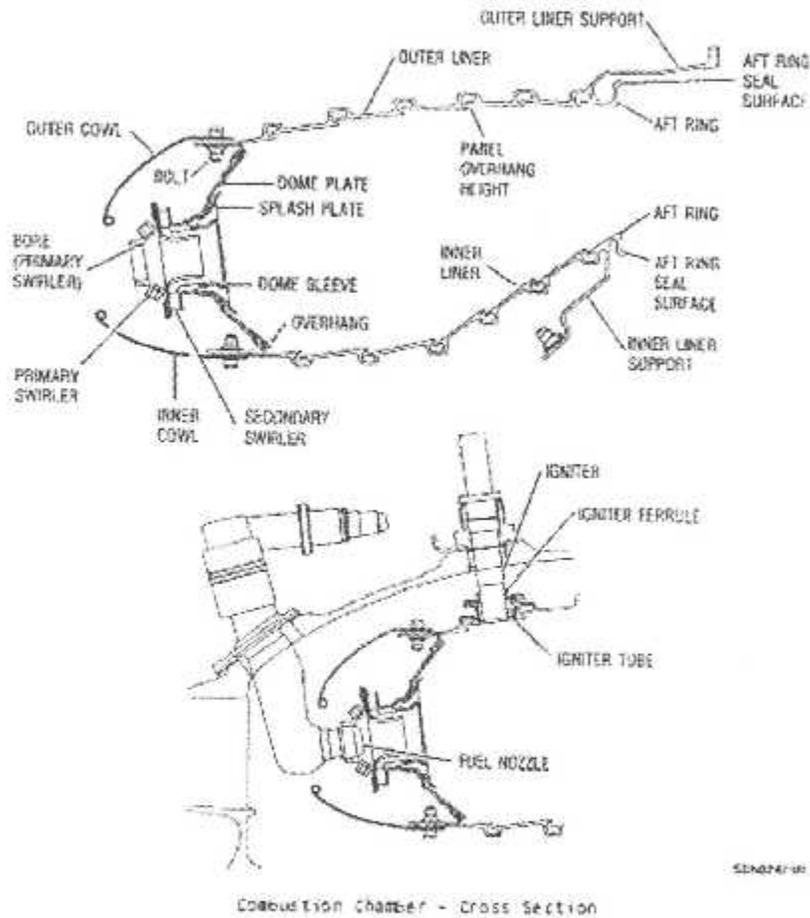


Fig. 1.11 : chambre de combustion

1.2.4.3. Le premier diffuseur de la turbine haute pression :

Il est composé d'une série de vingt trois (23) paires de *NGV* (Nozzle guide Vanes). (Voir fig. 1.12) Compte tenu de la température élevée les *NGV* ont trois (03) circuits internes servant au refroidissement par air.

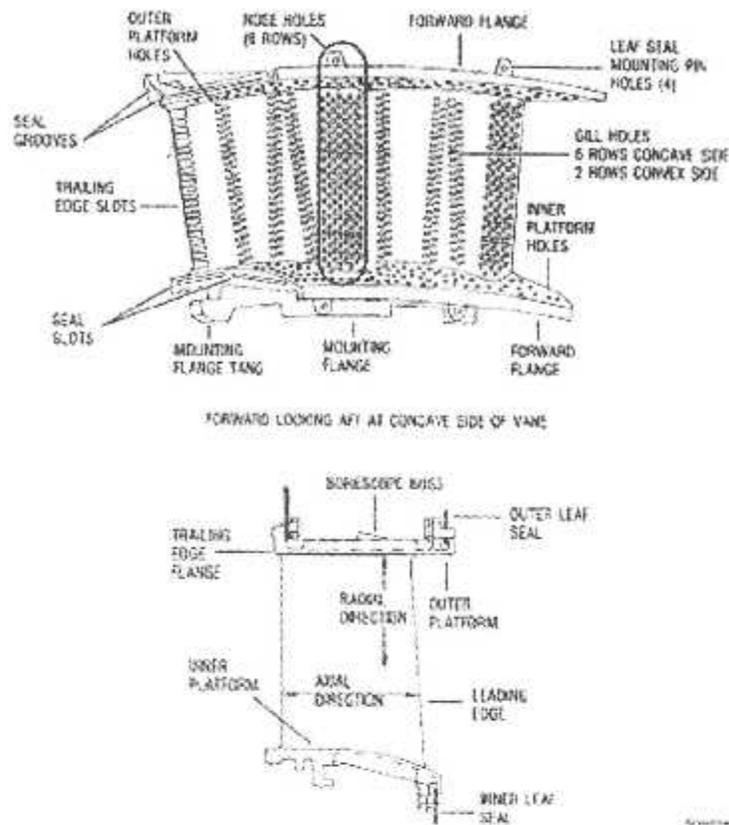


Fig. II.12: stage 1 HPT nozzle

1.2.5. Module de la turbine haute pression : (HPTM)

Le module est constitué de deux (02) étages rotorique de (74) ailettes chacun et de deux (02) étages statorique de la turbine haute pression qui constitué successivement de 28,24 paire de NGV qui ont deux (02) circuit internes de refroidissement, la détente des gaz brûlé sur la partie de la HPT permet d'entraîné le compresseur haute pression. (Voir fig. I.13)

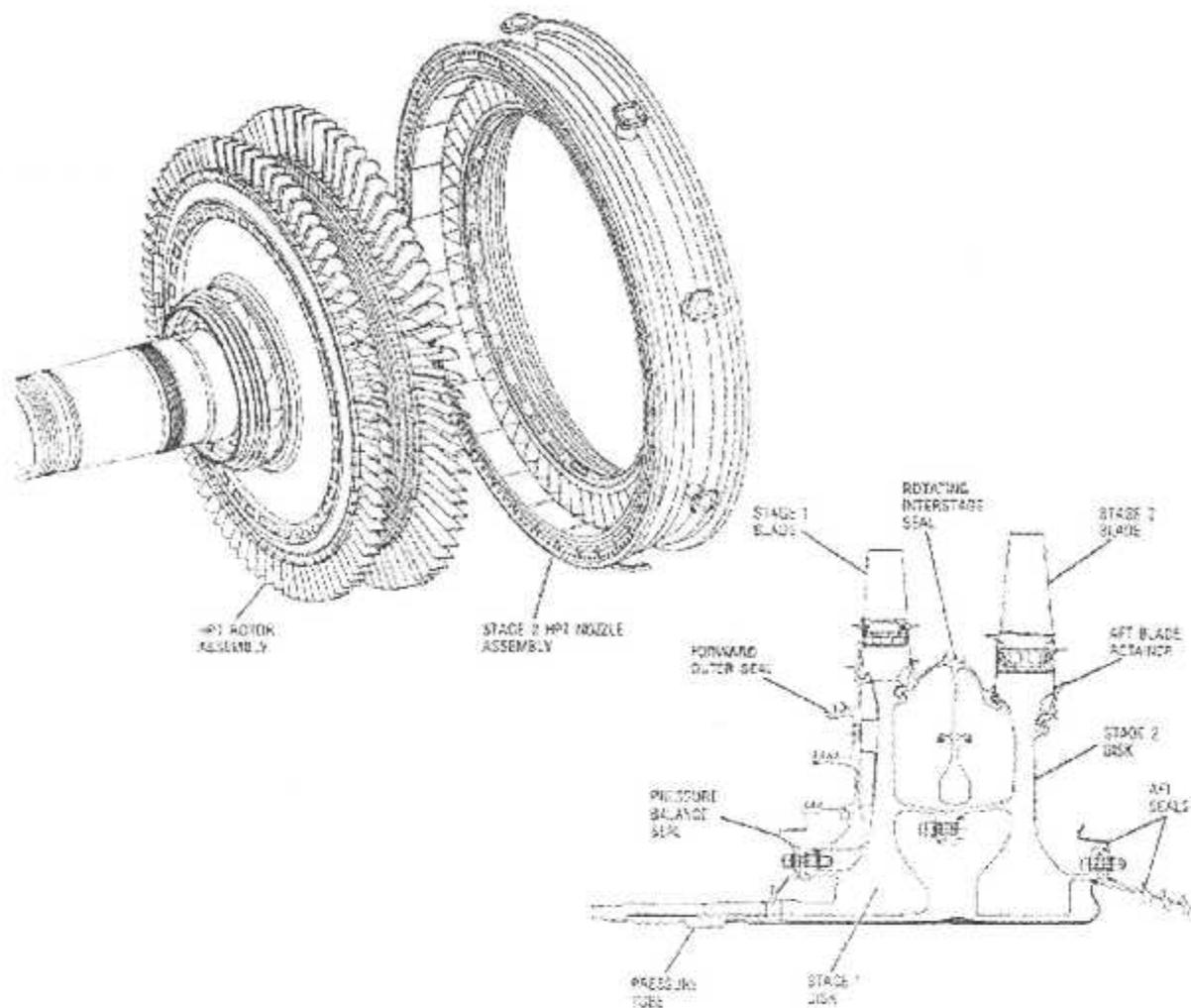


Fig. I.13 : Module de turbine de pression de HPTM

1.2.6. Module de la turbine basse pression : (LPTM)

Elle est composée de cinq (05) étages, tout à l'arrière. La valve de contrôle actif du jeu turbine basse pression a pour but de contrôler l'expansion thermique du carter de la turbine basse pression durant différents régimes du moteur, ce contrôle permet d'augmenter les performances du moteur. La détente des gaz issue de la combustion permet d'entraîner le compresseur basse pression ainsi que la soufflante (fan).

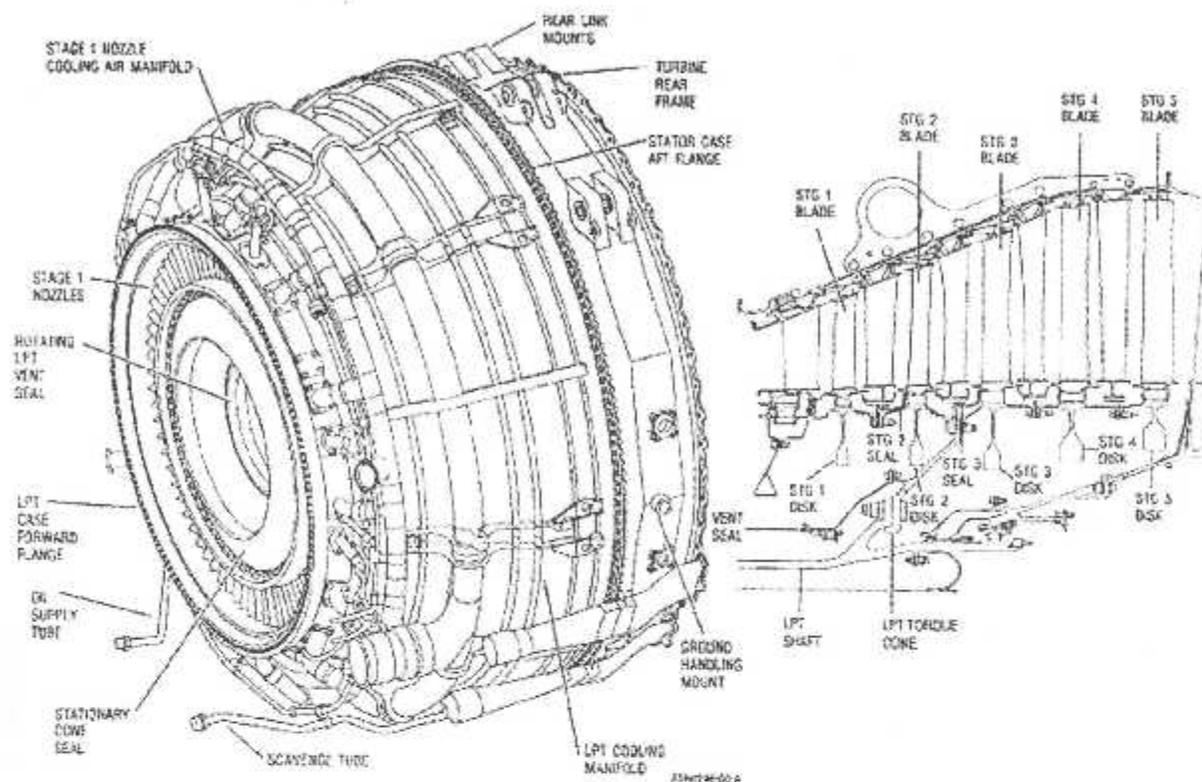


Fig. I.14 : turbine basse pression LPT

I.2.7. Module des accessoires : (gearbox)

La turbine haute pression entraîne le compresseur haute pression et aussi le boîtier des accessoires (*gearbox*) et reçoit le mouvement du démarreur par l'intermédiaire d'une prise de mouvement *IGB* (Inlet gearbox) et d'une boîte de transfert *TGB* (transfert gearbox). (Voir fig. I.15)

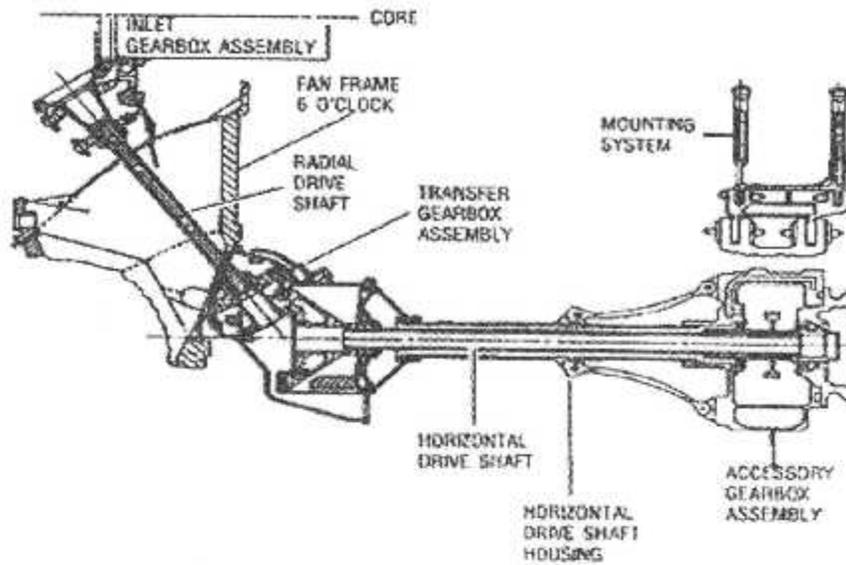


Fig. I.15 : Gearbox

I.2.7.1. Les différents accessoires entraînés par la gearbox sont :

- ❖ Une pompe hydraulique.
- ❖ Unité hydromécanique *HMU* (hydromécanique unit).
- ❖ Pompe de lubrification et de récupération (lub and scavenge pump).
- ❖ Contrôle alternateur *PMA* (permanent magnetic alternator).
- ❖ IDG (integrated drive generator).
- ❖ Démarreur (starter).
- ❖ Pompe de carburant (fuel pump).

I.2.7.2. Le module des accessoires supporte aussi :

- ❖ Un module de drain.
- ❖ Un indicateur de début du carburant.
- ❖ Un échangeur huile/carburant principale (huile moteur).
- ❖ Un échangeur huile/carburant d'asservissement.
- ❖ Un échangeur huile/carburant *IDG* (huile *IDG*).
- ❖ Un capteur de vitesse de rotation *N2* (*N2* speed sensor).

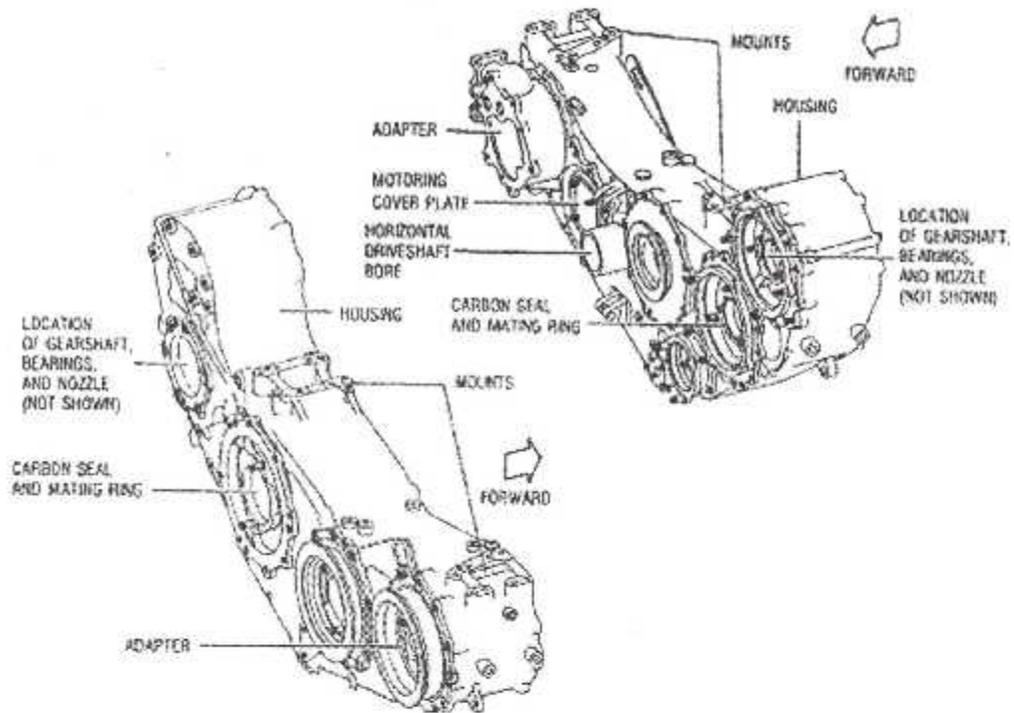


Fig. I.16 : Les différents accessoires entraînés par la gearbox

I.3. Les inverseurs de poussée: (thrust reverser)

A fin d'améliorer les capacités de freinage de l'avion, et de réduire l'usure des freins à l'atterrissage, le constructeur a fait appel aux reverses qui ont pour rôle lors de leur actuations de détournée l'écoulement secondaire pour l'utilisée comme un frein aérodynamique.

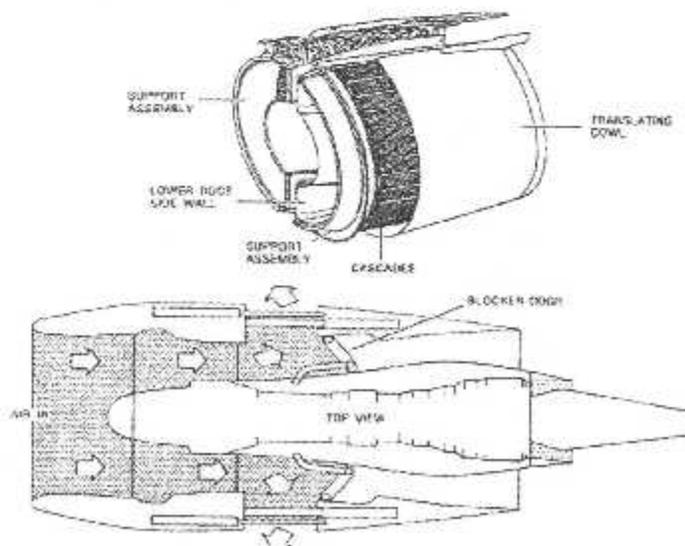


Fig.II.17 : Les inverseurs de poussée (thrust reverser)

I.4. Prélèvement air:

A bord d'un avion de transport, les besoins en air comprimé sont divisés en :

- ❖ Conditionnement d'air (pressurisation cabine).
- ❖ Ventilation.
- ❖ Dégivrage nacelle voilure.
- ❖ Augmenter l'étanchéité des joints d'air (pressurisation des sunps).
- ❖ La protection anti-pompage du moteur.
- ❖ Pressurisation des réservoir hydraulique et eau potable.
- ❖ Contrôle du jeu actif de la turbine haute pression et refroidissement de ces ailettes.
- ❖ Contrôle du jeu actif de turbine basse pression et refroidissement de ces ailettes.

I.5. LIMITE DE FONCTIONNEMENT DU MOTEUR:

➤ *Limite certifiée :*

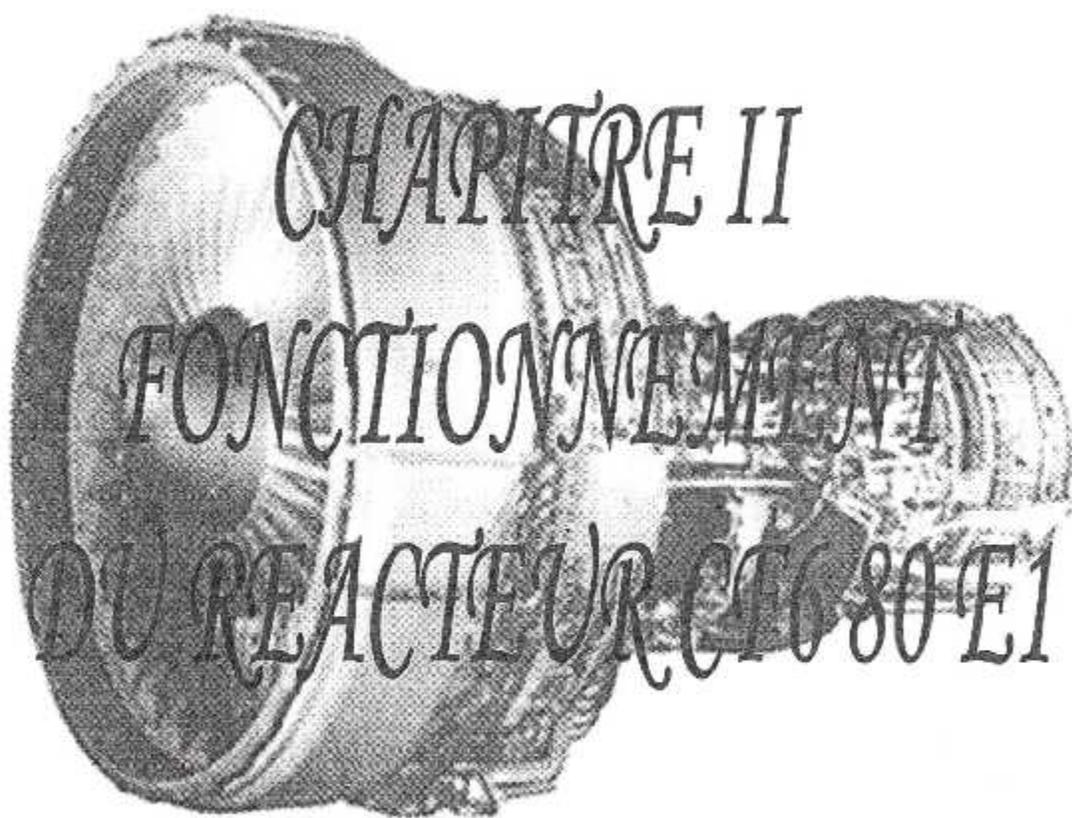
Operating Condition	Max EGT		Max N1 RPM (°/°)	Max N2 PRM (°/°)	Oil Pressure	Oil temp °c (°F)
	Time limit	°c (°F)				
Starting	Unlimited	750(1382)	3818(115,5)	11105 (113,0)	10 psid min (0,69 bars)	65-160 (149-320)
Takeoff	5 Minutes	975(1787)	3818(115,5)	11105 (113,0)	10 psid min (0,69 bars)	65-160 (149-320)
Max cont	Unlimited	960(1760)	3818(115,5)	11105 (113,0)	10 psid min (0,69 bars)	65-160 (149-320)

1.6. REGULATION DU CF6-80E1 FADEC : (FULL AUTHORITY DIGITAL ELECTRONIQUE CONTROL) :

Depuis 1985, il existe des régulateurs numériques assurant électroniquement toute les fonctions de la régulation. Le régulateur hydromécanique reçoit les ordres électrique du régulateur numérique *ECU* (Electrique Control Unit) et commande le moteur d'après les ordres l'équipage ou du système de commande automatique de poussé *TLA* (Throttle Lever Angle) dans toute la gamme du régime autorisé.

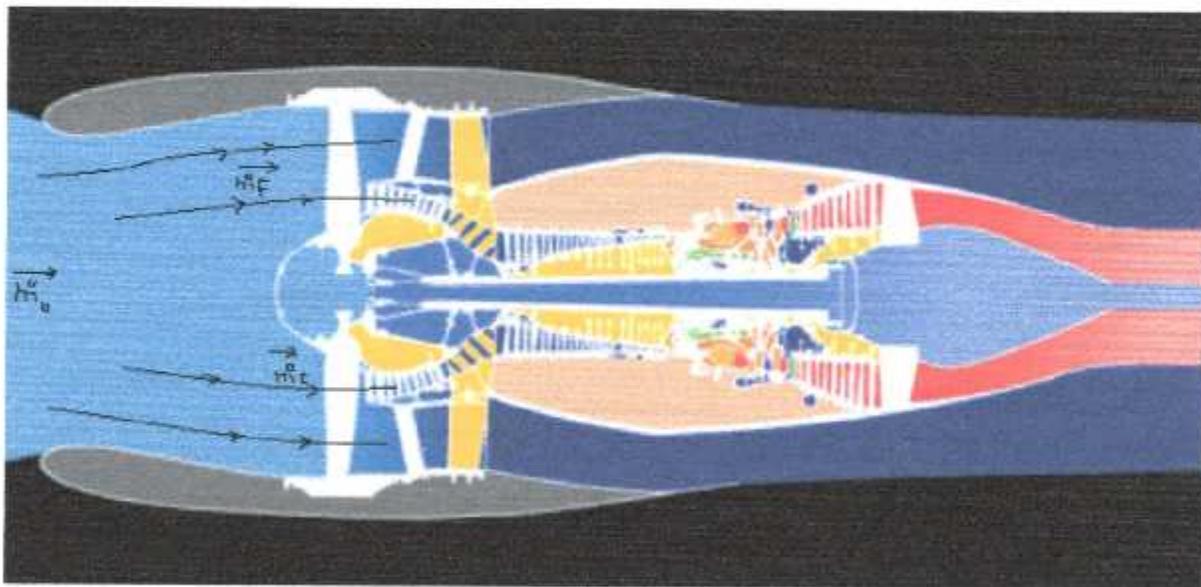
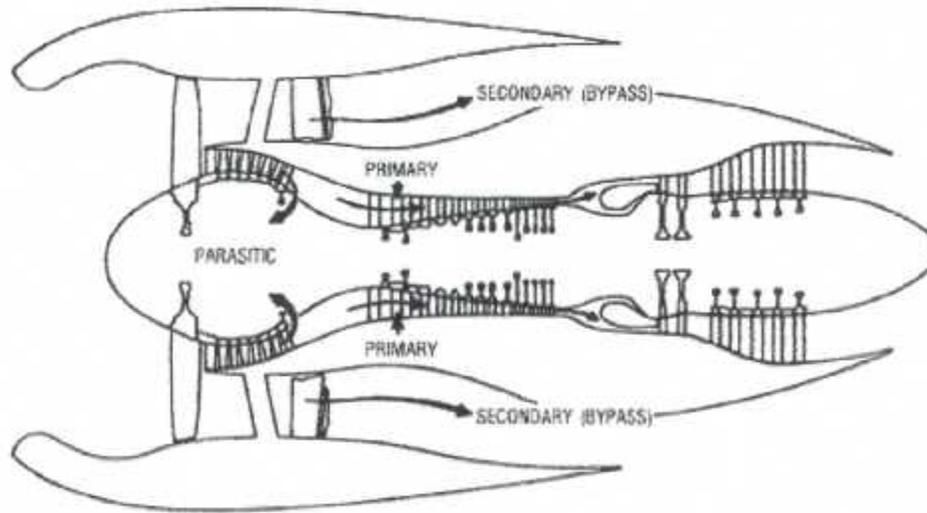
En plus, il assure une surveillance continue du fonctionnement du moteur en empêchant le franchissement des limites calculées .Le *FADEC* assure :

- ❖ La commande précise du débit de carburant.
- ❖ La protection contre les survitesses des mobiles *N1, N2*.
- ❖ Calcul instantané de la valeur des vitesses des mobiles *N1, N2*.
- ❖ La commande de déploiement des dispositifs d'inverseur de pousser.
- ❖ L'envoi des paramètres moteur sous forme numérique vers les autres systèmes avion (indication pilote, enregistrement).
- ❖ L'arrêt normal et correct du moteur avec récupération dans un circuit spécial de carburant (drain manifold, combustor drain valve).
- ❖ La détection de ces propres pannes et celle de tous les organes de commande et des capteurs et les transmettent en temps réel au système d'alarme.
- ❖ La commande et la surveillance automatique de toute la séquence de mise en route du moteur et l'arrêt automatique de ce dernier en cas d'anomalie.



CHAPITRE II
FONCTIONNEMENT
DU REACTEUR CT6 80 E1

II.1. SCHEMA GENERALE DE L'ECOULEMENT DANS DOUBLE FLUX :



\dot{m}_o : Débit total.

\dot{m}_c : Débit primaire (Flux chaud).

\dot{m}_f : Débit secondaire (Flux froid).

II.2. CIRCUIT DE LUBRIFICATION :

II.2.1. Généralités :

Le système de lubrification est composé de plusieurs éléments disposée tout aux tour du moteur c'est un système autonome et séparé de toute autre système fluide moteur avion, il a pour principale fonction :

- ❖ Alimentation des organes tournant moteur.
- ❖ Pressurisation (des sump A, B, C, D).
- ❖ Récupération de l'huile moteur.

La fonction du système de lubrification est de distribuer l'huile pour la lubrification de tout les roulements et engrenages moteur et assurer le refroidissement des composant internes.

II.2.2. Les éléments du système de lubrification :

II.2.2.1. Réservoir d'huile :

Le recevoir d'huile est situé sur le carter arrière du fan à la position **3:00 h**, il a pour rôle d'en magasiner l'huile et de la servir à la pompe de lubrification et récupération il est composé d'un séparateur huile air, d'un indicateur de quantité d'huile, d'une vanne de dépression et d'une Vane de mise en pression.

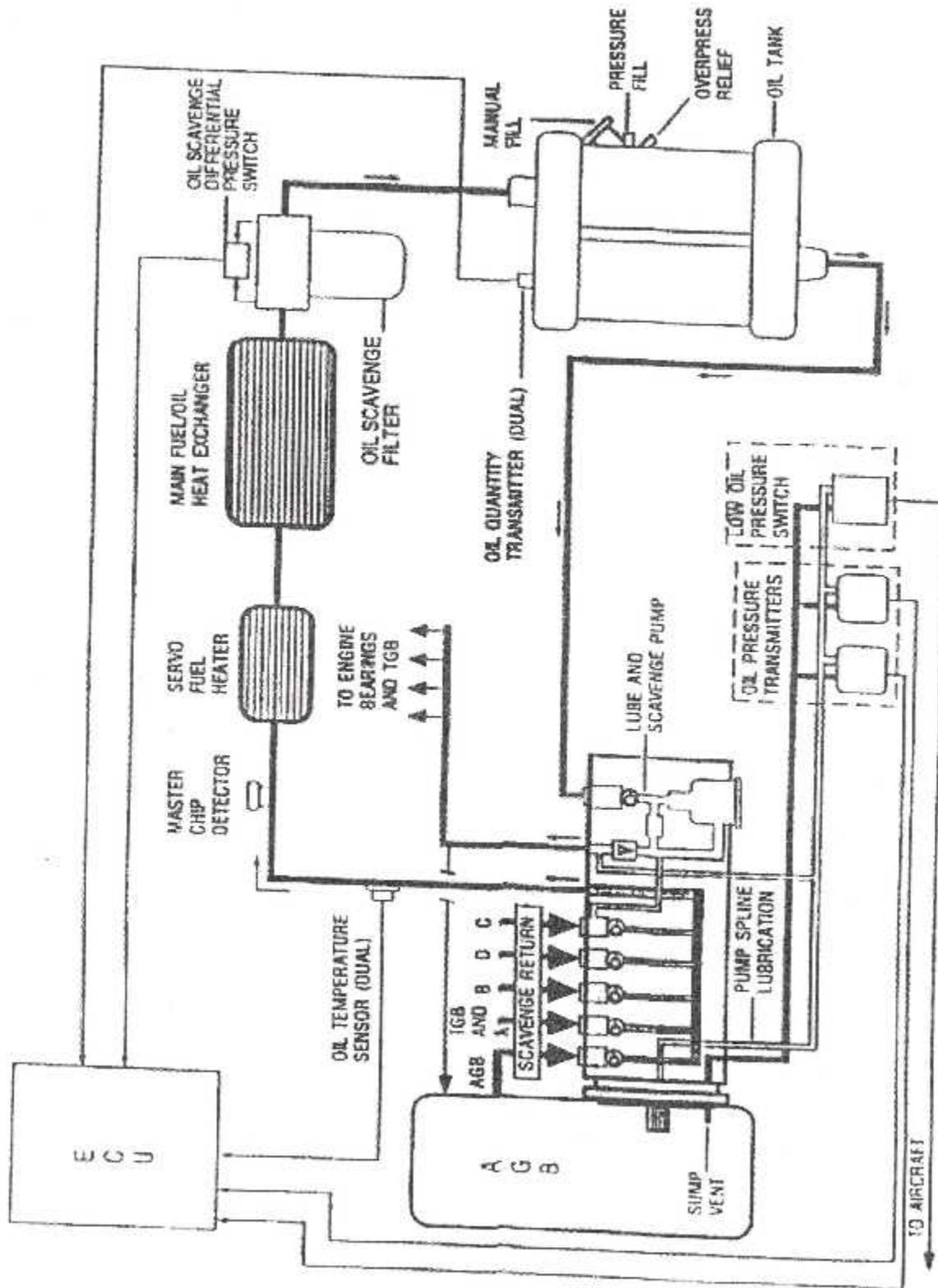


Fig.II.1 : Système de lubrification De Moteur

II.2.2.2. Indicateur de la quantité d'huile :

Il se trouve sur le réservoir d'huile il a pour rôle d'indiquer en permanence la quantité d'huile. Le signal est envoyé au cockpit à travers le *ECU*. (Voir fig. II.2).

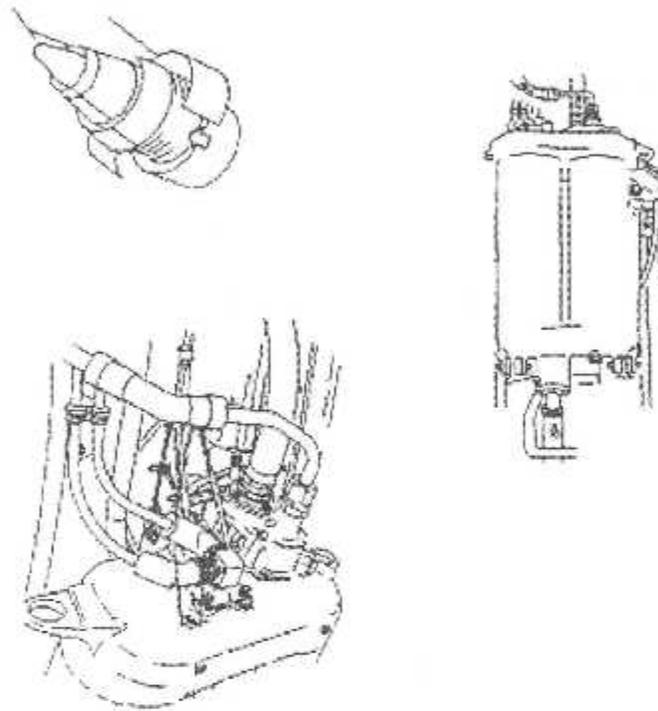


Fig. II.2 : Assemblée De Réservoir d'huile

II.2.2.3. Pompe de lubrification et de récupération (lube and scavenge pump) :

La pompe de lubrification et de récupération a pour principale rôle de délivrer l'huile sous pression au différent roulement et engrenages du moteur et puis de récupérer l'huile pour pouvoir la réutiliser, elle est constitué des éléments suivants :

- ❖ Six (06) éléments de déplacement positif (pompes) : une pour l'alimentation et les cinq (05) pour la récupération.
- ❖ Huit (08) mailles (724 micro) (filtre métallique) chaque un pour chaque pompe et deux pour l'alimentations.

- ❖ Un élément filtre de 74 micros, pour l'huile d'alimentation.
- ❖ Un by passe valve pour le filtre d'alimentation.
- ❖ Une valve anti-retour qui a pour rôle d'éviter le retour du débit d'huile lors de l'arrêt moteur.

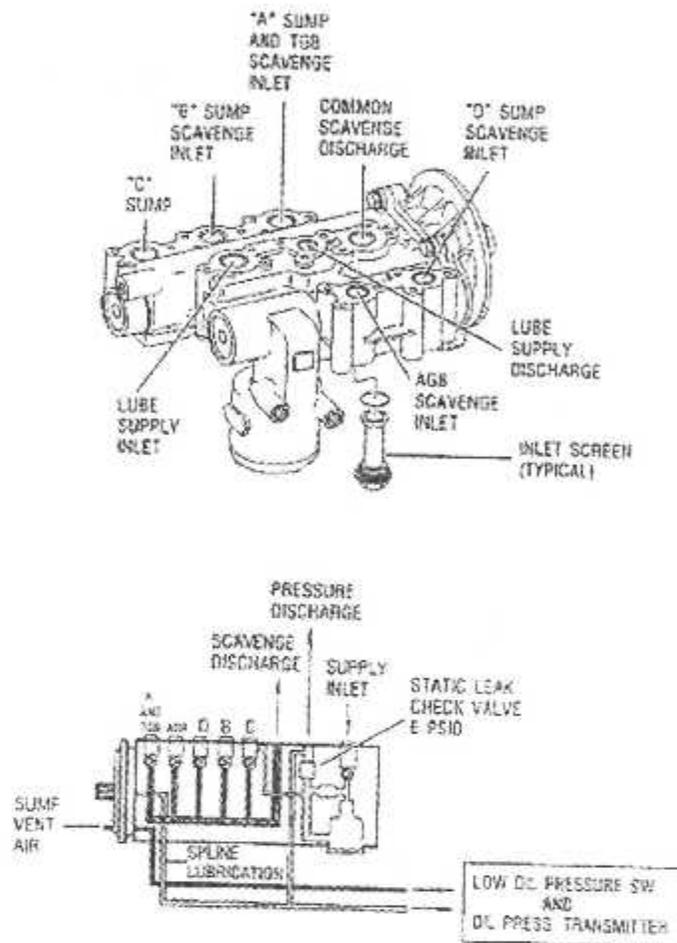


Fig. II.3 : Pompe de lubrification et de récupération

II.2.2.4. Indicateur de pression :

Le CF6 80 E1 est équipé de deux (02) transmetteur de pression d'huile qui fonctionnent en mode redondance (chaque transmetteur pour chaque canal du ECU).

Leur fonction est d'indiquer la pression d'huile a chaque instant et la transmettre au ECU.

II.2.2.5. Indicateur de température :

L'indicateur de température se trouve à la sortie de la pompe de lubrification et récupération son rôle est d'indiquer la température d'huile récupérer des différents palier et engrenage et de la transmettre au *ECU*. Il est constitué de deux thermocouples pour chaque canal du *ECU*.

II.2.2.6. Indication de basse pression :

La fonction de l'indication basse pression d'huile est d'envoyer un signal au système d'alarme lorsque la pression diminue au dessous de la pression minimum requise pour le bon fonctionnement du moteur.

II.2.2.7. Détecteur de débris principal (MCD) :

Le *MCD* (master chip detector) est localiser sur la tuyauterie principale de récupération d'huile en contact direct de celle-ci, c'est un bouchon magnétique qui a pour rôle de capté la limaille issue des palies et autre partie tournantes il est disposé a la position (6 :00h) a fin de facilite l'accès pour le contrôlé. (Voir fig. II.4)

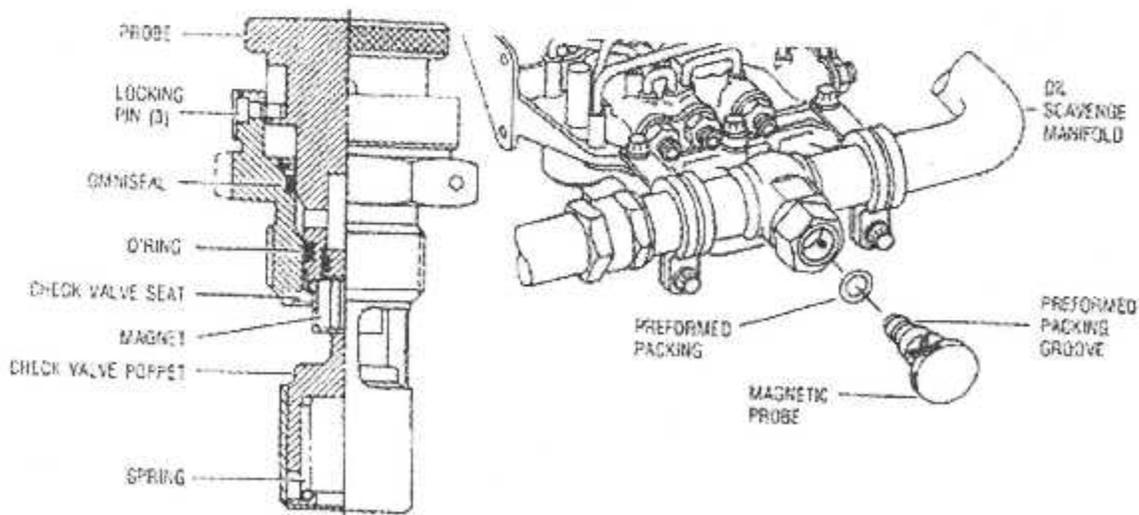


Fig. II.4 : Détecteur de débris principal (MCD)

II.2.2.8. Filtre de récupération d'huile:

Le filtre d'huile se trouve sur le carter arrière du fan a la position (3:30h) juste au dessous du réservoir d'huile, Il a pour rôle de nettoyer l'huile de récupération des impuretés collecté lors de sont passage au différent station moteur (Voir fig. II.5).

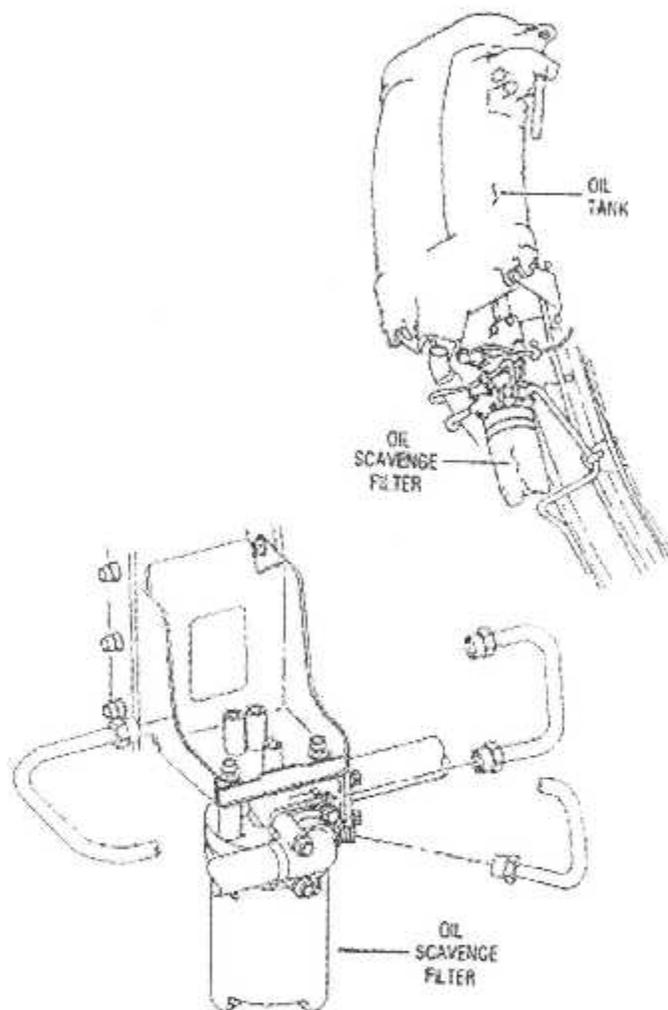


Fig. II.5 : Filtre de récupération d'huile

II.2.2.9. Indicateur de colmatage filtre d'huile:

L'indicateur de colmatage filtre d'huile se trouve juste au dessus du filtre de récupération d'huile, il a pour rôle d'indiquer la différence de pression entre l'entrée et la sortie de se dernier.

Il envoie un signal électrique au *ECU* qui le transmettra en signal digital au cockpit.

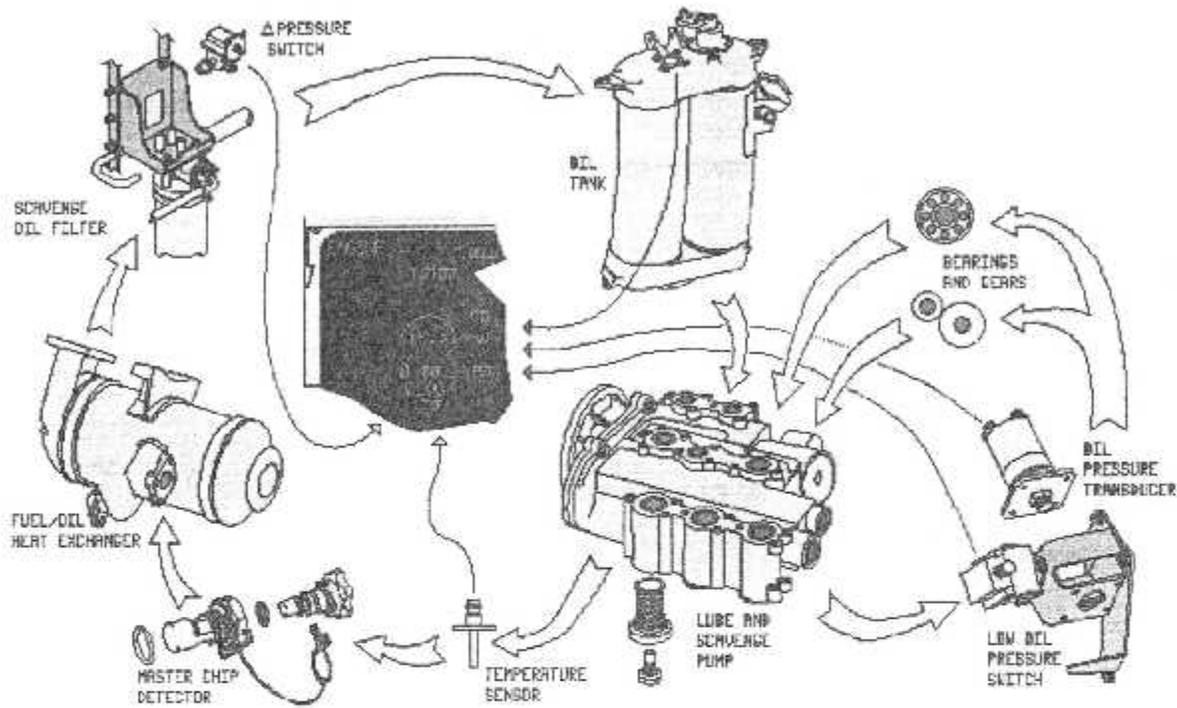


Fig. II.6 : Circuit du graissage (oil system)

II.3. SYSTEME DE DEMARRAGE:

II.3.1. Généralité :

Le système de démarrage est composé d'une Vane de démarrage d'un démarreur et d'un ensemble de tuyauterie pour faire la connexion entre l'ensemble du système.

La Fonction principale est de délivrer assez d'air comprimé au démarreur qui permette de faire tourner la **GEAR BOX** et transmettre le mouvement à travers la **TGB** (transfert gearbox) et de la **IGB** (inlet gearbox) qui entraînera à son tour le compresseur haute pression quand l'attelage haute pression atteindra la vitesse qui lui permettra d'être autonome le pilote coupe la Vane de démarrage, le moteur passe au régime ralentie (**IDLE**) le démarreur tournera librement avec la **GEARBOX**.

Il envoie un signal électrique au *ECU* qui le transmettra en signale digital au cockpit.

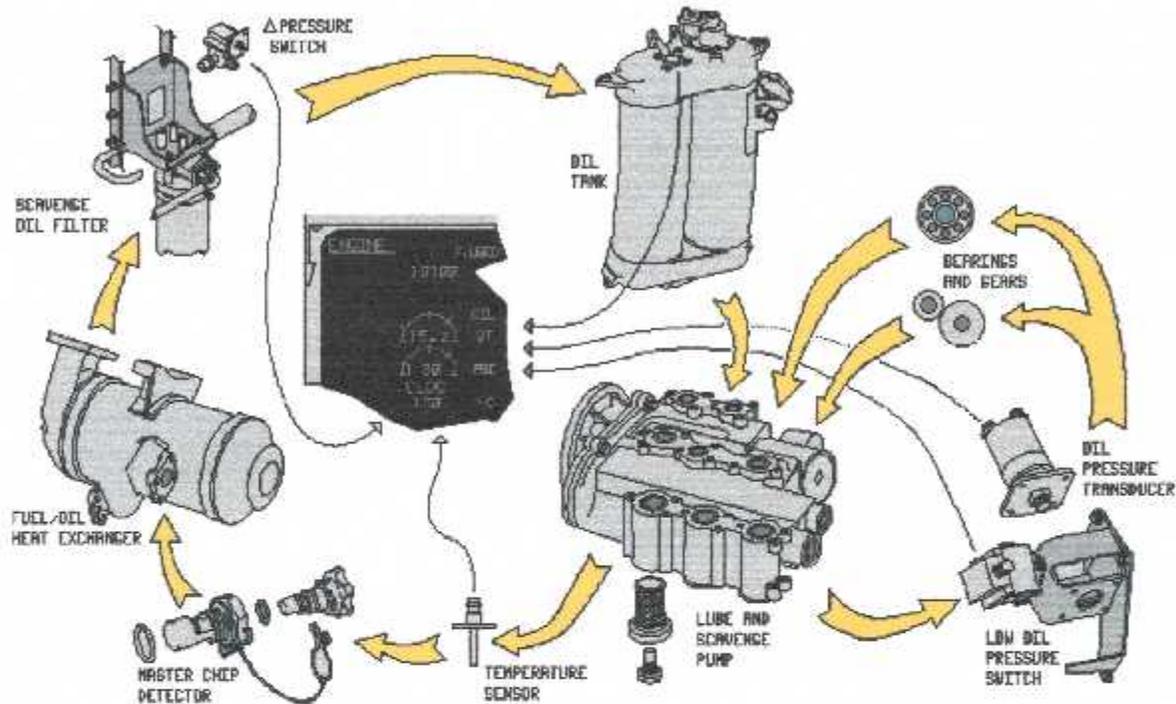


Fig. II.6 : Circuit du graissage (oil system)

II.3. SYSTEME DE DEMARRAGE:

II.3.1. Généralité :

Le système de démarrage est composé d'une Vane de démarrage d'un démarreur et d'un ensemble de tuyauterie pour faire la connexion entre l'ensemble du système.

La Fonction principale est de délivré assez d'air comprimé au démarreur qui permette de faire tourné la *GEAR BOX* et transmettre le mouvement a travers la *TGB* (transfert gearbox) et de la *IGB* (inlet gearbox) qui entrainera a son tour le compresseur haute pression quand l'attelage haute pression atteindra la vitesse qui lui permettra d'être autonome le pilote coupe la Vane de démarrage, le moteur passe au régime ralentie (*IDLE*) le démarreur tournera librement avec la *GEARBOX*.

II.3.2. Démarrage réacteur :

Le circuit de démarrage réacteur utilise la pression du circuit de génération pneumatique de bord. (Voir fig. II.7)

Il peut donc être alimenté par :

- ❖ L'APU.
- ❖ Un des réacteurs déjà en fonctionnement.
- ❖ Un ou deux groupes de pare pneumatique (Air comprimé entre 40 et 60 PSI).

Chaque réacteur est équipé d'un démarreur à turbine qui entraîne l'attelage HP. L'alimentation du démarreur est commandé par une vanne électropneumatique.

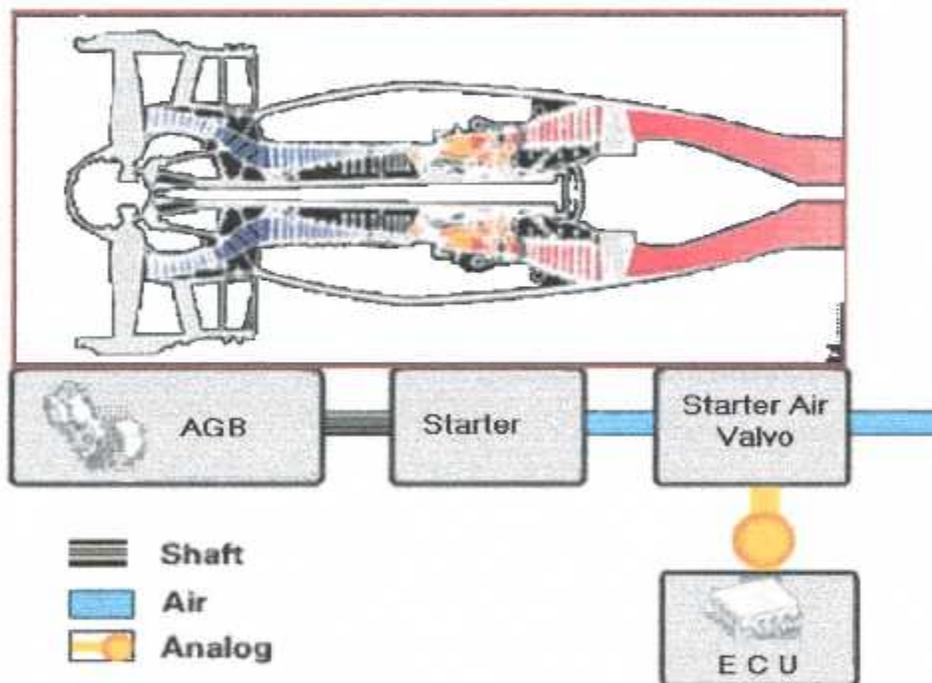


Fig. II.7 : Démarrage réacteur

II.4. SYSTEME D'ALLUMAGE:

Le rôle du système d'allumage est de délivrer l'étincelle a fin de pouvoir lancé la combustion qui va fermé la boucle du schéma thermodynamique.

Ce système reste en marche Lors de l'atterrissage décollage et Lors des conditions métrologique extrême. (Voir fig. II.8).

Le système d'allumage est composée de :

- ❖ Deux boites d'excitations.
- ❖ Deux câbles.
- ❖ Deux bougies.

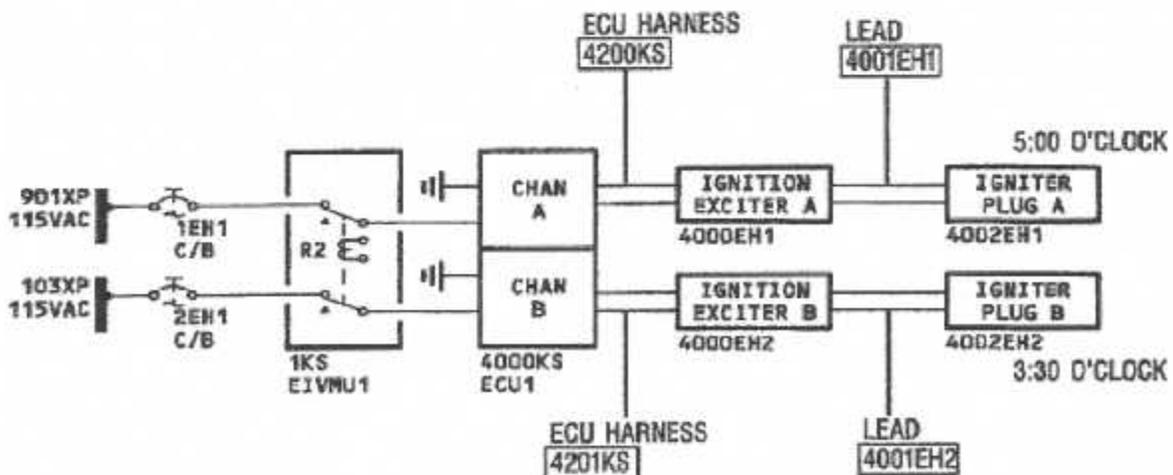
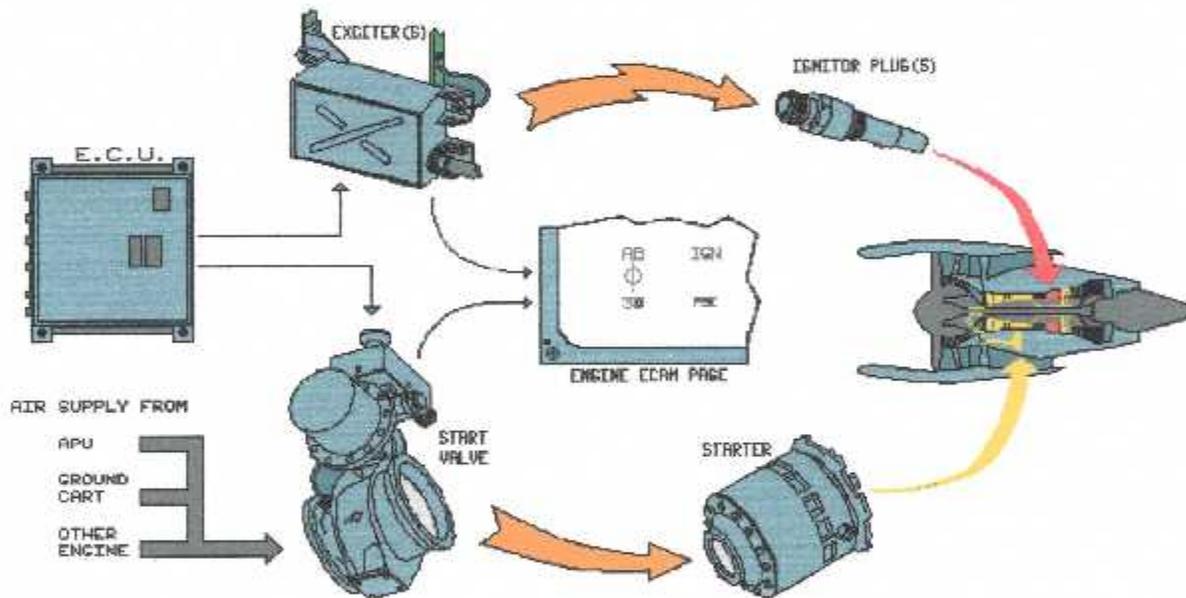


Fig. II.8 : Système d'allumage

II.5. INDICATION MOTEUR:

Le système d'indication moteur a pour rôle de capter les paramètres moteurs importants pour le bon fonctionnement de celui-ci dans le domaine de sécurité, pour cela le système d'indication est relié a travers le *ECU* au système d'alarme du cockpit et au système d'affichage.

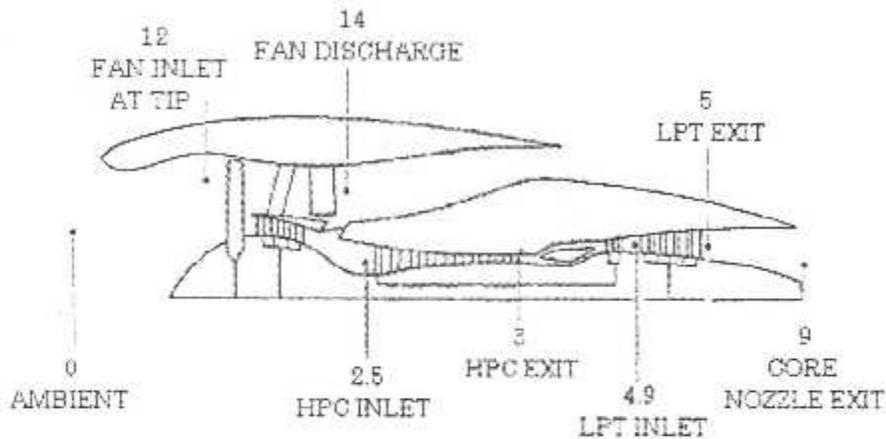


Fig. II.9 : Défèrent station moteur

Il est composé de :

- ❖ Détecteur de vitesse et de vibration de l'attelage basse pression *N1*.
- ❖ Détecteur de vitesse et de vibration de l'attelage haute pression *N2*.
- ❖ Indicateur de température *T 49, 5* (sortie turbin haute pression).
- ❖ Indicateur de température *T 3* (chambre de combustion).
- ❖ Indicateur de température *T25/ p25* (CIT sensor compresseur inlet température).
- ❖ Indicateur de température *T 5* (sortie de la turbin basse pression).
- ❖ Indicateur de pression *P 49* (sortie de turbine haute pression).
- ❖ Indicateur de pression *ps3*.
- ❖ Indicateur de pression *p0*.
- ❖ Indicateur de température *T 12*.

II.6. SYSTEME D'AIR:

Le circuit d'air du *CF6 80 E1* est composé de sous système indépendant.

Il a pour rôle principal et fonctions : (Voir fig. II.9).

Réguler l'écoulement d'air à travers le moteur pour le refroidissement et le contrôle il est constitué des éléments suivant :

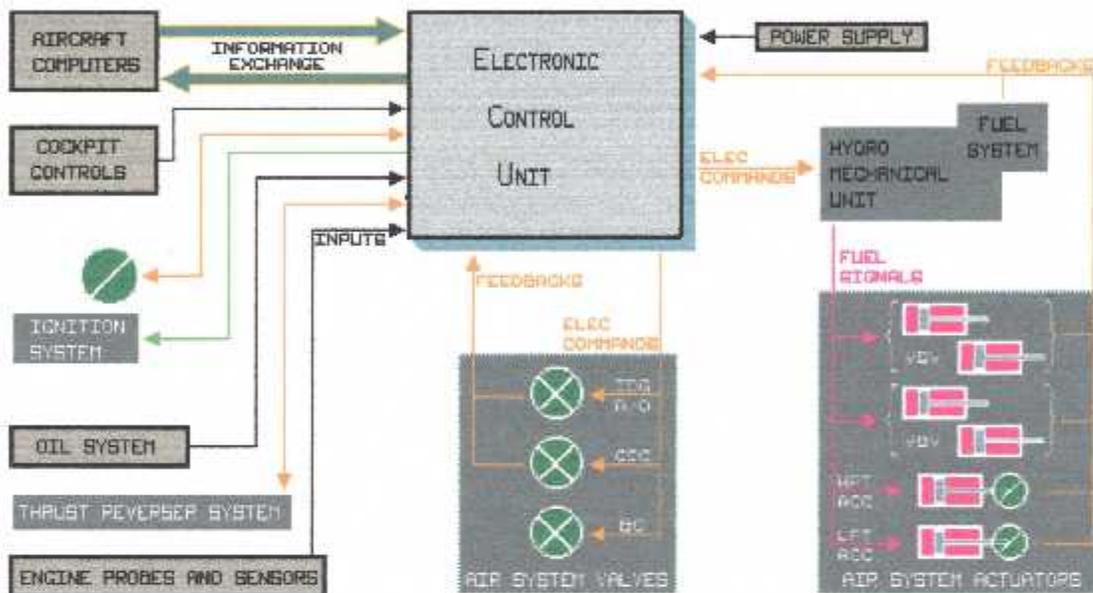


Fig. II.10 : Système d'air

II.6.1. Bore cooling valve:

Le *CF6-80 E1-A3* a seulement une bore cooling valve située à la position réduite le débit de refroidissement à travers la valve pendant le régime croisière sur la base des données *N2*, *T3* et *T25*, l'*ECU (ECU)* va décider l'ouverture et la fermeture de celle-ci.

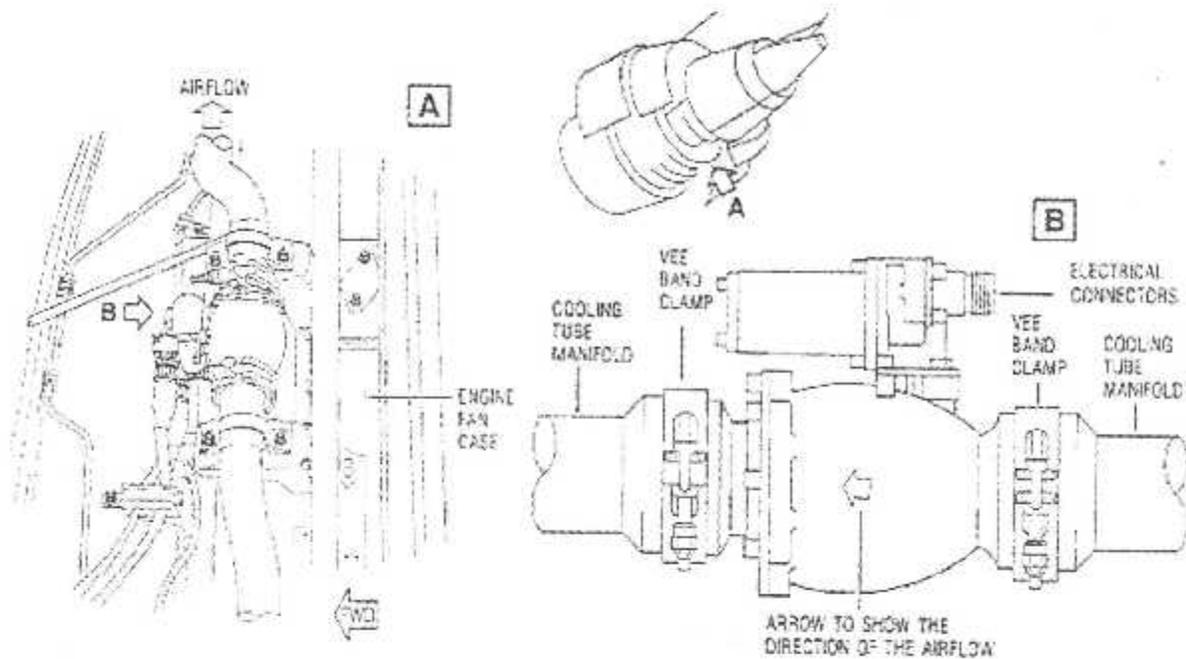


Fig. II.11 : Bore cooling valve

II.6.2. VSV (variable stator vanne):

Le système entour le compresseur haute pression depuis les *IGV* (Inlet guide Vanes) jusqu'au 5^{èmes} étages, leur rôles et de contrôlé l'écoulement d'air a travers le compresseur haute pression, a fin d'optimiser les performance de celui-ci et d'éviter le pompage, l'*ECU* (*ECU*) contrôle les (*VSV*) on se basant sur les paramètres suivant *N2* speed, *T25* [*CIT* (compresseur inlet température)], Altitude. (Voir fig. II.11).

L'*ECU* envoie un signal électrique au *HMU* qui le transforme en ordre hydromécanique donnant une nouvelle position au *VSV* un signal de retour est renvoyer au *ECU*.

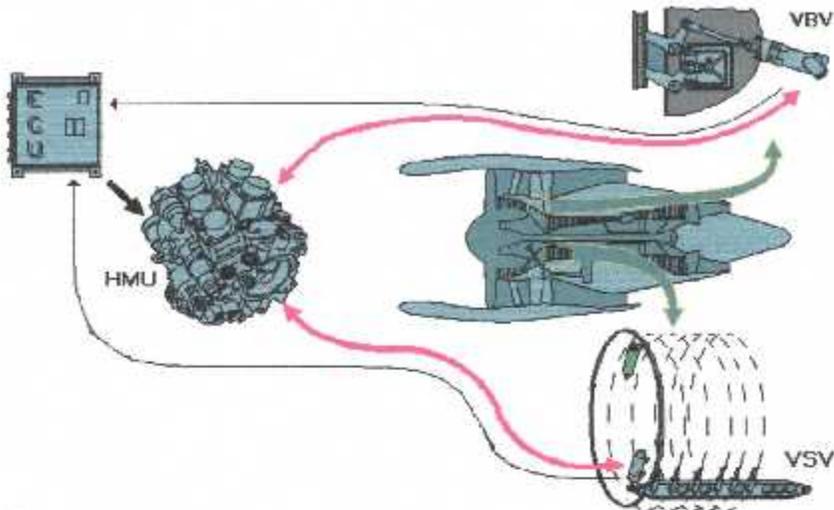


Fig. II.12: Stator a calage variable (VSV)

II.6.3. Vane de décharge (VBV):

Les VBVs sont disposés tout au tour de la sortie du compresseur basse pression, leur rôle est de contrôler l'écoulement d'air du primaire vers le Secondaire afin d'optimiser les performances du compresseur basse pression et d'éviter le phénomène du pompage de la même manière que le VSV l'ECU procéder pour positionner les VBVs. (Voir fig. II.13).

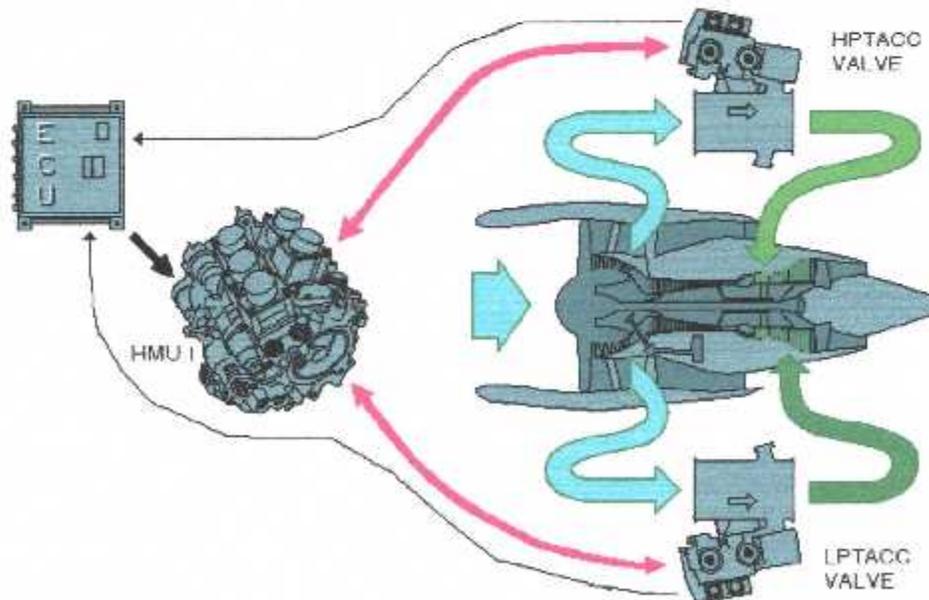


Fig. II.13 : Vane de décharge (VBV)

II.6.4. Compartiment de refroidissement du core :

Le système est constitué d'un ensemble de tuyauteries disposé de part et d'autre du moteur dont le rôle est de piquet de l'air frais du compresseur basse pression et de l'envoyé a travers une soupape d'arrêt (shut off valve) a fin de procéder au refroidissement du core et des accessoires (*IDG*, fuel pump) tournant au niveau de la *GEARBOX* et cela dans toutes les conditions de vol sauf régime de croisière.

II.6.5. Contrôle du jeu carter turbine haute pressions :

Le système est composée d'une valve de contrôle et d'une rampe de distribution situé tout au tour du module de la turbine haute pression le rôle de ce système et de maintenir un jeu précis entre le carter de la turbine et son rotor.

Le *ECU* va commander l'ouverture de la Vanne on se basant sur *NI*, *N2*, *TLA*, *T3*, *EGT*, *T2*, *P2*.

II.6.6. Contrôle du jeu carter turbine basse pression :

Le système est composé d'une valve de contrôle et d'une rampe de distribution situé tout au tour du module de la turbine basse pression de la même manière que le contrôle HPT le contrôle sera commander par le *ECU* pour optimise le fonctionnement de la *LPT*.

II.7. CIRCUIT CARBURANT

Le rôle du circuit carburant est d'acheminée le carburant à partir du réservoir d'avion vers la chambre de combustion dans toute les condition requissent afin qu'il offre un bon rendement de combustion c-a-d que le carburant doit être filtre et chauffé afin que sa pulvérisation et sa combustion soit totale et parfaite pour éviter aussi les créations des gaz brûlés nocif.

Il sert aussi à alimenter les circuits d'asservissement et de contrôle de l'unité hydromécanique.

II.7.1. Elément du Circuit Carburant :

II.7.1.1. Pompe Carburant :

Le combustible provenant des réservoirs avions va passer par la pompe de carburant.

Celle ci entraînée par la (GEAR Box) (boite d'entraînement accessoires) elle se compose de deux étages.

1^{er} étage par un rouet centrifuge (basse pression)

2^{ème} étage de type engrenage (haute pression) et un filtre métallique (Strainer) inter étage protégé celui-ci il est accessible à la partie extérieur de la pompe. (Voir fig. II.14).

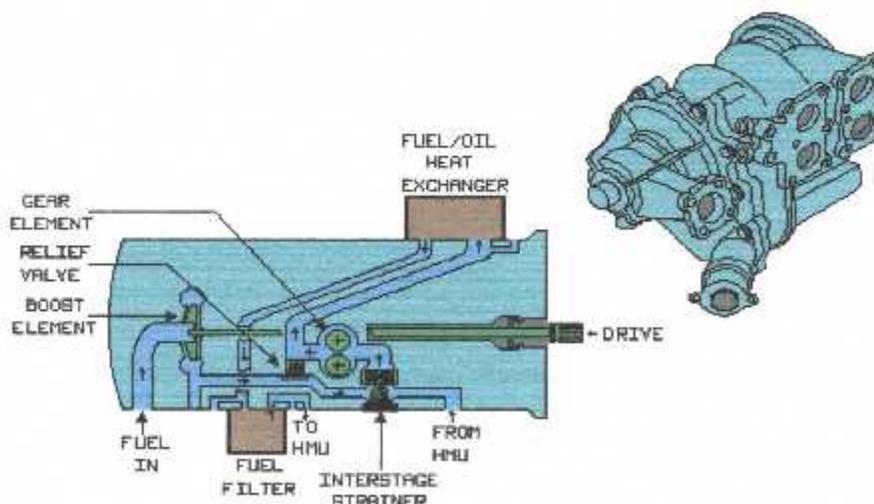


Fig. II.15 : Pompe Carburant

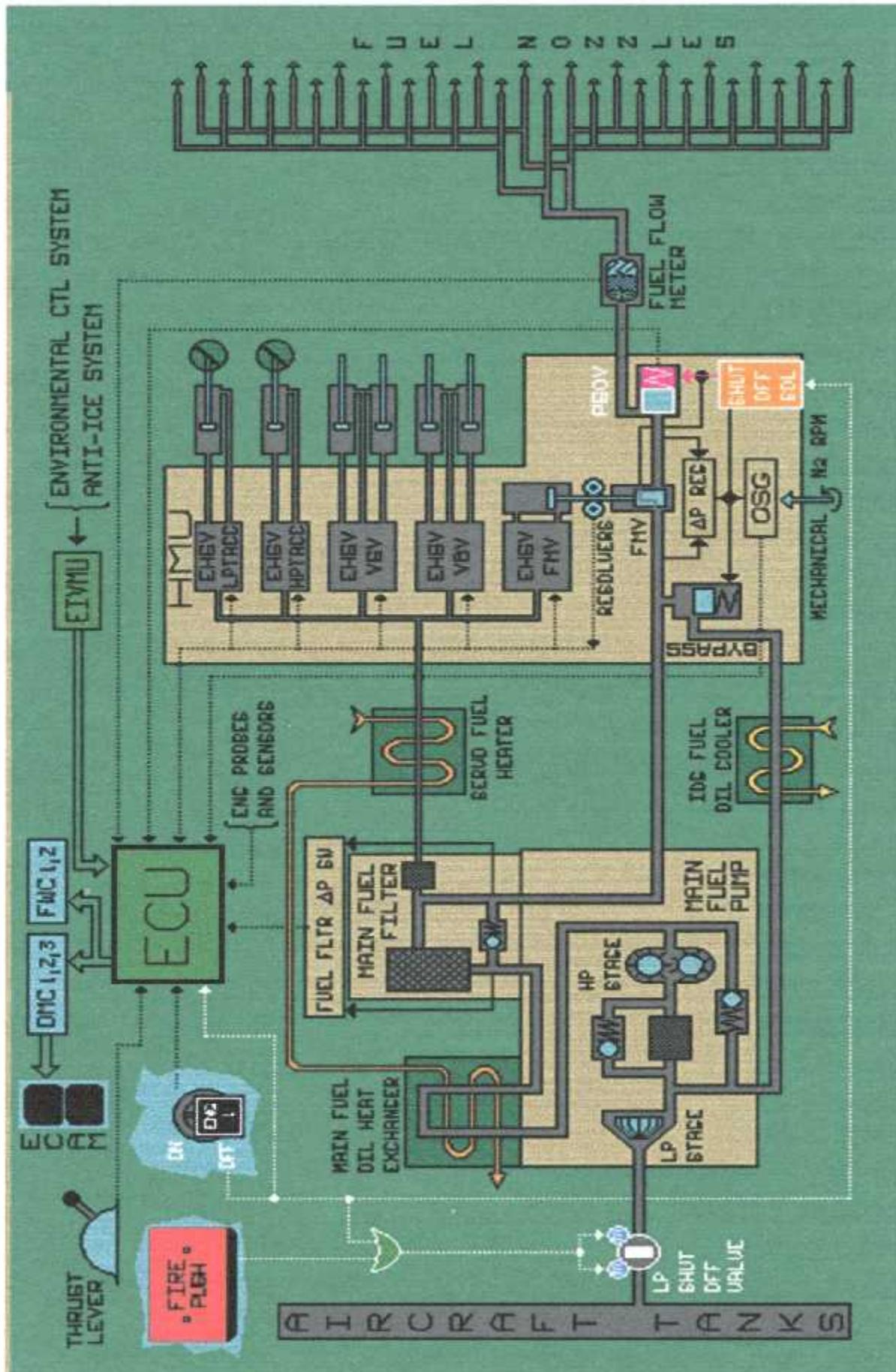


Fig. II.14 : Description du circuit carburant de moteur CF6 80-E1

II.7.1.2. Echangeur principal : (Huile / Carburant)

Il reçoit le carburant de l'étage haute pression de la pompe sa fonction est de refroidir l'huile moteur et chauffé le carburant qui passera par le circuit l'huile refroidie réduit considérablement les frottements au niveau des paliers ce qui permettra d'augmenté la durée de fonctionnalité du moteur (Voir fig. II.15).

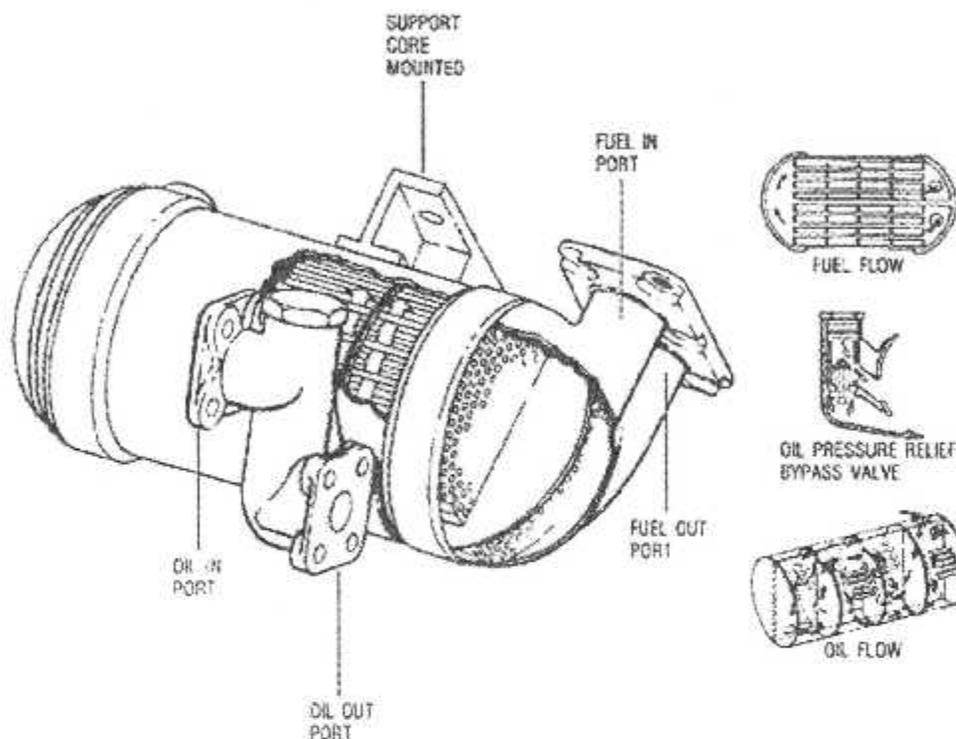


Fig. II.16 : Echangeur principal

II.7.1.3. Filtre Carburant :

Le filtre carburant est situé sur la face externe de la pompe afin de permettre une maintenance facile. Il protège le *HMU* contre les particules en suspension dans le carburant (Voir fig. II.16).

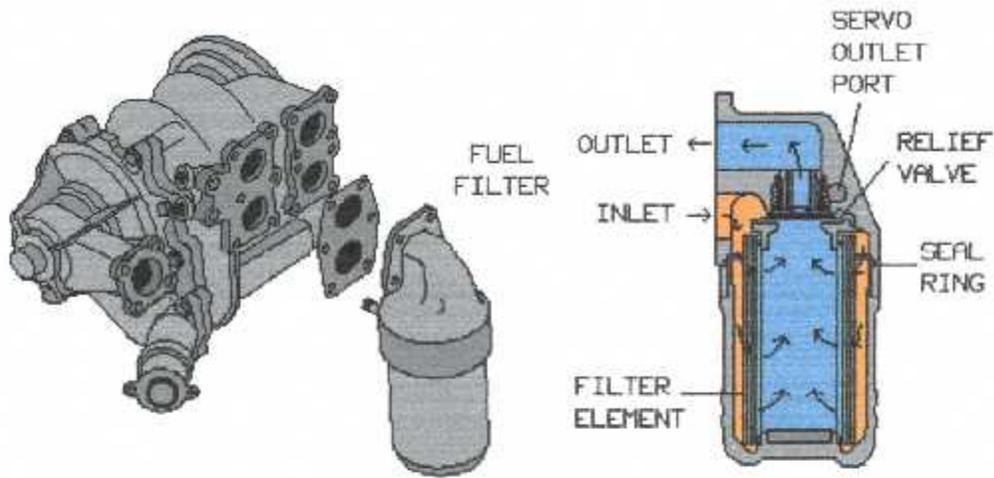


Fig. II.17 : Filtre Carburant

II.7.1.4. Unité hydromécanique (HMU)

Le **HMU** a pour rôle principal de délivrer la quantité adéquate de carburant grâce a la **FMV** (doseur) à la chambre combustion selon le régime moteur demandé, cela va permettre une économie de carburant. Il transforme les ordres électriques du **ECU** en ordre hydromécanique grâce a cinq (05) électro-hydraulique servo-vanne (**EHSV**) qui par excitation électrique vont envoyé du carburant au différent accessoire moteur à fin de les positionnés selon

La demande du EEC le **HMU** commande les **VSV - VBV - HPTACC - LPTACCB** - **FMV** (Voir fig. II.17).

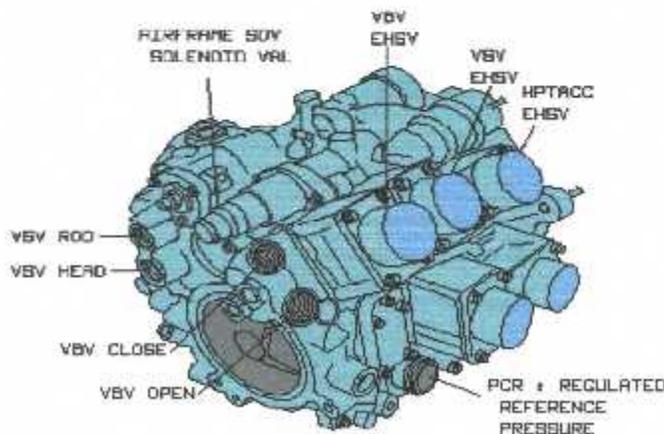


Fig. II.18: Unité hydromécanique (HMU)

II.7.1.5. Echangeur huile / Carburant d'asservissement

L'échangeur huile carburant d'asservissement permet de chauffer le carburant qui sera utilisé par le **HMU** au asservissement du moteur, il doit être a une température adéquate afin d'éviter le phénomène du givre à l'intérieur du **HMU** et accessoires relié à lui (Voir fig. II.18).

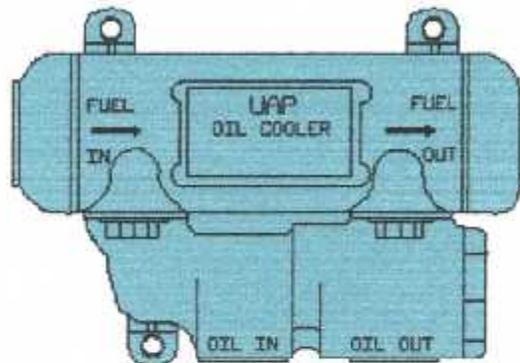


Fig. II.19 : Servo réchauffeur du carburant

II.7.1.6. Débitmètre (FUELFLOW TRANMETTER) :

Le débitmètre est situé sur le côté droit de la **GEAR BOX** juste au dessous du **HMU**. Il a pour rôle d'indiquer la quantité de carburant consommée par le moteur en temps réel, l'information est transmise a travers le **ECU** vers le cockpit (Voir fig. II.19)

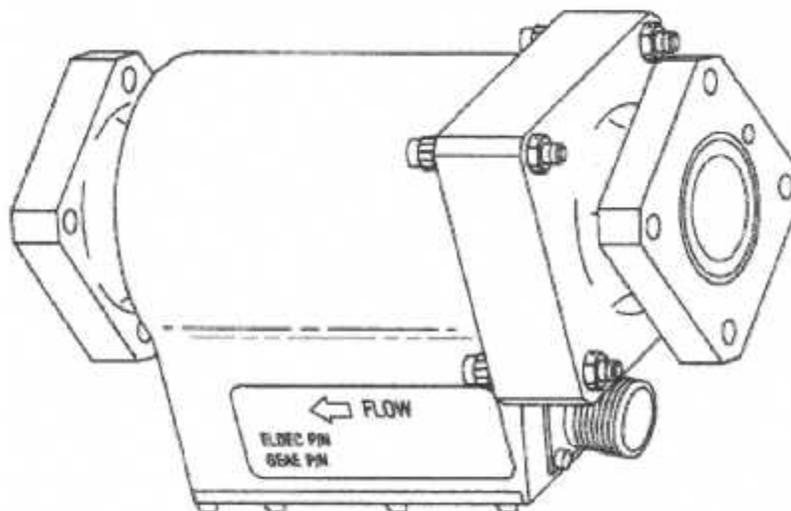


Fig. II.20 : Débitmètre

II.7.1.7. La rampe carburant :

La rampe carburant est située tout autour du carter arrière du compresseur (CRF) elle est constituée de deux rampes d'alimentation et d'une rampe de drainage l'ensemble des (03) rampes se divise en deux parties chaque partie alimente 15 injecteurs : cette constitution est faite spécialement pour délivrer la même quantité de carburant et aux 28 injecteurs afin d'obtenir une flamme homogène, plus les 02 injecteur bagués en bleu pour éviter l'extinction moteur au bas régime.

II.7.1.8. Injecteurs :

Le CF6 - 80 E1 est équipé de 30 injecteurs repartis d'une manière équitable tout autour de la circonférence du carter compresseur chaque injecteur a pour mission de pulvériser le carburant reçue de la part de la rampe à l'intérieur de la chambre de combustion constituer d'une valve de distribution qui a pour rôle selon la pression de carburant (Voir fig. II.20).

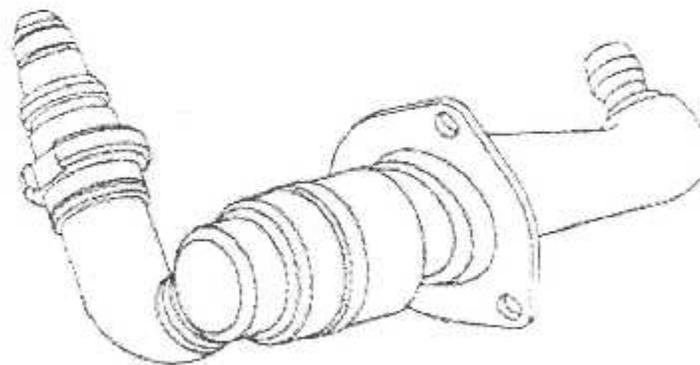


Fig. II.21 : Injecteurs

II.7.1.9. Echangeur huile IDG / Carburant :

Cet échangeur thermique a pour but de refroidir en permanence l'huile du circuit de lubrification de **IDG** (Voir fig. II. 21)

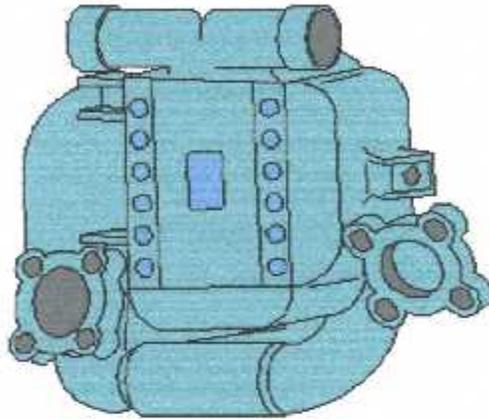


Fig. II.22 : Echangeur huile IDG

II.7.1.10. Valve de drainage de la chambre combustion

La valve de drainage de la chambre combustion a pour rôle de permettre aux carburant et aux différent liquides d'être évacuer vers l'extérieur.

II.7.2. Fonctionnement du Circuit Carburant :

L'alimentation du carburant provenant de l'avion passe a travers le premiers étage rouet (basse pression) de la pompe carburant juste a la sortie de celui -ci le carburant passera a travers le strainer (filtre métallique) avant de passé le deuxième étage a pignon (haute pression) ayant obtenue assez de pression et de vitesse le carburant passe a travers l'échangeur huile carburant et le filtre carburant, il se devise en deux parties , la plus grande quantité sera envoyé aux HMU a la section calculé du débit carburant c-a-d la partie qui sera brûlée l'autre partie sera encore chauffé a travers l'échangeur l'huile/carburant avant d'être utiliser pour l'asservissement du moteur (contrôle , **VBV**, **VSV**, **LPTACC**,**HPTACC**, **FMV**) .L'**HMU** va envoyer la quantité adéquate de carburant a la combustion et renvoyer l'excédant a la pompe via

l'échangeur *IDG* huile/carburant, ainsi le débitmètre enregistrera la quantité réelle qui sera transmise à la rampe carburant qui délivrera celui-ci aux trente injecteurs (30).



III.1. MAINTENANCE AERONAUTIQUE :

III.1.1. Généralité :

L'entretien d'un aéronef peut être défini comme l'ensemble des actions destinées à **MAINTENIR** ou à **REMETTRE** l'aéronef ou certaines de ses éléments en état d'être exploités normalement :

- ❖ Vérifications
- ❖ Réparations
- ❖ Modifications
- ❖ Révisions
- ❖ Inspections

III.1.2. Objectifs :

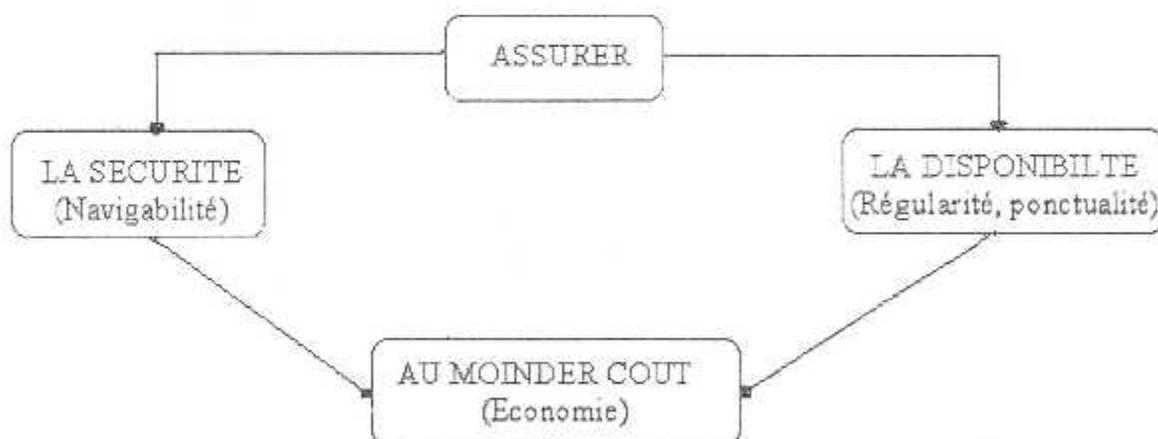


Fig. III.1 : Objectif de la maintenance

A)- La sécurité :

C'est une exigence réglementaire, et aussi commerciale. L'aéronef doit, au cours du temps, conserver les caractéristiques de navigabilité définies et approuvées lors de sa certification (performances, domaine de vol, intégrité de la cellule et des propulseurs, sécurité et disponibilité des systèmes et équipement...).

En fonction de l'objectif réglementaire de sécurité. De plus, il est évident qu'un accident, et a fortiori une série d'accident, peut nuire à l'image de marque d'un transporteur et d'un constructeur.

B)- La disponibilité :

Un aéronef représente un investissement coût x . Une compagnie aérienne recherche donc des taux d'utilisation élevés. Pour cela, un aéronef de transport doit être en état d'accomplir sa mission au moment voulu. Le retard ou l'annulation d'un vol constituent non seulement une perte directe pour la compagnie, mais nuisent aussi à son image auprès du passager. Éviter, dans une certaine mesure, cet inconvénient par un volant important d'aéronefs de réserve ou par des affrètements auprès d'autres transporteurs n'est pas satisfaisant économiquement. La notion de régularité d'un service public intervient aussi.

C)- L'économie :

Nous avons vu que la satisfaction des deux premiers objectifs est dictée, entre autres, par des impératifs économiques. Mais entretenir des aéronefs nécessite une organisation, des moyens matériels et humains qui coûtent cher. Minimiser les coûts constitue donc le troisième objectif. Ainsi il faut trouver le meilleur compromis économique possible entre les deux premiers objectifs et le troisième, avec pour contrainte la satisfaction des exigences réglementaires en matière de sécurité et de régularité.

III.1.3. Buts de l'entretien :

- ❖ Empêcher la défaillance (**Entretien préventif**).
- ❖ Réparer la défaillance (**Entretien curatif**).

III.1.4. Modes d'entretien :

Définition de base : Qu'est-ce qu'une défaillance ?

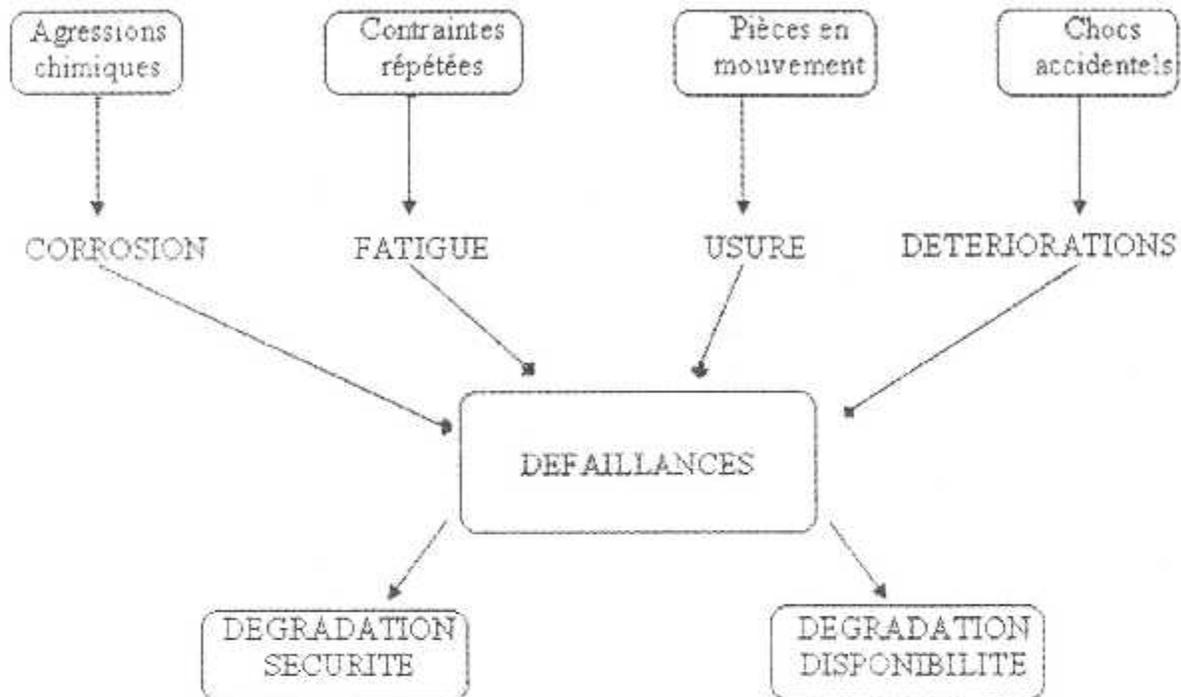


Fig. III. 2 : Modes d'entretien

Défaillance : inaptitude (momentanée ou définitive) d'un élément à remplir la fonction qui lui est dévolue selon une plage de paramètres de fonctionnement prédéterminée.

Pour cela, (03) modes de base :

III.1.5. Politique d'entretien :

La politique de la maintenance et sa stratégie consiste à définir les objectifs technico-économiques relatifs à la prise en charge du matériel d'une entreprise par le service de maintenance (Voir fig. III : 3).

On a deux politiques distinctes :

- ❖ La maintenance préventive.
- ❖ La maintenance curative.

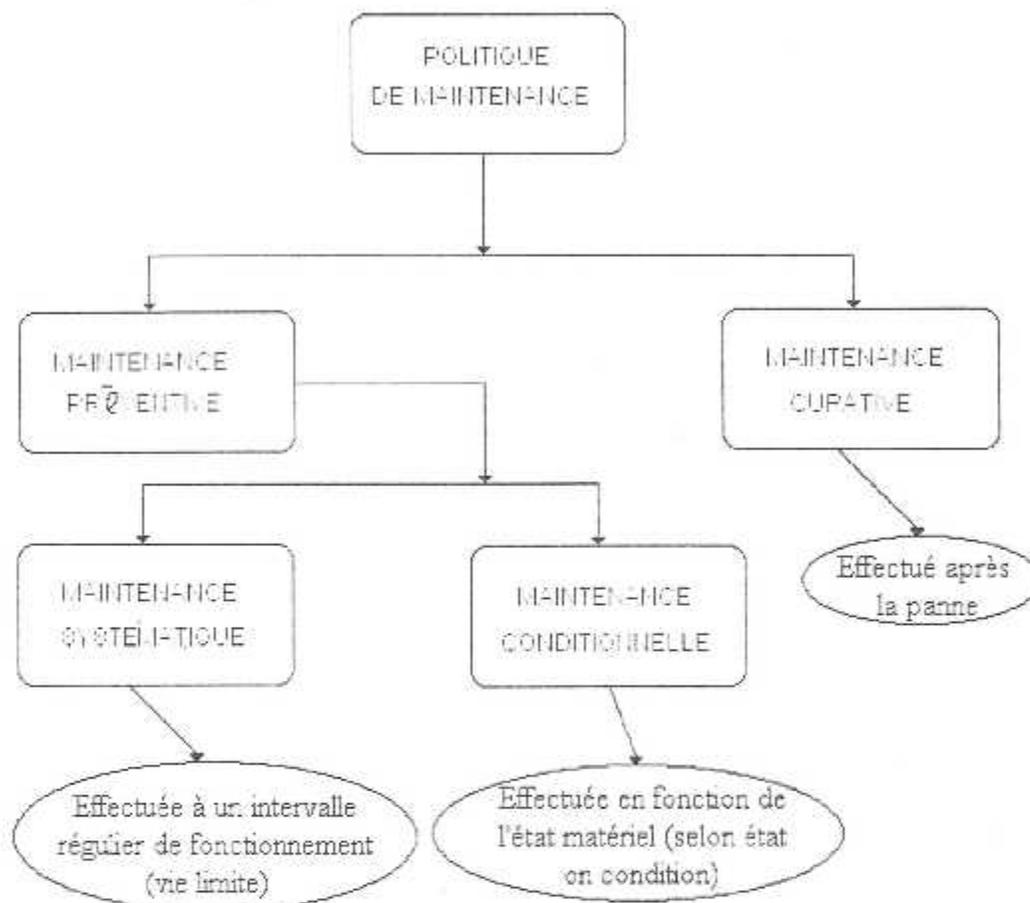


Fig. III.3 : Politique d'entretien

III.1.6. Entretien préventive

A)- Temps limite (HARD TIME – HT) :

Intervalle de temps maximum fixé à l'issue duquel un élément doit être révisé ou réformé.

B)- Entretien selon vérification de l'état (ON CONDITION – OC) :

A des intervalles de temps maximum fixés, les éléments concernés sont inspectés selon des méthodes appropriées (inspections visuelles, inspections non destructives, essais de fonctionnement...). Selon les résultats des inspections, un élément peut être laissé en l'état, révisé partiellement ou totalement, réformé.

III.1.7. Entretien curative :**➤ Surveillance de comportement (CONDITION MONITORING - CM) :**

L'inspection de l'élément et l'action corrective qui en découle n'est entreprise qu'après la constatation de la défaillance de l'élément.

III.1.8. Evolution des modes d'entretien :**A)- Temps limite**

Les avions « primitifs » avaient une aérodynamique et des systèmes de propulsion médiocres. Dans ces conditions, toute redondance de système, entraînant une charge supplémentaire à soulever, était à exclure. Une défaillance, quelle qu'elle fût, pouvait avoir des conséquences graves (conception *SAFE LIFE*). Il s'agissait donc de maintenir constamment en bon état tous les éléments de l'aéronef : pour cela, l'idée la plus immédiate consiste à réviser l'élément (ou à le remplacer par un élément neuf ou révisé) avant l'instant présumé de sa défaillance, en adoptant une certaine marge de sécurité. En de la loi d'usure (plus ou moins bien connue) de l'élément, on définit (un temps limite, appelé aussi *POTENTIEL*) qui peut être soit une limite de vie, soit un intervalle maximal entre révision. Il est exprimé, suivant le cas, en heures de vol, en cycles de fonctionnement ou temps calendaire.

Le concept de temps limite, qui a longtemps été le seul utilisé, s'applique encore à certaines parties de l'aéronef, nous verrons plus loin auxquelles.

B)- Entretien selon état :

La méthode des temps limites présentait l'inconvénient majeur de rejeter ou de soumettre à révision des éléments qui auraient pu rester utilisables un certain temps. Une meilleure connaissance des paramètres significatifs de l'usure (*ex.* : nombre et longueur de criques pour la structure, températures d'un moteur, etc.) et de leurs lois d'évolution, associées à la progression des possibilités de détection ou de mesure de ces paramètres de (bancs d'essais, moyens non destructifs (*I*) tels qu'endoscopie, courants de Foucault..., meilleur accessibilité des éléments, etc.), a permis d'en venir à un mode d'entretien plus évolué, dit « selon vérification de l'état » (ou selon état) : à intervalles fixes, l'élément fait l'objet d'une vérification des paramètres significatifs de son état (cette vérification ne nécessite pas forcément le démontage de l'élément). Si la vérification conclut au bon état de l'élément, c'est-à-dire si les paramètres significatifs restent à l'intérieur d'un domaine prédéterminé, l'utilisation de l'élément peut se poursuivre jusqu'à la prochaine inspection programmée. Dans le cas contraire, l'élément est remis en bon état ou réformé.

Par rapport à la méthode des temps limites, on économise donc des actions correctives inutiles.

Comme les temps limites, les périodicités de vérification sont exprimées en heures, en cycles ou en temps calendaire.

III.2. MAINTENANCE DU MOTEUR CF6 80-E1 :**III.2.1. Le manuel d'entretien :**

Le manuel d'entretien doit décrire le programme des opérations nécessaires pour maintenir l'aptitude d'un avion à être exploité en transport aérien commercial. Ce qui va plus loin que le simple maintien de l'aptitude au vol : les moyens de radiocommunications et de radio- navigations et les équipements spéciaux exigés en transport public doivent être couverts.

Le manuel d'entretien doit être déposé par l'Entreprise de Transport Aérien pour chaque type d'avion qu'elle exploite.

Ce manuel doit être approuvé par Le Ministère chargé de l'Aviation Civile par l'intermédiaire du Bureau *VERITAL*. Il doit inclure :

- ❖ La définition de la doctrine d'entretien et des concepts d'entretien adoptés.
- ❖ La liste des inspections spéciales et les cas dans lesquelles elles sont exigées.
- ❖ La liste des différentes opérations relatives à ces visites et inspections.
- ❖ L'identification des opérations devant faire l'objet d'un contrôle systématique.

Le manuel doit servir au personnel de l'Entreprise de Transport Aérien pour préparer, lancer, et, dans une certaine mesure, conduire les opérations d'entretien du matériel volant.

Il doit servir aussi de référence *VERITAL* pour s'assurer que l'Entreprise effectue un entretien suffisant pour maintenir l'aptitude des avions à être exploités en transport commercial.

L'entreprise doit s'assurer qu'il est connu et mis en application par le personnel d'entretien.

III.2.2. Contenu du manuel :

Le manuel comprend les sections suivantes :

- ❖ Instructions générales.
- ❖ Périodicités des visites et des pesées
- ❖ Mode d'entretien, limites de l'utilisation et de stockage des composants ou ensembles.
- ❖ Inspections spéciales.
- ❖ Vols de contrôle.
- ❖ Tableau des opérations d'entretien.

Le manuel indique ce qu'il doit être fait et n'indique pas comment on doit le faire.

Les procédures d'exécution sont généralement définies dans les manuels établis par le constructeur du matériel (manuel de maintenance, manuel de révision générale...)

III.2.3. Entretien programmé:

III.2.3.1. Visites:

L'entretien des aéronefs doit être organisé en un tout cohérent de façon à minimiser les temps d'immobilisation. Il s'agit donc de grouper des opérations élémentaires d'entretien d'importance et de périodicité comparables. Ces groupes d'opérations sont appelés visites.

Le schéma classique d'entretien d'un avion de ligne long-courrier est le suivant:

A. Visite pré vol (où "transit") :

Qui peut éventuellement être faite par l'équipage: vérification des pleins d'huile, de l'état et du gonflage des pneumatiques, des freins et des amortisseurs, vérification visuelle de l'absence de fuites, etc.

B. Visite journalière (VJ) :

Comporte, outre les opérations de la visite pré vol, d'autres vérifications portant par exemple sur l'état général du fuselage et de la voilure, des entrées d'air des moteurs, etc. la tendance est à espacer ce type de visite à 3 jours, voire plus.

C. Visite A :

Toutes les 600 heures de vol, soit tous les mois environ, inspections visuelles plus détaillées des systèmes et composants de la structure, par exemple le train d'atterrissage, la surface des ailes, les moteurs et leur fixation, les prises d'air, le mécanisme des parties mobiles de la voilure, les portes, l'oxygène, les systèmes de détection de fumées, etc. durée : quelques heures.

D. Visite B :

Toutes les 1000 heures ou 3 mois environ, on ajoute à la visite A des inspections plus poussées pour vérifier le fonctionnement des systèmes. Durée : 2 - 3 jours.

E. Visite C :

Toutes les 4500 heures environ (1 an), des inspections supplémentaires entraînent des démontages pour vérifier des parties d'accès difficile. Durée : environ 1 semaine.

F. Visite D ou grandes visite (GV) :

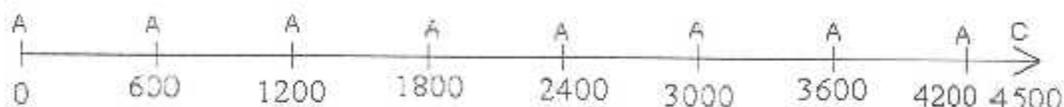
Tous les 5 à 9 ans, une vérification complète de l'avion est effectuée, avec examen minutieux de tous les systèmes et de toute la structure.

La cellule est pratiquement remise à neuf. Durée : environ 1 mois.

Remarque : La terminologie *A, B, C, D* et les périodicités ci-dessus sont données à titre d'exemple. Les périodicités de visites peuvent varier d'une compagnie à une autre pour un même type d'aéronef, en fonction de l'expérience et du type d'exploitation de la compagnie (utilisation quotidienne, durée moyenne du vol, trafic avec ou sans pointes saisonnières...). La terminologie peut également différer.

Afin d'éviter des temps d'immobilisation trop longs, on peut "découper en morceaux" les visites les plus importantes et associer ces morceaux aux visites de rang inférieur. C'est l'entretien *FRACIONNE* (ou progressif).

Exemple : Entretien fractionne :



Remarque : Pour le *CF6-80 E1* le moteur est classé permis les moteurs "*ONCONDITION*", pour cela le moteur nécessite que la visites *A* et la visites *C*. ces visites ne sont applicable que lorsque le moteur est avionné. Dans ce schéma classique, les visites *C* incluent les visites *A*.

III.2.3.2. Documentation de la maintenance Préventive

Pour procéder à la maintenance préventive nous avons besoins des documents suivants :

- ❖ Maintenance Planning Document (*MPD*).
- ❖ Air/ plane Maintenance Manuel (*AMM*).

D'autres documents sont utilisés en plus pour ce type de maintenance comme par exemple

- ❖ System schematics Manuel (*SSM*).
- ❖ Wiring Diagram Manuel (*WDM*).
- ❖ Structural Repair Manuel (*SRM*)
- ❖ Illustrated Parts Catalogue (*IPC*)

Dans notre cas on va s'intéresser plus au *IPC* car on aura besoins de voir les schémas détails.

Dans cette partie on va définir chaque document et ces fonctions.

A. Maintenance Planning Document (MPD)

Le document de planification de la maintenance définit les tâches à accomplir pour chaque visite programmée, on utilise le **MPD** pour faire les cartes de travail que va utiliser le personnel de la maintenance pour effectuer les tâches demandées.

B. Air Plane Maintenance Manual : AMM

Le manuel de maintenance de l'avion est constitué de deux parties la première partie a pour rôle de décrire le système.

La deuxième partie contient les procédures à utiliser lors de la maintenance :

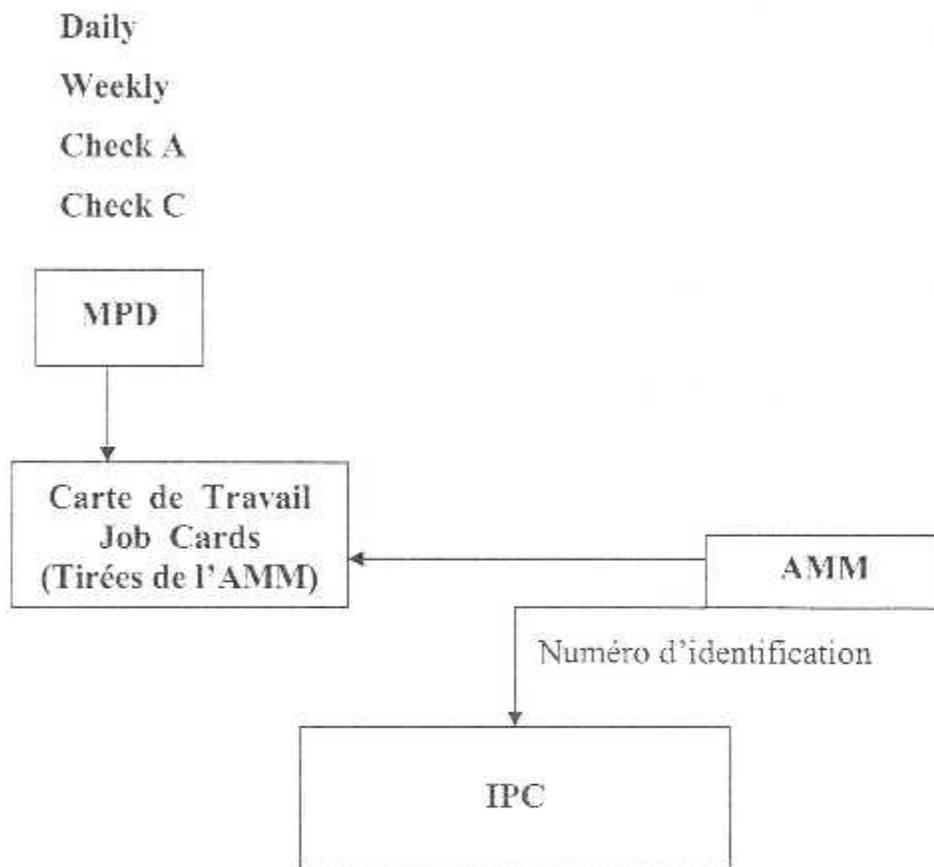
- ❖ Installation / désinstallation des différents composants
- ❖ Position des composants
- ❖ Réglage des systèmes et les tests associés à ces systèmes
- ❖ Inspection visuelle et générale des zones critiques
- ❖ Procédures de nettoyage et les procédures associées à la peinture
- ❖ Méthodes de réparation des éléments

C. Illustrated Parts Catalogue : IPC

Ce document nous donne les informations nécessaires des composants d'un système, ces informations sont :

- ❖ Numéro d'identification des composants (part number).
- ❖ Schéma détaillé du composant et ses éléments (part illustration).
- ❖ Les services bulletins (**SB**) en Exercices.
- ❖ Les Numéros d'identification (**P/N**) interchangeable des éléments et composants

Maintenance Préventive



D. La maintenance planning Data :

Contient la taches a exécuté lors d'une maintenance mais il ne contient pas la façon de procéder. C'est pour cela qu'on se réfère au Airplane maintenance manuel qui a partir des taches déjà définie on peut (savoir la façon de procéder) connaître la tache à effectuer et pour obtenir aussi les moyens de travail tel que l'outillage les graisses et autre , mais pour pouvoir utilisé les produits consommable comme les joints , colliers , attaches ect ... on va se réfère au *IPC* .

Cette configuration de ces trois (03) documents qui vont ensemble va permettre au technicien de la maintenance d'effectuer sa tache préparant a l'avance tous les

ingrédients nécessaires consommable ainsi que l'outillage afin d'exécuter sa tâche dans les meilleures conditions et dans de bref délai.

Note : Tous les documents cités ci-dessus sont soumis périodiquement à une mise à jour par le constructeur.

III.2.3.3. Les Inspection programmées :

Les éléments des différentes parties du réacteur ont des fonctions variées, ils sont soumis à des conditions très dures des températures élevées, des gaz corrosifs, des vibrations et des tensions mécaniques importantes dues aux forces centrifuges.

N'oublions pas non plus qu'un moteur démarre, accélère et s'arrête à chaque fois que l'avion s'envole ou atterrit ce qui entraîne un endommagement pour cause du phénomène de fatigue, d'anomalies de fonctionnement long donc peut produire un incident au cours du vol et des dégâts matériels considérables avec la diminution importante de la fiabilité de ces moteurs, la sécurité ne peut être garantie, pour cela le service de planification effectue la prévention des pannes avec comme objectifs supplémentaires, la détection des points faibles et l'obtention d'un parfait fonctionnement en effectuant des visites périodiques et inspection intervenant à des potentiels déterminés à l'avance par le constructeur et réalisés suivant un planning confectionné sur la base de leurs heures et cycles de fonctionnement des réacteurs de même type équipant la flotte d'aviation et dans une période déterminée le service de planification a également pour rôle d'étudier la disponibilité des réacteurs le volume des travaux à effectuer, ainsi la diminution des frais d'exploitation de la flotte ce qui permet une meilleure exploitation du parc moteur.

C'est à dire d'arriver à mettre à la disposition de la flotte un nombre suffisant de moteurs en état de service pour éviter au maximum les retards des avions et leur immobilisations.

III.2.3.4. Exemple de la visite A :

L'augmentation de la fiabilité de ces moteurs a causé l'augmentation du prix de celui-ci ce qui a obligé les compagnies à sur-exploiter ces moteurs afin d'ancrer le prix pour cela le service de planification effectue la prévention des pannes avec comme objectifs supplémentaires, la détection des points faibles et l'obtention d'un parfait fonctionnement en effectuant des visites périodiques et inspections intervenant à des potentiels déterminés à l'avance par le constructeur et réalisés suivant un planning confectionné sur la base des heures cycles de fonctionnement des réacteurs de même type équipant la flotte d'aviation et dans une période déterminée voilà un exemple d'un tableau visite A de CF6-80-E1

Numéro de la tâche	Zone	Description	Référence
792100-G1-1	410	Lubrification	AMM792111/2
	420	Procédé à la visite du détecteur magnétique Principal pour présence de particule	792111-210-801
792110-G1-1	410	Lubrification	AMM 792143/3
	420	Remplacement du filtre d'huile de Récupération	792143-920-801
8011100-G1-1	410	Démarrreur	AMM 121380/3
	420	Changement d'huile du démarrreur	121380 -600-802
801100-G2-1	410	Démarrreur	AMM 121380/3
	420	Vérification du niveau d'huile	121380-600-801
801100-G3-1	410	Démarrreur	AMM 801141/6
	420	Inspection du détecteur magnétique du Démarrreur pour présence de particule	801141-210-801
731110-G1-1	410	Remplacement du filtre carburant	AMM 731142/3
	420		731142-920-801
725200-G1-1	413	Rotor de la turbine haute pression	AMM 720000/6

725000-G1-1	423	Borescope des ailettes du rotor 1 et 2	720000-290-809
		Section de la turbine	AMM 725000/4
	413 423	Remplacement de toutes les parties ayant Dépassé les limite du temps	725000-920-802
242100-08-1	410	Changement du filtre IDG	AMM 121324-
	420		612-806

Tableau III.1 : Taches a effectuer pour la visite A

410	Moteur 1 (moteur gauche) L'entrée d'air moteur Fan et boîtier d'accessoires et l'inverseur de poussés tuyau et les panneau
420	Moteur 2 (Moteur droit) L'entrée d'air moteur Fan et boîtier d'accessoires et l'inverseur de poussée et les panneaux
413	La partie chaude moteur (1)
423	Partie chaude moteur (2)

Tableau III.2 : Zone Moteur :

III.2.3.5. Exemple JOB CARDS :

Carte de travail (job cards) On carte de travail sont des documents issue directement de l'AMM, chaque taches. Exigé par le MPD nous revoies directement à une adresse de l'AMM ou la procédure. concernant cette tache est expliqué en détail elle contient les informations sur l'outillage nécessaire le consommable ainsi que la position de l'élément a traité et la façon de procéder pour effectuer cette taches, toutes ces information sont réunies dans ces documents afin d'évité au technique qui agit sur le moteur de perdre un temps précieux a chercher chaque fois la tache dans un nombre important de volume de l'AMM l'engineering a procéder a la création de job cards nécessaire pour chaque visite ainsi l'ensemble de celle-ci réunis permettra a l'équipe de maintenance a divisé les taches équitablement entre eux facilitant d'une façon considérable de travail et économisant une grande somme d'argent a la

compagnie en réduisant le temps d'immobilisation de l'appareil pour en la maintenance a son minimum permettant au service opération d'utiliser au maximum les capacités de l'avion (*Voir l'annexe*).

III.2.4. Entretien non programme:

A. Navigabilité individuelle :

Tout incident ou anomalie constaté en vol par l'équipage fait l'objet d'un compte rendu circonstancié (**COMPTE RENDU MATERIEL - CRM**) dont l'analyse, faite à chaque escale, permet de déterminer les actions correctives adaptées (action immédiate, reporté jusqu'au retour à la base principale d'entretien, reporté à la prochaine visite programmée). Le compte rendu matériel, instrument du dialogue entre les navigants et le service d'entretien, est un élément essentiel pour le maintien de la sécurité

Toute anomalie constatée au sol, qu'elle soit liée ou non aux travaux en cours, fait l'objet d'une analyse similaire.

Certains incidents importants sont obligatoirement suivis d'un ensemble de vérification systématique (vol en turbulence forte, atterrissage dur, foudroiement...)

B. Navigabilité de type :

Le constructeur peut recommander certains travaux grâce à la connaissance qu'il acquiert des problèmes rencontrés en service sur ses produits, étant régulièrement informé par les utilisateurs. Des modifications, des vérifications ou des révisions sont ainsi recommandées par le constructeur, avec l'approbation des services officiels, dans des documents appelés bulletins service (en anglais: service bulletins - **SB**) répertoriés par chapitre *ATA*.

Certaines de ces recommandations, en réparations ou changements de pièces douteuses, à effectuer dans des délais variables, parfois immédiatement. Si la consigne n'est pas appliquée dans le délai requis, l'aéronef est interdit de vol.

Un bulletin servisse peut recommander une tâche à effectuer une seule fois, ou à intervalles réguliers. Dans ce cas, elle est incorporée au programme d'entretien (*Voir l'annexe*).

III.2.4.1. Documentation de la maintenance curative :

A. Le compte rendu du matériel (C.R.M.) :

Le *CRM* est le seul document relatif au matériel qui suit en permanence l'avion et qui permet de tenir informés les services d'entretien sur le fonctionnement des équipements et circuits avions.

Tout incident ou anomalie constaté en vol par l'équipage fait l'objet d'un compte rendu circonstancié, dont l'analyse faite à chaque escale, permet de déterminer les actions correctives adaptées (action immédiate, report jusqu'au retour à la base principale d'entretien, report à la prochaine visite programmée).

Le *CRM* est un instrument de dialogue entre l'équipage et le personnel d'entretien au sol et aussi un élément essentiel pour le maintien de la sécurité.

Toute anomalie constatée au sol, qu'elle soit liée ou non aux travaux en cours, fait l'objet d'une analyse similaire.

Certains incidents importants sont obligatoirement suivis d'un ensemble de vérification systématique (atterrissage dur, foudroiement, vol en atmosphère turbulente forte...)

Le *CRM* se présente sous forme de carnet constitué de 02 exemplaires :

- ❖ L'original, détachable, est exploité par le service 'planning' de l'Engineering pour le décompte des heures, atterrissages... et par le cerise 'Etudes' de l'Engineering pour analyse, suivi des pannes, suivi des paramètres moteurs 3.
- ❖ La 2^{ème} feuille, souche, reste à bord de l'avion.

B. La fiche de travaux supplémentaire (FTS) :

Ce sont des travaux d'application occasionnelle enregistrés sur la *FTS* pour corriger les anomalies signalées ou constatées (*Voir fig. III. 4*).

Chaque feuille de *FTS* doit porter les renseignements suivants :

- ❖ Immatriculation et type de l'avion.
- ❖ Type de visite.
- ❖ Date.
- ❖ Heures cellule.
- ❖ Nature des travaux à exécuter.
- ❖ Description des anomalies et origines des travaux avec son code *ATA 100*.
- ❖ Détails des travaux effectués avec relevés éventuels (*P/N*, *S/N* monté, *S/N* déposé, etc.).
- ❖ Signatures (technicien exécutant, chef d'équipe, contrôleurs).

FICHE DE TRAVAUX SUPPLEMENTAIRE
(F.T.S)

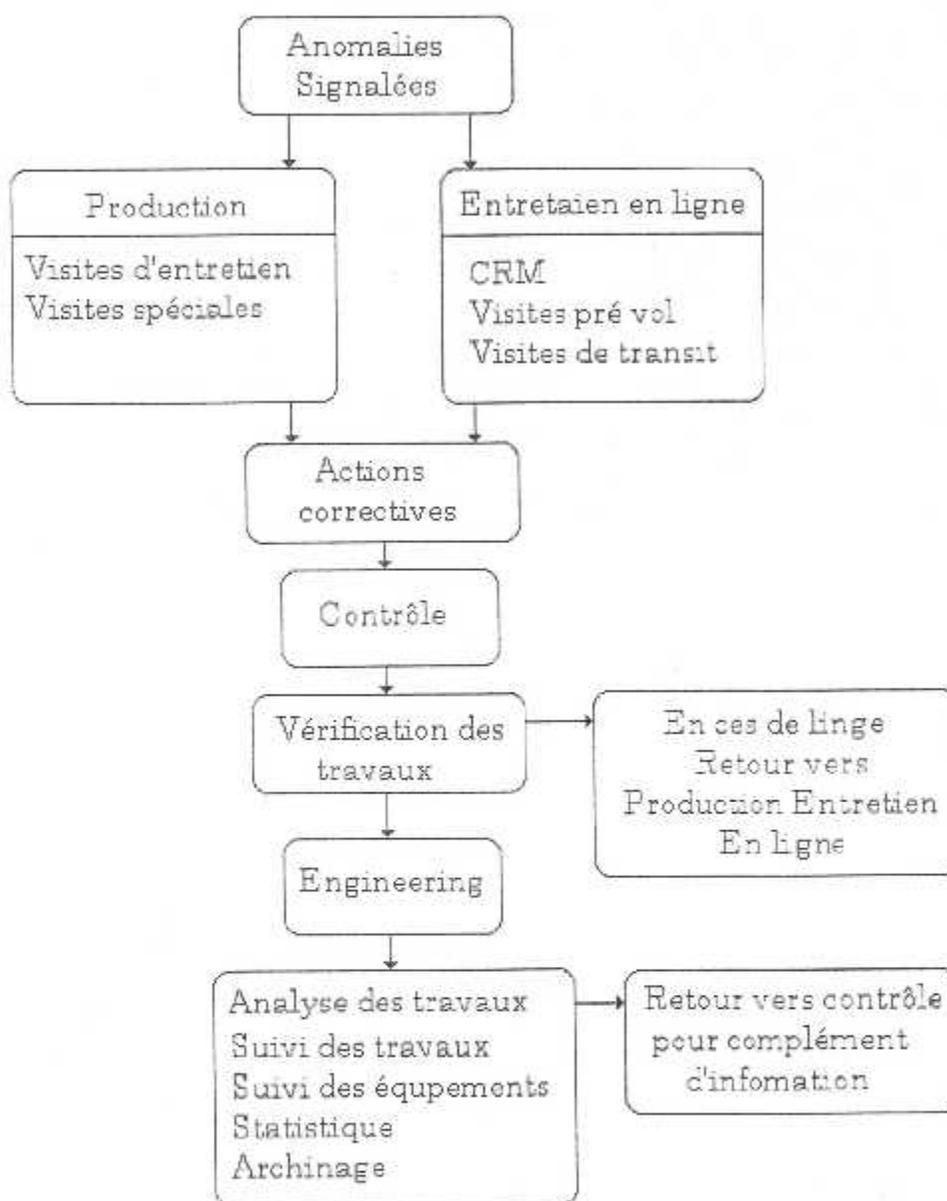


Fig. III.4 : Fiche de travaux supplémentaires (F.T.S)

III.2.4.2. Recherche de pannes informatisées à partir des systèmes embarqués :

L'A330 possède une technologie informatisée pour une recherche de panne rapide et précise, il comporte les systèmes suivants :

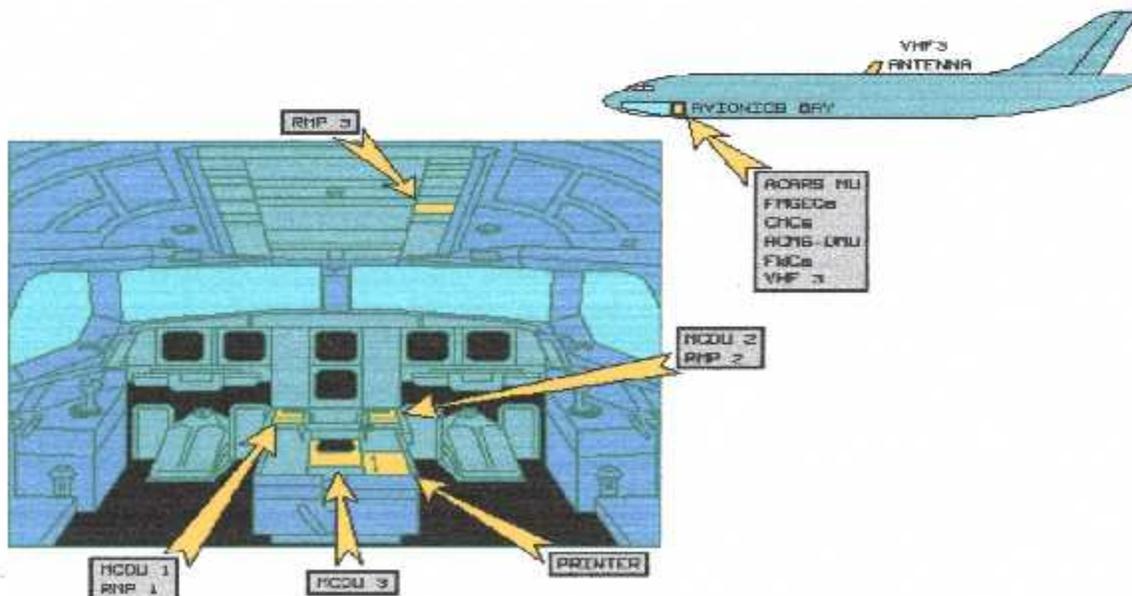
A. Multipurpose control display unit MCDU :

Le **MCDU** [unité d'visualisation universelle de commande] fonctionne principalement comme unité de fonctionnement du **FMGEC**. Il fournit les moyens pour le pilote à manuellement insérer des paramètres de commande de système et choisissent le mode de fonctionnement. Quand une clef de mode est serrée, la page active de données pour le mode choisi est l'addition montrée le **MCDU** fournit des possibilités d'afficheur de **FMGEC** comme la vérification des données saisies dans la mémoire. Le **MCDU** est également l'interface opérationnelle aux l'unités de gestion de non vol (**ACARS, ADIRS, DMU MAINT, ATSU, CMC**) (Voir fig. III.5).

La fonction ci-dessous est également disponible par le **MCDU**:

- ❖ Impression de rapport (Voir l'annexe).
- ❖ Transmission des données de **BITE** sur un disque.

Note: MCDU 3 est employé comme support en vol.



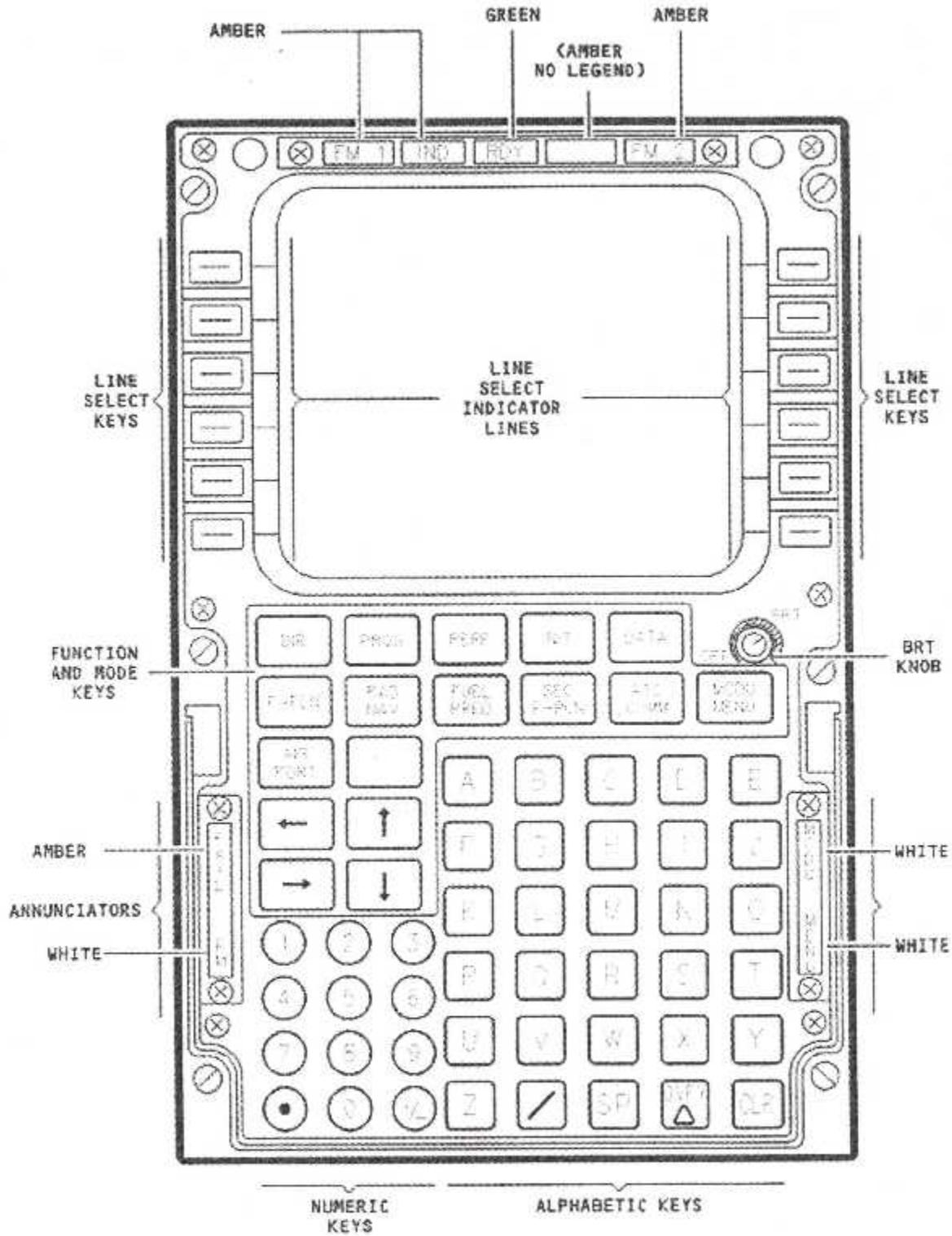


Fig. III.5 : MCDU

B. A bord du système d'entretien OMS :

À bord du système d'entretien [The onboard maintenance system (OMS)] comporte les systèmes ci-dessous:

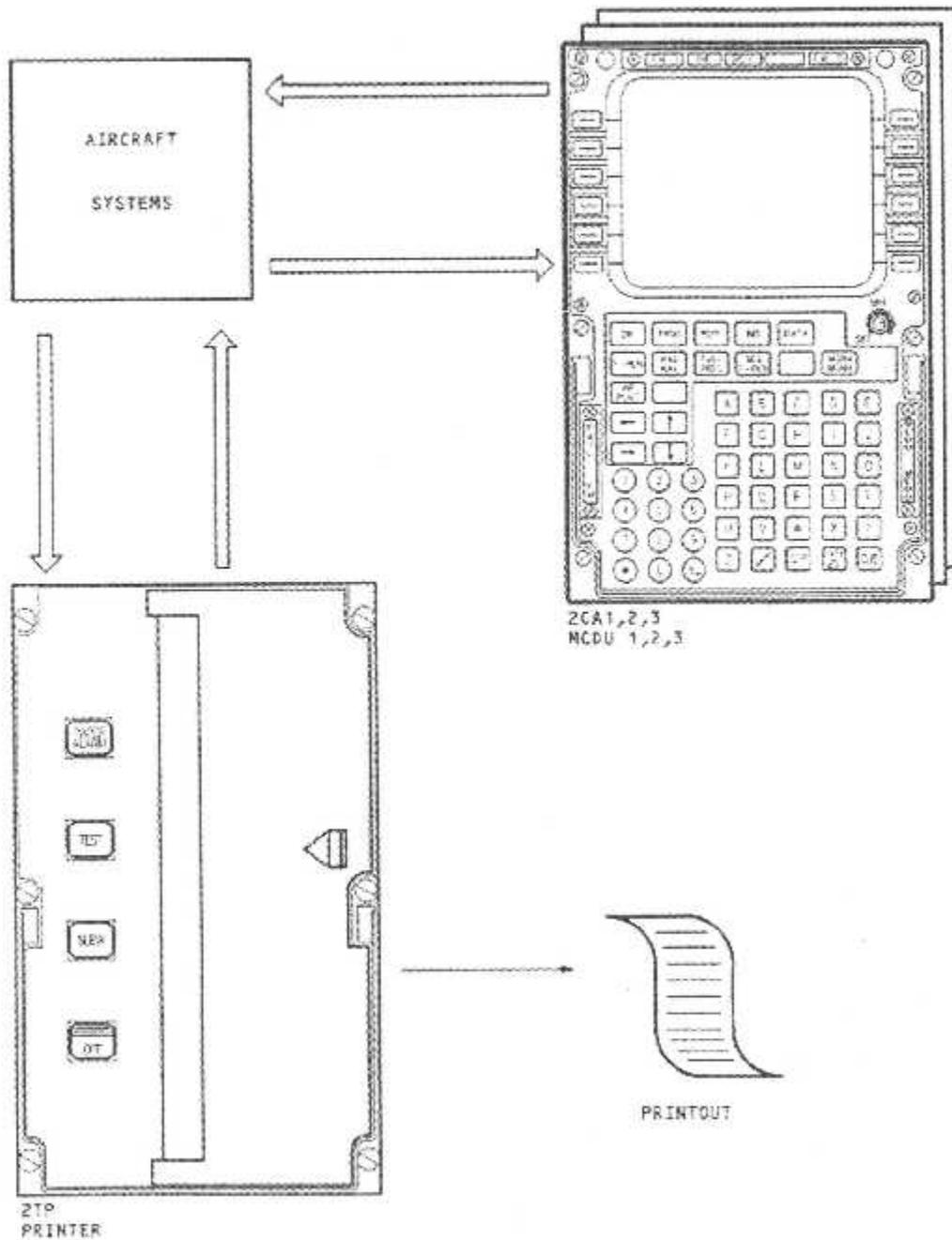


Fig. III. 6 : OMS - Imprimeur - Architecture Générale

- ❖ Le système central d'entretien [The central maintenance system (CMS)].
- ❖ En haut et en bas le système de chargement de données.
- ❖ Le système impression de rapport.

1. Central maintenance system (CMS) :

Le (CMS) central maintenance system surveille des données de **BITE** afin d'enregistrer l'échec de système.

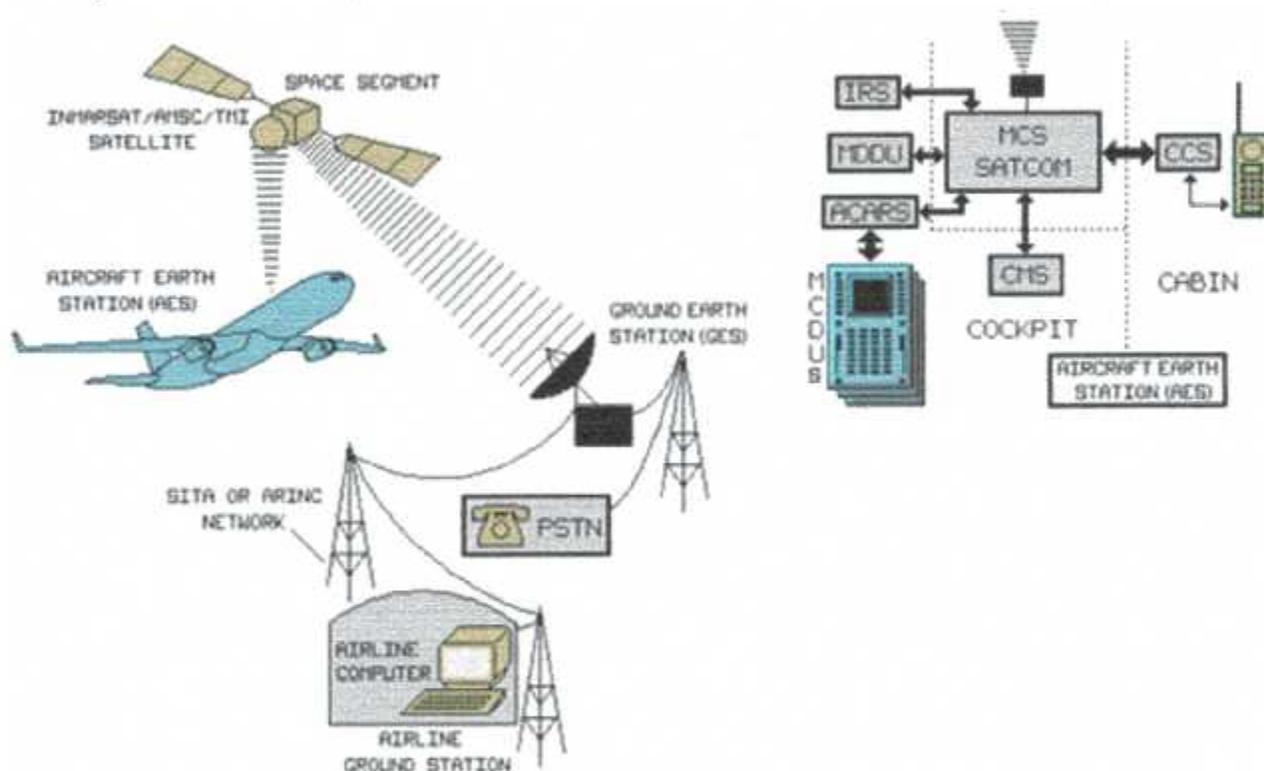


Fig. III.7 : (CMS)

2. Central maintenance computer CMC :

Central maintenance computer (CMC) acquiert et des processus (accomplit, des corrélations, apprises par coeur et des présents) les données transmises par les Bites et les avertissements qui ont lancé la plainte d'équipage (Voir fig. III.8).

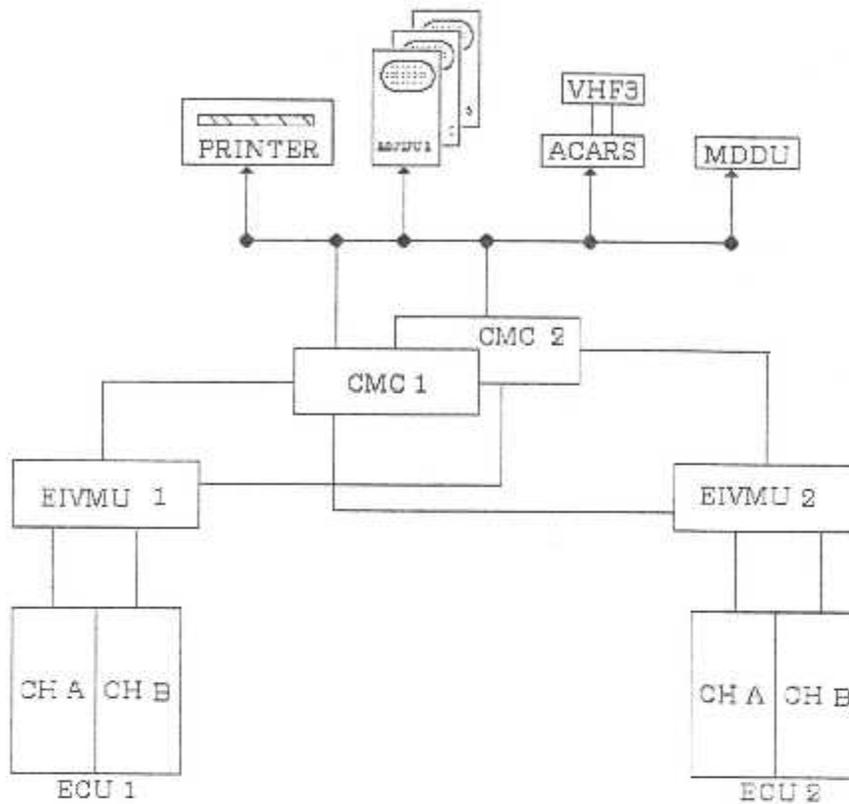


Fig. III. 8 : CMS

III.2.4.3. Le manuel de recherche de pannes TSM : (Trouble Shooting Manual)

Le TSM 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 TSM (TSM TASK). Pour cela on utilise les données du TSM avec celles de l'avion (MCDU) afin d'identifier le numéro correcte de cette dernière.

III.2.4.4. Le manuel d'équipement d'essai incorporé (BITE) :

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

III.2.5. Définition des alarmes :

A. Types d'alarmes :

Il y a trois types distincts d'alarmes :

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

1- Panne indépendante :

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

Ex : panne d'une pompe carburant.

2- Panne primaire :

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

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

- ❖ Du pilote automatique 1.
- ❖ Des informations anémométriques sur les instruments pilote.

3- Panne secondaire :

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

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

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

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

B. Niveaux d'alarmes :

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

1- Niveaux 3 :

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

Les alarmes suivantes tombent dans cette catégorie :

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

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

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

2- Niveaux 2 :

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

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

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

3- Niveaux 1 :

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

4- Niveaux 0 :

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

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

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

III.2.6. Classes d'échecs (pannes) :

Les échecs détectés par le système *BITE* sont classifiés dans 3 catégories (la classe 1, 2,3). Pour un échec donné avec des conséquences opérationnelles données, le *MMEL* (master minimum equipment list) indique au pilote si l'avion peut continuer à voler ou pas selon 3 critères:

III.2.6.1. Panne classe 1 :

Ce sont défauts détectés par les systèmes, qui peuvent avoir une conséquence opérationnelle (aspect de sûreté) sur le vol courant.

Ces échecs sont indiqués à l'équipage en vol:

- ❖ Par le message (de niveau 1, 2,3) sur le engine /warning display (*EWD*).
- ❖ Par des drapeaux sur (*PFD*) primary flight display ou le (*ND*) navigation display ou (*SD*) system display.
- ❖ Par des avertissements locaux dans l'habitacle.

Il nécessite obligatoirement l'action de pilot pour remédier à la panne. L'avion **NO GO**.

III.2.6.2. Panne classe 2 :

Ce sont des défauts détectés par les systèmes, qui n'ont pas des conséquences opérationnelles (aspect de sûreté) sur le vol courant ou sur les prochains vols mais qui peut avoir des conséquences si un deuxième échec se produit.

Ces échecs sont indiqués sur la terre par Surveillance Centralisée Électronique D'avion [Electronic Centralized Aircraft Monitoring (*ECAM*)] après arrêt des moteurs.

Il ne nécessite pas l'intervention du pilot et la maintenance se fait au retour à la base ou en escale. L'avion **GO IF**

III.2.6.3. Panne class 3 :

Ce sont des défauts détectés par les systèmes, ce qui n'ont aucune conséquence sur la sûreté ou disponibilité d'avion, ces échecs ne sont pas indiqués à l'équipage (aucun habitacle événement).

Ils peuvent être non corrigés parce qu'ils ne sont pas temps limités. Ici l'avion est en état **GO**.

2. Information de travail de montage :

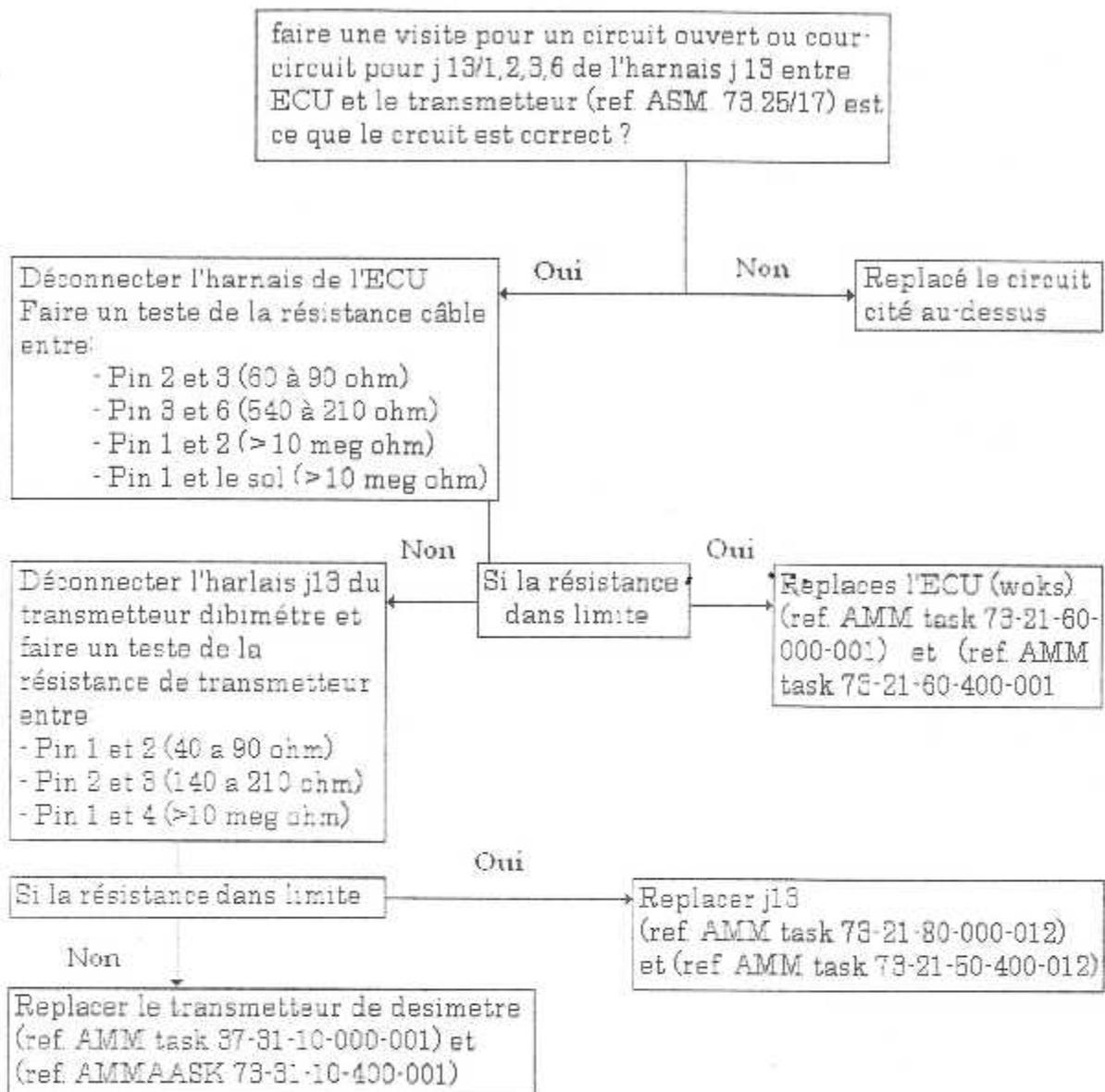
Référence	Désignation
73-21-50-000-012	Démontage de l'harnais J13.
73-21-50-400-012	Installation de l'harnais J13.
73-21-60-000-001	Déposé de l'ECU (4000 Ks).
73-21-60-400-001	Installation de l'ECU (4000 Ks).
73-29-00-710-040	Test opérationnelle du FADEC au sol (moteur en arrêt).
73-31-10-000-001	Démontage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

3. Confirmation des pannes :

Procéder le test opérationnel de *FADEC 1A* au sol (avec moteur en arrêt) (*Réf. AMM TASK 73-29-00-710-040*).

4. Rechercher de panne :

Si le test donne le message de panne (*Flow sens, j13, x4*)



III.3. SUIVI DE MOTEUR CF6 80-E 1 :

Le suivi permet d'évaluer les dégradations progressives des performances des réacteurs afin de prévenir, par un entretien préventif l'aggravation d'une panne à développement progressif

Les objectifs peuvent être atteints par la surveillance et l'analyse des différents paramètres réacteurs en corrélation avec les conditions du jour et par comparaison avec une base de données.

Un traitement efficace comporte les phase suivantes :

- ❖ Une acquisition des données (avec suppression des bruits de capteur, vol en conditions stabilisées ...).
- ❖ Un acheminement rapide des données afin de permettre à temps la détection des dégradations rapides.
- ❖ Un filtrage des données incohérentes et des bruits de capteur.
- ❖ Une analyse comparative des différentes donnée et leur évolution.
- ❖ Une estimation de l'évolution du système (comparaison de cette évolution avec des seuils d'alerte prédéfinis).
- ❖ Un filtrage des alertes (suppression des alertes inopportunes).
- ❖ Le déclenchement d'une action d'entretien.

Un tel traitement doit détecter les évolutions de dégradation à court moyen et long terme que celles-ci soient d'ordre instrumentale thermodynamique ou mécanique.

Le suivi du moteur CF6 80-E1 se fait à travers ce qui suit :

III.3.1. Généralités sur le Contrôle des Huiles en Service :

Le contrôle des huiles en service permet de déterminer l'état du matériel et d'utiliser les informations recueillies pour diminuer les temps d'arrêt machine pour

contrôler efficacement les huiles en service, il faut veiller au respect des quatre (04) points suivants.

- ❖ Echantillonnage adéquat
- ❖ Intervalle d'échantillonnage
- ❖ Teste effectuer
- ❖ Interprétation des donnés

Il est recommandé de toujours prélever les échantillons d'huile au même endroit, généralement par une soupape si possible lorsque le système tourne ou peu après son arrêt afin d'obtenir avec certitude un échantillon contenant tous les composants présents dans l'huile, cette méthode permet de garantir que les particules d'usures éventuelles n'ont pas le temps de se déposer.

L'échantillon doit être propre d'être muni d'une étiquette portant les inscriptions suivantes :

- ❖ Date de prélèvement d'échantillon.
- ❖ Numéro de série du matériel ayant fait l'objet du prélèvement d'échantillon précédent.
- ❖ Code de l'huile.
- ❖ Le cas échéant, conditions anormales de fonctionnement la fréquence de l'échantillonnage dépend d'un certain nombre de factures suivantes.
- ❖ Anomalie de fonctionnement soupçonnées.
- ❖ Historique du matériel.
- ❖ Adhésion a un programme d'analyse des huiles usées

Si l'on estime se trouver en présence d'une anomalie il peut être nécessaire de prélever régulièrement d'échantillon d'huile sur une base quotidienne, pour soutenir des décisions critiques ou pour entamer les mesures correctives. Dans le cas ou l'analyse d'un échantillon unique ne procure qu'un nombre restreint d'information, il est recommandé de prélever un nombre suffisant d'échantillons de manière a établir

l'analyse des tendance, par ailleurs, on augmenter la fréquence du prélèvement d'échantillon si l'on constate des changements dans les paramètres faisant l'objet d'un contrôle

III.3.2. Inspection boroscopique du compresseur HP :

- ❖ Enlever le couvercle de stator / générateur.
- ❖ Enlever la conduite de sortie de diffuseur.
- ❖ Attacher l'outillage de fixation.
- ❖ Fixer le viseur du boroscope au montage, relie la source lumineuse et insérer le fibroscope dans l'orifice de la conduite de sortie de diffuseur.
- ❖ Inspecter la roue du compresseur pour déceler les dommages.
- ❖ Enlever le fibroscope et l'outillage de fixation.
- ❖ Installer la conduite de sortie de diffuseur.

III.3.3. Monitoring (Ground based engine monitoring GEM) :

Le suivi de performances des turbo-réacteurs est nécessaire aux compagnies aériennes pour permettre une exploitation commerciale fiable avec des coûts d'entretien réduits.

Le logiciel *GEM* permet d'effectuer ce suivi et de générer des alertes en cas de défaillance d'un des éléments du moteur. Après un rappel de fonctionnement du réacteur *CF6 80-E1* une présentation du programme introduit l'étude des différentes étapes qui conduisent au diagnostic de l'état de fonctionnement interne d'un réacteur.

- ❖ Le choix et les critères de stabilisation des données nécessaires au suivi des performances.
- ❖ La modélisation du turbo réacteur en croisière et au décollage.
- ❖ La mise en place d'un système d'alertes.

Tout ceci afin d'aboutir aux moyens d'exploitation des résultats par le personnel opérationnel en piste et au bureau technique la conclusion met en évidence les carences des méthodes de diagnostic de l'état des turbo réacteur par les suivi des performances ainsi que la difficulté de mettre au point un système de générateur d'alertes fiable (*Voir l'annexe*).

III.3.4. Communications d'avion adressant et rapportant les systèmes (ACARS) :

L'ACARS est consacré à l'opération de maintenance et aux buts commerciaux le choix des applications d'ACARS et la définition des programmes opérationnels sont sous la responsabilité de ligne aérienne en raison de la personnalisation élevée du système.

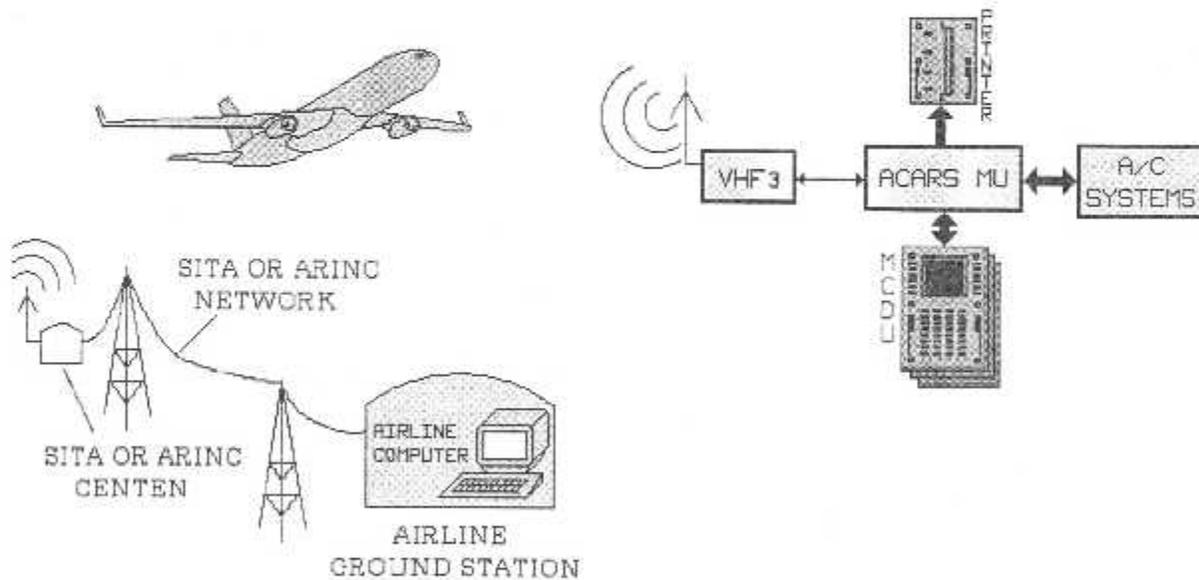


Fig.III.9 : Communications d'avion adressant et rapportant les systèmes (ACARS)

III.3.5 APPROCHE SUR LA FIABILITE DE LA MAINTENANCE :

En 1966, les chercheurs de l'aéronautique ont commencé à introduire les programmes de fiabilité qui définissent la confiance que l'on peut avoir pour que dans des conditions d'exploitation (utilisation et entretien), un équipement ou un système assure une période d'utilisation donnée sans incident.

Du point de vue de la réglementation, les incidents à prendre en considération sont ceux qui mettent en cause la sécurité. Les exploitants tiennent aussi compte du souci économique, qui conduit les transporteurs à proposer de règles plus souples d'évolution de l'entretien, l'accord explicite des services officiels peut demander des délais qui risquent d'adopter une attitude excessivement prudente par manque d'information sur les comportements du matériel, d'où des coûts d'entretien inutiles.

Le fonctionnement d'un programme de fiabilité peut être schématisé comme sur la figure III.10.

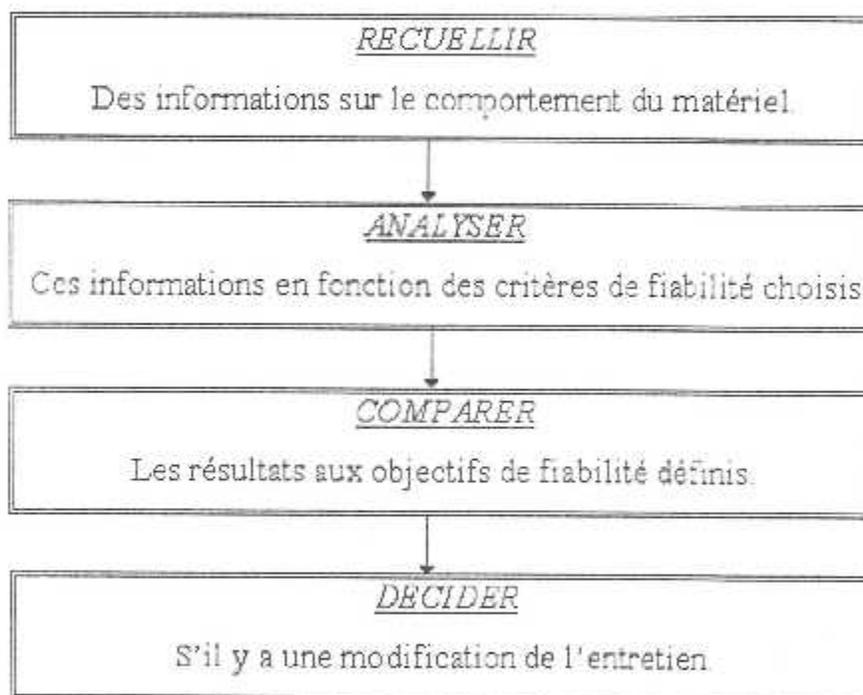


Fig. III.10 : Schéma de fonctionnement d'un programme de fiabilité

III.3.5.1 Définition des phases d'un programme de fiabilité :

A)- Phase 1 : recueil des informations :

Parmi les principales sources d'information, on peut citer les documents établis à l'occasion de :

- ❖ Dépose prématurées,

- ❖ Incidents matériels confirmés.
- ❖ Comptes rendu des équipages.
- ❖ Comptes rendu d'anomalies constatées au sol.
- ❖ Dépouillement systématique des enregistreurs des paramètres du paramètre de vol.

B)- Phase 2 : analyse des informations :

Il s'agit d'opérer un traitement statistique de l'information recueillie de façon à obtenir des critères de fiabilité mesurables, représentatifs de la tenue en service d'un système ou d'un équipement. Citons par exemples le taux d'incidents techniques confirmés, calculés pour chaque chapitre *ATA*, rapport du nombre d'incidents techniques au nombre d'heures de fonctionnement ou au nombre d'heures de vol. autres critères : le taux de retard et d'annulation, qui donne une indication sur la fiabilité globale du moteur, le taux de plaintes équipage ou d'action correctives non programmés utilisés pour les moteurs et les équipements, le taux d'arrêt en vol utilisé pour les moteurs. Le calcul de ces critères doit être obtenus soient significatives, en général, les calculs sont effectués mensuellement par moyenne mobile sur 3.6 ou 12 mois.

C)- Phase 3 : comparaison de résultats aux objectifs.

A chaque critère de fiabilité défini dans le programme, est associé une valeur limite (taux d'alerte) cette valeur limite, établie à partir de l'expérience propre de l'exploitation .pratiquement cette valeur limite détermine le seuil qui ne doit pas être franchi sans qu'une action ne soit déclenchée pour rechercher les cause de cette dégradation et améliorer en conséquence la fiabilité du système ou de équipement en cause. La valeur limite peut être fixée par exemple à 1.5 fois le taux moyen observé l'année précédente, ou par des formules plus complexes faisant intervenir par exemple, la moyenne et l'écart type des taux observés précédemment.

D)- Phase 4 : Décision :

Si les taux observés restent à des niveaux sensiblement inférieurs à la valeur d'alerte, on peut envisager un allègement de l'intervalle d'inspection, ou passage d'entretien selon état à surveillance du comportement. L'examen global des taux de tous les chapitres *ATA* peut servir de guide à l'augmentation. D'un intervalle de visite, avec quelques adaptations éventuelles (transfert de certaines tâches élémentaires à une autre visite).

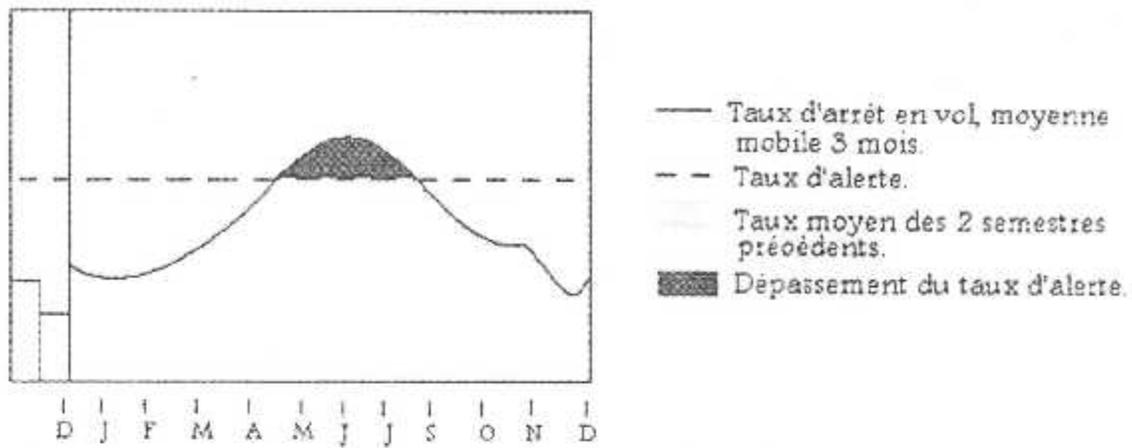
Si le niveau d'alerte est dépassé, une analyse plus poussée des causes du dépassement doit être entreprise. Cette analyse peut conduire à décider un renforcement de l'entretien, ou une modification du moteur ou de ses consignes d'utilisation. Le système reste ensuite sous haute surveillance de façon à vérifier l'efficacité des mesures prises, laquelle doit se traduire par retour au dessous des niveaux d'alerte.

EXEMPLE :

Le choix du niveaux d'alerte est donc particulièrement : Un niveau très élevé qui ne sera jamais atteint conduit à laisser se dégrader sans intervenir une situation malsaine pour la sécurité ou pour l'économie.

Inversement, un niveau d'alerte trop bas, sans cesse dépassé, pousse à entreprendre des actions correctives inutilement coûteuses.

Avion type *X* équipe de réacteur *Y*



Fiabilité propulsion : taux d'arrêts en vol cause moteur

Remarque : les taux sont exprimés par *1000 heures* de fonctionnement réacteur (heures avions .fois. nombre réacteurs).

Dans cet exemple, on a choisi le taux d'alerte en arrondissant le produit *1,5* .fois. (Taux moyen année précédente).

ANNEXES

ANNEXE 01 : SITUATION MENSUELLE MOTEUR CF6 80-E1

ANNEXE 02 : FUEL FILTER ELEMENT – INSPECTION / CHECK

ANNEXE 03 : SUIVI PERFORMANCE MOTEUR

ANNEXE 04 : FICHE LANCEMENT TRAVAUX

ANNEXE 05 : CERTIFICAT DE NAVIGABILITE DE TYPE

CERTIFICAT DE NAVIGABILITE

ANNEXE 06 : IMPRESSION DE RAPPORT (MCDU)

*ANNEXE 01**SITUATION MENSUELLE MOTEUR CF6 80-E1*

Situation mensuelle moteur, nous permet de faire le suivi des heures totales et cycle totaux des moteurs, une fois installés sur avion, ainsi que les heures cycles depuis installation entre quatre les cycles nous serons utile pour faire le suivi des pièces vie limitées (*PVL*)

CFM 56-5/-7 TYPICAL MAINTENANCE ACTIONS

Based on Engine Monitoring Trends

ΔEGT (°C)	ΔFF (%)	$\Delta N2$ (%)	Probable cause	Maintenance action
<+/-10	<+/-1	<+/-0.5	-	No action
(10,20)	(1,2)	(0, +0.5)	Excessive bleed or air leakage <i>VSV</i> lever arm failure <i>LP</i> System deterioration	Search for faulty valves Duct damage Check <i>VSV</i> Lever arm BSI LPT , inspection of Fan, inlet and exhaust Areas
> 20	> 1.5	(+0.5 + 1.5) (0, + 0.5)	<i>VBV</i> Open <i>L.P</i> System deterioration	Check <i>VBV</i> defects BSI LPT , inspection of fan Inlet and exhaust areas
>20	> 1.5	(0, - 0.8)	HPT deterioration HPC deterioration	BSI HPT BSI HPC

DIRECTION TECHNIQUE
S/D ENGINEERING
BUREAU D'ETUDES
ST & TM

SITUATION MENSUELLE MOTEURS CF6-80E 1

TYPE	ESN	POSITION	A/C TT INST	A/C TC INST	ENG T INST	ENG C INST	ENG TSI	ENG SCI	ENG TSN	ENG CSN
CF6-80E1A A330	811282	7T-VJV # 1	0	0	0	0	928	481	928	481
	811283	7T-VJV # 2	0	0	0	0	928	481	928	481
	811287	7T-VJW # 1	0	0	0	0	531	290	531	290
	811288	7T-VJW # 2	0	0	0	0	531	290	531	290
	811284	7T-VJX # 1	0	0	0	0	305	129	305	129
	811286	7T-VJX # 2	0	0	0	0	305	129	305	129
	811291	7T-VJY # 1	0	0	0	0	789	360	789	360
	811292	7T-VJY # 2	0	0	0	0	789	360	789	360
	811294	SHOP	0	0	0	0	0	0	0	0
	811302	7T-VJZ # 1	0	0	0	0	161	100	161	100
	811203	7T-VJZ # 2	0	0	0	0	161	100	161	100
	811321	SHOP	0	0	0	0	0	0	0	0

ANNEXE 02

FUEL FILTER ELEMENT – INSPECTION / CHECK

1. Général :

- A. Cette procédure nous offre les instructions pour inspecter l'élément du filtre carburant.
- B. L'élément filtre doit être échangé si on trouve de l'anomalie.
- C. le code de cet élément du filtre carburant sera le filtre dans cette procédure.

Tache *73-11-02-216 – 001 – H00*

2. Inspection de l'élément filtre carburant :**A. Références :**

(1) *73-11-02/401* Élément filtre Carburant

B. Procédure (Fig.601)

S : 026-002-H00

1- Démontez le Filtre (*Réf 73-11-02*)

S 216-00-3-H00

2- Faites l'examen de filtre si Il y a un dommage et contamination

- i.* pas de dommage ou contamination sont permise
- ii.* Remplacez le filtre si il y a un grand dommage ou contamination

(1) *S 216 - 004 – H00*

Etre sur les joint de chaque côté du filtre sont installer correctement et ils ne Sont pas endommager.

(2) *S 426 – 005 – H00*

Installez le filtre (*Réf 73 -11-02*)



AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

FUEL FILTER ELEMENT - INSPECTION/CHECK1. General

- A. This procedure supplies the instructions to inspect the fuel filter element.
- B. The fuel filter element must be discarded if you find it unsatisfactory. Do not try to clean the element.
- C. The fuel filter element will be named the filter in this procedure.

TASK 73-11-02-216-001-H00

2. Fuel Filter Element Inspection

A. References

- (1) 73-11-02/401, Fuel Filter Element

B. Procedure (Fig. 601)

S 026-002-H00

- (1) Remove the filter (Ref 73-11-02).

S 216-003-H00

- (2) Examine the filter for damage and contamination.
 - (a) No damage or contamination is permitted.
 - (b) Replace the filter if damage or contamination is found.

S 216-004-H00

- (3) Make sure the packings at each end of the filter are installed correctly and are not damaged.

S 426-005-H00

- (4) Install the filter (Ref 73-11-02).

EFFECTIVITY

ALL

73-11-02

HD1

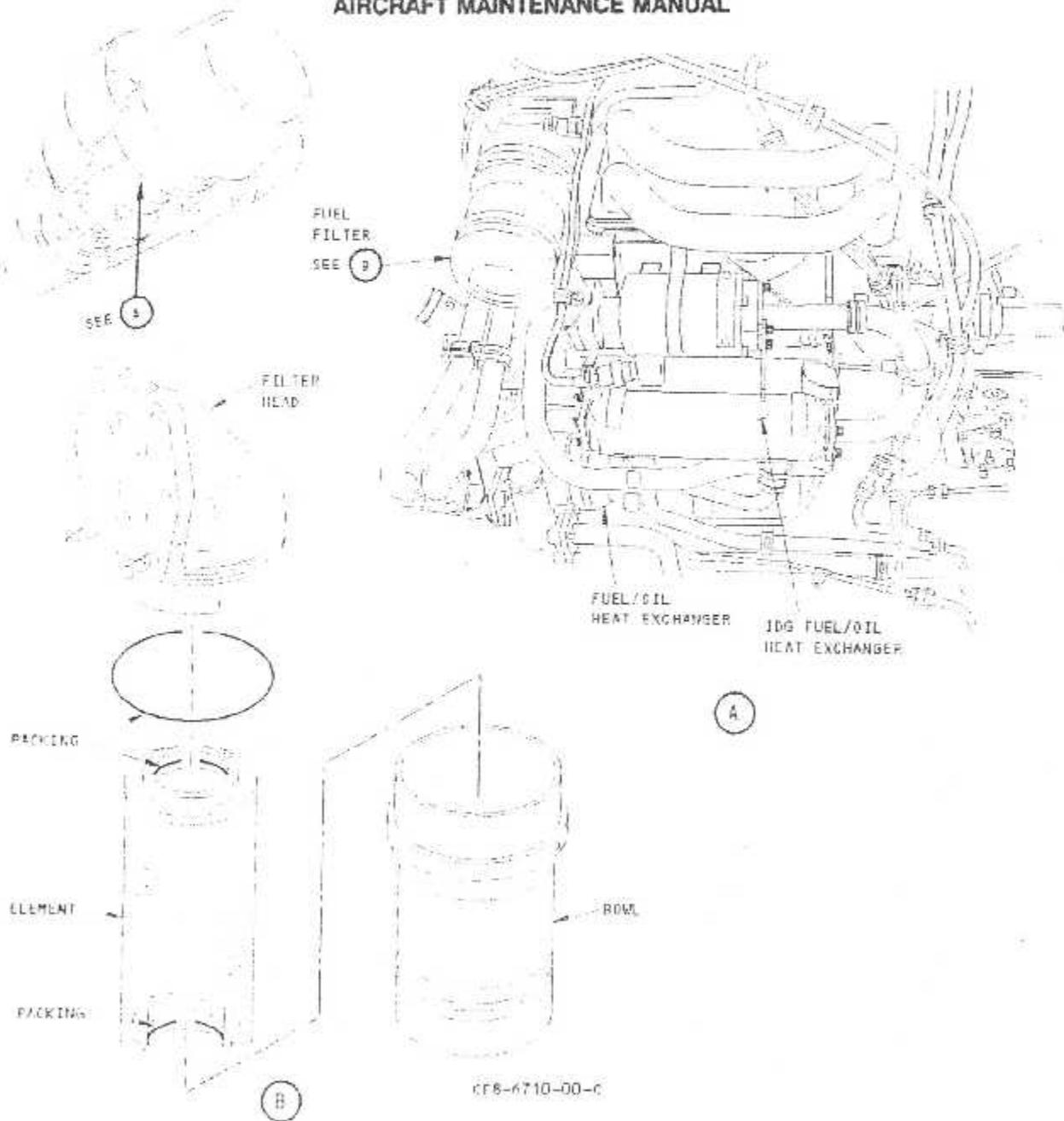
Page 601

-91-

Printed in France

A330

AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL



Fuel Filter Element Inspection
Figure 601

EFFECTIVITY — ALL

73-11-02



GE Aircraft Engines

EGT Connector Problem (chart C)

ANNEXE 01

SUIVI PERFORMANCE MOTEUR

REPORT ID: CRTRND GE ENGINE CONDITION MONITORING PROGRAM SNGE V3.0.3 PC - Jan 99 REPORT DATE: 10/19/99
 CRUISE PERFORMANCE MONITORING - MOST RECENT RECORDS PAGE: 2

G-ARCD	AIRTRYP	ENGSTYP	ENGINH	INGDAT	INIMOD	TIC	FRMST	CONFIG	CONTROL	SELECTOR	(SCALES VARIED)
2	2137-AC0	CPM64-3C1	6752XX	981212	0	*	*****				OTI OIL MAINT ALT
SMOOTH	-20...-10...0...EGT...20...40										32CATL THE PRS COMPS CTR
122498A	RV	0.6	5.3	-6...-4	-2...F/F...2...4...5			3...4...VSV...5...7			55.0
122498B	RV	0.1	5.3		-0.35			VSV=-399.00 N2= -0.06			-694.0
10399C	V	0.1	5.3		-0.35			VSV=-399.00 N2= -0.06			55.9
20454C	V				F			2X			55.3
30599C	V				F			2X			55.2
40299C	V				F			2X			53.7
81399	RV				F			2X			52.0 105 49.
82099	RV				F			2X			51.8 91 52.
82099	RV				F			2X			51.4 99 43.
82199	RV				F			2X			51.7 94 52.
82199	RV				F			2X			51.7 102 49.
82199	RV				F			2X			51.9 102 48.
82259	RV				F			2X			52.2 96 48.
82259	RV				F			2X			51.9 95 51.
82359	RV				F			2X			52.0 103 51.
82459	RV				F			2X			51.9 97 50.
82459	RV				F			2X			52.1 98 50.
82459	RV				F			2X			52.0 101 52.
82459	RV				F			2X			52.1 97 51.
82459	RV				F			2X			52.0 100 48.
82459	RV				F			2X			52.1 107 43.
82559	RV				F			2X			52.0 96 43.
82599	RV				F			2X			52.1 95 50.
82599	RV				F			2X			52.0 98 50.
82599	RV				F			2X			52.2 102 51.
82599	RV				F			2X			52.4 107 49.
82599	RV				F			2X			52.5 105 48.
82799	RV				F			2X			52.1 102 48.
82799	RV				F			2X			51.5 97 48.
82899	RV				F			2X			51.4 104 50.
82999	RV				F			2X			51.2 98 50.
83099	RV				F			2X			51.4 88 50.
83107	RV				F			2X			51.7 100 49.
83199	RV				F			2X			51.9 100 48.
83199	RV				F			2X			52.1 91 50.
83199	RV				F			2X			52.0 95 48.
90199	RV				F			2X			52.4 91 50.
90199	RV				F			2X			52.5 102 48.
90299	RV				F			2X			52.5 102 48.
90299	RV				F			2X			52.5 102 48.
90399	RV				F			2X			52.5 101 43.
90399	RV				F			2X			52.5 101 43.

↑ EGT Connector Cleaned

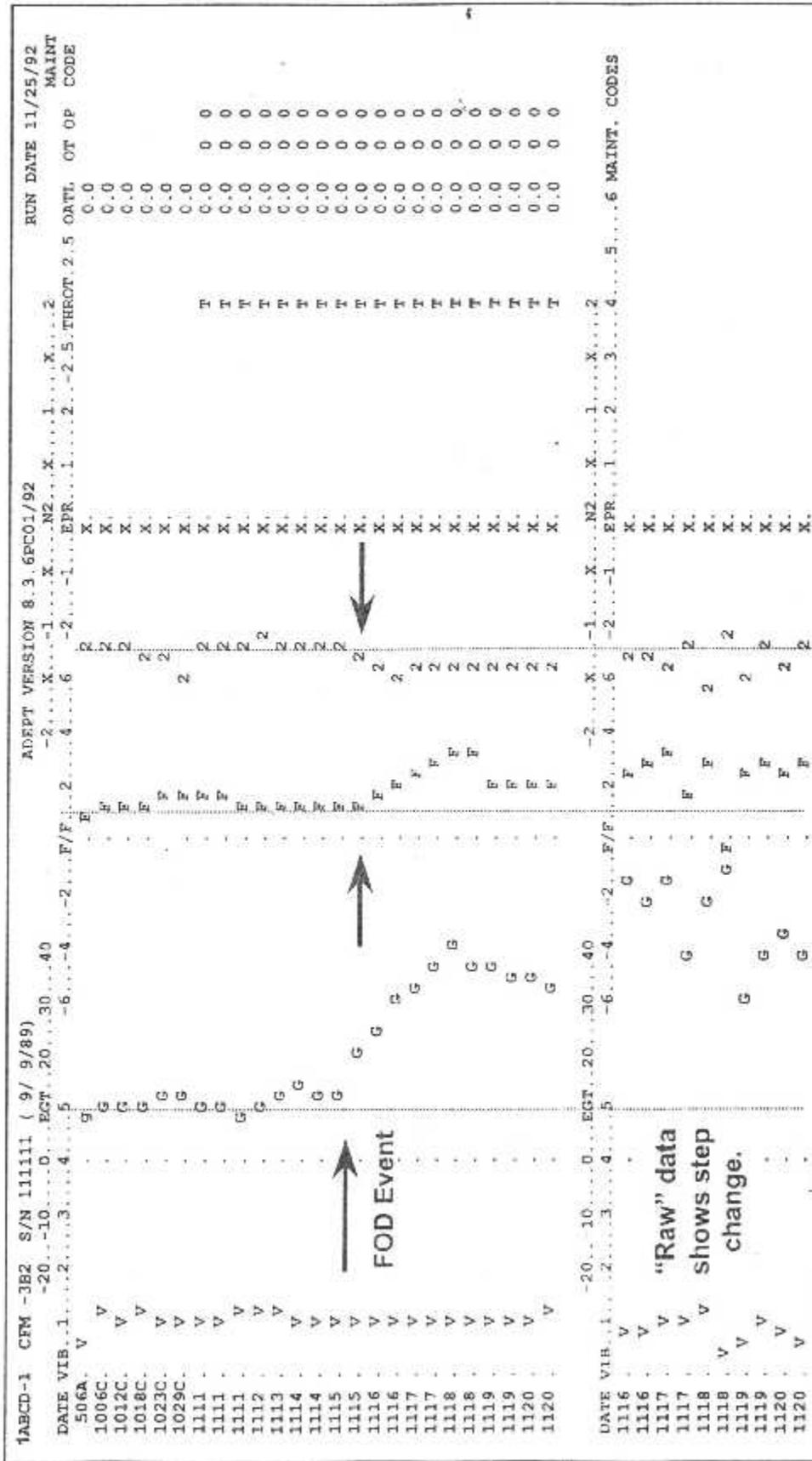
GE/CFMI Proprietary Information

Examples



Example of Cruise Trend Shift

FOD Event / HPC Deterioration



7TVJT

RELEVÉ MESSAGES DE MAINTENANCE EEC BITE TEST

RECENT FAULT	
ENGINE # 1	ENGINE # 2
No Recent Fault Stored	MSG Nbr: 77-10852 The BOTTOM RIGHT EGT SIGNAL TH95 SE, OUT OFF RANGE LEG. 0 1 2 3 Rune signalée sur les quatre derniers leg.

FAULTS HISTORY	
ENGINE # 1	ENGINE # 2
No Fault HISTORIE stored	MSG Nbr 77-10852 The BOTTOM RIGHT EGT SIGNAL TH95 SE, OUT OFF RANGE 0 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 Anomalie signalée sur toute les dernières étapes

CEA
221

ANNEXE 05

CERTIFICAT
DE NAVIGABILITE DE TYPE

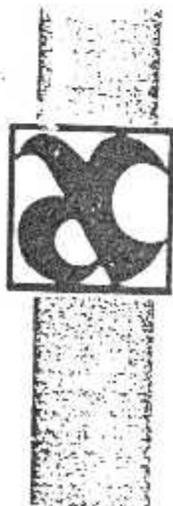
Numero 72

*Ce certificat établi conformément au Code de l'Aviation Civile et délivré*est à AIRBUS INDUSTRIE
Avenue Lucien Servanty
BP 123
31700 BLANCAET*atteste que le type d'aéronef désigné ci-dessous satisfait aux exigences de règlements de navigabilité applicables en France compte-tenu des conditions d'utilisation et des limitations définies dans la fiche de navigabilité associée au présent certificat et portant le numéro 143*

Type	Date d'approbation :
A 300 B2-100	15 mars 1974
300 B1	12 novembre 1974
300 B4-100	26 mars 1975
A 300 B2-200	23 juin 1976
A 300 B4-200	26 avril 1979
A 300 C4-200	18 décembre 1979
A 300 B2-300	04 janvier 1980
A 310-200	11 mars 1980
A 300 B4-600	09 mars 1984
A 300 C4-600	17 mai 1984
A 310-200 C	27 novembre 1984

Pour le ministre
chargé de l'Aviation CivileL'Ingénieur en Chef
Chef du Bureau Certification des Aéronefs
Lapasset
P. LAPASSET


DIRECTION GENERALE DE L'AVIATION CIVILE



Exemplaire N°	RÉPUBLIQUE FRANÇAISE		N°
MINISTÈRE DES TRANSPORTS			
DIRECTION GÉNÉRALE DE L'AVIATION CIVILE			
CERTIFICAT DE NAVIGABILITÉ			
1 - Marque de nationalité et d'immatriculation	2 - Constructeur et désignation du type de l'aéronef	3 - N° série de l'aéronef	
4 -			
<p>5 - Le présent Certificat de Navigabilité est délivré à l'aéronef ci-dessus désigné, conformément à la Convention relative à l'Aviation Civile Internationale en date du 7 décembre 1944 et aux Règlements français.</p> <p>Cet aéronef est réputé apte au vol lorsqu'il est entretenu et utilisé conformément aux textes précités et aux limites d'emploi applicables.</p>			
Le présent Certificat n'est valable qu'associé aux documents suivants :			
Délivré le		Le Ministre chargé de l'Aviation Civile,	
6 - Voir au verso, les visas périodiques donnant la durée de validité.			

IMPRESSION DE RAPPORT (MCDU)

A/C IDENT .7T-VJY DATE AUG10 FLT NBR DAH1003 FROM/TO LFPG/DAAG START/END 1106/1325	MAINTENANCE POST FLIGHT REPORT LEG 00		CHCI PRINTING PAGE 01/01 DATE AUG11 UTC 1010
03 COCKPIT EFFECTS	UTC FLIGHT PHASE	05 FAULTS	
ATA 2420 Not Displayed ELEC IDG 2 OIL SYS FAULT	1106 Engine Start 02	ATA 242151 Class 1 Hard HIGH OIL LEVEL/ IDG2(E2-4000XU)	Source EPG8
ATA 2373 Not Displayed COM CIDS PA FALLT	1106 Engine Start 02		
	1106 Engine Start 02	ATA 324916 Class 1 Hard TIRE PRESS SNSR(8GV2)	Source TPIC Identifiers FUS
	1106 Engine Start 02	ATA 285134 Class 1 Hard FCMC1(50M1)/DMC3(1UT3)	Source DMC3
ATA 7100 ENG THR LEVERS NOT SET	1122 Engine Start 02		
	1147 Cruise 06	ATA 341234 Class 1 Hard ADIRU2(1FP2) IR BUS/ WXR2(1SQ2)	Source UXR2
	1239 Cruise 06	ATA 228212 Class 1 Intermittent MCDU3(2CA3)/ATSU1(1TX1)	Source ATIMS

END OF REPORT

CONCLUSION

*Au terme de cette étude qui nous a été soumise dans le cadre du projet de fin d'études, nous avons concentré tous nos efforts sur tout ce qui concerne la maintenance et le suivi du moteur **CF6 80-E1**.*

De ce modeste travail nous avons pris connaissance de:

- ❖ La description et les caractéristiques du moteur **CF6 80-E1**.*
- ❖ Différents modules et composants du moteur et leurs fonctionnement.*
- ❖ Connaître les différents entretiens et la méthodologie de suivi du moteur.*

*Nous avons également appris l'utilisation des différents documents de maintenance qui gèrent la maintenance programmée et non programmée de ce réacteur car ils ont été modernisés par rapport au manuel de la maintenance des **CF6 80- C2**.*

*La maintenance de ce moteur est d'un nouveau concept d'entretien .Sa facilité de maintenance en exploitation est due à sa haute technologie et à sa fiabilité de réparation suite au nouveau système d'indication (**MCDU, MDDU**) qui permet au pilote et au technicien de localiser la panne d'une manière rapide et précise.*

Nous avons fait preuve de beaucoup d'abnégations et de ténacité pour la réussite de notre travail et nous souhaitons que nous sommes arrivés à apporter un plus. Et on espère que notre travail sera continue par les prochaines promotions concernant la fiabilité du moteur.

Nous espérons que nous avons atteint notre but.

BIBLIOGRAPHIES

- 1- *Training Manuel A330-200, GE CF6-80E1 Engine ATA 72*
- 2- *Training Manuel A330 Ensemble TMS ATA 34*
- 3- *CD-ROM CF6-80E1 Aircraft Maintenance Manual (AMM) Jan 2005*
- 4- *CD-ROM CF6-80E1 / CF6-80C1 Engin Manuel (EM) GEK 72501 revision 06 juin 2003.*
- 5- *CD-ROM CF6-80E1 Trouble Shooting Manual (TSM) Jan 2005.*
- 6- *AIR ALGERIE : Manuel de Maintenance CF6.*

THESES:

- 1)- « *Procédé moderne de maintenance appliqué aux turboréacteurs* »,
(Fait par Mr : Y. GUESSOUM, IAB 95/96).
- 2)- « *les différents types de recherche de pannes entre le JT8D et le CF6 80A3* »,
(Fait par Mr : B, DJAMAL et K, HAMID).
- 3)- « *étude comparative entre le système carburant des moteurs CF6 80A3 et CFM56-5B* » (Fait par Mr : S, ALI et B, ABDENOUR/2004)

ملخص العمل

إن الهدف المسطر من خلال العمل الذي قمنا به يتمثل أساسا في دراسة منهجية صيانة ومراقبة المحرك النفاث CF6-80 E 1 ولقد مكنتنا هذه الدراسة من فهم واستيعاب مختلف الأجزاء المكونة للمحرك. ولقد كان هدفنا المحوري لهذه الدراسة هو فهم مبدأ التشغيل لمختلف أنظمة المحرك النفاث وأخيرا منهجية صيانتها ومراقبتها.

Résume de travail

L'objectif de notre travail est d'élaborer une étude sur l'entretien et le suivi du moteur CF6 80-E1.

Une étude descriptive a été abordé afin de comprendre le fonctionnement des moteurs et leur équipement.

Puis l'étude de l'entretien à partir des recommandations du constructeur pour le bon fonctionnement en exploitation afin d'obtenir un haut niveau de fiabilité.

The work resume

The objective one of our work is to prepare a study which explains like making the maintenance and follow-up of engine CF6 80-E1.

Thanks to a descriptive study of the engine, one could include/understand and see clearly their various components.

However, the goal is also to include/understand the principle of operation of all the driving system and finally one make the maintenance and their methodology of driving follow-up.