

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA
RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLEB - BLIDA
FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR

DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE

PROJET DE FIN D'ETUDE : POUR L'OBTENTION DU DIPLOME
D'ETUDES UNIVERSITAIRES APPLIQUEES

OPTION : PROPULSION



THEME/

RECHERCHE DE PANNE ET MAINTENANCE

DU MOTEUR CF6-80E1

EQUIPANT AIRBUS 330-200

❖ Réalisés par :

- Rahni Lamia
- Yahia Elhadi

❖ Dirigés par :

- M^r: Guellati Karim
- M^r: Boudjelal Hayet

Promotion 2004-2005

REMERCIEMENT

Je tien a remercier le bon dieu de m'avoir donner le courage, la patience et la capacité de mener ce travail a terme.

J'exprime mes vifs remerciements à mon promoteur monsieur GUELLATI KARIM de m'avoir encadrée malgré la charge du travail et ma co-promotrice mademoiselle BOUDJELLAL HAYET.

Je remercie tous les techniciens et ingénieurs de la nouvelle base d'Air Algérie surtout: GHERBI AMAR et KOUADRI HAKIM, BENCHIEB sans oublié monsieur SID ALI et ses secrétaires.

Je voudrais aussi exprimer ma gratitude à FAYCEL pour son aide permanente.

Au membre de jury pour l'honneur qui mon accordée en acceptant de juger mon travail et a tous les enseignants de l'institut qui mon encouragée durant ma formation.

Et a tout ceux qui mon soutenue de près ou de loin pour la réalisation de se travail.

DEDICACE

Je dédie mon travail a :

Mes très chers parents qui mon soutenus et encourages pour l'accomplissement de ce travail.

Mon frère MOHAMED.

Mes sœurs HADJIRA, SAMIA, SOUHILA.

Mes nièces IKRAM, DIAZIA, FERIEL.

Mes très chers amis : HATEM , MOULOUD , YACINE , MOURAD , ALI , M'AMMAR , AMINA , HADIA , SOFIANE , BELKACEM , MADINA , FETHI , NESRINE , AMEL , HASSIN , KAMEL , YUCEF.

Mon binôme et toute sa famille.

Toute la famille YAHIA.

Tout ceux que je connais et me connaisse.

YAHIA ELHADI

DEDICACE

Je dédie humblement ce travail à :

Mon cher père et ma très chère mère que j'aime énormément et je leur présentent tout le remerciement pour leurs conseils «que dieu me les gardent a jamais ».

Mon frère YACINE qui ma soutenu, encouragé et aidé tout au long de mon mémoire.

Mes sœurs : CHAHINEZ, YASMINE, et ma petite dernière CYLIA.

Mes très chers amis de l'institut: FAYCEL, MOH BOUSS, HMIDOUCHE, AËK, KHALED, AMINA, HADIA, MIMI, FETHI, MOHAMED, SOFIENE, BELKACEM, NESRINE, MADINA, REDA, MOUNI ainsi que SOUAD, SAMIR, SIDAHMED et NADIR.

Mon binôme et toute sa famille.

Toute la famille RAHNI et HELLEL surtout ma tante ZOUBIDA

Tout ceux qui me sont chères et que j'aime.

RAHNI LAMIA

SOMMAIRE

LISTE DES FIGURES

LISTE DES ABBREVIATION

GLOSSAIRE

INTRODUCTION

<i>Chapitre I : Description du moteur.....</i>	03
I.1. Généralité.....	04
I.2. Module fan.....	05
I.3. Module core.....	06
I.4. Module turbine basse pression.....	08
I.5. Module turbine haute pression.....	09
I.6. Module d'entraînement d'accessoire.....	09
I.7. Caractéristiques du moteur.....	11
I.8. Capotages.....	12
I.9. Les différentes stations aérodynamiques.....	12
I.9.1. Flux primaire.....	13
I.9.2. Flux secondaire.....	13
<i>Chapitre II : Les différents systèmes du moteur CF6-80E1.....</i>	14
II.1. Système carburant.....	15
II.1.1. BUT.....	15
A. le contrôle.....	17
B. Distribution.....	17
C. Indicateurs.....	18
II.2. Système d'huile.....	19
II.2.1. Rôle.....	19

II.2.2. Les différents composants du système.....	21
II.2.3. Le contrôle du système d'huile.....	22
II.3. Système d'air.....	22
II.3.1. Le rôle du système d'air.....	24
II.3.2. Les composants du système d'air.....	24
II.3.2.1. La vanne de refroidissement (BCV).....	25
II.3.2.2. Les stators a calages variables.....	26
II.3.2.3. Les vannes de décharges (VBV).....	27
II.3.2.4. La vanne de refroidissement du moteur et accessoires (CCCV).....	29
II.3.2.5. Contrôle de jeu actif de la turbine haute et basse pression.....	30
II.3.2.6. Le refroidissement d'huile de l'alternateur (IDG).....	32
A. Le refroidisseur de l'IDG (radiateur).....	33
B. La valve de refroidissement air / huile de l'IDG (IDGCV).....	34
C. L'échangeur de chaleur carburant / huile de l'IDG.....	35
D. La sonde de température d'entrée de l'IDG.....	36
II.3.2.7. Le manocontact de pression du 7eme étage.....	36
II.4. Système de démarrage et allumage.....	37
II.4.1. Système de démarrage.....	37
II.4.1.1. La vanne de démarrage d'air (SOV).....	39
II.4.1.2. Le démarreur.....	39
II.4.1.3. Le circuit de démarrage peut être alimenté par.....	40
II.4.2. Le système d'allumage.....	40
II.4.2.1. Les boîtiers d'allumage.....	40
II.4.2.2. Les câbles d'allumage.....	41
II.4.2.3. Les bougies.....	41
II.4.3. Séquence de démarrage.....	42
A. Démarrage automatique.....	42
B. Démarrage manuel du moteur.....	44
II.5. Système d'indication.....	46
II.6. Système des reverses.....	47
II.6.1. Le but.....	48

II.6.2. Principe.....	48
<i>Chapitre III : La régulation.....</i>	<i>49</i>
III.1. Généralité.....	50
III.2. Description du système FADEC.....	50
A. Contrôle moteur.....	50
B. Description de l'unité de contrôle électronique EEC.....	51
III.2.2. Connexion avion.....	52
II.2.2.1. Alimentation électrique du EEC.....	53
III.3. Le dispositif de régulation moteur HMU.....	53
III.3.1. La vanne de dosage carburant (FMV).....	54
III.4. Système de contrôle du moteur CF6-80-E1.....	55
III.5. Les capteurs de moteur.....	55
III.5.1. Capteur de température.....	55
III.5.2. Capteur de pression.....	56
III.5.3. Vitesse de rotation N1.....	56
III.5.4. Vitesse de rotation N2.....	56
III.5.5. Capteur de vibration du moteur.....	57
III.5.6. Capteur de température des gaz d'échappements (EGT).....	57
III.6. Le système carburant.....	58
III.6.1. Débit mètre.....	58
III.6.2. Commande de carburant.....	58
III.7. Le système d'huile.....	59
III.7.1. Système d'indication de quantité d'huile.....	60
III.7.2. Système d'indication de température d'huile.....	60
III.7.3. Système d'indication de pression.....	61
III.7.4. Système d'avertissement de by-pass du filtre à l'huile.....	61

<i>Chapitre IV : Maintenance et Recherche de panne.....</i>	62
IV.1. La maintenance.....	63
IV.1.1. Définition de la maintenance.....	63
IV.1.2. Dates d'évolution de la politique de maintenance.....	63
IV.1.3. Différents types de maintenance.....	63
IV.1.3.1. Maintenance préventive.....	64
A. Maintenance préventive systématique (vie limite).....	64
B. Maintenance préventive conditionnelle.....	64
IV.1.3.2. Maintenance corrective (curative).....	65
IV.1.4. Différents modes d'entretien.....	65
IV.1.4.1. Entretien avec temps limite (Hard time).....	65
IV.1.4.2. Entretien avec surveillance du comportement en service (condition monitoring).....	66
IV.1.4.3. Entretien selon vérification de l'état (on condition).....	67
IV.1.5. Maintenance programmée et non programmée.....	68
IV.1.5.1. Maintenance programmée.....	68
A. Entretien en ligne.....	69
B. Entretien en base de maintenance « travaux planifier ».....	70
IV.1.5.2. Maintenance non programmée.....	74
IV.1.5.3. Les différents manuels de maintenance.....	74
A. Pour la maintenance programmée.....	75
B. Pour la maintenance non programmée.....	75
IV.2. La recherche de panne.....	76
IV.2.1. Généralité.....	76
IV.2.2. Les différents type de inspection.....	76
IV.2.2.1. Inspection visuelle.....	76
IV.2.2.2. PV2.....	76
IV.2.2.3. Inspections en état.....	77
IV.2.2.4. Vérification de fonctionnement.....	77
IV.2.2.5. Inspection boroscopique.....	77

IV.2.3. Les différents types de dépannage.....	77
IV.2.3.1. Méthode globale.....	78
IV.2.3.2. Méthode progressive.....	78
IV.2.3.3. Méthode historique.....	78
IV.2.3.4. Méthode analytique.....	79
IV.2.4. Classe des pannes.....	79
IV.2.4.1. Panne classe 1.....	79
IV.2.4.2. Panne classe 2.....	80
IV.2.4.3. Panne classe 3.....	80
IV.2.5. Différents types de pannes.....	80
IV.2.5.1. Panne simple active.....	80
IV.2.5.2. Panne passive (dormante, cachée).....	80
IV.2.5.3. Panne multiple dû à une cause unique (le mode commun).....	81
IV.2.5.4. Panne en cascade.....	81
IV.2.6. Les différentes erreurs.....	81
A. Erreur de conception.....	81
B. Erreur de fabrication.....	81
C. Erreur de maintenance.....	81
D. Erreur dans l'application du test.....	81
E. Erreur de pilotage.....	81
IV.2.7. Quelques cas de recherche de panne.....	82
IV.2.7.1. Le décrochage aérodynamique (pompage).....	82
IV.2.7.2. Consommation d'huile excessive.....	84
IV.2.7.3. La vibration N1.....	87
IV.2.7.4. EGT élever.....	91

LISTE DES FIGURES

Figure I.1 : Les Différents Modules Du Moteur.....	04
Figure I.2 : Module Fan.....	06
Figure I.3 : Module Core.....	07
Figure I.4 : Module Turbine Basse Pression.....	08
Figure I.5: Modulc Turbine Haute Pression.....	09
Figure I.6 : Boite d'entraînement et accessoires.....	10
Figure I.7 : Les Stations Aérodynamiques.....	12
Figure II.1 : Circuit Carburant.....	16
Figure II.2 : Circuit de Distribution (Système carburant).....	18
Figure II.3 : Circuit de Lubrification.....	20
Figure II.4 : Circuit de Distribution (Système d'huile).....	21
Figure II.5 : Circuit d'air.....	23
Figure II.6 : La vanne de refroidissement (BCV).....	25
Figure II.7 : Le système du stator a calage variable (VSV).....	27
Figure II.8 : Le système de vanne de décharge (VBV).....	28
Figure II.9 : La vanne de refroidissement du moteur et accessoires (CCCV).....	30
Figure II.10 : Contrôle de jeux turbine basse et haute pression.....	31
Figure II.11 : déroulement du Contrôle de jeux turbine basse et haute pression	32
Figure II.12 : Le refroidisseur de l'IDG (radiateur).....	33
Figure II.13 : La valve de refroidissement air / huile de l'IDG (IDGCV).....	34
Figure II.14 : L'échangeur de chaleur huile /carburant de l'IDG.....	35
Figure II.15: Le manoccontact de pression du 7eme étage.....	37
Figure II.16 : Circuit de Distribution (Système de démarrage et allumage).....	37
Figure II.17: Circuit de démarrage et allumage.....	38
Figure II.18: Les boîtiers d'allumages.....	41

Figure II.19: La bougie.....	42
Figure II.20: Circuit des reverses.....	47
Figure III.1 : Unité de contrôle électronique (ECU).....	51
Figure III.2 : Unité hydromécanique (HMU).....	54

CONCLUSION

BIBLIOGRAPHIE

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 trim torque 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

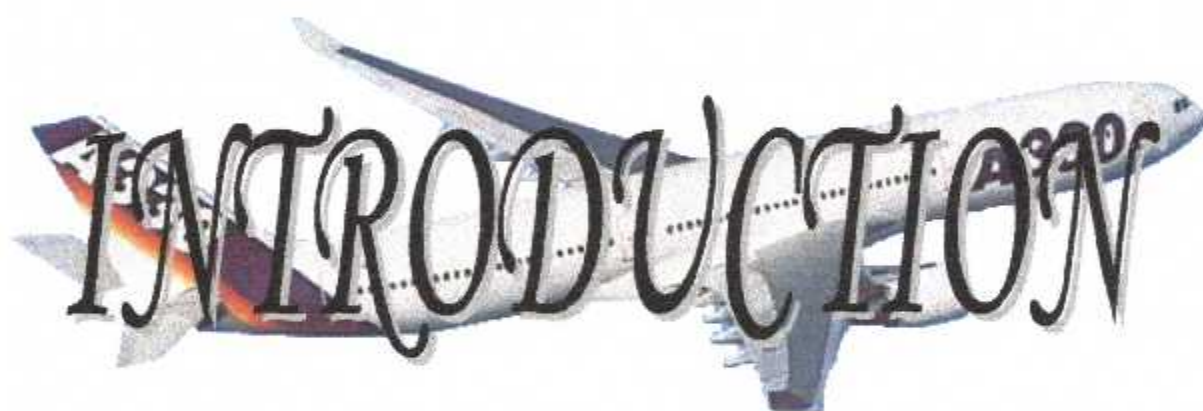
Thrust control computer (TCC)	Calculateur de commande de poussée
Thrust limit	NI limite
Thrust rating panel (TRP)	Panneau de sélection de mode
Thrust reverser	Poussée inverse
Transducer	Transmetteur
Transducer lever angle (TLA)	Transmetteur de position manette
Tribune	Collecteur triple de carburant
Trim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

LISTE DE ABREVIATIONS

AC	Courant alternatif
ACC	Contrôle de jeu
AGB	Boite de commande des accessoires
APU	Unité de puissance auxiliaire
A/C	Aircraft
A/T	Auto manette
BITE	Equipement de contrôle intégré
BCV	Vanne de refroidissement
BP	Basse pression
CCCV	Vanne de refroidissement moteur et accessoire
C°	Degré celsius
CDU	Boite de commande et d'affichage
CDS	Système de visualisation commune
CH A	Canal A
CH B	Canal B
CR	Croisière
DC	Courant continu
DEU	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 des gaz d'échappement
ECAM/EICAS	Ecran cathodique d'affichage des paramètres avion
EHSV	Electro hydraulique servo vanne
EIVMU	Unité de contrôle de vibration et interface moteur
FADEC	Système de régulation électronique numérique à pleine autorité
FIM	Manuel de recherche de pannes

FMC	Ordinateur de gestion de vol
FOD	Dégât causé par des corps étrangers
FRV	Vanne de retour carburant
FMV	Galet doseur carburant
FF	Débit carburant
HDS	Arbre d'entraînement horizontal
HMU	Unité hydromécanique
HP	Haute pression
IPC	Compresseur haute pression
HPT	Turbine haute pression
HPTACC	Contrôle actif du jeu turbine haute pression
HPSOV	Robinet carburant haute pression
IDG	Générateur d'entraînement intègre
IGV	Aubes de pré rotation à calage variable
IGB	Arbre de transmission
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 continuus
MCDU	Unité d'affichage a usage multiple
MEC	Main engine control
N1	Vitesse de rotation de l'attelage basse pression
N2	Vitesse de rotation de l'attelage haute pression
OGV	Aubes directrices de sortie
PC	Contrôle de pression
PLA	Power lever angle
PMC	Power management control
PO	Pression ambiante (station 0)

PS	Pression statique
PT	Pression totale
Q	Pression dynamique
RACC	Contrôle actif du jeu rotor
SOV	Valve de soutirage
AT	Température de l'air total
TGB	Boîtier de renvoi d'angle
TLA	Manette de commande de l'angle de poussée
TRA	La résolution d'angle de poussée
TCC	Thrust control computer
TAT	Température totale d'air
TRP	Thrust rating panel
TGB	Boite de transfert
TRS	Inverseur de poussée
VBV	Vanne de décharge
VSV	Stator à calage variable
Z	Altitude

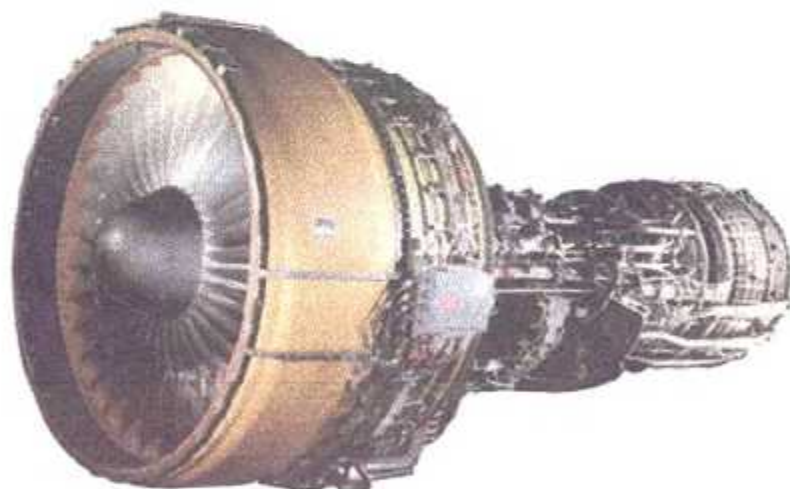


INTRODUCTION

Afin d'assurer le bon fonctionnement d'un moteur, des différents systèmes sont mis au point par les constructeurs pour éviter toutes les difficultés qui peuvent réduire le rendement du moteur ou l'un de ces composants.

Dans notre travail, on s'est intéressé à étudier la recherche de panne et les différentes maintenances appliquées pour notre type de moteur CF6-80 E1 qui équipe l'AIR BUS 330.

Pour le premier chapitre on a commencé par la description du moteur qui a été suivi du deuxième par les différents systèmes équipant ce dernier, tant dis que le troisième traite la régulation qui est appliqué sur se moteur, en dernier chapitre les procédure d'isolation des pannes survenues sur le moteur et la maintenance suivi. En fin nous avons terminé notre mémoire par une conclusion.



CF 6-80 E1

A 3D rendering of an Airbus A330-300 aircraft in flight, viewed from a low angle. The aircraft is white with a dark blue and red tail fin. The text 'A330' is visible on the tail and 'A330' on the fuselage. The aircraft is positioned behind the main title text.

CHAPITRE I
DESCRIPTION
MOTEUR CF6-80E1

I.1. Généralité

Le réacteur *CF6-80 E1* de *GENERAL ELECTRIC* équipant l'*AIRBUS A330* est un moteur double corps, double flux a haut taux de dilution.

Il se compose de cinq modules principaux (Voir figure I.1):

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

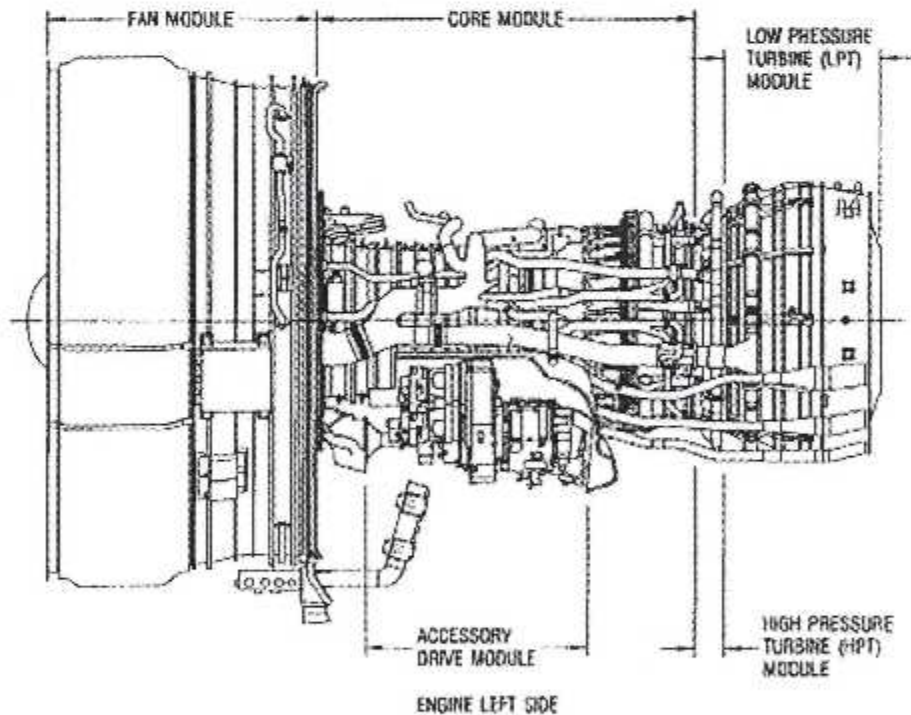


Figure I.1 : Les Différents Modules Du Moteur

1.2. Module fan :

Le module fan est constitué de cinq étages compresseurs basse pression, dont le premier étage constitue le fan qui engendre à lui seul le flux secondaire et fournit approximativement 80 pourcent de poussée totale du moteur, il est entraîné par la turbine et il amplifie le flux primaire au compresseur haute pression (*Voir figure 1.2*).

Les principaux composants fan :

- ❖ Carter de la soufflante (fan frame).
- ❖ Carter avant et arrière fan.
- ❖ Recouvrement acoustique (acoustic liners).
- ❖ Fan spinner cone.
- ❖ Fan blades (ailettes du fan).
- ❖ Tubulure du roulement N°1.
- ❖ Ailettes de guidage de sortie (*OGV*).

	Nombre d'ailette rotor	Matériaux utilisés
Fan	34	Titane
2 étages	62	Titane
3 étages	71	Titane
4 étages	80	Titane
5 étages	71	Titane

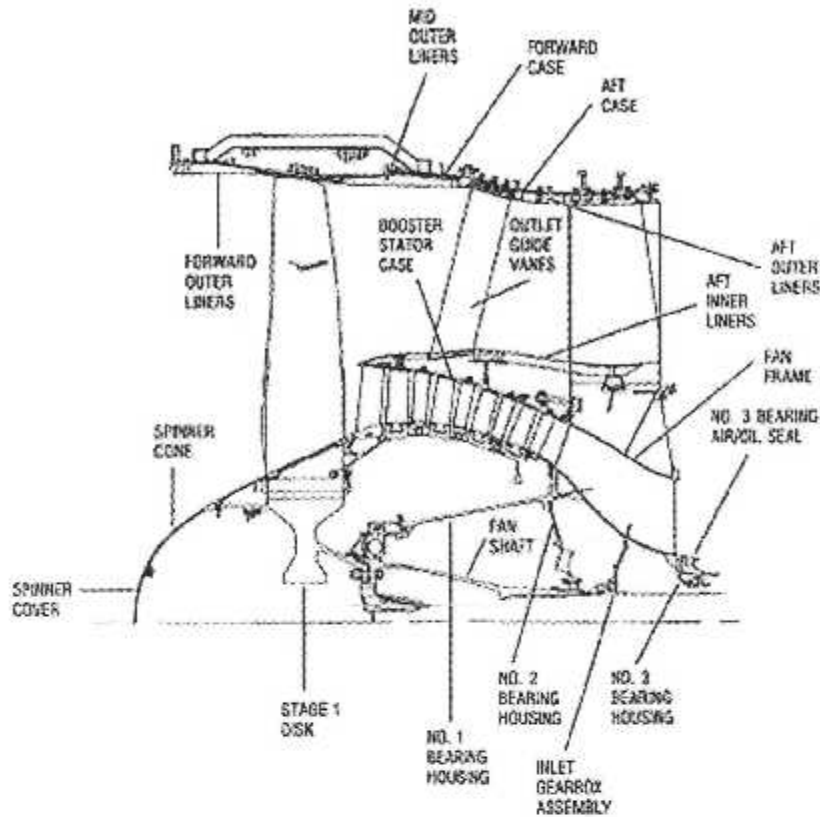


Figure I.2 : Module Fan

1.3. Module core :

Les principaux composants du module core (Voir fig. 1.3) :

- ❖ Compresseur haute pression avec 14 étages.
- ❖ Les carters stator.
- ❖ Chambre de combustion équipée de 30 injecteurs et deux boîtes d'allumage situées à 3 :30 et 5 :00.
- ❖ 1 étage de turbine basse pression.
- ❖ Arrière du carter soufflant.

Le module core fournit approximativement 20 pourcent de poussée totale du moteur par accélération du flux primaire.

Il fournit le couple d'entraînement pour le fonctionnement des accessoires montés sur la boîte d'engrenage (AGB).

Le compresseur haute pression comprime l'air grâce aux 14 étages avant sont entrée dans la chambre a combustion.

Le carter stator est composé de 2 étages de demi carters, à des aubes de pré rotation a calage variable (IGV).

La chambre de combustion est de type annulaire, constituée d'une enveloppe ainsi qu'une couche interne et externe, un dôme .C'est la zone dont se déroule la combustion par la commande du mélange air carburant.

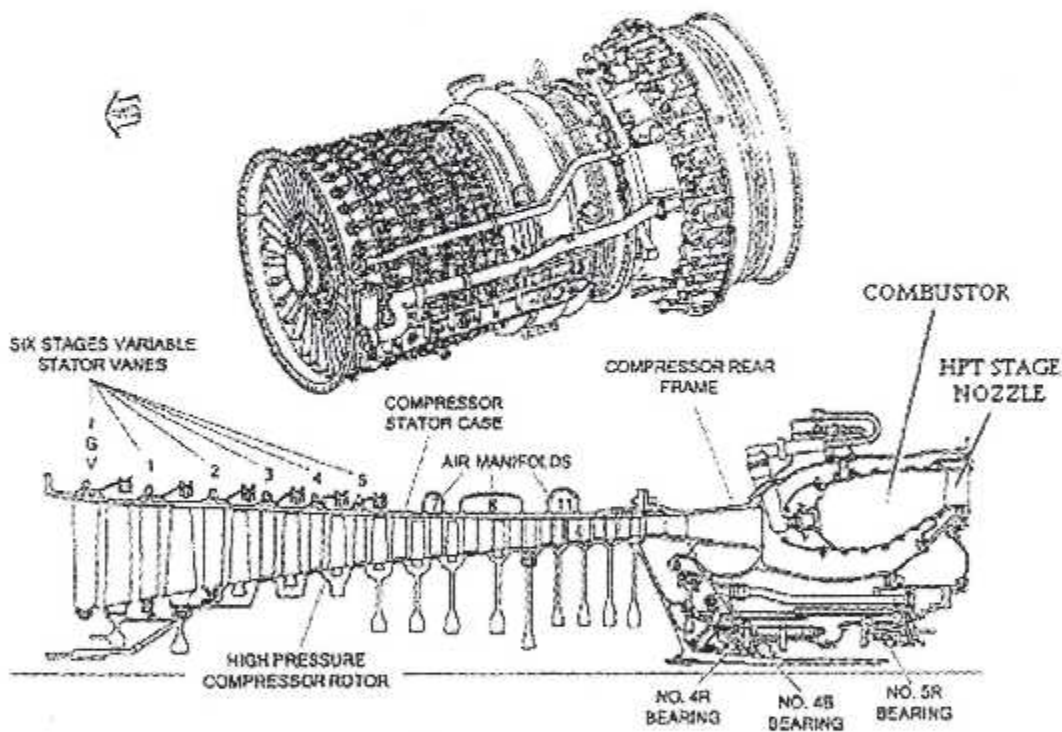


Figure I.3 : Module Core.

I.4. Module turbine basse pression :

La turbine basse pression est constituée de 5 étages dont le rôle d'entraîner le fan et le compresseur basse pression à partir d'énergie extraite des gaz de combustion (Voir fig. I.4).

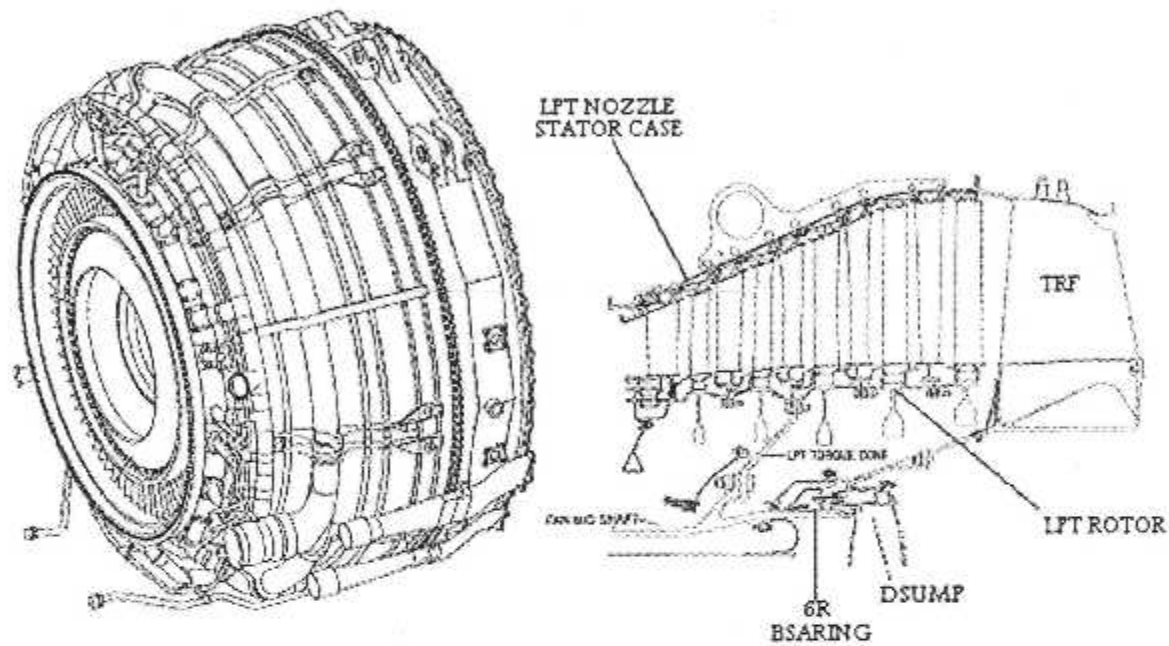


Figure I.4 : Module Turbine Basse Pression

1.5. Module turbine haute pression :

Il est constitué de 2 étages qui entraînent le compresseur haute pression et la boîte d'entraînement d'accessoire (Voir fig. 1.5).

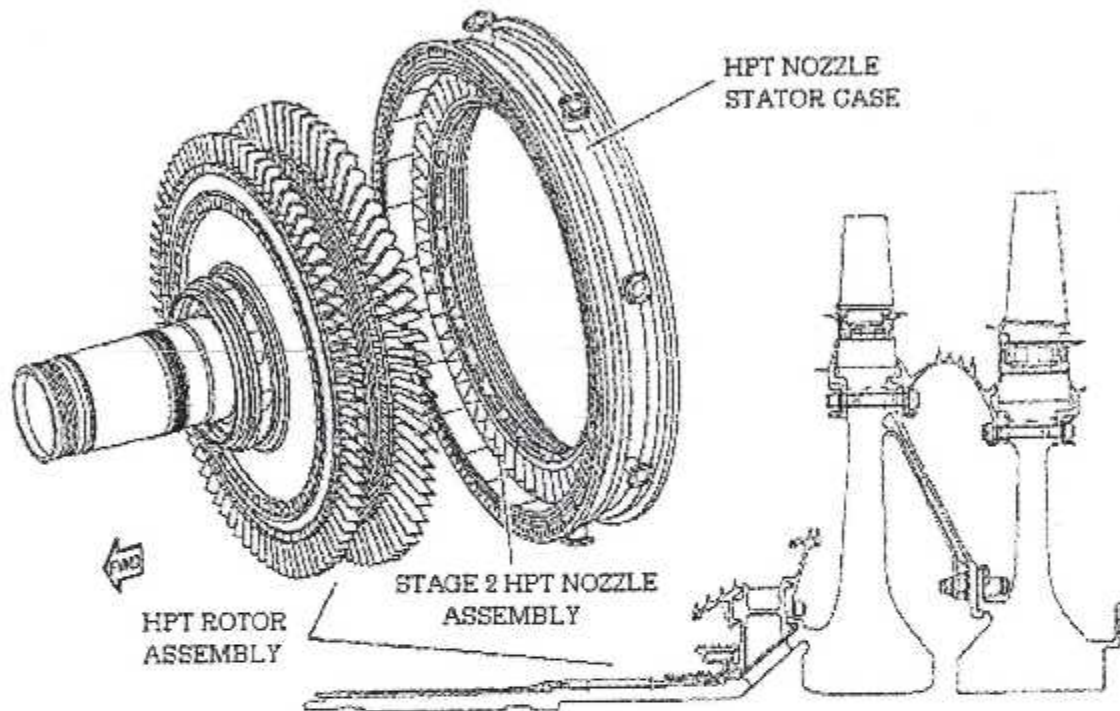


Figure 1.5: Module Turbine Haute Pression

1.6. Module d'entraînement d'accessoire :

L'attelage haute pression entraîne le boîtier des accessoires et reçoit un mouvement du démarreur et par la prise de mouvement du tourillon avant de l'attelage haute pression (Voir fig. 1.6).

Une boîte de transfert est fixé à la partie inférieure du carter stator compresseur. Cette boîte d'accessoires est constituée d'une *IGB*, l'arbre d'entraînement radial et horizontal, *TGB*, *AGB*.

Les différents accessoires qui équipe le boîtier :

➤ A l'avant :

- ❖ Régulateur carburant *HMU*.
- ❖ 5 pompes de récupération d'huile.
- ❖ 1 pompe de pression.
- ❖ 1 pompe hydraulique.
- ❖ 1 tachymètre *N2*.
- ❖ *PMA*

➤ A l'arrière :

- ❖ *IDG*.
- ❖ Pompe carburant.
- ❖ Démarreur pneumatique / valve de control

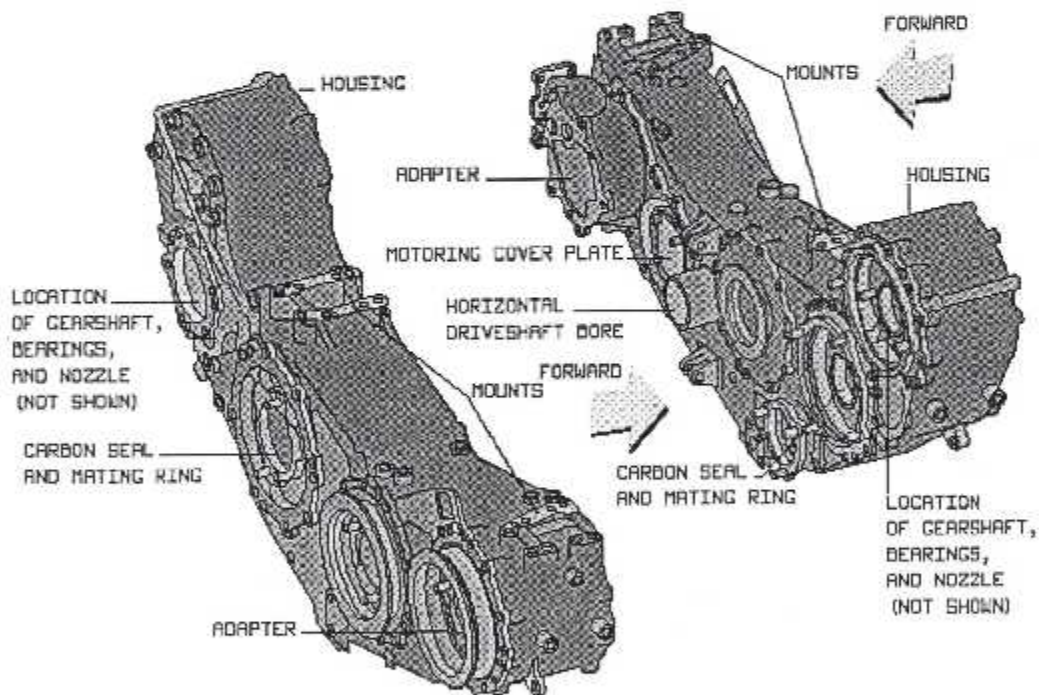


Figure I.6 : Boîte d'entraînement et accessoires

1.7. Caractéristiques du moteur :

Pour le *CF6-80 E1* on distingue les différentes caractéristiques :

- ❖ Poussée assurée par le flux primaire **20%** de poussée totale.
- ❖ Poussée assurée par le flux secondaire **80%** de poussée totale.
- ❖ Poussée du moteur : **67000-72000 LB.**
- ❖ Poussée inverse **60%** au maximum.
- ❖ Masse du réacteur : **5074KG.**
- ❖ Diamètre de l'entrée d'air : **2.70 m.**
- ❖ Largeur maximal de l'enveloppe : **2.90 m.**
- ❖ Hauteur maximal de l'enveloppe : **2.88 m.**
- ❖ Largeur du moteur : **4.28 m.**
- ❖ Taux de dilution : **5-5.1.**
- ❖ Rapport manométrique de compression : **5/2.**
- ❖ Consommation spécifique maximal : **0.332-0.345 KGcm³.**

Condition opérationnelle	EGT maximal		N1 Maximum RPM (%)	N2 Maximum RPM (%)	Pression d'huile	Température d'huile °C (°F)
	Temps limite	°C (°F)				
Démarrage	illimité	750 (1787)	3818 (115.5)	11105 (113.0)	10 PSID Min (0.69 BARS)	65-160 (149-320)
Take-off	5 min	975 (1787)	3818 (115.5)	11105 (113.0)	10 PSID Min (0.69 BARS)	65-160 (149-320)
Max cont	illimité	960 (1787)	3818 (115.5)	11105 (113.0)	10 PSID Min (0.69 BARS)	65-160 (149-320)

I.8. Capotages :

Il existe trois types de capot pour le *CF6-80 E1* :

- ❖ Capot fan.
- ❖ Capot core.
- ❖ Capot reverse.

I.9. Les différentes stations aérodynamiques :

Station 0 : condition ambiantes.

Station 1.2 : Entrée d'air.

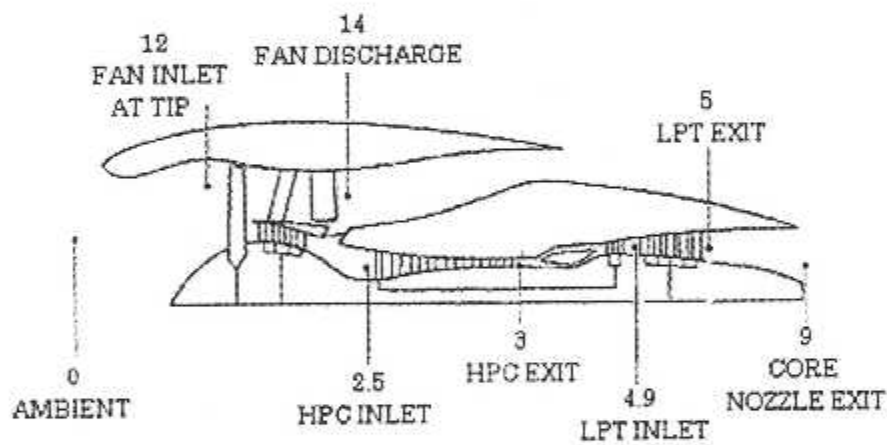


Figure I.7 : Les Stations Aérodynamiques

1.9.1. Flux primaire :

Station 2 : Entrée du compresseur basse pression.

Station 2.5 : Entrée du compresseur haute pression.

Station 3 : Sortie du compresseur haute pression.

Station 4 : Entrée turbine haute pression.

Station 4.9 : Entrée turbine basse pression.

Station 5 : Sortie ensemble basse pression.

1.9.2. Flux secondaire :

Station 1.2 : Entrée fan.

Station 1.4 : Sortie stator fan.

Station 1.8 : Ejection du flux secondaire.

An illustration of an Airbus A330-300 aircraft in flight, viewed from a low angle. The aircraft is white with a dark blue and red tail. The text 'A330' is visible on the tail and the fuselage. The title text is overlaid on the aircraft.

CHAPITRE II
LES DIFFERENTS
SYSTEMES DU MOTEUR

II.1. Système carburant:

Le système carburant est composé essentiellement de fuel, les indicateurs et accessoires de contrôle fixé sur le moteur.

II.1.1. BUT :

Le circuit carburant a pour but de :

- ❖ Alimentation et pressurisation du fuel aux 30 injecteurs.
- ❖ Filtration et réchauffage du fuel.
- ❖ Mesurer le débit fuel.
- ❖ Assurer le fonctionnement des systèmes valves/accessoires (*VSV*, *VBV*, *HPTACC*, *LPTACC*).
- ❖ Contrôle du débit fuel par la *HMU*.
- ❖ Affichage sur écran des pannes du système.
- ❖ Refroidissement de l'huile de l'*IDG*.
- ❖ Refroidissement d'huile de graissage du moteur.

Le système de carburant est divisé en trois (3) sous systèmes qui sont :

- ❖ Le contrôle.
- ❖ La distribution.
- ❖ L'indication.

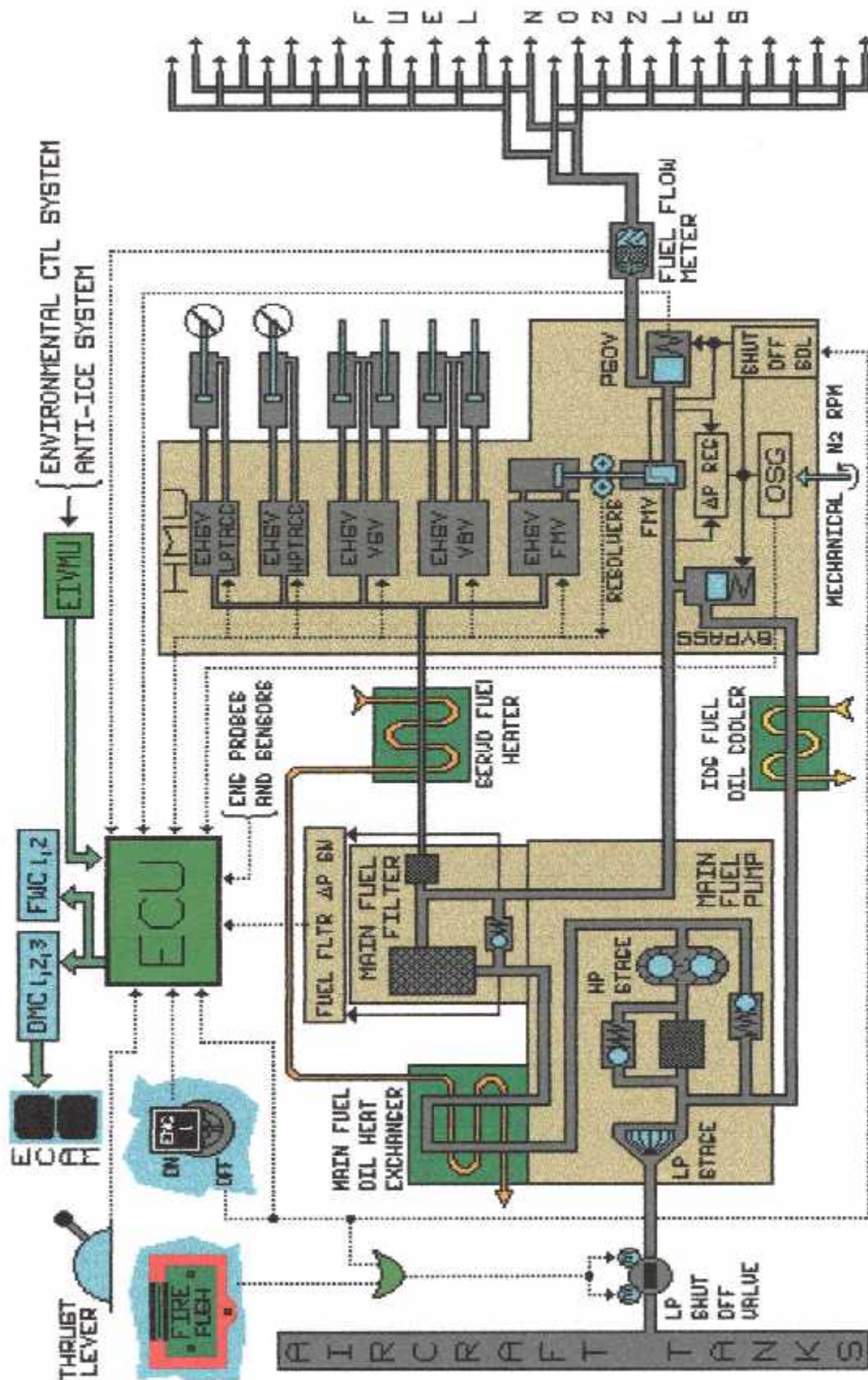


Figure II.1 : Circuit Carburant

A. le contrôle :

Le système de contrôle se compose de plusieurs accessoires et modes, capteurs situés tout au long du moteur.

Les différentes sondes et régulateurs du moteur :

- La sonde *NI*.
- La sonde *N2*.
- La sonde *T4.9 (EGT)*.
- La sonde *T1.2*.
- La sonde *Pt2.5*.
- La température du fuel.
- La sonde *P0*.
- La sonde *Ps1.2*.
- La sonde *Ps1.4*.
- La sonde *Ps3*.
- La sonde *P4.9*.
- La sonde *T5*.
- *PMA*.
- *ECU*.
- *HMU*.

BUT :

Le contrôle fuel a pour but de fournir la capacité de contrôler le système dans tous les états de fonctionnement et condition en relation avec les sous-système de l'appareil.

B. Distribution :

Tous les éléments du sous-système de distribution sont montés sur le compartiment accessoire exception pour la rampe carburant et les injecteurs.

Les composants du sous-système de distribution :

- ❖ Pompe carburant haute pression.
- ❖ Echangeur thermique (huile/carburant).
- ❖ Filtres.
- ❖ Servo-réchauffeur carburant.
- ❖ Valve de drainage de combustion.
- ❖ Rampe carburant
- ❖ Trente (30) injecteurs carburants.

BUT :

Fournir une pression fuel adéquate et optimisé l'alimentation vers la chambre de combustion.

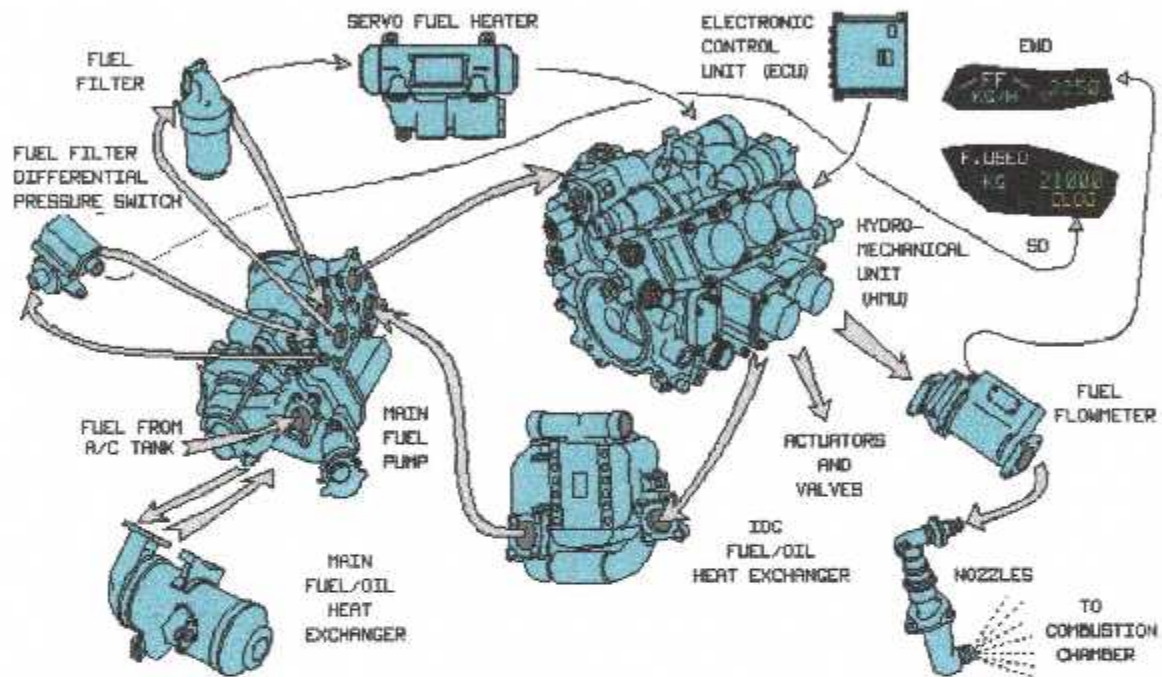


Figure II.2 : Circuit de Distribution (Système carburant)

C. Indicateurs :

La surveillance du système carburant est assurée par :

- ❖ Indicateur de colmatage filtre.
- ❖ Indicateur de débit fuel.

II.2. Système d'huile:

Le système d'huile contient plusieurs composants montés sur différentes parties du moteur, il est indépendant et séparé des autres systèmes ou autres fluides de l'avion.

Le point essentiel du système est le bloc de lubrification et de récupération qui est monté à l'avant du côté gauche de la **AGB**.

Les différentes fonctions du système d'huile :

- ❖ L'alimentation d'huile et ses indications.
- ❖ La pressurisation et ses indications.
- ❖ La récupération et ses indications.

II.2.1. Rôle :

Le rôle du système est de distribuer le lubrifiant aux différents roulements et paliers du moteur et d'assurer le refroidissement ainsi que le nettoyage des composants internes.

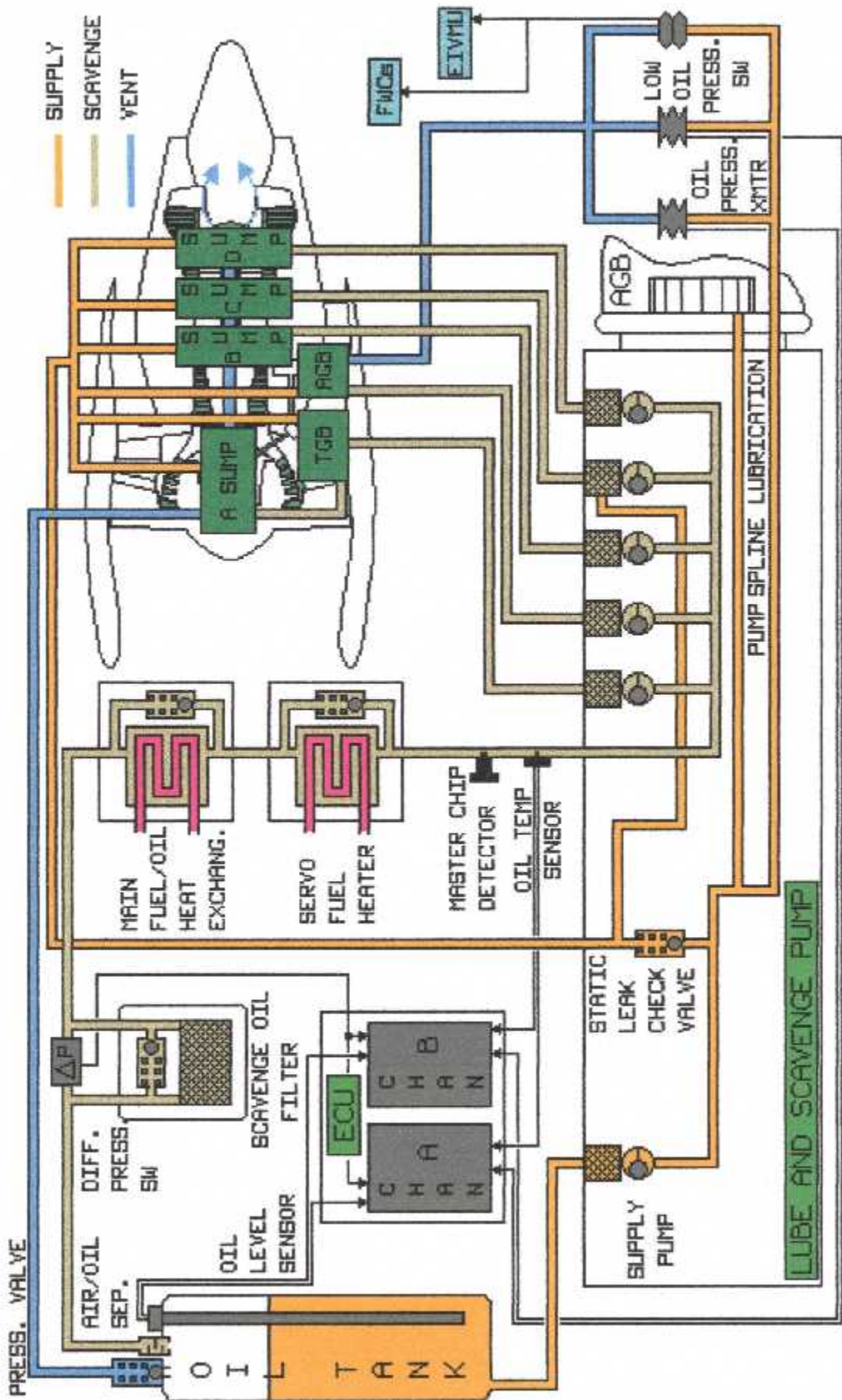


Figure II.3 : Circuit de Lubrification

II.2.2. Les différents composants du système :

- ❖ Réservoir d'huile
- ❖ Echangeur thermique (huile /carburant).
- ❖ Le détecteur de limaille principal.
- ❖ Servo-réchauffeur carburant.
- ❖ Un (1) Transmetteur de quantité d'huile.
- ❖ Deux (2) transmetteurs de pression.
- ❖ Le manocontact ΔP du filtre de récupération d'huile.
- ❖ Le manocontact de baisse de pression d'huile.
- ❖ La sonde de température d'huile.
- ❖ Pompe de récupération et de pressurisation.
- ❖ Filtre de récupération de l'huile.

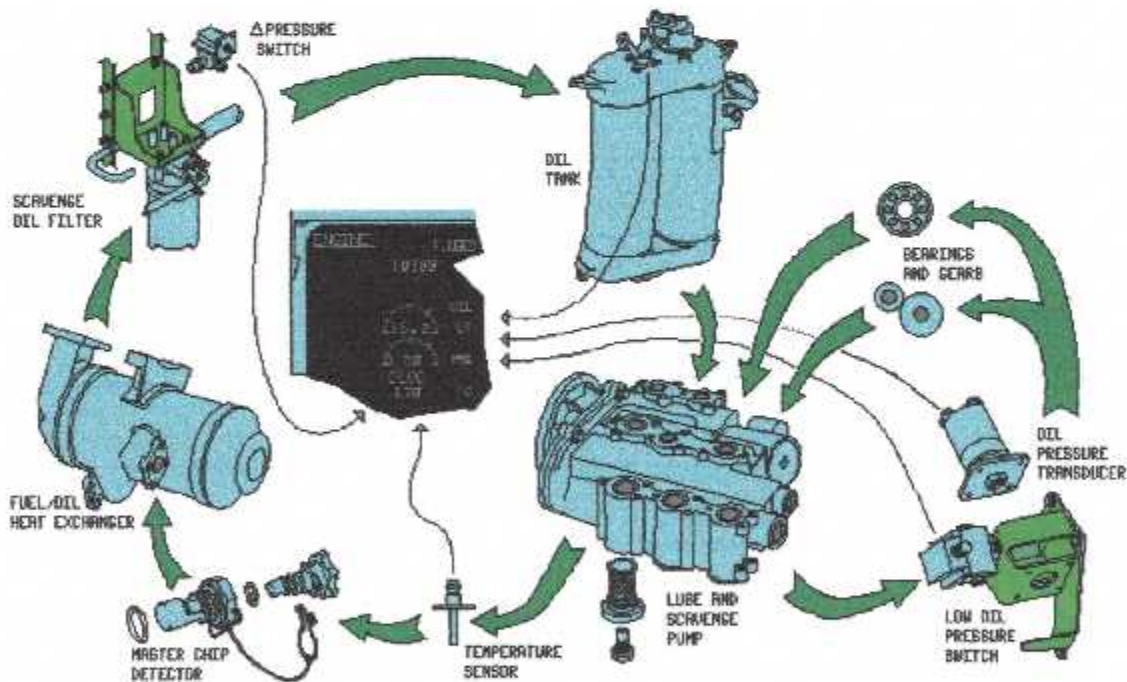


Figure II.4 : Circuit de Distribution (Système d'huile)

II.2.3. Le contrôle du système d'huile :

- ❖ Transmetteur de quantité d'huile.
- ❖ Deux (2) transmetteurs de pression d'huile.
- ❖ Une sonde de température d'huile.
- ❖ Manocontact de baisse de pression.
- ❖ Manocontact du filtre récupération.

II.3. Système d'air :

C'est un système qui permet la régulation de l'air dans tout le moteur ainsi le contrôle du débit d'air a travers le compresseur, le refroidissement du réacteur et ses accessoires tous cela par l'intervention du régulateur de carburant principal (*HMU*) et l'unité de contrôle électronique (*EEC*).

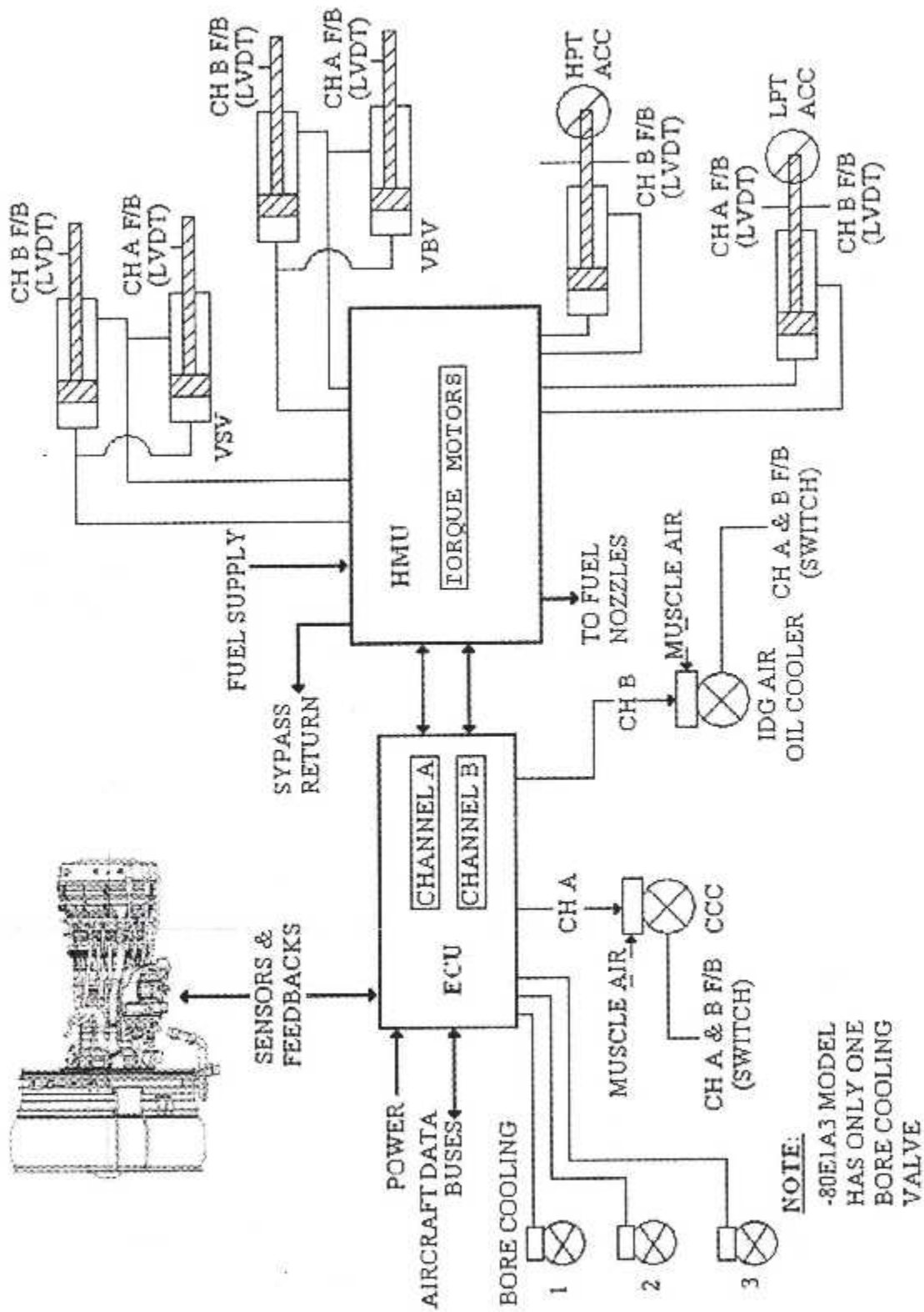


Figure II.5 : Circuit d'air

II.3.1. Le rôle du système d'air :

Le système d'air assure :

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

II.3.2. Les composants du système d'air :

Il se compose des différents composants suivants :

- ❖ La vanne de refroidissement *BCV*.
- ❖ Les stators à calages variables *VSV*.
- ❖ Les vannes de décharges *VBV*.
- ❖ Contrôle actif de jeu turbine basse et haute pression.
- ❖ Le refroidisseur de l'alternateur de *PIDG*.
- ❖ Le manocontact du 7ème étages.
- ❖ La vanne de refroidissement du moteur et accessoires (*CCCV*)

II.3.2.1. La vanne de refroidissement (BCV) :

C'est une vanne de refroidissement de type en douille, montée sur le carter fan en position *2h*, *5h30*, *11h*, elle est de nombre de trois (3) contrôlées par un solénoïde est équipé de deux prises électroniques reliées aux canaux *A* et *B* de l'*EEC*.

Permet le contrôle du débit d'air parasite en provenance de la décharge du compresseur basse pression pour le refroidissement des puisards elles sont normalement ouvertes a haut régime pour permettre un maximum de refroidissement et fermées en vol de croisière et a bas régime pour minimiser les pertes du soutirage d'air (Voir figure II.6).

Les vannes de refroidissement (BCV) sont conçues de façon en cas de panne, elles restent en position ouvertes (Fail safe open).

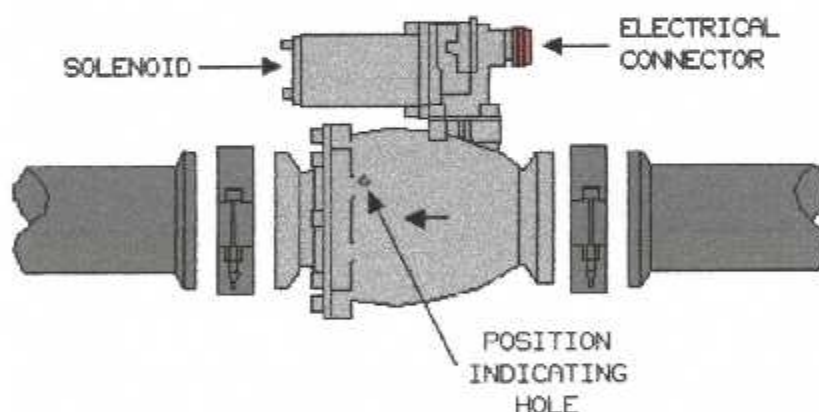


Figure II.6 : La vanne de refroidissement (BCV)

II.3.2.2. Les stators à calages variables :

Le système entoure le compresseur haute pression des 34 aubes de pré rotation (*IGV*) sur les cinq premiers étages, l'ensemble des *VSV* et *IGV* constitue le système anti-pompage (Voir figure II.7).

Se compose de deux (2) vérins hydrauliques de commande de *VSV*, localisé à 3h et 9h reliés à un anneau de commande.

Les six (6) anneaux de commandes *VSV* sont entraînés par deux barres de commande disposée symétriquement de chaque côté du compresseur haute pression.

Le régulateur de carburant principal (*HMU*) détermine la position des *VSV* et conserve une valeur constante de l'angle d'incidence de l'écoulement aérodynamique par rapport aux ailettes du compresseur quel que soit le régime moteur.

Au régime élevé le compresseur fonctionne à un régime d'adaptation qui lui assure un rendement optimum alors les *VSV* sont en positions ouvertes.

A bas régime le compresseur s'éloigne du régime d'adaptation, l'angle d'incidence des aubes augmente progressivement, conserve l'angle d'incidence du rotor constant pour un régime *N2* inférieur au ralenti alors les *VSV* sont fermés.

Les *VSV* contrôlent la quantité du flux d'air à travers le compresseur haute pression afin d'optimiser les performances et prévenir les étages en amont du compresseur haute pression de la réception de la quantité d'air supérieure à ce qui pourrait être traité ainsi réduire le risque du décrochage.

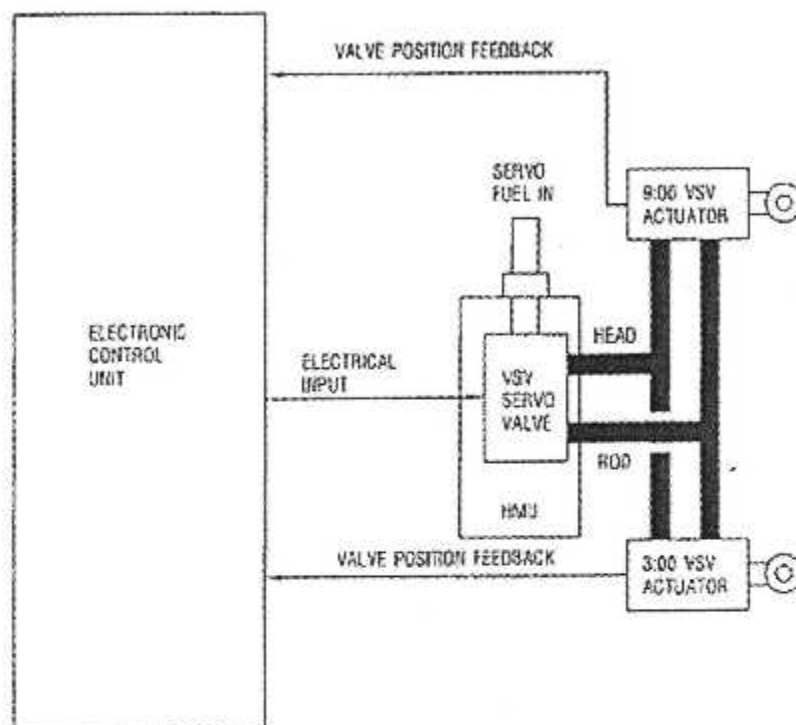


Figure II.7 : Le système du stator à calage variable (VSV)

II.3.2.3. Les vannes de décharges (VBV) :

Elles sont localisées à l'arrière du compresseur basse pression.

La décharge du compresseur basse pression est réalisée pour l'ouverture d'une série de (12) vannes *VBV*, elles sont interconnectées par un anneau de commande et actionnées par deux (2) vérins hydrauliques. C'est le régulateur de carburant qui détermine la position de décharge *VBV* (Voir figure II.8).

En cas d'une accélération ou décélération rapide la *HIMU* commande l'ouverture progressive des *VBV* en entraînant une diminution du rapport manométrique du compresseur basse pression et augmente son débit alors les risques du pompage est réduit.

Au régime élevé en condition standard le moteur fonctionne à son régime d'adaptation alors les *VBV* sont fermées.

Les vérins de commande des *VBV* sont montés sur le carter fan, chaque tige et position de vérin est liées a une bielle qui entraîne un anneau, et chacun de ces anneaux est connectés a 12 bielles qui assurent la position des *VBV*.

La sortie des pistons provoque une rotation en arc du cercle de l'anneau dans le sens inverse des aiguilles de la montre et ouvre les *VBV*.

La rétraction des pistons déplace l'anneau dans le sens des aiguilles d'une montre et les *VBV* sont fermées.

Les *VBV* commande la quantité de décharge du compresseur basse pression pour optimisé l'exécution du compresseur et empêcher le décrochage de ce dernier.

Fournit une bonne homogénéisation entre la quantité de circulation d'air qui est pompé par le booster et la quantité de circulation d'air qui est dirigé vers le compresseur.

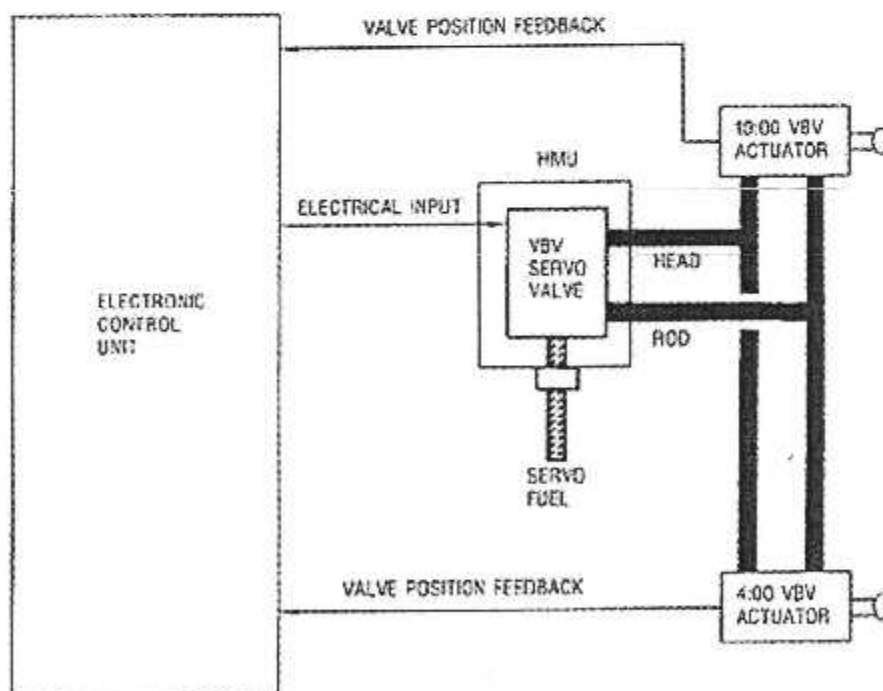


Figure II.8 : Le système de vanne de décharge (VBV)

II.3.2.4. La vanne de refroidissement du moteur et accessoires (CCCV) :

Le système de refroidissement du moteur et accessoires utilise de l'air frais prévenant du fan .Le débit d'air de refroidissement du moteur et accessoires sont régler par une vanne de refroidissement *CORE COMPARTIMENT COOLING VALVE (CCCV)* (Voir figure II.9).

La vanne de refroidissement du moteur et accessoires (CCCV) est de type papillon.

Elle est montée sur le carter du 4^{ème} étage du compresseur haute pression a *10h*.

La vanne de refroidissement (CCCV) du moteur et accessoires est ouverte au sol et a basse altitude pour permettre un refroidissement optimum. Elles sont fermée en vol de croisière et à haute altitude, le contrôle de la position de la (CCCV) a travers le solénoïde de la vanne de refroidissement du *11^{ème}* étages est assurées par l'unité de contrôle électronique.

A haute altitude et en vol de croisière l'air ambiant passe a travers des ouvertures dans le capotage permettant le refroidissement par convection du moteur et accessoires ce qui permet l'augmentation de la durée de vie du moteur et la nacelle ainsi que l'amélioration de la consommation spécifique de carburant.

La vanne est conçue de façon a restée en ouverture en cas d'une panne (Fail safe open).

Quand elle est ouverte, l'air de refroidissement en prévenance du fan est envoyé vers le carter du compresseur haute pression, pompes carburant, pompes hydraulique, l'alternateur et autres accessoires.

La vanne de refroidissement se ferme par unité de contrôle moteur (EEC) via le solénoïde de la vanne de refroidissement du *11^{ème}* étage.

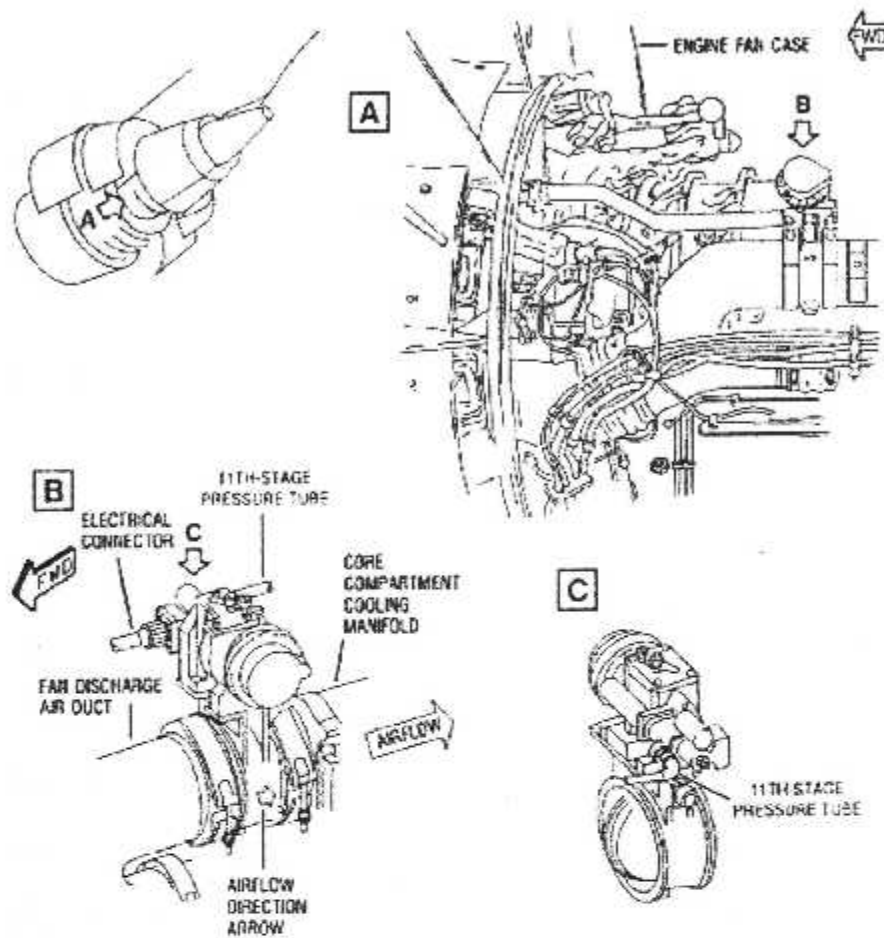


Figure II.9 : La vanne de refroidissement du moteur et accessoires (CCCV)

II.3.2.5. Contrôle de jeu actif de la turbine haute et basse pression :

Le circuit de refroidissement du carter turbine haute pression et basse pression utilise deux collecteurs séparés. Le refroidissement des carters turbine est assuré par une distribution annulaire ordonnée de tubulures percées uniformément ; appelées rampe de distribution (Voir figure II.10).

Celle-ci décharge l'air du fan sur la surface des carters turbines haute et basse pression par injections d'air frais. Le flux de refroidissement réduit le jeu radial entre le rotor et stator et augmente l'efficacité de la turbine.

L'air en prévenance du fan pour chaque collecteur est contrôlé par deux vannes de refroidissement du carter turbine haute pression localisée sur le carter du compresseur haute pression en position *2h* et autre pour le refroidissement du carter turbine basse pression localisée sur le carter turbine haute pression en position *8h*.

Elles sont de type papillons actionnés par un vérin hydraulique dans la modulation est commandées par le régulateur principal carburant (*HMU*) à travers le servo-vanne électro-hydraulique (*EHSV*).

La vanne de refroidissement du carter turbine se compose de deux transducteurs linéaires de déplacement (*LVDT*) qui envoie le signal de position de la vanne vers *l'EEC* à travers une prise électrique pour chacun des deux *LVDT* qui est connecté avec un canal de *l'EEC*.

Les deux vannes de refroidissement du carter turbine améliorent la consommation spécifique du carburant en réglant l'écoulement d'air de refroidissement du carter et le rotor pour minimiser les dégâts.

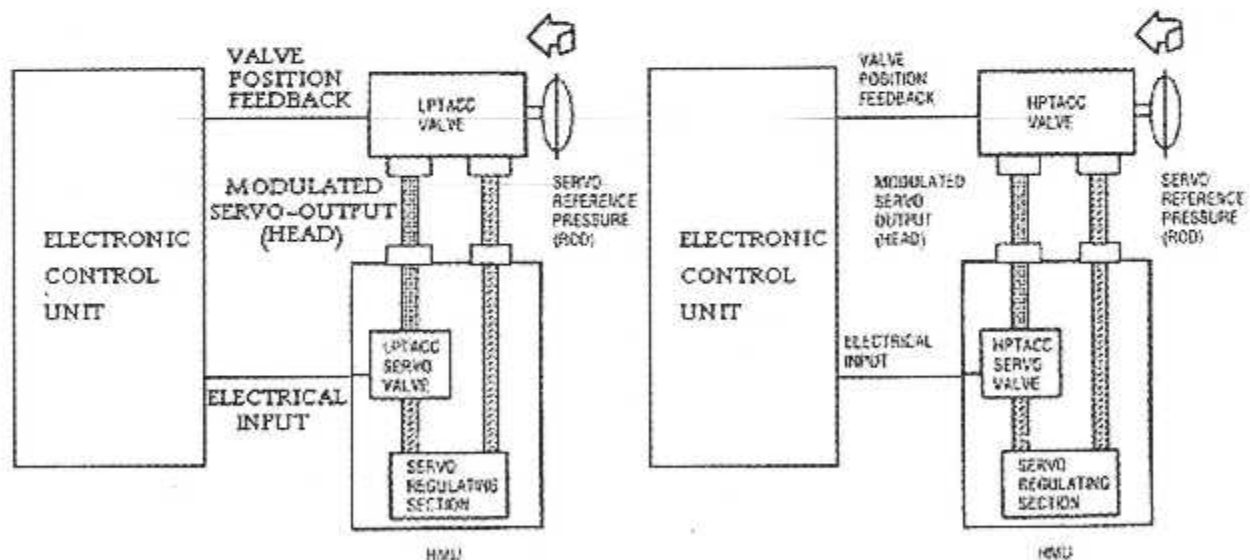


Figure II.10 : Contrôle de jeu turbine basse et haute pression

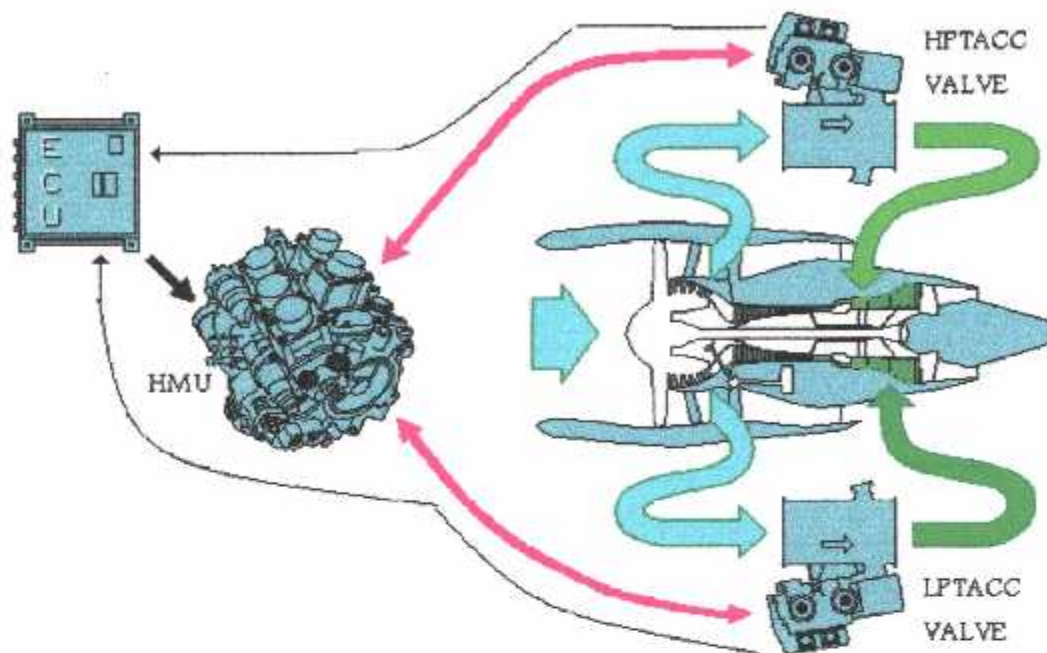


Figure II.11 : Déroulement du Contrôle de jeux turbine basse et haute pression

II.3.2.6. Le refroidissement d'huile de l'alternateur (IDG):

Le système de refroidissement de l'IDG air /huile est situé tout au long du côté droit du CHP est l'AGB.

L'IDG air/huile a un système de lubrification indépendant des autres. Le but du système de refroidissement d'IDG air /huile est d'éviter l'augmentation de la température d'huile d'IDG.

Le système de refroidissement air /huile de l'IDG contient les composants montés sur les moteur suivant :

- ❖ Le refroidisseur IDG.
- ❖ La valve de refroidissement IDGCV.
- ❖ Un échangeur de chaleur carburant /huile.
- ❖ Sonde de température d'huile à l'entrée de l'IDG.

Opération :

L'huile traverse les sorties du système de refroidissement de l'*IDG*, après le passage d'huile dans l'échangeur de chaleur carburant / huile de l'*IDG* au dessus de la sonde de température d'entrée d'huile de l'*IDG* puis de nouveau a l'*IDG*.

A. Le refroidisseur de l'*IDG* (radiateur) :

Le refroidisseur de l'*IDG* est monté sur le support du coté droit du *CHP* en position **3h**.

Il fournit le refroidissement d'huile de lubrification de l'*IDG*.

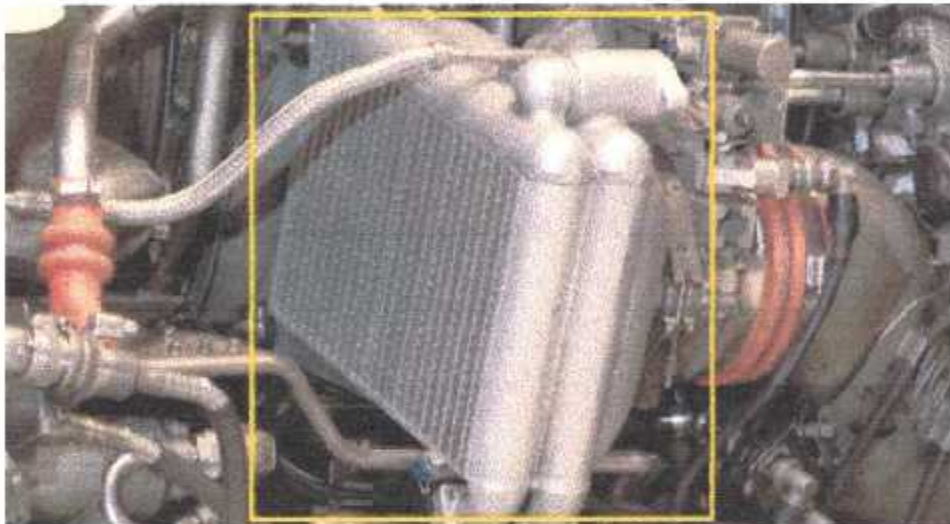


Figure II.12: Le refroidisseur de l'*IDG* (radiateur)

Opération :

L'huile de l'*IDG* entre dans le refroidisseur air /huile de l'*IDG* et traverse les chemins de passages d'huile.

L'air de décharge du fan traverse le refroidisseur qui est contrôlé l'*ECU* et commande la valve de refroidissement air /huile la circulation d'air autour des passages du refroidisseur d'huile plus frais qui est équipé d'un clapet de déviation pour un fonctionnement a froid si le refroidisseur devient obstrué.

B. La valve de refroidissement air / huile de l'IDG (IDGCV) :

La *IDGCV* est montée sur le support du côté droit du *CHP* en position *3h*. Le but de l'*IDGCV* est de contrôler l'air de décharge du fan vers le refroidisseur de l'*IDG*.

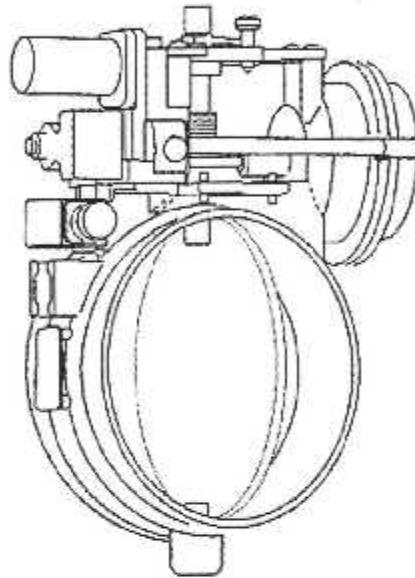


Figure II.13 : La valve de refroidissement air / huile de l'IDG (IDGCV)

Opération :

L'*IDGCV* reçoit l'air de décharge de la sortie du carter fan, l'air traverse la valve et le collecteur qui relie le refroidisseur air /huile.

L'échappement de l'air dans la section de la nacelle ou il est porté par dessus bord via la décharge de la nacelle.

L'écoulement de l'air par la valve est commandé pour réduire au minimum la pénalité de la consommation spécifique du carburant en vol de croisière.

C. L'échangeur de chaleur carburant / huile de l'IDG :

Il est situé du côté droit de l'AGB juste au dessous du réchauffeur carburant (SVH).

Il fournit le refroidissement d'huile de l'IDG au moyen d'écoulement du système carburant.

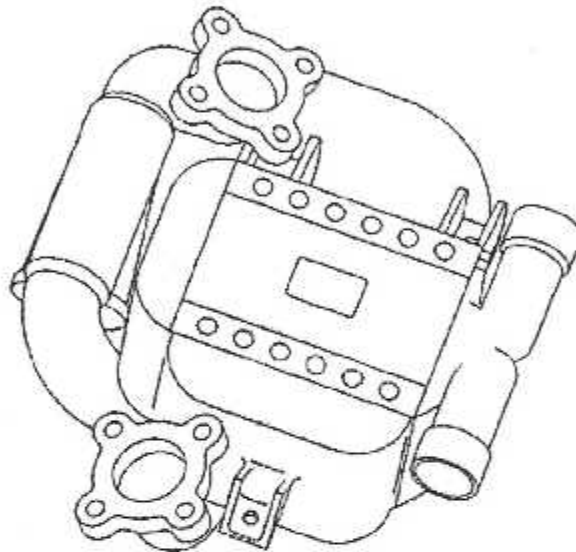


Figure II.14 : L'échangeur de chaleur huile /carburant de l'IDG

Opération :

HMU dévie l'écoulement du carburant qui entre et traverse la tuyauterie de l'IDG.

Après avoir quitter l'échangeur de chaleur la déviation du carburant retourne a la pompe de carburant pour le retraité.

Le carburant entre et sort par l'échangeur sans aucune restriction, l'écoulement d'huile de l'IDG marques plusieurs passages au dessus de la tuyauterie du carburant avant de quitter l'échangeur de chaleur et le renvoi a l'IDG.

L'échangeur de chaleur du carburant / huile de l'IDG est équipé d'un clapet de déviation pour le fonctionnement en temps froid ou si l'échangeur devient obstrué.

D. La sonde de température d'entrée de l'IDG :

La sonde de température est montée dans la tuyauterie d'entrée d'huile de l'IDG juste après l'IDG.

Le but de la sonde est de mesurer la température d'huile de l'IDG venant de l'échangeur de chaleur du carburant / huile de l'IDG.

Opération :

La sonde de température est un dispositif de type thermocouple, l'unique sonde qui fournit un signal électrique au canal A de l'ECU pendant n'importe quelle condition de fonctionnement du moteur.

ECU control la température d'huile de l'IDG si elle dépasse les limites, elle ouvrira la valve de refroidissement air /huile de l'IDG pour essayé de maintenir la température dans l'énorme.

II.3.2.7. Le mancontact de pression du 7eme étage :

Le mancontact de pression du 7eme étage a deux (2) actions instantanées, double pole et double commutateur de jet.

Le mancontact de pression du 7eme étage est monté sur le support du CHP localisé en position 11h30 juste à l'avant après la bride d'assemblage.

Il fournit une détection précoce et prévient à l'avance la défaillance du conduit du 7eme étage.

Le mancontact de pression du 7eme étage surveille la pression atmosphérique du collecteur dans le 7eme étage et fournit une indication de la fuite et le signal est envoyé à ECU pour indiquer la panne.

Opération :

Un commutateur surveille la pression d'une moitié du collecteur, si la différence de pression entre les deux (2) collecteur devient grande l'un des deux (2) commutateurs s'enclenchera et indique la fuite à l'ECU.

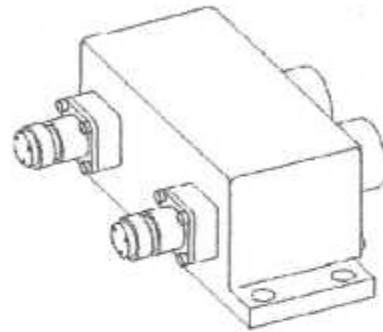


Figure II.15 : Le manocontact de pression du 7eme étage

II.4. Système de démarrage et allumage:

II.4.1. Système de démarrage:

Le système de démarrage se compose d'une vanne de démarrage d'air (SOV), démarreur et conduits associés.

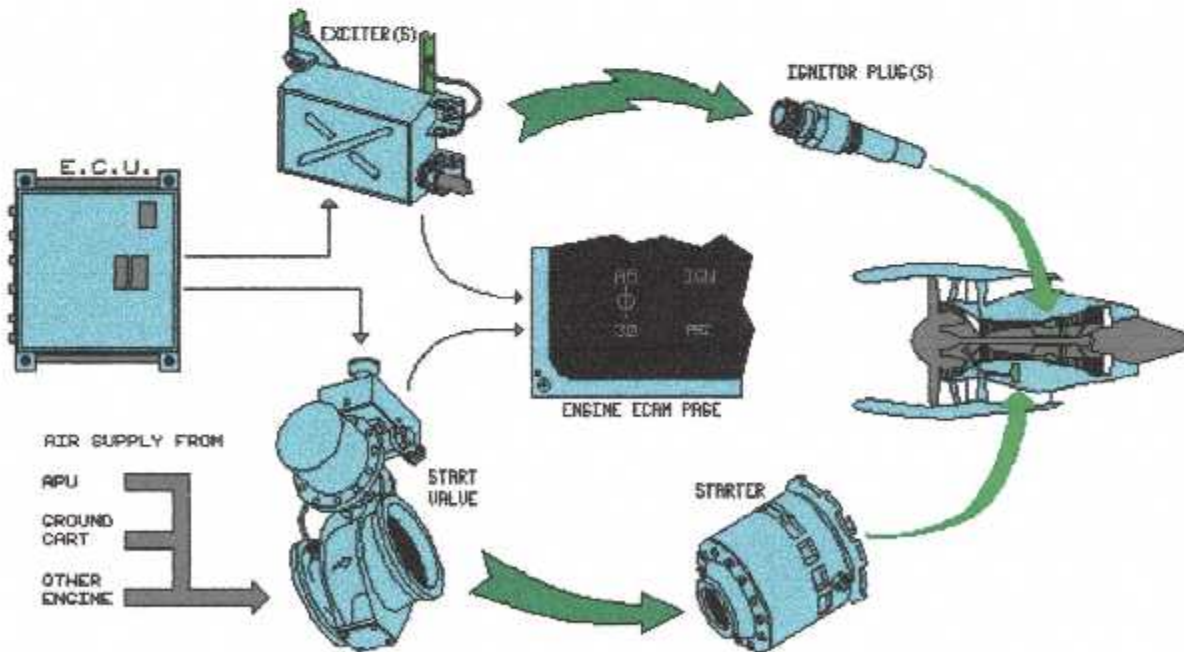


Figure II.16 : Circuit de Distribution (Système de démarrage et allumage)

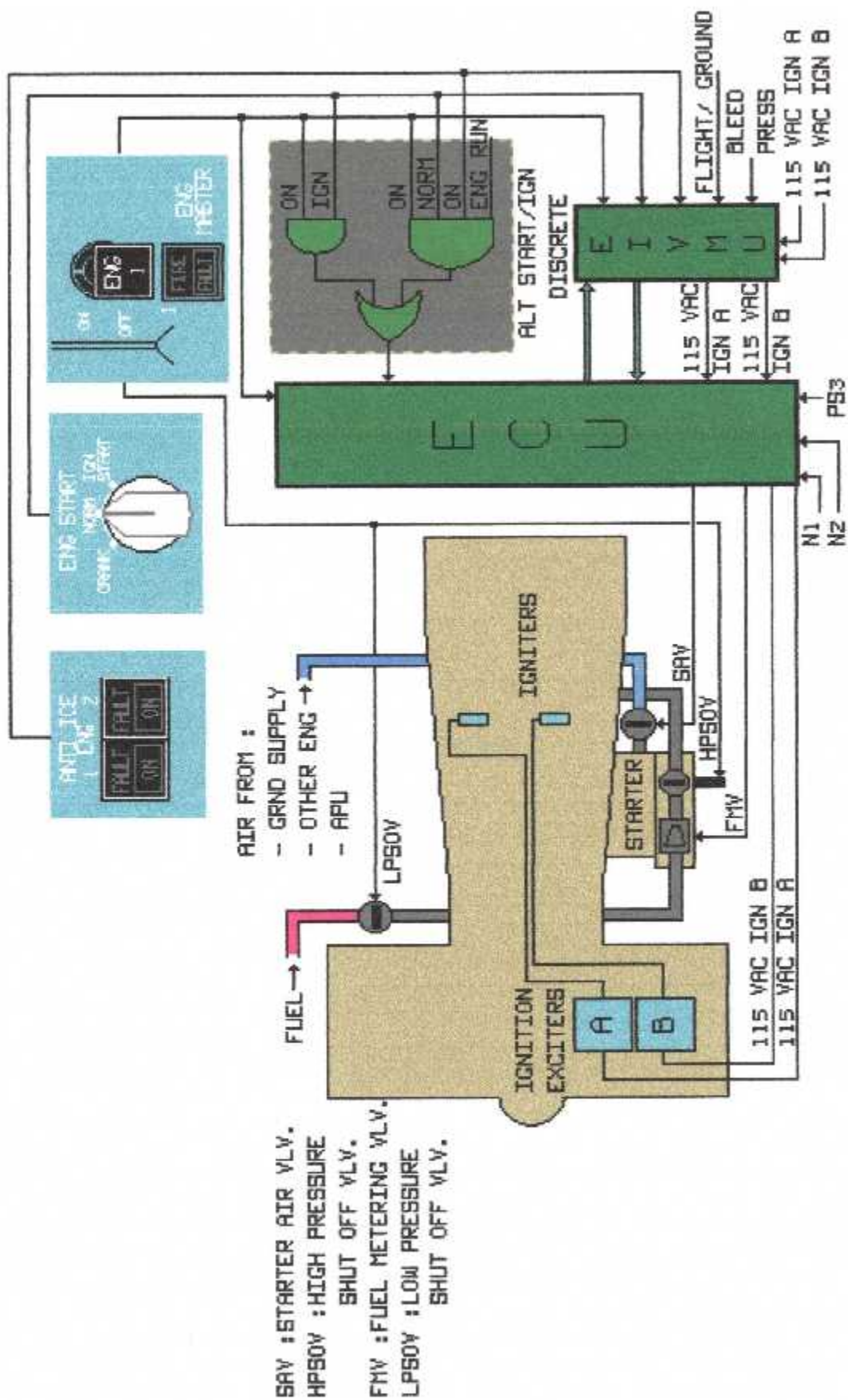


Figure II.17 : Circuit de démarrage et allumage

II.4.1.1. La vanne de démarrage d'air (SOV) :

C'est une vanne électrique commandée d'une manière pneumatique, elle est de type papillon.

La vanne de démarrage d'air est localisé en position *6h* de la boîte d'entraînement d'accessoire (AGB) juste à l'arrière du démarreur qui est monté directement à l'aide d'une bride de serrage en *V*.

Le but de la (SOV) est de permettre l'écoulement ou non du flux d'air vers la turbine du démarreur, cette dernière est commandée par l'EEC à l'aide d'un solénoïde actif à la pression du conduit du démarreur qui est utilisé comme moyen d'ouvrir la vanne.

II.4.1.2. Le démarreur :

Le démarreur de GARRETT ou HAMILTON est une turbine à air à un étage maintenue à la face arrière de la boîte d'entraînement d'accessoire (AGB) en position *6h*.

Le démarreur est commandé par la vanne de démarrage déclenché par la EEC, quand cette dernière signale que la vanne est ouverte le flux d'air passe, traversant la turbine du démarreur créant ainsi une rotation.

L'arbre de sortie du démarreur actionne la boîte d'entraînement d'accessoire en entraînant le module core du moteur.

Le but du démarreur est d'accélérer la partie core du moteur avec 0% de N2 au régime ralenti.

II.4.1.3. Le circuit de démarrage peut être alimenté par :

- ❖ APU.
- ❖ Un groupe de parc pneumatique.
- ❖ Un réacteur déjà en marche.

II.4.2. Le système d'allumage :

Le système d'allumage se compose de deux (2) boîtiers d'allumage, deux (2) câbles d'allumage et deux (2) bougies.

II.4.2.1. Les boîtiers d'allumage :

Ce sont deux (2) boîtiers fabriqués en aluminium, chargés d'air sec enfermant le condensateur se situant en position *8h* sur le carter arrière du fan (*Voir figure II.17*).

Les prises électrique fournissent la puissance d'entrée de l'avion (avant) et (arrière) aux prises des bougies.

Les boîtiers d'allumage fournissent *14000* a *18000* volts de courant direct produit un taux approximative a une impulsion par second aux bougies.

Les boîtiers d'allumage transforment, rectifient et stockent la capacité énergétique de (*14.5* a *16*) joules ainsi que le condensateur décharge (*1.5*) joules pulsation électrique aux bougies.

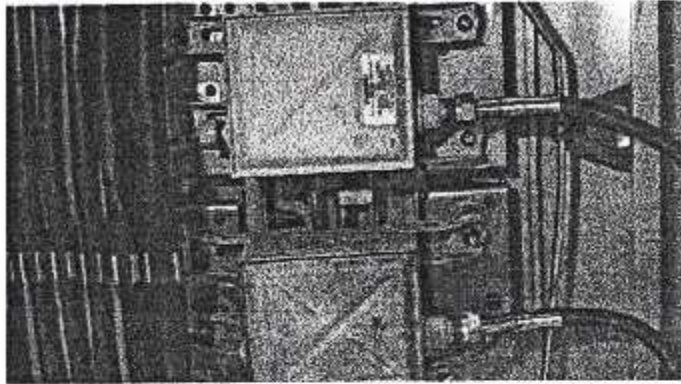


Figure II.18 : Les boîtiers d'allumages

II.4.2.2. Les câbles d'allumage :

Les deux câbles d'allumage se sont des conducteurs en cuivre entourés de caoutchouc de silicone dans un conduit flexible.

Les câbles sont liés aux boîtiers d'allumage du carter arrière du fan au dessous en position *6h* autour de la *HMU* tout au long du côté de la partie core se reliant aux bougies du carter arrière du compresseur .

Les câbles fournissent la haute tension, des pulsations électriques de basse énergie des boîtiers d'allumage aux bougies. Fournissent également un flux d'air de refroidissement pour la partie inférieure du câble et du boîtier à la bougie.

II.4.2.3. Les bougies :

Les deux bougies se composent d'une électrode centrale isolée de la face externe avec l'oxyde d'aluminium (*Voir figure II.18*).

Les adaptateurs des bougies sont situées du côté droit du carter arrière du compresseur en position *3.30* et *5h*.

Les bougies fournissent des étincelles électrique requises pour commencer ou maintenir la combustion.

Le système d'allumage fournit l'étincelle électrique exigée pour la combustion du mélange air/carburant pendant le début de l'opération (atterrissage, décollage). 115 volts de courant alternatif fourni par le système électrique de l'avion est envoyé à la *EEC* qui envoie la tension aux boîtiers d'allumage.

Les boîtiers d'allumage convertissent la tension en courant continu et envoient des pulsations d'énergie élevée aux câbles ainsi qu'aux bougies.

Le système d'allumage est commandé par la *EEC* basé selon les données du poste de pilotage.

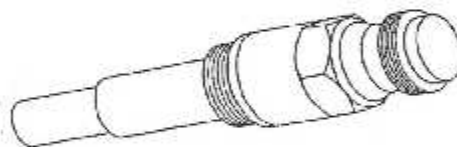


Figure II.19 : La bougie

II.4.3. Séquence de démarrage :

Il existe deux types de démarrage manuel et automatique :

A. Démarrage automatique :

Le mode normal du démarrage est une fonction des bougies d'allumage, *FMV* et la *SOV* elles seront commandées automatiquement par le système *FADEC* de la *EEC* déterminée par les interfaces des panneaux de l'appareil.

Ce mode peut être choisi selon des données valide ou pas *d'EIVMU* ainsi qu'au sol ou en vol la *EEC* emploie le mode démarrage automatique quand le moteur ne tourne pas sinon en assure les conditions suivantes :

➤ Les données d'EIVMU valides :

Le commutateur du démarrage moteur est sur *IGN/START* alors le commutateur du moteur principal est sur « *ON* ».

Ou bien

➤ Les données d'EIVMU sont invalides :

L'alternateur discret de l'allumage/démarrage est activé quand le commutateur du démarrage moteur est sur *IGN/START* ainsi que le commutateur du moteur principal est sur « *ON* » alors il est allumé.

La séquence de démarrage automatique peut être interrompu seulement pour mettre le sélecteur du moteur principal de nouveau sur « *OFF* » au repos.

les étapes du démarrage sont les suivantes :

- ❖ Configuration initiale des commandes (moteur ne tourne pas).
- ❖ Le switch anti-retour du moteur principal est placé sur « *OFF* ».
- ❖ Identification du démarrage :
 - Affichage de la page moteur sur *PECAM*.
 - Augmentation de la vitesse de *l'APU* (si elle est utilisée).
 - *PACK VALVES* fermé si après 30 secondes le switch du moteur principal n'est pas sur « *ON* », *l'APU* retournera a la normale et le *PACK VALVES* est ré ouvert.
- ❖ La valve de démarrage est ouverte.
- ❖ L'allumage débute quand $N2 > 10\%$
 - Au sol : utilisation d'allumage *A* ou *B*.
 - En vol : utilisation d'allumage de *A* et *B*.

- ❖ La valve de carburant de la haute pression s'ouvre quand $N2 > 15\%$.
- ❖ Quand $N2 > 50\%$:
 - La valve de démarrage se ferme.
 - Les bougies éteint.
 - La vitesse de l'APU redevient normale (si elle est utilisée).
 - *PACK VALVES* sera ré ouvert si le deuxième moteur n'a pas démarré a moins de 30 secondes.
- ❖ La page moteur disparaît de l'ECAM.
- ❖ Si après le démarrage du moteur le mode choisi n'est pas à la norme et de nouveau à l'allumage continué *IGN/STRAT* est activé sur le moteur courant.
- ❖ Après avoir commandé le panneau d'interruption il doit être modifié à la configuration initiale.

B. Démarrage manuel du moteur :

Dans ce type, l'ordre de démarrage est commandé par autorité limitée de la *EEC*.

La *SOV*, *FMV* et le circuit d'allumage sont commandés par l'équipage en utilisant un procédé conventionnel avec l'interaction limitée de la *EEC*.

L'ordre de démarrage manuel peut être choisi seulement quand les données *d'EIVMU* sont valides.

En cas d'un démarrage normal la *EEC* fournit l'annonce d'un problème à l'ordinateur de bord qui produit des messages d'avertissement pour l'action du pilote.

Au sol, la *EEC* échoue l'opération du démarrage manuel si la température des gaz d'échappement (*EGT*) est dépassée.

La *EEC* assure la protection jusqu'à la vitesse du ralentie mais en vol elle n'a pas l'autorité d'échouée l'opération du démarrage manuel.

Les étapes suivantes décrivent le mode de démarrage manuel :

- ❖ Configuration initiale des commandes (le moteur ne tourne pas).
- ❖ Identification du démarrage :
 - Affichage de la page moteur sur l'ECAM.
 - Augmentation de la vitesse de l'APU (si elle est utilisée).
 - PACK VALVES fermé si après 30 secondes le switch du moteur principal n'est pas sur « ON », l'APU retournera à la normale et le PACK VALVES est ré ouvert.
- ❖ La valve de démarrage est ouverte.
- ❖ Mettre le commutateur du moteur principal en position « ON » quand $N2 > 15\%$.
 - L'allumage commence par employé A et B.
 - La valve de carburant de la haute pression s'ouvre.
- ❖ Quand $N2 > 50\%$:
 - La valve de démarrage est fermée.
 - Les bougies éteint (si au sol).
 - La vitesse de l'APU redevient normale (si elle est utilisée).
- ❖ Le commutateur de mode choisi à la norme quand $N2 > 50\%$.
 - PACK VALVES ré ouvert après 30 secondes.
 - La page moteur disparaît de l'ECAM.
- ❖ Après avoir commandé le panneau d'interruption il doit être modifié à la configuration initiale.

II.5. Système d'indication :

Le système d'indication du moteur est accompli par l'écran d'alerte du moteur (*EWD*) et les systèmes de visualisation qui est accompagné des différentes alarmes visuelles et sonores du *MW* et *MCD*.

Les composants du système d'indication moteur sont :

- ❖ Sonde *N1*.
- ❖ Sonde *N2*.
- ❖ Sonde *T4.9 (EGT)*.
- ❖ Accéléromètre du roulement *N1*.
- ❖ Accéléromètre du carter arrière du compresseur.
- ❖ Convertisseur a distance de charge. Ou transformateur de charge écarté.

Le but de l'indication du moteur et que l'*AMM* et le manuel de formation traite la puissance primaire en plaçant des paramètres pour le moteur et sa vibration.

Le système d'indication du moteur fournit :

- ❖ La vitesse du fan (*N1*)
- ❖ La vitesse de la partie core (*N2*).
- ❖ Température des gaz d'échappements (*EGT*).
- ❖ Vibration *N1* et *N2*.

Ces informations sont fournies au personnel du vol afin de surveiller l'exécution du moteur mais il existe d'autres paramètres qui sont fournies à l'avion comme le carburant et l'huile ainsi que les inverseurs de poussés et le système de la nacelle.

Opération :

Les paramètres sentis par des systèmes respectifs du moteur sont parcourus à la *ECU* et de la *ECU* aux divers composants de l'appareil pour l'afficher.

Les entrées ou les prises des sondes et switch du moteur sont des entrées ou données analogiques.

L'ECU fournit des signaux générateurs au système d'indication de l'avion en forme numérique ou digitale.

II.6. Système des reverses:

Sur chaque moteur d'avion il existe un système de reverse et chaque inverseur de poussé se constitue deux (2) demi-couronnes qui sont articulés au pylône sur le dessus.

En outre il est maintenu au carter arrière du fan.

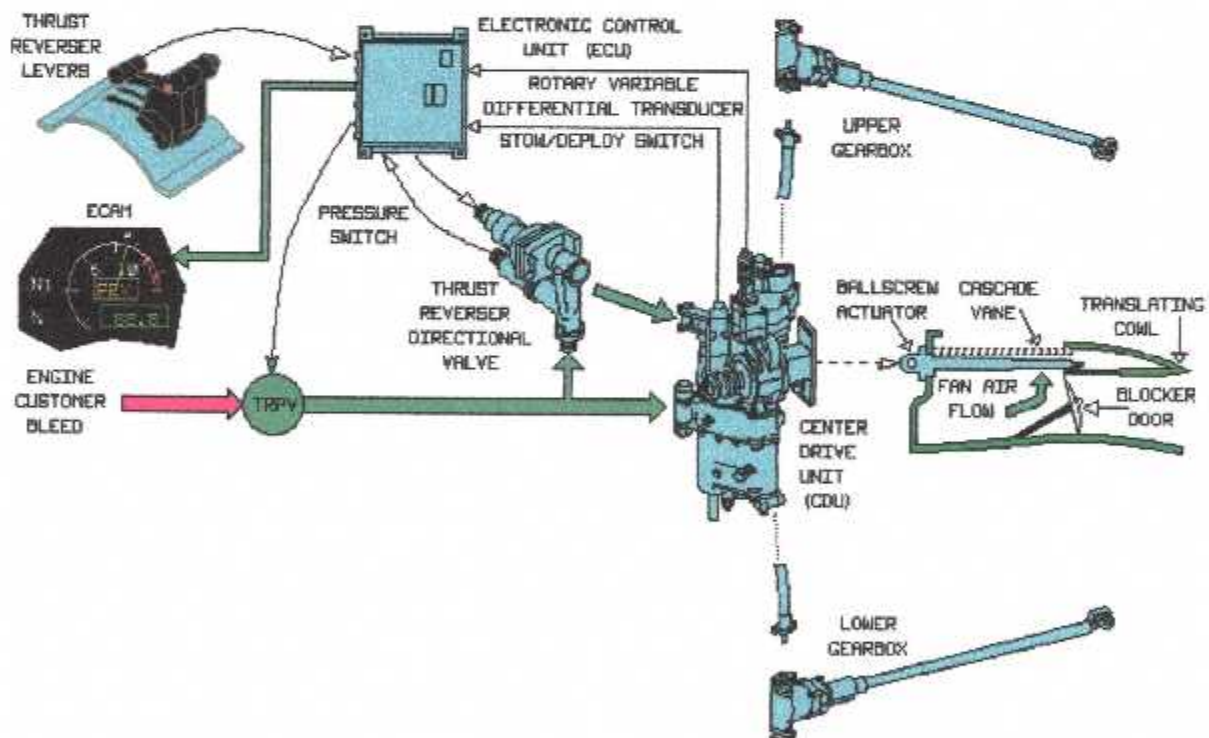


Figure II.20 : Circuit des reverses

II.6.1. Le but :

Le système des reverse ralentit l'appareil au sol grâce à la poussée inversée, ceci réduit la distance que l'avion a besoin sans risque pour s'arrêter pendant la phase d'atterrissage.

Le système des reverses assure :

- ❖ La détente du flux primaire.
- ❖ La détente et l'inversion de poussée du flux secondaire.

II.6.2. Principe :

La tuyère à géométrie fixe au régime de décollage le flux primaire développe 20% de la poussée totale du réacteur.

En configuration normale la détente du flux assure 80 % de poussée totale. Quand l'inverseur est en position repos, la partie extérieure du capot accomplit un déplacement aérodynamique vers l'arrière.

Ce déplacement entraîne une obstruction de la vanne secondaire et démasque la grille d'éjection latérale.

La totalité du flux secondaire est alors déviée et développe vers l'avant une poussée inverse entre 40 % à 60 % de la poussée décollage.

L'inversion de poussée est une manière pneumatique actionnée par l'équipage et emploie l'air à travers le 14^{ème} étage du compresseur haute pression via la vanne du 8^{ème} étage du compresseur haute pression via le clapet anti-retour.

A white Airbus A330-300 aircraft is shown in flight, angled upwards from the bottom left towards the top right. The tail fin and the front fuselage both feature the text 'A330' in a bold, black, sans-serif font. The aircraft has a dark blue and red livery on the tail.

CHAPITRE III

LE REGULATION

III.1. Généralité :

Les moteurs sont équipés d'un système *FADEC* « full autorité digital engine control », un système de régulation électronique à pleine autorité du moteur dont l'unité de calculateur *EEC* pilote une unité de puissance hydraulique la *HMU*.

III.2. Description du système *FADEC* :

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

Il est composé d'un calculateur de contrôle moteur *EEC* et un système de régulation hydraulique *HMU*.

Le système *FADEC* de chaque moteur consiste sur deux canaux de la *EEC* (unité de contrôle électronique) qui sont associés en périphérie, cette dernière est l'ordinateur du système *FADEC*, il commande le moteur d'après l'équipage ou l'auto manette.

Le *FADEC* exécute les opérations suivantes :

A. Contrôle moteur :

- ❖ Contrôle de la vanne de retour carburant "*FRV*"
- ❖ Contrôle de la vanne de décharge "*VBV*"
- ❖ Contrôle du stator à calage variable "*VSV*"
- ❖ Contrôle de la (burner starting valve) "*BSV*"
- ❖ Contrôle de gestion puissance
- ❖ Contrôle de régulation carburant

- ❖ Contrôle de la température des gaz d'échappement "EGT"
- ❖ Contrôle du jeu actif turbine haut pression "HPTACC"
- ❖ Contrôle du jeu actif turbine basse pression "HPTACC"
- ❖ Contrôle du circuit reverse

B. Description de l'unité de contrôle électronique EEC :

L'unité de contrôle électronique est une boîte en aluminium, localisée à 8 h30 du carter *FAN*.

Le *EEC* est un calculateur de prise électrique de moteur et les interfaces de l'avion et monte sur l'arrière du carter *FAN*.

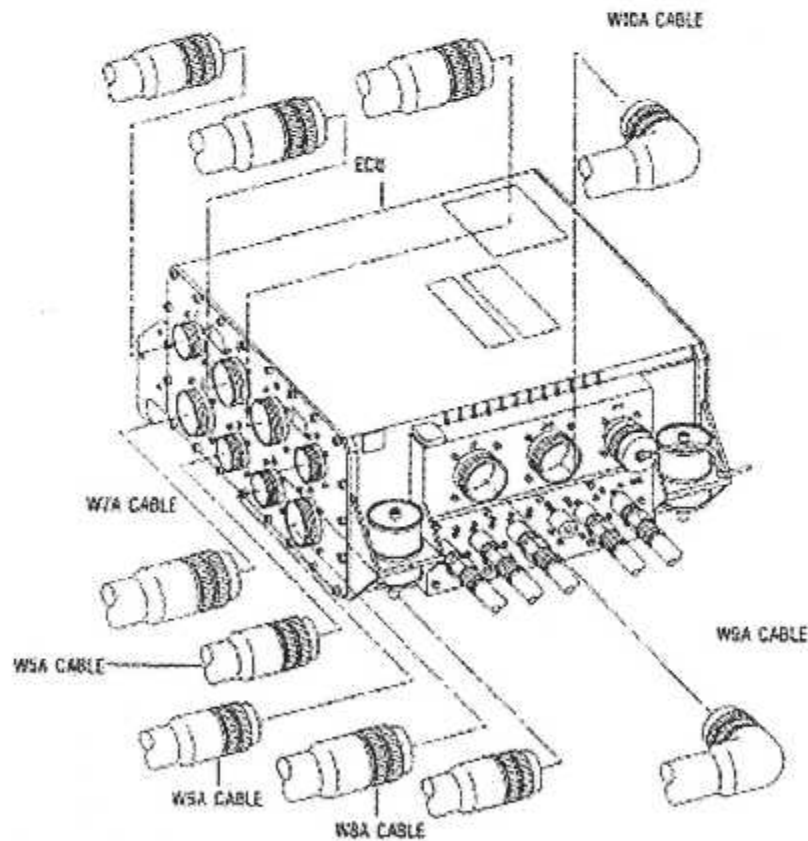


Figure III.1 : Unité de contrôle électronique (ECU)

Le *EEC* fonctionne automatiquement pour contrôler tous les systèmes moteurs et le *EEC* assure les fonctions suivantes :

- ❖ Contrôle du circuit démarrage.
- ❖ Contrôle du circuit reverse.
- ❖ Les indications statut.
- ❖ Les indications des pannes.
- ❖ La détection des pannes.
- ❖ Le système de teste incorporé a l'équipement *BITE*.
- ❖ La protection des paramètres limite.
- ❖ Refroidissement du carter turbine (*HPT, LPT*).
- ❖ Refroidissement des accessoires du réacteur.
- ❖ Contrôle du débit d'air du compresseur.
- ❖ Contrôle la poussé réacteur.

Le *EEC* se consiste en plusieurs connections avec les systèmes et composants moteur/avion suivant :

- ❖ Fiche d'identification.
- ❖ Unité hydromécanique (*HMU*).
- ❖ Système de contrôle d'air moteur.
- ❖ Capteur moteur.
- ❖ Système de contrôle carburant.
- ❖ Système d'allumage.

III.2.2. Connexion avion :

- ❖ Visualisation système (*SD*).
- ❖ Visualisation unité (*DU*).
- ❖ Calculateur de gestion de vole (*DMC*).
- ❖ Buse de transfert.

- ❖ Manette de poussée.
- ❖ Interrupteur anti incendie.
- ❖ Indication moteur et carburant.
- ❖ Levier de démarrage.
- ❖ Calculateur d'auto manette.

II.2.2.1. Alimentation électrique du EEC :

La *EEC* est alimentée en *28VDC* à partir de réseau avion quand le moteur ne tourne pas ou quand sa vitesse est encore faible au démarrage ($N_2 < \dot{a} 12\%$), et par son alternateur à plus de *15%* de N_2 normale.

Au sol, *10* minutes après l'arrêt du moteur, l'alimentation avion est automatiquement coupée pour éviter des heures avion inutile de fonctionnement de *EEC*.

III.3. Le dispositif de régulation moteur *HMU* :

La *HMU* utilise le dose de carburant pour la combustion et la pression servo-carburant pour l'exploitation des systèmes du moteur ,elle emploie aussi des commandes électrique d'entré de *EEC*, est les convertie grâce à des moteurs couple et servo-vanne en ordre hydraulique pour l'utilisation.

Le *HMU* contrôle hydrauliquement servo-vanne (*EHSV*) leur opération et les différents système suivant.

- ❖ Vanne de dosage carburant (*FMV*).
- ❖ Vanne de contrôle active du jeu turbine haute pression.
- ❖ Vanne de contrôle active du jeu turbine basse pression.
- ❖ Vanne de décharge (*VBV*).
- ❖ Vanne du stator à calage variable.

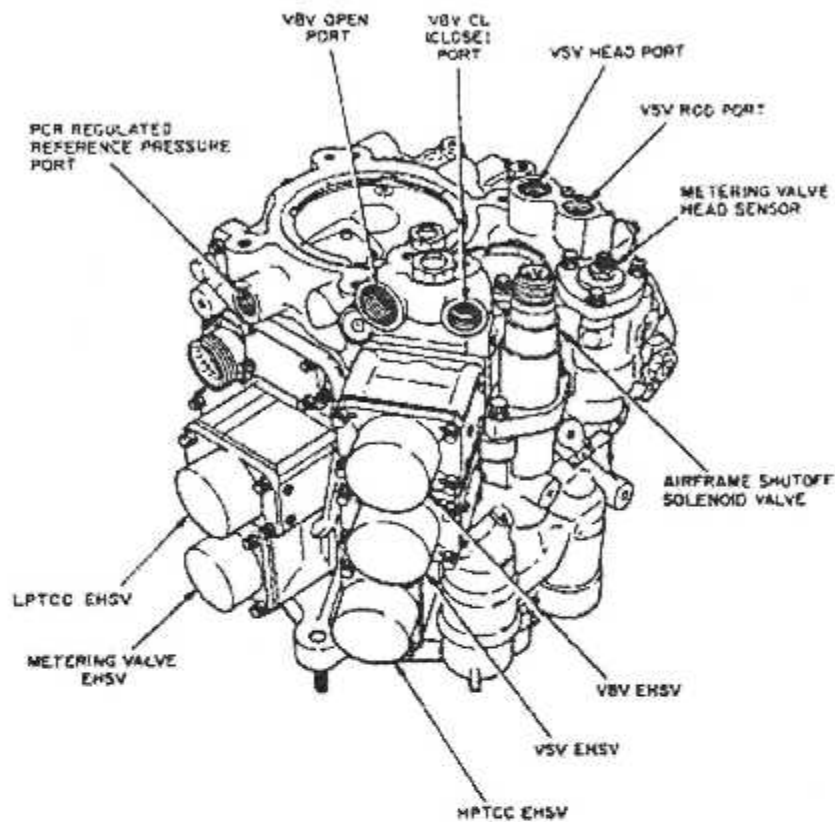


Figure III.2 : Unité hydromécanique (HMU)

III.3.1. La vanne de dosage carburant (FMV):

Des capteurs mesurant la position du papillon de la vanne (*FMV*) et transmettent ce retour d'ordre au *EEC* pour fermer la vanne par un moteur couple qui pilote un petit vérin, le couple à deux bobine indépendantes électriquement chacun recevant ces proportionnellement à la fermeture du *FMV* lors de fonction du moteur au sol à des condition suivantes :

- ❖ Température des gaz d'échappement attend la limite lors de démarrage.
- ❖ Le moteur est en régime ralenti, la vitesse diminuée à 50% de N_2 mais l'*EGT* est on limite de démarrage.

III.4. Système de contrôle du moteur CF6-80-E1 :

La surveillance du fonctionnement du réacteur est effectuée à partir de :

- ❖ Pression d'huile.
- ❖ Quantité- d'huile.
- ❖ Température d'huile.
- ❖ Température des gaz d'échappement.
- ❖ Mesure de débit de carburant.
- ❖ Les vitesses de rotation (N_1 et N_2).

III.5. Les capteurs de moteur :

De nombreux capteurs mesurant les paramètres à la commande, la régulation, la surveillance du moteur :

III.5.1. Capteur de température :

- ❖ $T_{4,9}$: Cette température est affichée au poste d'équipage "EWD".
- ❖ T_{12} : Se localise à 12^h du carter *FAN*. Et mesurant la température total de l'air à l'entrée du *FAN*.
- ❖ $T_{2,5}$: Est localisé à $7h:30$ et placée en amont du *VBV* et mesurant la température de l'air sortant du compresseur basse pression (*BP*).
- ❖ T_3 : Utilisé dans les logiques *RACC*, *HPTACC*, *BSV*, et localise à $11h : 30$ du compresseur haute pression (*HP*).
- ❖ T . case : Pour le système *HPTACC*.
- ❖ T_5 : Mesurant la température de la turbine haute pression localisé à $9h: 30$ de la turbine *HP*.

III.5.2. Capteur de pression :

- ❖ *PS 12* : La pression statique de l'air a l'entrée du *FAN*, localisée à *10h : 30* et *1h : 30*.
- ❖ *P0* : La pression ambiante de l'air.
- ❖ *PS 14* : La pression statique du flux secondaire, localisée à *10h : 30* sur le carter fan.
- ❖ *PS 3* : La pression statique de l'air à la sortie du compresseur haute pression, localisée à *3h* au compresseur *HP*.
- ❖ *P4.9* : La pression de la turbine HP, localisée à *3h : 30* de la turbine *HP*.

III.5.3. Vitesse de rotation *N1* :

Le capteur de vitesse *N1* est localisée à *2h* sur le carter *FAN*, et mesure la vitesse de rotation de l'arbre du rotor compresseur basse pression (*BP*). C'est le paramètre principal de conduit moteur, il est pris sous forme analogique et digitale, les indications deviennent rouges si *N1* est *115,5 %* et si *N1* dépasse *116 %* alors il faut stopper le moteur. Le moteur atteint une valeur maximale il est mémorisée pour la maintenance.

III.5.4. Vitesse de rotation *N2* :

Le capteur *N2* est celui de la vitesse de l'attelage haute pression, mesure la vitesse au niveau du relais d'accessoire, est présenté sous forme digitale seulement, l'indication devient rouge si *N2* atteint *113 %* et si *N2* dépasse *113,5 %* il faut stopper le moteur.

III.5.5. Capteur de vibration du moteur :

Les signaux de capteur sont transmis à un calculateur *EIVMU* (Unité de Surveillance du Moteur), un seul capteur est utilisé à la fois (le seconde est en secours du premier), *EIVMU* fournit l'indication de vibration des deux rotors *N1*, et *N2*. Le signal d'ensemble est filtré par des filtres de bande étroites asservis sur *N1* et *N2* on obtient ainsi les valeurs maximums correspondantes aux *N1* et *N2* actuelles et de l'impulsion de référence. Calcule la phase et l'amplitude du déséquilibre du *FAN*.

Remarque : La vibration est produite au niveau de la turbine *HP* ou *BP* mais elle se transmet vers le moteur avec l'arbre.

III.5.6. Capteur de température des gaz d'échappements "EGT" :

Les sondes (thermocouples) qui mesurent la température dans le plan *49,5* de la 2^{ème} étage du turbine *BP* sont reliées en parallèle. L'indication est présentée sous forme analogique et digitale.

Elle devient de couleurs ambre au-dessous de *750 °C*, les mêmes alarmes et procédures que pour les dépassements de *N1* et *N2* sont données à l'équipage si *PEGT* dépasse *950 °C*, la valeur maximum atteinte est mémorisée pour la maintenance.

Le signal *EGT* transmet par *EEC* vers :

- ❖ *EGT* digital.
- ❖ Le cardan digital.
- ❖ Pointeau.
- ❖ Reset.

La chaîne de mesure comporte huit (8) thermocouples, elles sont répartis en deux groupes de quatre (4), ils sont branchés en parallèle dans la boîte de jonction.

Il sera indiqué au panneau central de la cabine de pilotage.

III.6. Le système carburant :

III.6.1. Débit mètre :

Le carburant traverse deux turbines en série, liées par un ressort de rappel équilibrant le couple fourni par le passage de carburant du fait que la différence de calage des petites ailettes des deux turbines, ces deux aimant passent devant deux enroulement, des signaux électriques sont exploiter pour mesurer les débits carburant, de leur déphasage, il mesure le débit carburant de 0 à 6360Kg/h, avec une erreur max de 45Kg/h.

III.6.2. Commande de carburant :

Le *EEC* envoie des commandes à la corruide du combustible pour la combustion, *l'EEC* commande le débit de carburant nécessaire pour maintenir une poussée requise selon les demandes pilote auto manette et les paramètres extérieurs tout en respectant les limites imposées ,pour cela *l'EEC* reçoit des :

- ❖ Signaux électriques reprisent des ordres du pilote : signaux directement reçus par des capteurs de position de la manette ; et les ordres auto-manettes.
- ❖ Signaux de calculateur d'interface moteur et ceux des centrales aérodynamiques.

Signaux de ces différences capteurs.

NA requis la valeur qui peut être calculer en fonction des ordres données par les fonctions suivantes ; selon la décision du pilote, la configuration avion et phase de vol :

- Commande manuel de la poussée (selon la position de la manette *TLA*).

- ❖ Auto manette ralenti sol ($N2$ fixe, NI quelconque)
 - ❖ Ralenti vol descente avec $P3$ min (NI , $N2$ quelconque)
 - ❖ Ralenti vol approche.
 - ❖ Alpha-flovre (ordre de remise du gaz immédiat, l'avion à une incidence excessive).
 - ❖ Décollage a poussée adaptée.
- Les contraintes ont respecté concernant les paramètres suivants :
- ❖ NI : vitesse du mobile BP .
 - ❖ $N2$: vitesse du mobile HP .
 - ❖ WF : débit carburant.
 - ❖ $P3$: pression de charge du compresseur.
 - ❖ ET : les dérivées de ces paramètres.
- Les contraintes sont les suivant :
- ❖ NI : ralenti $< NI < NI$ max (tr/min).
 - ❖ $N2$: ralenti $< N2 < N2$ max (tr/min).
 - ❖ FF min ralenti $< FF < FF$ max (limite mécanique d'ouverture de le FMV).
 - ❖ Limite de déclaration $< FF/P3 <$ limite d'accélération.
 - ❖ Respect des limites autorisées pour EGT .
 - ❖ Respect des vitesses des NI , $N2$.
 - ❖ Respect des vanne anti-pompages (VSV , VBV).

III.7. Le système d'huile :

Le système fourni des données sur l'huile à la **DEUS** et l'écran moteur primaire et secondaire, sur le panneau centrale affiche les données :

- ❖ Quantité d'huile dans le réservoir.
- ❖ Pression d'huile (entré et sortie).
- ❖ Température d'huile.

- ❖ L'état du filtre de récupération.

- Ces composants surveillent le système :
 - ❖ Transmetteur de la quantité d'huile.
 - ❖ Deux transmetteurs de pression d'huile
 - ❖ Sonde de température d'huile.
 - ❖ Transmetteur de colmatage du filtre de récupération.

Le transmetteur de quantité d'huile envoie des données directement au *CDS/DEUS*.

Les trois autres composantes envoient les données au *DEU* à travers *PEEC*.

III.7.1. Système d'indication de quantité d'huile :

Le transmetteur de quantité d'huile est une sonde à résistance électrique, il utilise un aimant flottant et des capteurs anchés (en forme des anches) pour donner l'information sur le niveau, et de transmettre les données à la *DEUS*.

Le *DEUS* fournit un signal d'excitation au circuit de la sonde du transmetteur de quantité d'huile, quand l'aimant flotteur se déplace vers le haut ou vers le bas suivant le niveau d'huile, les interrupteurs ouvrent et ferment différents circuits de résistance.

III.7.2. Système d'indication de température d'huile :

Le système d'indication de température d'huile utilise une sonde de température pour mesurer la température à la sortie du *LBU* (unité de lubrification). Les sondes de température d'huile obtiennent les données de température du conduit de refoulement du palier avant et *TGB*, la sonde de température envoie un signal électrique au *EEC* et l'envoie à la *DEUS*.

La température d'huile est affectée sur deux indicateurs verticaux et deux afficheurs digitaux, un pour chaque moteur, un pointeur montre la température d'huile en degré cellcusse ($^{\circ}C$) sur chaque indication.

- ❖ Chaque indicateur vertical à deux marqueurs index.
- ❖ La marque index ambre montre la limite ambrée de température.
- ❖ La marque index rouge montre la limite rouge de température.
 - Si la température est entre la limite ambre et la limite rouge, l'afficheur digitale et la boîte qui l'entoure est ambrés, la température d'huile est dans l'intervalle de précaution.
 - Si la température d'huile dépasse la limite rouge, l'afficheur digitale et la boîte qui l'entoure sont rouge. la température d'huile est dans l'intervalle de sur limite.

III.7.3. Système d'indication de pression :

Le système utilise deux transmetteurs de pression d'huile pour mesurer la pression à l'entrée et la sortie de la *LBU*. Pour transmetteur de pression d'huile au niveau de circuit d'huile pour contrôle la dépression de l'huile au niveau de station.

Le transmetteur de pression d'huile envoi un signal électrique à la *EEC* ; cette dernière convertie ce signale en un signale *AR/NC* et l'envoi au *DEU* ; cette dernière affiche usuellement la pression d'huile sur l'écran secondaire.

III.7.4. Système d'avertissement de by-pass du filtre à l'huile :

Le transmetteur de colmatage filtre de récupération surveille la différence de pression entre l'entrée et la sortie du filtre de récupération, quand le transmetteur de colmatage filtre de récupération se ferme, il envoi un signale électrique au *EEC* qui le

convertie en un signal *AR/NC* et l'envoi au *DEUS* qui affiche habituellement et le message de by-pass du filtre de récupération sur l'écran centrale supérieur.

A white Airbus A330-300 aircraft is shown in flight, viewed from a low angle. The tail and the front fuselage both feature the registration number 'A330'. The aircraft is positioned behind the main title text.

CHAPITRE VI
MAINTENANCE ET
RECHERCHE DE PANNE

IV.1. La maintenance :

IV.1.1. Définition de la maintenance :

La maintenance est un ensemble d'actions et d'opérations ayant pour but de maintenir un matériel à son potentiel de performance et de disponibilité à un niveau fixe par l'autorité responsable.

Une compagnie doit assurer la sécurité et la disponibilité de ses appareils a un coût de maintenance moindre.

IV.1.2. Dates d'évolution de la politique de maintenance :

Dans la politique de maintenance on distingue plusieurs phase :

- ❖ Avant 1960 la politique de maintenance consistait à effectuer des révisions générales à potentiel fixe.
- ❖ Avant 1966 on pratiquée des révisions générales spécifiques des parties froides et chaudes du moteur en introduisant la visite intermédiaire.
- ❖ En 1966 l'introduction des programmes de fiabilité qui donnent la première place aux méthodes monitoring.
- ❖ En 1969 l'introduction de la maintenance modulaire.
- ❖ En 1972 les potentiels fixes (moteurs en module) font place à la maintenance.

IV.1.3. Différents types de maintenance :

Il existe plusieurs types de maintenance :

- ❖ Maintenance préventive.
- ❖ Maintenance corrective.

IV.1.3.1. Maintenance préventive :

C'est l'ensemble des opérations destinées à maintenir ou remettre l'aéronef ou certain de ses éléments en état d'être exploiter normalement c'est « l'aptitude en vol ».

Elle est effectuée selon des critères prédéterminés dans l'intensité de réduire la probabilité de défaillance d'un bien.

La prévention doit permettre d'éviter les pannes au cours d'utilisation par une intervention de maintenance prévue, préparée et programmée avant la date probable d'apparition d'une défaillance.

Il existe deux types de maintenance préventive :

- ❖ Maintenance préventive systématique
- ❖ Maintenance préventive conditionnelle.

A. Maintenance préventive systématique (vie limite) :

La maintenance préventive systématique consiste à effectuer des interventions périodiques (visite intermédiaire, révision générale) selon un planning établi suivant le temps ou le nombre d'unités d'usage.

B. Maintenance préventive conditionnelle :

L'application de la maintenance préventive conditionnelle est reliée à un type d'événement déterminé en fonction de l'état matériel. Cette forme de maintenance a pour but d'assurer le suivi continu en service.

IV.1.3.2. Maintenance corrective (curative) :

La maintenance corrective est l'ensemble des opérations non programmées ayant pour but de remédier les avaries survenues en fonctionnement ou après détection d'une défaillance.

Ces opérations sont :

- ❖ S'informer et analyser la situation.
- ❖ Etablir le diagnostic (les causes probables).
- ❖ Vérifier la cause.
- ❖ Dépose /pose.
- ❖ Vérifier le résultat de réparation.
- ❖ Rédiger le rapport intervention.

IV.1.4. Différents modes d'entretien :

IV.1.4.1. Entretien avec temps limite (Hard time) :

Dire qu'un entretien fait l'objet d'un entretien avec temps limité, spécifique que cet élément devra être déposé avant d'atteindre son potentiel :

Soit pour subir certains travaux qui permettront de le libérer pour une nouvelle période de fonctionnement.

Soit pour être retiré du service (vie limite).

➤ Avantages:

Les opérations et les interventions sont planifiées, cette planification nous permet d'éliminer les causes de défaillance qui pourraient survenir par la suite.

Les coûts des opérations prédéterminent et la gestion financière est facile.

➤ *Inconvénient:*

- ❖ Le coût des opérations est élevé, car la périodicité est callée sur la durée de vie minimum d'un composant.
- ❖ Le démontage partiel d'un appareil incite aux changements de pièces par précaution.
- ❖ Indisponibilité du matériel posé par les visites et retour a l'atelier.
- ❖ Porte de potentiel pour une défaillance partielle.

Cette stratégie s'applique :

Aux équipements ayant une très grande importance fonctionnelle et dont on ne peut pas suivre l'état, car il n'y a pas de paramètres significatifs de leur faire des inspections en atelier pour les libérer pour un autre potentiel.

Ex : Pompe à huile, ventilateur, alternateur, bougie d'allumage.

IV.1.4.2. Entretien avec surveillance du comportement en service (condition monitoring) :

C'est une maintenance effectuée après indication de défaillance, les travaux de cette stratégie consistent en l'élimination des conséquences de la défaillance, ce mode d'entretien nécessite la mise en œuvre des moyens appropriés de suivi, pour sélectionner les éléments dont le niveau de fonctionnement n'est pas satisfaisant.

Les méthodes qui permettent d'analyser les défaillances sont :

- ❖ Installation d'élément de secours.
- ❖ Utilisation de technologie plus fiable.
- ❖ Utilisation de méthode de diagnostic de panne plus rapide (historique des pannes expertise).

➤ *Avantages :*

- ❖ Méthode simple (on attend l'indication de la panne pour intervenir)
- ❖ Investissement relativement réduit (les coûts de maintenance sont minimisés)
- ❖ Éviter l'encombrement dans les ateliers.

➤ *Inconvénients :*

- ❖ Volume d'information à recueillir important.
- ❖ L'application de la défaillance d'un organe peut engendrer un fonctionnement de tout le système.
- ❖ Cette maintenance coûte cher en sécurité.
- ❖ Elle s'applique pour un nombre bien déterminé d'éléments.

Ex : vanne de soutirage, les switchers, les valves.

IV.1.4.3. *Entretien selon vérification de l'état (on condition) :*

Dire qu'un élément fait l'objet d'un entretien selon vérification de l'état signifie que cet élément subit des interventions périodiques ou éventuellement soumises à des observations continues pour déterminer son état.

C'est une maintenance préventive subordonnée à un type d'événement prédéterminé (auto diagnostique, information donnée par un capteur, mesure d'une usure etc...) révélateur de l'état de dégradation de cet élément.

➤ *Avantage :*

- ❖ La possibilité de la détection de défaillances pour maintenir et garantir un niveau élevé de fiabilité pour vols.
- ❖ La détection rapide des anomalies de fonctionnement sans même devoir démonté l'élément ainsi pouvoir prévenir la panne et la répartir le plus trad. possible.

➤ *Inconvénients :*

- ❖ Coût élevé de la procédure de contrôle des paramètres de l'élément individuellement (qualification du personnel, équipements sophistiqués).
- ❖ Ce système s'applique sur les accessoires ayant une importance sur le plan de la sécurité du vol ou pour les accessoires et les éléments disposant d'équipements et de la moyenne technique.

IV.1.5. Maintenance programmée et non programmée :

IV.1.5.1. Maintenance programmée :

L'avion de type *AIR BUS A330* suit une maintenance préventive décrite en détail par son constructeur. Le service des procédures (département méthode) d'Air Algérie assure la mise à jour des plannings qui définissent les périodicités d'entretien (fin potentiel/seuil) de l'appareil en général.

Le personnel de département de propulsion utilise le *PMD* (Maintenance Planning Data) pour définir les fiches de tâche (les cartes de travail) qu'utilise le technicien durant le contrôle de maintenance des moteurs.

Le contrôle des réacteurs est effectué lors de l'immobilisation de l'avion, qui est exigée par son constructeur d'*AIRBUS*.

Cette maintenance s'effectue en deux méthodes utilisées régulièrement :

- ❖ Entretien en ligne.
- ❖ Entretien en base de maintenance « Travaux planifiés ».

A. Entretien en ligne :

L'entretien en ligne comporte (03) inspections (*CHECK*) continues :

- ❖ *DAILY CHECK* (inspection journalière).
- ❖ *WEEKLY CHECK* (inspection hebdomadaire).
- ❖ $\frac{1}{2}$ *A-CHECK*.

Ce type d'entretien se fait en piste.

1. *DAILY CHECK* (inspection journalière) :

C'est une inspection qui se fait avant le premier vol de la journée (préparation au pré vol : *PPV*), et après chaque vol (transit : *TI*), elle comporte les tâches suivantes :

i) Vérification des parties visibles (constituants extérieurs du moteur) en procédant aux étapes suivantes :

- ❖ Carter d'entrée d'air.
- ❖ Aubes fan.
- ❖ Capotage moteur (vérification de fermeture).
- ❖ Tuyère.
- ❖ Le mât.
- ❖ Absence de fuite.
- ❖ Absence de surchauffe locale.

ii) Contrôle au niveau de poste de pilotage : une check-list (liste de vérification) est faite, qui vérifie principalement : le circuit d'allumage, niveau d'huile,...

2. WEEKLY CHECK (Inspection hebdomadaire) :

C'est une inspection qui se fait chaque fin de semaine, elle comporte :

- ❖ Inspection visuelle des constituants extérieurs du moteur.
- ❖ Contrôle au niveau de cockpit : consultation de **CDU** (**DMS**, allumage,...), s'il y a un message de panne on procède a l'action corrective.

3. ½ A- CHECK :

Cette inspection est réalisée toute les **250 HDV**, elle concerne les travaux suivants :

- ❖ Inspection visuelle des constituants extérieurs du moteur.
- ❖ Vérification détaillée de l'entrée d'air et des ailettes du Fan.
- ❖ Interrogation de la **CDU**, s'il y a un message de panne on procède a l'action corrective.

Remarque : Chaque inspection est effectuée sur le moteur **N°1**(gauche) ensuite sur le moteur **N°2** (droit).

B. Entretien en base de maintenance « travaux planifier » :

Chaque **500HDV** l'avion doit être systématiquement immobilisé en base de maintenance, pour procéder aux contrôles suivants :

- | | |
|--------------|-------------------------|
| ❖ A- CHECK. | ❖ 6A- CHECK. |
| ❖ 2A- CHECK. | ❖ 7A- CHECK. |
| ❖ 3A- CHECK. | ❖ 8A- CHECK. |
| ❖ 4A- CHECK. | ❖ 9A- CHECK. |
| ❖ 5A- CHECK. | ❖ 10A- CHECK «C-CHECK». |

Chacune de ces inspections comporte, les inspections continues (*DAILY*, *WEEKLY*, et *1/2A-CHECK*) et d'autres inspections qui sont les suivantes :

➤ *A - CHECK* :

Elle est réalisée toute les *500HDV*, elle concerne les travaux suivants :

- ❖ Interrogation de *BITE* pour surveiller les débris magnétique (*DMS*) proviennent de l'*AGB*, et la *TGB* et les paliers (avant et arrière)
- ❖ Dépose et remplacement du filtre principal carburant.
- ❖ Interrogation de *CDU*.

Remarque : les *CHECK* suivantes comportent les travaux de la *A-CHECK*, ainsi d'autres inspections.

➤ *2A- CHECK* :

C'est une inspection qui se fait toute les *1000HDV*, elle comporte les tâches suivantes :

- ❖ Inspection opérationnelle (*BITE*) pour contrôler l'unité d'accessoires moteurs (EAU).
- ❖ Vérification détaillée du filtre de refoulement d'huile.

➤ *3A- CHECK* :

Elle est réalisée toute les *1500HDV* comporte les travaux effectués lors de la *A-CHECK*

➤ **4A-CHECK :**

Cette inspection est faite chaque **2000HDV**, elle concerne les tâches suivantes :

- ❖ Inspection opérationnelle (**BITE**) pour contrôler l'unité d'accessoires moteurs (**EAU**)
- ❖ Inspection détaillée du filtre de refoulement d'huile.
- ❖ Inspection détaillée du filtre de récupération d'huile.

➤ **5A-CHECK :**

Inspection réalisée chaque **2500HDV** comporte les travaux effectués lors de la **A-CHECK**.

➤ **6A-CHECK :**

Elle est faite toute les **3000HDV**, elle comporte les tâches suivantes :

- ❖ Contrôle détaillé des bougies d'allumages.
- ❖ Inspection des joints par feu (fire seal) du circuit reverse.
- ❖ Inspection opérationnelle (**BITE**) afin de contrôler l'unité d'accessoires moteurs (**EAU**).
- ❖ Inspection détaillée du filtre de refoulement d'huile.
- ❖ Contrôle détaillé du bouchon magnétique du démarreur.

➤ **7A-CHECK :**

Inspection réalisée chaque **3500 HDV**, elle comporte les travaux effectués lors la **A-CHECK**.

➤ **8A-CHECK :**

Cette inspection est réalisée toute les **4000HDV**, elle comporte les tâches suivantes :

- ❖ Inspection opérationnelle (**BITE**) pour contrôler l'unité d'accessoires moteurs (**EAU**).
- ❖ Contrôle détaillé du filtre de refoulement d'huile.
- ❖ Contrôle détaillé du filtre de récupération d'huile.
- ❖ Inspection visuelle du capot Fan pour des conditions.

➤ **9A-CHECK :**

Inspection réalisée toute les **4500HDV**, elle comporte les travaux effectués lors de la **A-CHECK**.

➤ **10A-CHECK :**

Elle est appelée aussi la « **C-CHECK** » ou « **BLOCK** », elle est faite toute les **5000HDV** y compris :

- ❖ Inspection visuelle des capots Fan en deux positions : fermée et ouverte.
- ❖ Inspection visuelle générale des collecteurs drainage.
- ❖ Inspection visuelle des brides de fixation de la **AGB/TGB**.
- ❖ Inspection visuelle des attachements de fixation avant moteur.
- ❖ Inspection visuelle des attachements de fixation arrière du moteur.
- ❖ Inspection visuelle des bielles de poussée.
- ❖ Inspection boroscopique des ailettes compresseur haute pression, les étages concernés sont : **2, 4, 6** et **8^{ème}** étage.
- ❖ Inspection boroscopique de la chambre de combustion.
- ❖ Inspection boroscopique de distributeur **HPT**.

- ❖ Inspection boroscopique des ailettes *HPT*.
- ❖ Contrôle visuel des flanges d'attachement de la *AGB* et de la *TGB*.
- ❖ Contrôle détaillé des deux câbles de bougies.
- ❖ Contrôle visuel des joints labyrinthe.
- ❖ Contrôle visuel de la surface interne de reverse.
- ❖ Contrôle détaillé des roulements à billes de bielle de reverse.
- ❖ Contrôle opérationnel d'accessoires de blocage reverse.
- ❖ Inspection opérationnelle de l'indication reverse.
- ❖ Inspection visuelle des portières de blocage reverse.
- ❖ Inspection opérationnelle (*BITE*) pour le contrôle d'unité d'accessoires Moteurs (*EAU*).
- ❖ Dépose et remplacement du filtre de distribution d'huile.
- ❖ Inspection détaillée de l'indication de colmatage filtre de refoulement d'huile
- ❖ (*POP OUT INDICATOR*).
- ❖ Dépose et remplacement du filtre de récupération d'huile.

IV.1.5.2. Maintenance non programmée :

C'est un ensemble des opérations ayant pour objectif de remédier les avaries ou les anomalies survenues en fonctionnement.

IV.1.5.3. Les différents manuels de maintenance :

Plusieurs différents documents travaillent ensemble pour nous permettre de maintenir l'avion. Les documents de maintenance vont aider à faire le travail de maintenance programmée et non programmée.

A. Pour la maintenance programmée :

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

Les documents qui fournissent des données de support pour faire la maintenance programmée sont :

- ❖ System Schematic Manual (*SSM*).
- ❖ Wiring Diagram Manual (*WDM*).
- ❖ Structural Repair Manual (*SRM*).
- ❖ Illustrated Part Catalog (*IPC*).

B. Pour la maintenance non programmée :

- ❖ Trouble Shooting Manual (*TSM*).
- ❖ Fault Reporting Manual (*FRM*).
- ❖ Built In Test Equipment Manuals (*BITE*).
- ❖ Structural Repair Manual (*SRM*).
- ❖ Dispatch Deviation Guide (*DDG*).
- ❖ Airplane Maintenance Manual (*AMM*).

IV.2. La recherche de panne :

IV.2.1. Généralité :

Le but principal de la recherche de panne est de détecter les défauts engendrant un néfaste comportement des pièces et de fournir des données concrètes pour juger l'état des systèmes.

Les erreurs de fonctionnement ne doivent pas dépasser un certain intervalle de tolérance pour cela la panne doit être éliminer avant une exploitation ultérieure de l'appareil.

IV.2.2. Les différents type de inspection :

- ❖ Méthode visuelle.
- ❖ PV2.
- ❖ Inspection en état.
- ❖ Vérification de fonctionnement.
- ❖ Inspection boroscopique.

IV.2.2.1. Inspection visuelle :

C'est une inspection qui se fait après chaque vol et qui vérifier d'une manière visuelle les constituants extérieurs du moteur. Cette inspection est prescrite en :

- ❖ Inspection journalière.
- ❖ Inspection hebdomadaire.

IV.2.2.2. PV2 :

Cette inspection est réalisée toutes les **500 heures** de fonctionnement du moteur.

IV.2.2.3. Inspections en état :

Cette inspection contrôle les fissures et les fuites et la structure métallique extérieur du moteur.

IV.2.2.4. Vérification de fonctionnement :

C'est la vérification des différents indicateurs au poste de pilotage qui concerne le moteur.

IV.2.2.5. Inspection boroscopique :

Le but de cette inspection et de voir l'état intérieur du moteur est réaliser chaque 400 cycles.

- ❖ L'ailette du compresseur.
- ❖ La chambre de combustion.
- ❖ Les ailettes de la turbine.

IV.2.3. Les différents types de dépannage :

- ❖ Méthode globale.
- ❖ Méthode progressive.
- ❖ Méthode historique.
- ❖ Méthode analytique.

IV.2.3.1. Méthode globale :

Consiste à remplacer tous les éléments de la fonction du système incriminer

➤ *Avantage :*

- ❖ Rapidité.
- ❖ Sur.
- ❖ Sauvegarder la ponctualité de l'avion (régularité, disponibilité).

➤ *Inconvénients :*

- ❖ Nécessité de disposer au magasin ou en stock tous les éléments constitutifs de la fonction.
- ❖ Manipulation excessive (pose/ dépose) des équipements dont la fiabilité décroîtra.

IV.2.3.2. Méthode progressive :

Cette méthode consiste à remplacer successivement les équipements de la fonction incriminer et de son analyse approfondit.

Une fois l'équipement remplacé on procède à un essai qui permet de vérifier si la fonction a été restauré. Dans ce cas contraire, on remonte l'ancien équipement et on procède au remplacement du suivant et ainsi de suite jusqu'au dépannage complet ou total de la fonction du système.

IV.2.3.3. Méthode historique :

On cherche l'historique de chaque équipement puis on trouve le pourcentage de panne élever.

➤ *Avantages :*

- ❖ 90% des pannes peuvent être résolues par ce processus qui fait intervenir une analyse simple.
- ❖ Cette méthode permet d'agir en priorité sur les causes les plus probables.

➤ *Inconvénients :*

- ❖ Le temps consacré à la recherche de panne.
- ❖ Déposés injustifiés.
- ❖ Diminution de la fiabilité des équipements.

IV.2.3.4. Méthode analytique :

Cette méthode permet d'affiner la méthode progressive (méthode par exclusion) et d'incriminer à coup sûr, sur l'élément en cause, cette méthode nécessite des spécialistes ayant une bonne connaissance du système, la démarche à suivre est de faire la liste des causes possibles en considérant les informations de l'avion (alarme, indication, observations d'équipage).

IV.2.4. Classe des pannes :

Les pannes classes 1, 2 et 3 n'affectent pas la sécurité de l'avion de la même façon, on distingue donc différentes classes de pannes en fonction de leur gravité (conséquence).

IV.2.4.1. Panne classe 1 :

Elle nécessite d'être portée à la connaissance de l'équipage parce qu'elles ont des conséquences opérationnelles (poursuite du vol), elle nécessite obligatoirement une

action du pilote pour remédier à la panne (c'est une panne no go), c'est-à-dire ; elle doit être impérativement réparée, sinon l'avion ne décolle pas.

IV.2.4.2. Panne classe 2 :

Elles n'ont pas de conséquences opérationnelles pour le vol en court et pour les prochains vols (dans la limite retour à la base principale) elles sont directement portées à la connaissance de l'équipage, elles doivent être rapportées au log book.

Ce sont des pannes qui n'ont pas besoin d'être réparées mais il faut prendre quelques précautions.

IV.2.4.3. Panne classe 3 :

Elles ne sont pas indiquées à l'équipage car elles n'ont pas des conséquences opérationnelles sur l'avion et n'affectent en rien la sécurité de l'avion. Elles ne peuvent être jamais réparées si ce n'est pour des considérations économiques et de disponibilité. Ce sont des pannes go : sans conditions car elles n'ont pas besoin d'être réparées, leur dépannage relève alors du critère lié à la gestion de la compagnie, en outre critère économique de prestige, et de disponibilité de l'équipement.

IV.2.5. Différents types de pannes :

IV.2.5.1. Panne simple active :

Exemple : Blocage des commandes (aileron, empennage), fuite, repture court-circuit.

IV.2.5.2. Panne passive (dormante, cachée) :

C'est une panne dont la présence n'est pas immédiatement détectée.

Exemple : Système redondant, système de protection.

IV.2.5.3. Panne multiple dû à une cause unique (le mode commun) :

Exemple : Le feu, l'explosion, la foudre, *FOD*, *DOD*, grêle.

IV.2.5.4. Panne en cascade :

Une panne simple pas critique en elle-même entraîne une série d'autre panne successive.

IV.2.6. Les différentes erreurs :

A. Erreur de conception :

Environnement différent de celui prévu.

Exemple : Erreur logicielle.

B. Erreur de fabrication :

Exemple : Assurance qualité (*JAR 145*).

C. Erreur de maintenance :

Exemple : Oubli outil, montage incorrect.

D. Erreur dans l'application du test :

Exemple : Banc d'essai.

E. Erreur de pilotage :

Exemple : Erreur d'application des procédures, conception de l'interface (licnt) équipage avion à mettre en cause.

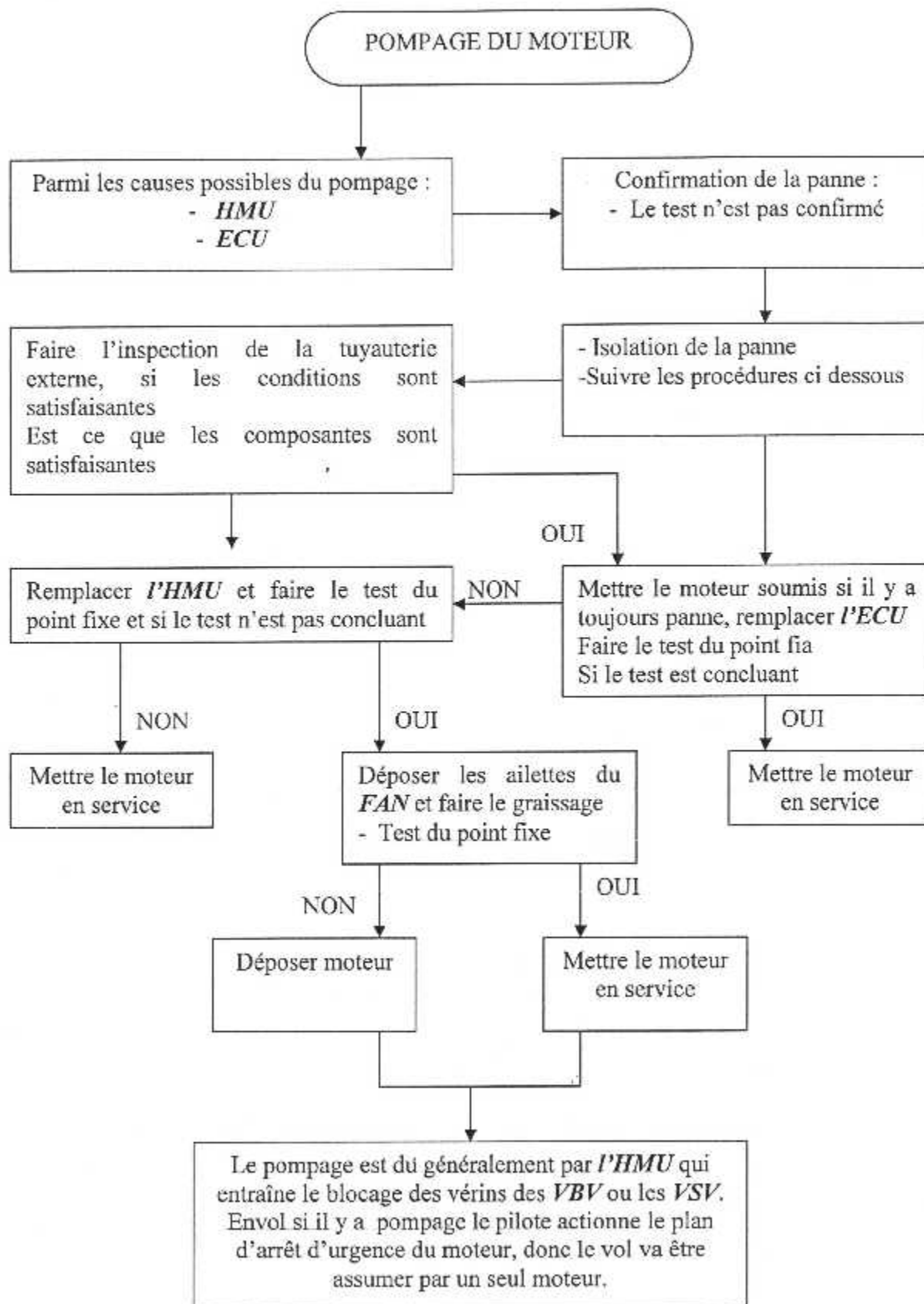
IV.2.7. Quelques cas de recherche de panne :

Après chaque atterrissage, le technicien motoriste reçoit le CRM du pilote. Lorsque il trouve une avarie, il doit faire des actions correctives pour remédier au problème posé. D'abord, il doit connaître les causes possibles qui peuvent amener à cette situation et les traiter par les procédures d'isolation de la panne pour chaque composant.

IV.2.7.1. Le décrochage aérodynamique (pompage) :

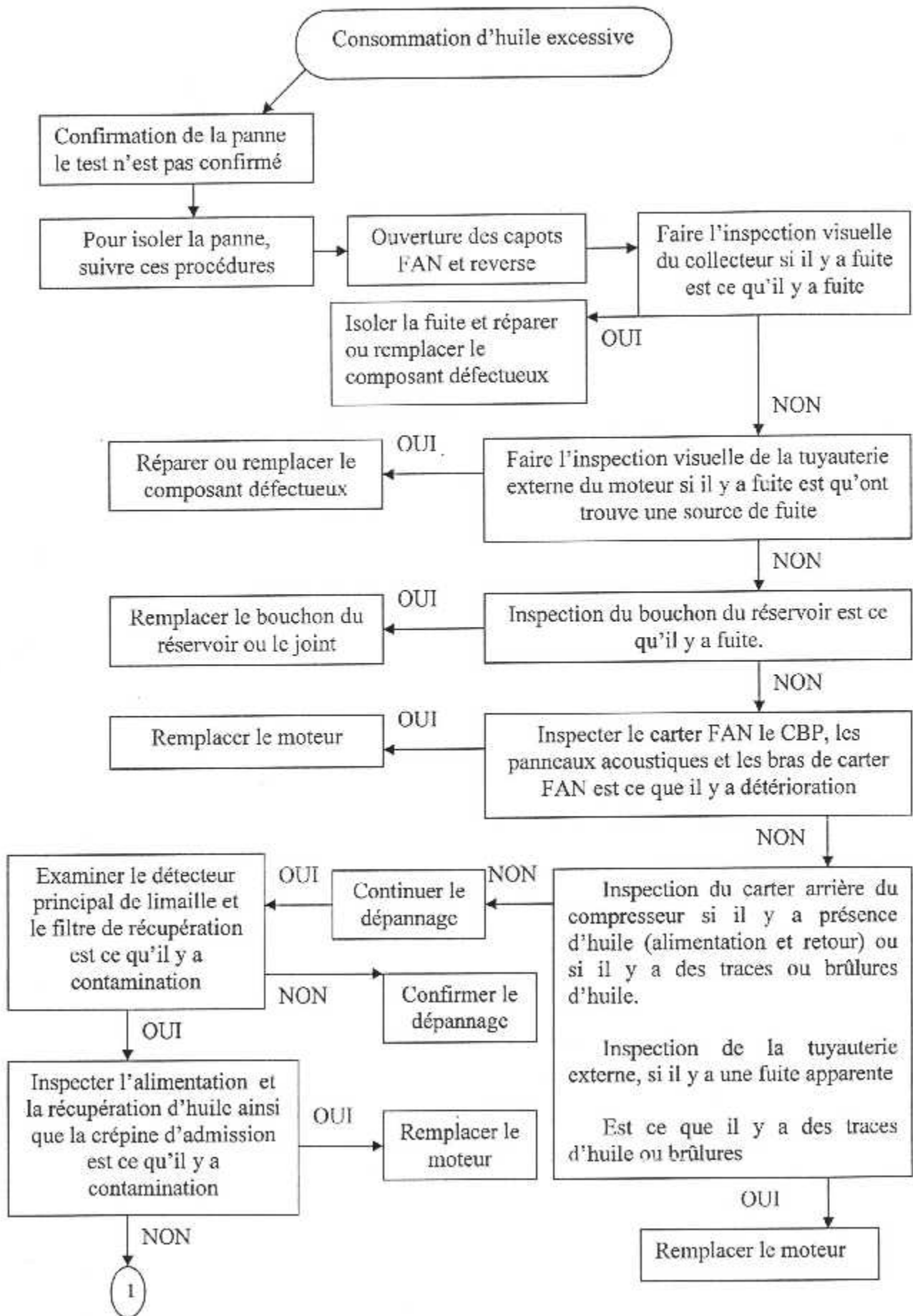
Le pompage est le bourrage d'air au niveau du compresseur basse pression qui devient un obstacle aérodynamique qui permet pas à l'air d'arriver jusqu'au compresseur haute pression et la chambre de combustion car il cause une extinction moteur en plein vol.

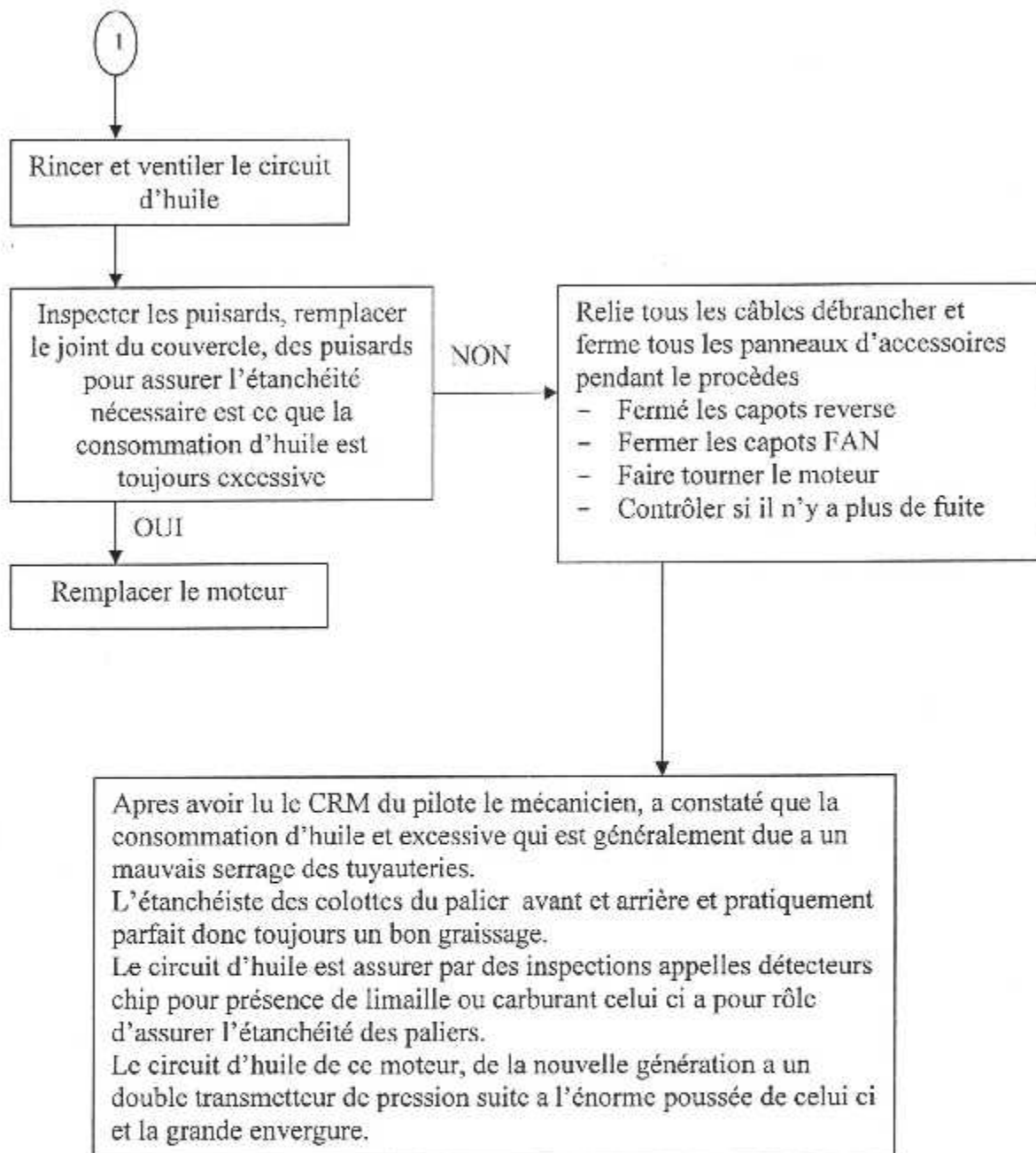
Après avoir consulté le *TSM* nous avons trouvé la procédure à suivre pour remédier à ce type d'anomalie :



IV.2.7.2. Consommation d'huile excessive :

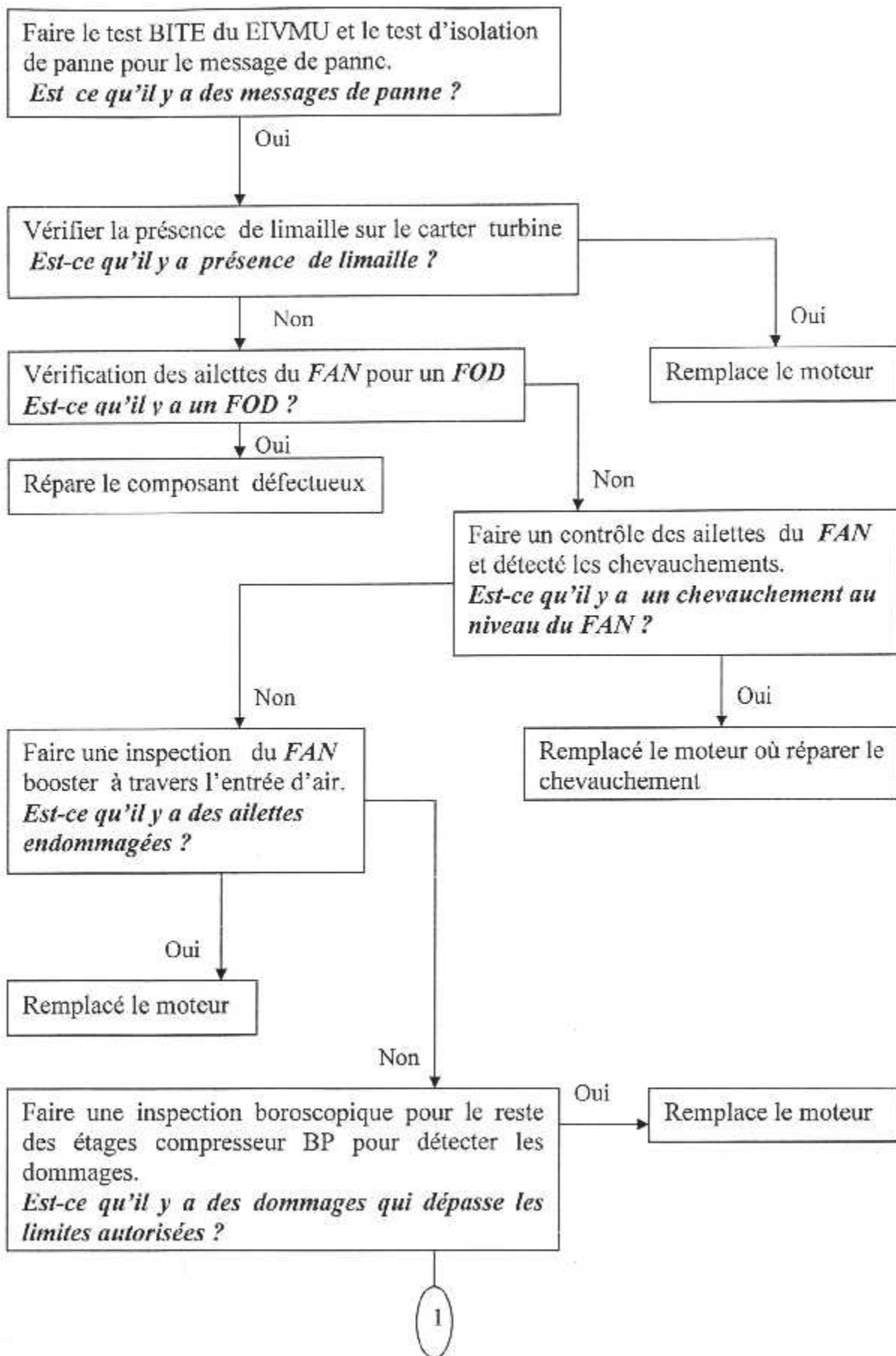
La visite de chaque après vol permet de faire le calcul de la consommation d'huile si la quantité d'huile consommée est plus de **40%** a **60%** on dit qu'on a une consommation excessive a cause de la vaporisation qui set due aux échauffement des paliers ou bien une fuite au niveau du circuit.

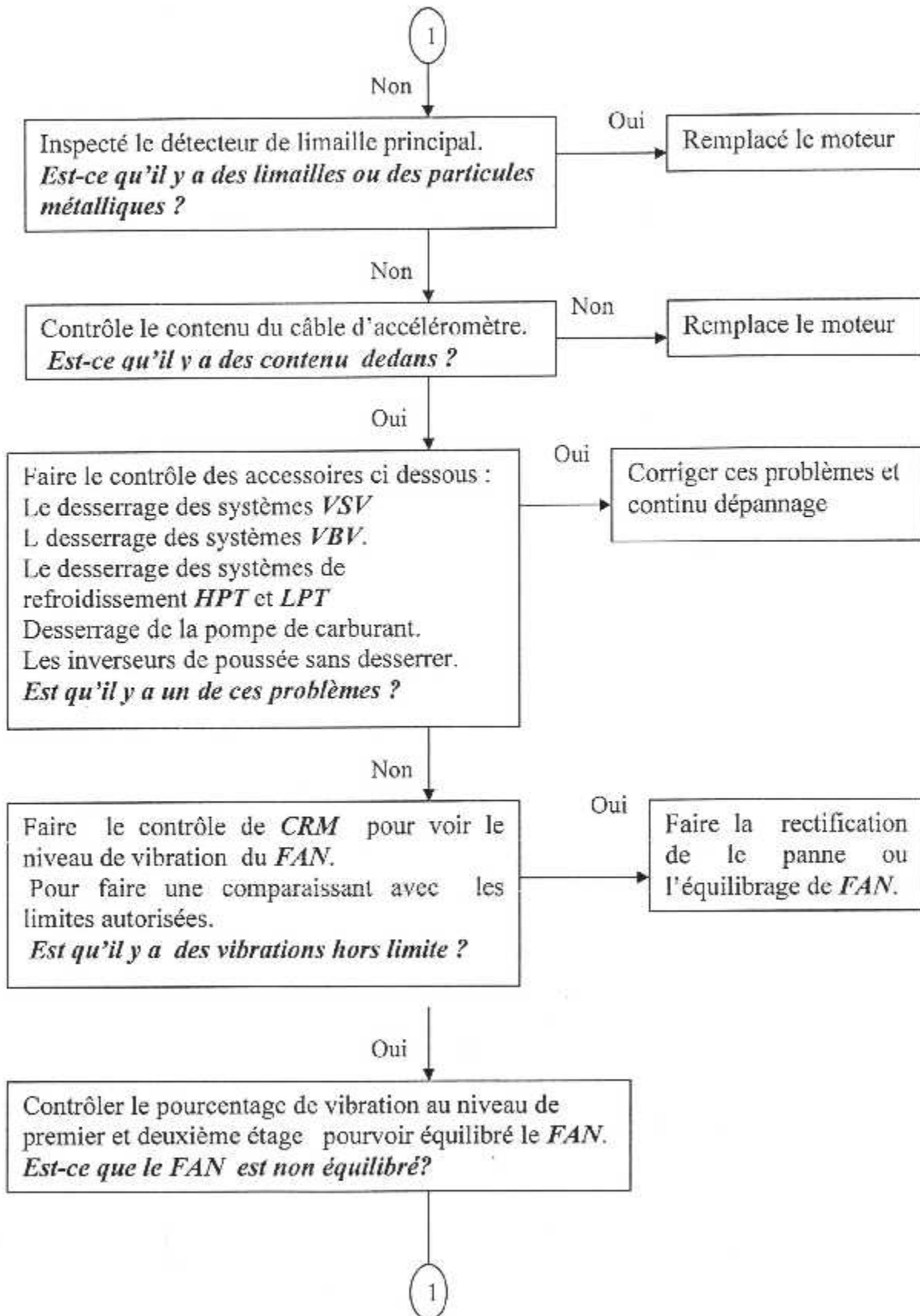


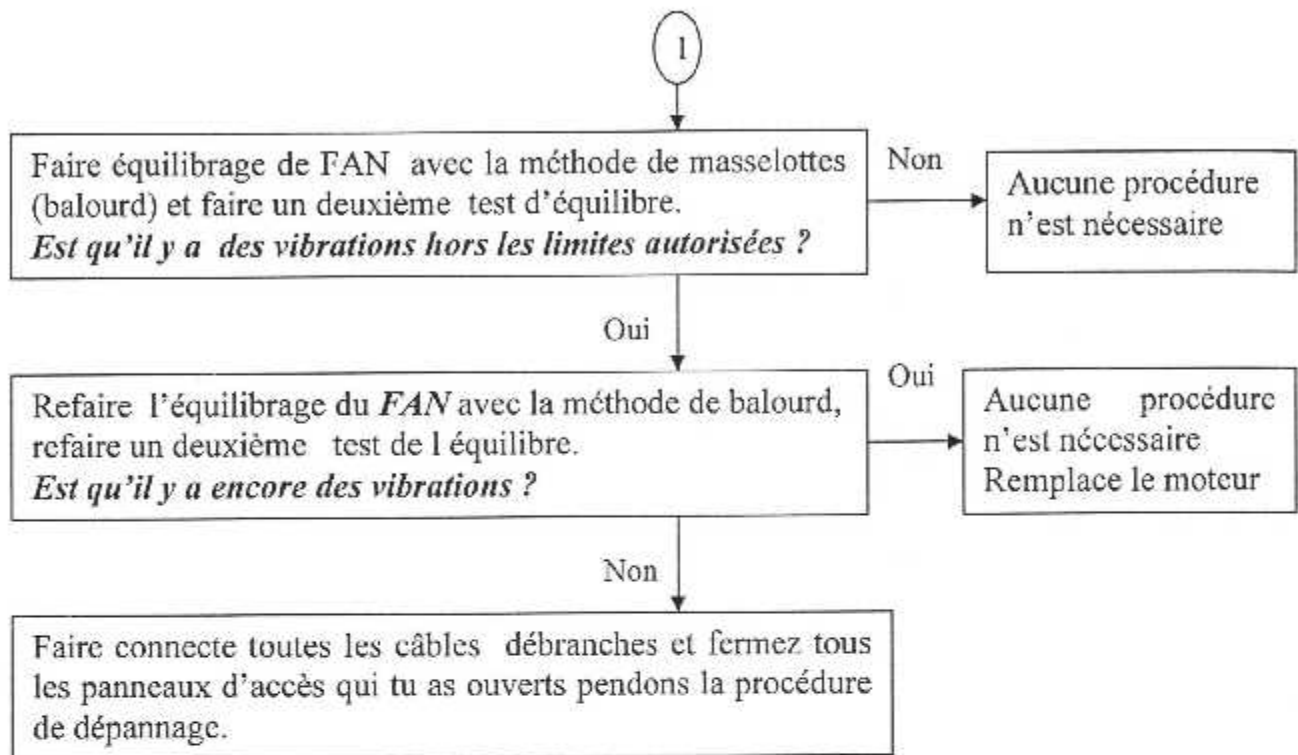


IV.2.7.3. La vibration N1 :

Il existe deux sondes de vibration au niveau de *N1* et *N2* alors il y'a une certaine limite de vibration a ne pas dépasser. Si on atteint cette limite nous accède la zone de danger. Pour cela en cas de vibration on doit suivre certaines étapes pour le dépannage qui sont comme suit :









A l'issue de notre stage pratique qui s'est déroulé au niveau des installations techniques de la compagnie d'Air Algérie, avec la collaboration de mon promoteur et la direction technique de la compagnie, on s'est intéressé à l'étude du moteur CF6-80E1 équipant l'Air BUS 330 ainsi que quelques cas de recherche de panne.

Ce stage nous a permis de prendre connaissance du fonctionnement du moteur CF6-80E1 FADEC ainsi que les différentes procédures à suivre sur des cas de panne des composants moteur et de noter que le moteur de la nouvelle génération, est l'aboutissement de plusieurs années d'expérimentation de recherche et de perfectionnement qui permet finalement la fabrication d'un moyen de propulsion fiable, rentable et surtout économique.

En constatant que les constructeurs ont apporté des améliorations sur les moteurs de GE prenant pour exemple CF6-80C2 FADEC qui a été amélioré en CF6-80E1 FADEC. Ces améliorations ont été faites pour l'évolution de l'appareil. Elles sont bénéfiques sur le plan d'exploitation.

Malgré quelques difficultés et les moyens qui sont limités, c'est-à-dire le manque de documents et des personnes qualifiées dans le domaine, nos efforts ont été déployés à l'élaboration d'un mémoire fructueux et on espère qu'on est arrivés à enrichir vos connaissances et surtout apporter un plus au sein de notre institut et nous espérons que ça sera de même pour les étudiants qui s'intéressent à cette étude et doit servir comme une bonne référence.

Bibliographie

- ❖ *Dictionnaire aéronautique technique*
- ❖ *Live maintenance courre A330 volume 1 (course text book) CF6-80 E1*
- ❖ *Les thèses :*
 - *les opérations de maintenance programmées et non programmées du CF6-80C2*
 - ✓ *chapitre régulation et contrôle moteur*
 - ✓ *chapitre maintenance programmées et non programmées*
 - *Etude comparative des deux réacteurs GENERAL ELECTRIC CF6- 80A3 et CF6-80C2 FADEC*
- ❖ *Les CD :*
 - *CD du TSM A 330(Trouble Shooting Manual)*
 - *CD de l'AMM A330 (Air craft Maintenace Manual)*
 - *CD du systran premium 4.0*
 - *GE –Aircraft Engines CF6-80 E1, CF6- 80 C2*
 - *CF6-80 E1 Engine Manuel IPC-SBs*
- ❖ *Les Sites:*
 - *www.AIRBUS.com*
 - *www.GENERAL ELECTRIC .COM*

Résumé de travail

L'objectif de notre mémoire est d'élaborer une étude descriptive du moteur CF6-80E1 et ces circuits qu'on a pu comprendre et voir clairement leurs différents composants.

Ainsi qu'on a démontré les méthodes de recherche de panne et la maintenance suivie sur le moteur CF6 80 - E1.

ملخص العمل

إن الهدف المسطر من خلال العمل الذي قمنا به يتمثل أساسا في دراسة مختلف أجزاء مكونات المحرك النفاذ CF6 80 - E1 وكذا أنظمتها.

ومن خلال تلك الدراسة قمنا بالبحث عن مختلف الأعطاب وعن طرق صيانتها.

The work resume

The objective one of our memory is to prepare a descriptive study of engine CF6-80E1 and these circuits which one could include/understand and see clearly their various components.

Like one showed the methods of fault finding and the maintenance followed on engine CF6 80 - E1