

*République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur
et de la Recherche Scientifique*

*Université de Blida
Institut d'Aéronautique*

Projet de Fin d'Etude



*Pour l'obtention du Diplôme des Etudes Universitaires Appliquées
en Aéronautique (D.E.U.A)
Option : Propulsion*

Thème

Analyse de maintenance



**sur le Moteur CFM56-7B
(SAC).**



**Présenté par :
Melle.OULTABET Nadjat**

**Promoteur :
Mr.GUELLATI Karim**

**Co-Promoteur:
Mr.LAARBI Farid**

Promotion 2004

REMERCIEMENT

Je tiens à remercier le bon DIEU de m'avoir donné, le courage, la patience et la capacité de mener ce travail à terme.

J'exprime mes vifs remerciements à mon promoteur pour m'avoir encadré durant mon travail, ainsi qu'à mon co-promoteur

Je remercie tous les Techniciens et les Ingénieurs de la nouvelle base de maintenance d'Air Algérie, sur tout : Mr.BENYAHYA, Mr.ZEROUAL, Mr.AYACH, Mr.FEHMI, Mr.CHAKIB et Mr.KASSI.

Je voudrais aussi exprimer toute ma gratitude à Mr.MAHANI pour son aide permanente

Au membre de jury pour l'honneur qu'ils m'ont accordé, en acceptant de juger mon travail, et à tout mes enseignants de l'institut qui ont encouragé durant toute ma formation, exceptionnellement : Mr.ABADA et Mr.BENTRAD.

Et à tout ceux qui ont soutenu de près où de loin pour la réalisation de ce projet.

Dédicace

Je dédie humblement ce travail à :

- ❖ *Ma chère MERE, que j'aime très fort, et que je lui présente tout le remerciement pour ses conseils, que DIEU me la garde.*
- ❖ *Mon père qui m'a soutenu et encouragé.*
- ❖ *Mes chères sœurs : ZOHRA, KHADIDJA, KHEIRA et YASMINA.*
- ❖ *Mes frères, mes deux petits anges : ZINO et NAFAA et le prochain bébé Incha Allah.*
- ❖ *Tout mes amies, surtout : FATIMA.*
- ❖ *Mes collègues de l'institut d'aéronautique promotion 2004.*
- ❖ *Tout ceux qui m'ont aidé de près ou de loin.*
- ❖ *Toutes qui me sont chères et que j'aiment*

SOMMAIRE

INTRODUCTION

| | |
|---|----|
| I. Historique de la compagnie | 01 |
| II. Historique du CFM international | 04 |

CHAPITRE I : DESCRIPTION DU REACTIEUR CFM 56-7B

| | |
|---|----|
| I.1. Définition | 06 |
| I.2. Caractéristiques | 06 |
| I.3. Modules réacteur | 07 |
| 3.1. Module fan | 07 |
| 3.2. Module core | 07 |
| 3.3. Module turbine basse pression | 09 |
| I.4. Boite d'entraînement des accessoires | 09 |
| I.5. Paliers et roulements moteur | 11 |
| I.6. Repérage des différents stations | 11 |
| I.7. Capotage moteur | 12 |
| I.8. Principe de fonctionnement | 12 |

CHAPITRE II : DEFFERENTS CIRCUIT DU CFM 56-7B

| | |
|--|----|
| II.1. Circuit carburant | 16 |
| 1.1. Rôle | 16 |
| 1.2. Composition | 16 |
| 1.3. Contrôle | 18 |
| 1.4. Fonctionnement | 18 |
| II.2. Circuit de graissage | 20 |
| 2.1. Rôle | 20 |
| 2.2. Composition | 20 |
| 2.3. Contrôle | 20 |
| 2.4. Fonctionnement | 22 |
| II.3. circuit d'air | 24 |
| 3.1. Rôle | 24 |
| 3.2. Identification des éléments | 24 |
| 3.3. Contrôle actif du feux turbine haute pression | 24 |
| 3.4. Contrôle actif du jeux turbine basse pression | 24 |
| 3.5. Stators à calage variable | 24 |
| 3.6. Vannes de décharge | 26 |
| 3.7. Vannes de décharge transitoire | 26 |

| | |
|---|----|
| II.4. Système de démarrage | 28 |
| 4.1. Démarrage réacteur | 28 |
| 4.2. Allumage Réacteur | 28 |
| 4.3. Contrôle de démarrage | 28 |
| II.5. Système d'inverseurs de poussée | 30 |

**CHAPITRE III : REGULATION ET CONTROLE DU REACTEUR
CFM56-7B**

| | |
|---|----|
| III.1. Système dérégulation | 33 |
| 1.1 Description du système FADEC | 33 |
| 1.2 Description de l'unité de contrôle électronique | 35 |
| 1.3 Les connexion du EEC au système moteur et avion | 37 |
| 1.4 Alimentation électronique du EEC | 37 |
| 1.5 L'unité hydromécanique HMU | 38 |
| III.2. Contrôle du réacteur | 40 |
| 2.1 Paramètres fournis par la EEC | 40 |
| 2.4 Capteurs | 40 |
| 2.3 Tachymètres | 42 |
| 2.4 Le contrôle du niveaux vibratoire | 44 |
| 2.5 Indicateur EGT | 45 |
| 2.6 Débitmètre | 47 |
| 2.7 Indication de système d'huile | 47 |
| 2.8 Indication au cockpit | 47 |

**CHAPITRE IV : MAINTENANCE PROGRAMME ET NON
PROGRAMMEE DU REACTEUR CFM56-7B
(ANALYSE DE MAINTENANCE)**

| | |
|--|----|
| IV.1. Généralités et définitions | 52 |
| 1.1. Définition du maintenance | 52 |
| 1.2. Différents type de maintenance | 52 |
| 1.3. Evolution de politique de maintenance | 54 |
| 1.4. Influence de fiabilité | 55 |
| 1.5. Les différents modes d'entretien | 55 |
| IV.2. La maintenance programmée | 56 |
| 2.1 Entretien en ligne | 59 |
| 2.2. Entretien en base de maintenance | 59 |
| IV.3. La maintenance non programmée | 61 |
| 3.1. Analyse des pannes | 66 |

CHAPITRE V :

ETUDE DE FIABILITE

| | |
|---|----|
| V.1. Introduction | 70 |
| V.2. Définition de fiabilité | 74 |
| V.3. Qualité et fiabilité | 75 |
| V.4. Différents stades pour une étude de fiabilité | 75 |
| V.5. Suivi du comportement des équipement en exploitation | 75 |
| V.6. Etude des défaillances | 76 |
| 6.1. définition | 76 |
| 6.2.classification des défaillances | 76 |
| V.7. Modes de défaillances | 76 |
| V.8. Rapport de fiabilité | 77 |
| V.9. Fiabilité par système | 81 |
| 9.1 .Plaintes des systèmes au sol | 81 |
| 9.2 .Plaintes des systèmes au vol | 82 |
| 9.3 .Interprétation des courbes | 86 |
| 10. Contrôle de fiabilité de propulsion | 86 |
| 10.1. Interprétation de l'histogramme | 88 |
| 11. Conclusion | 89 |

CONCLUSION

LISTE DES ABREVIATIONS

- **AC** : Courant alternatif
- **A/C** : Avion
- **ADIRU** : Contrôle de référence inertielle de données aériennes
- **AGB** : Boîte de commande des accessoires
- **AH** : Compagnie air argien
- **APU** : Unité de puissance auxiliaire
- **A/T** : Auto manette
- **AVM** : Dispositif aéroport de contrôle des vibration
- **BP** : Basse pression
- **BITE** : Equipement de contrôle intègre
- **BSV** : Vérins d'ouverture des da pet de décharge
- **C°** : Degrés celsius
- **CDS** : Système de visualisation commune
- **CDU** : Boîte de commande et d'affichage
- **CFMI** : CFM international
- **CHA** : Canal A
- **CHANGTS** : changement
- **CHB** : Canal B
- **DAC** : Moteur à chambre de combustion double
- **D/C** : Décollage
- **DUE** : Unité d'affichage électronique
- **DOD** : Dégât cause par un phénomène naturel
- **DMS** : Système de détection (surveillance) débris
- **EAU** : Unité d'accessoires moteur
- **EEC** : Système de régulation électronique numérique à pleine autorité
- **ECU** : Dispositif de régulation numérique du moteur
- **EFIS** : Ensemble d'instrument de vol électronique
- **EGT** : Température de sortie des gaz d'échappement
- **EHSV** : Electrohydraulique servo vanne
- **EIAM** : Centralisation des suivis et donnees électronique de l'avion
- **ENG** : (angine) turboréacteur
- **FADEC** : Système de régulation électronique numérique a plein autorité
- **FDAN** : Boîtier de détection des données de vol
- **FFCCV** : Accéléromètre
- **FIM** : Manuel de recherche de panne
- **FMC** : Ordinateur de gestion de vol
- **FMV** : Vanne de dosage carburant
- **FOD** : Dégât cause par un corps étrangers
- **FDAU** : Boîtier de détection des données de vol
- **FRV** : Vanne de retour carburant

- **GT** :Regroupe turboréacteur
- **HDS** : Arbre d'entraînement horizontal
- **HMU** : Dispositif de régulation du moteur
- **HP** : Haute pression
- **HPC** : Compresseur haute pression
- **HPT** : Turbine haute pression
- **HPTACC** : Contrôle du jeu turbine haute pression
- **HPTACCV** : Valve HPTACC
- **IPSOV** : Robinet d'arrêt HP
- **HRS** : Heurs
- **H/S** : Hors service
- **IDG** : Générateur d'entraînement intègre
- **IGB** : Boîtier du dispositif d'admission
- **IGV** : Aubes pré rotation à calage variable
- **LCD** : Affichage à circuit liquide
- **LPC** : Compresseur basse pression
- **LPT** : Turbine basse pression
- **LPTACC** : Contrôle actif du jeu turbine basse pression
- **LVDT** : Transformation différentiel variable linéaire
- **MSG** : Message
- **N1** : Vitesse de rotation de l'attelage haute pression
- **N2** : Vitesse de rotation de l'attelage basse pression
- **NBRE** : Nombre
- **POS** : Position
- **PF** : Point fixe
- **QRF** : Demie tour en vol
- **QRG** : Demie tour au sol
- **RAS** : Rien à signaler
- **RDS** : Arbre entraînement radial
- **SB** : Service bulletin
- **S/N** : Numéro de série
- **SNECMA** : Société d'étude et de construction de moteurs de l'aviation
- **SS** : Service SNECMA
- **TAT** : Température de l'air total
- **TBV** : Vanne de décharge transition
- **TGB** : Boiterie de renvoi d'angle
- **TLA** : Manetre de commande d'angle de poussée
- **T/OFF** : Décollage
- **VBV** : Vanne de décharge
- **VIB** : Vibration
- **VSV** : Stators à calage variable

INTRODUCTION

INTRODUCTION

Dans chaque pays le transport a son importance capital sur le plan économique, développement et communication, la particularité s'est dirigée vers le transport aérien car celui-ci possède une place importante ou l'efficacité dépend de son application.

Ce transport aérien tel que les avions étant une machine à la fois complexe et fiable est conçue de manière à permettre aux utilisateurs de l'exploitée dans une large plage de changement des altitudes des vitesses de vol, et dans diverses conditions climatiques et géographiques avec un niveau très élevée de sécurité de vol.

Tout les systèmes et équipements de l'avion ayant une influence sur la sécurité de vol (Réacteur par exemple), doivent être assurer leur fonction sans discontinuité durant toute la période de fonctionnement, l'imprévisible est non toléré, car ceci peut engendrer une perturbation du régime de vol de l'avion et des incidents regrettables aux conséquences souvent irréparables (avaries d'avion, catastrophes aériennes, ...).

Pendant l'exploitation, la fiabilité de l'avion est maintenue et élevée par une utilisation préventives et correctives d'anomalie et de panne, et une collecte et une suivie systématique des informations concernant la vie et l'état de l'avion.

Pour cela, vu l'importance de la maintenance dans l'aviation on connaît actuellement plusieurs stratégies de maintenance scientifiquement élaborées, s'accompagnant de leur types spécifiques d'organisation des structures et de moyens utilisés.

Mon sujet consiste a élaborer une étude sur le déroulement des entretiens et les opérations de maintenance d'un turbo réacteur de type CFM 56-7B.

HISTORIQUE

I – HISTORIQUE DE LA COMPAGNIE :

La compagnie d'Air Algérie a été créée en 1947 dans le but d'exploiter un réseau dense, et régulier des lignes aériennes entre la France et l'Algérie.

Seize ans plus tard, en Février 1963 à la suite de l'indépendance d'Algérie, elle devient une compagnie nationale sous tutelle du ministère des transports.

Le 02 Mars 1971 une date historique dans la vie de la compagnie, deux Boeing arrivent à Alger des perfectionnements techniques et commerciaux.

En février 1972 l'arrivée du 1^{er} Boeing 737-200, et la réalisation au sein des ateliers de maintenance de Dar El-Beida de la première grande visite sur appareil de type Caravelle.

En cette année Air Algérie devient entièrement national après avoir récupéré les sources nationales, les dernières actions retenues par les sociétés étrangères étaient rachetées (nationalisation le 15-12-1972).

Durant l'année 1980, la flotte est enrichie d'une nouvelle race d'avion, l'Airbus de gros porteur.

En 1999 l'arrivée d'un Boeing 737-800 équipé par des moteurs de la nouvelle génération qui est de type : CFM 56-7B.

Pour mener bien sa mission, Air Algérie utilise d'énormes moyens humains à savoir : le personnel au sol, le personnel navigant technique et enfin le personnel navigant commercial.

Elle dispose actuellement de :

- 02 Airbus A310.
- 11 Boeing B727-200.
- 14 Boeing B737-200.
- 03 Boeing B767.
- 08 Fokker F27.
- 08 ATR 72-212A.
- 08 Boeing B737-800.

- 03 Boeing B737-600.

Pour l'activité cargo, l'entreprise est dotée d'un Boeing B737 d'une capacité de 13 tonnes, et de deux Hercules d'une capacité de 21 tonnes chacun.

L'évolution de la compagnie s'est faite par l'adjonction d'unités ou d'activité issue de diverses restriction.

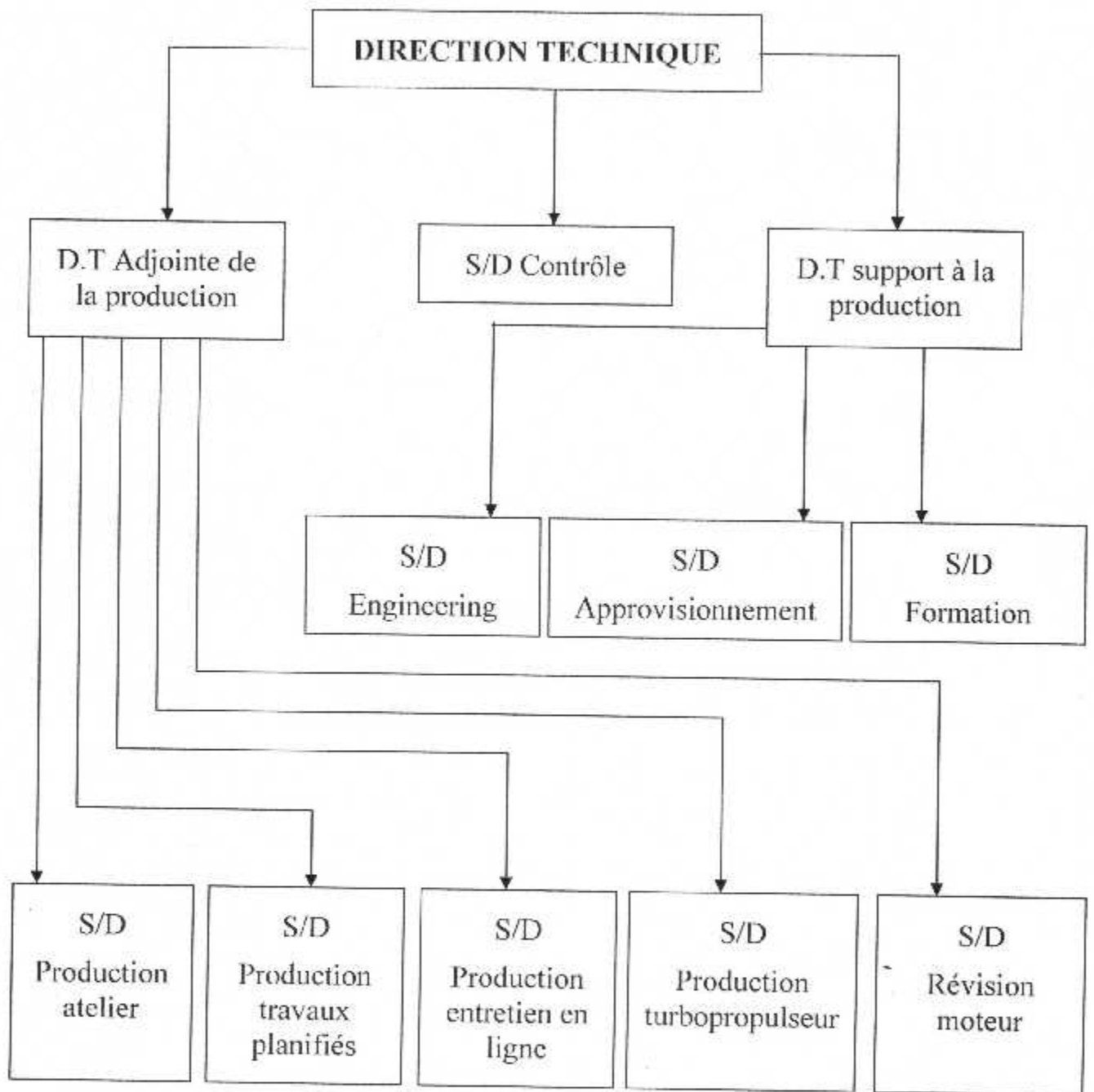
• ***La direction technique :***

La direction technique est chargée d'assurer la maintenances des appareils propres d'Air Algérie, ainsi que ceux qui lui sont confiés par les tiers étrangers.

Elle est organisée et structurée pour faire face au travail d'entretien de réparation, révision des équipement, accessoires et aéronefs.

Le personnel de maintenance est en majeure partie, composée d'agent ayant un profil technique correspondant aux qualifications requises pour l'entretien des avions et de leurs équipements.

• *Organigramme de la direction technique :*



II- HISTORIQUE DU CFM INTERNATIONAL :

Le marché des moteurs d'avion, tout comme celui de la construction aéronautique et fortement oligopolistique. Seuls quelques groupes de taille mondiale occupent ce marché qui nécessite des investissements importants. La structure du marché explique donc logiquement l'accord qui lie la société SNECMA à la firme américaine GENERAL ELECTRIC leur filiale commune, occupe depuis 1974 une place prépondérante dans la fourniture de moteurs civils. Le modèle phare CFM56 équipe ainsi les Boeing, notamment la gamme des 737, ainsi que la famille des Airbus 319-320-321

« CFM » n'est pas un acronyme de mots technique. La société CFM international est sa gamme de produits *CFM56*, ont obtenu leurs noms par une combinaison des deux désignations commerciales de moteur des deux sociétés parentales : CF6 (compressor-fan) de GE (général électrique) et M56 (M-Motor) de SNECMA (Société Nationale d'étude et de Construction de Moteur d'Avion).

Un avion équipé de CFM56 décolle toutes les quatre (04) secondes dans le monde. Moteur préféré des compagnies aériennes, le CFM56 propulse près de la moitié des avions de plus de cent places livrés depuis quinze ans, et confirme en 1999 sa place N°1.

Vendu à près de 15 000 exemplaires, le CFM56 est le moteur de choix pour les applications court et moyen-courriers de Boeing et Airbus. C'est le seul moteur de sa catégorie à équiper tout les avions de grandes familles mono couloir des deux avionneurs le CFM56 propulse en exclusivité toute la famille Boeing 737. chez Airbus, il équipe non seulement la totalité de la famille A320 mais aussi le quadrimoteur long courrier A340.

Avec 50% de la part de marché les cinq (05) dernière années, la famille CFM56 confirme en 1999 sa place N°1 mondial pour les avions plus de 100 places.

Le CFM56-7B a trouvé une nouvelle application sur le Boeing B737 Wedgetail, avion de surveillance électronique commandé par l'armée de l'air Australienne.

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

Pour préparer l'avenir et satisfaire les futures besoins du marché, les deux partenaires se sont engagés dans un important programme de développement technologique : TECH56. par ailleurs, Snecma poursuit le développement de son activité dans le domaine des moteurs de forte poussée. Le programme TECH56 permettra à SNECMA et GENERAL ELECTRIC de conserver leur position de numéro 1, mondial sur le marché des moteurs de 20000 à 35000 Lbs poussée.

CFM56-7B :

- Lancement du programme avion Janvier 1994.
- Premier essai moteur Avril 1995.
- Premier vol moteur sur Boeing 737.FTB Janvier 1996.
- Certification de CFM56-7B Décembre 1996.
- Certification du Boeing 737-700 Septembre 1997.
- Entrée en service sur Boeing 737-800 Avril 1997.
- Entrée en service sur Boeing 737-600 Août 1998.
- Entrée en services sur Boeing 737-900 Décembre 2000.

Chapitre I

DESCRIPTION DU REACTEUR

CFM56-7B

I-1. DEFINITION :

Le CFM56-7B est un moteur (turbofan), double corps ,double flux, à écoulement axial, avec un taux de dilution élevé, il est court et léger, et d'une conception entièrement modulaire pour faciliter sa maintenance.

Son rôle est délivrer une poussée à l'avion et d'assurée la puissance aux systèmes suivant :

- Electrique.
- Hydraulique.
- Pneumatique

I-2. CARACTERISTIQUES DU REACTEUR CFM56-7B :

- ModèleCFM 56-7B
- Poussée 19500 à 7300pounds
- Diamètre 1.55m
- Poids du moteur à vide 2385kg
- Masse de la nacelle complète (M+Cpts) 3300kg
- Longueur2.50m
- ~~Mach~~ ~~0.8~~
- N 1 max 104%(5380 tr / mn)
- N 2 max 105%(15183 tr / mn)
- Taux de compression 32
- Débit d'air au décollage 385 kg / s
- Vitesse moyenne d'éjection des gaz (décollage)....295 m / s
- Consommation spécifique 0.59 kg décarburant Par kg de poussée par heure
- Taux de dilution 5.6
- Générateur électrique 90 KVA

- Hydraulique 3000psi à 34 gallons/mn.
- Pneumatique Limité à 3000 psi et 390 à 440 f degrés.
- Limite de démarrage de l'EGT 725C°.
- EGT max 950C°.

I-3. MODULES DU REACTEUR : fig (I.1).

Le moteur CFM 56-7B est un moteur de construction modulaire. Il se compose de (03) trois modules qui sont les suivants :

- Module Fan.
- Module core.
- Module turbine basse pression.

3.1- Module Fan :

Ce Module est constitué d'une soufflante de 24 ailettes et trois (03) étages compresseur basse pression.

La soufflante accélère la vitesse de l'air, un carénage du splitter (séparateur) divise l'air en deux parties (flux) :

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

3-2. Module core :

Le module core est constitué de :

- Neuf (09) étages compresseur haute pression.
- Une chambre de combustion de type annulaire, équipé de vingt (20) injecteurs et deux (02) allumeurs.
- Une turbine haute pression à un seul étage, elle entraîne le compresseur haute pression et la boîte d'entraînement des accessoires.

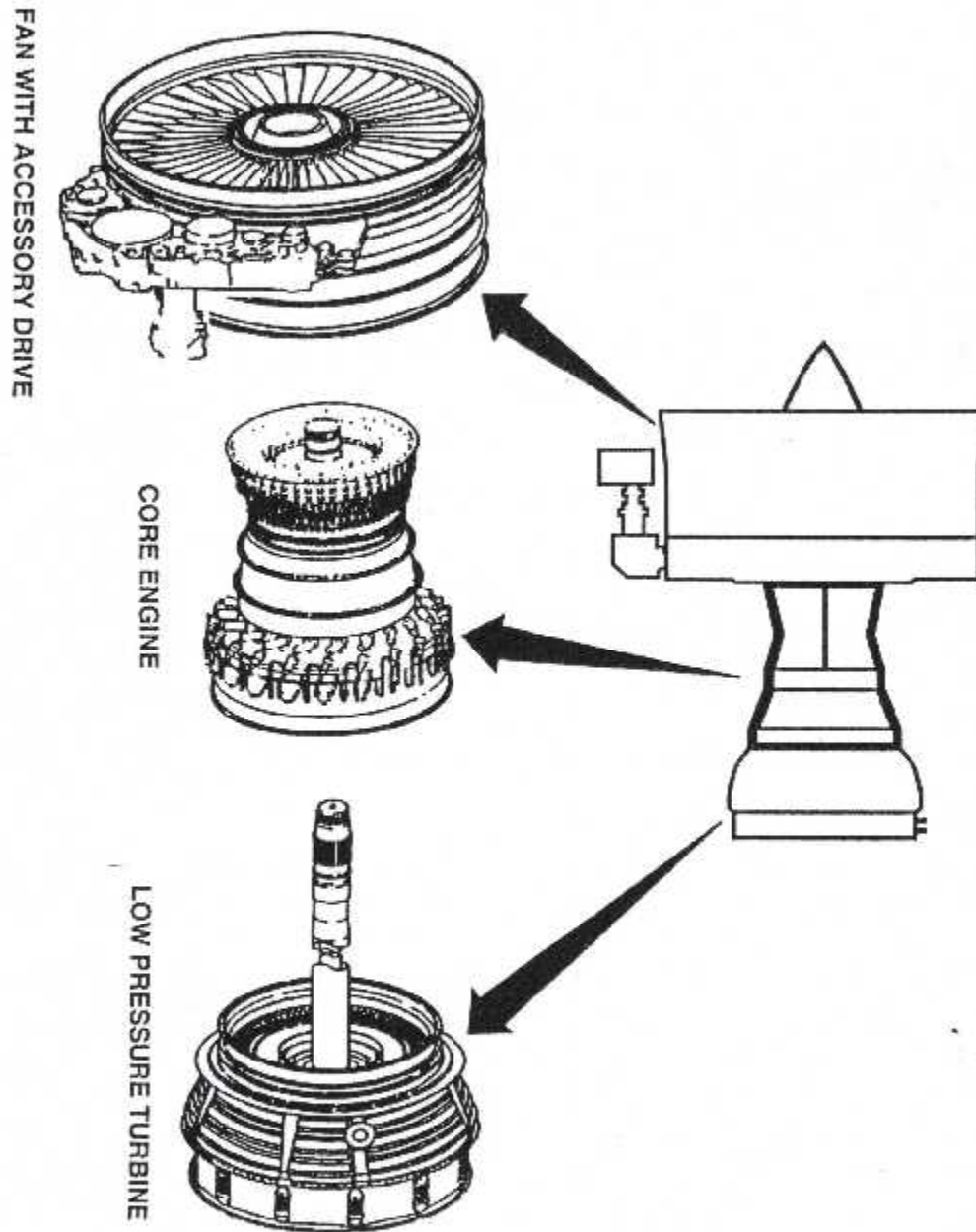


Fig (I.1) : Modules Réacteur

L'ensemble turbine haute pression et compresseur haute pression est appelé attelage haute pression "N2".

3-3. Module turbine basse pression :

Ce module est constitué de (04) quatre étages. Il entraîne la soufflante et le compresseur basse pression.

L'ensemble turbine basse pression, soufflante et le compresseur basse pression est appelé attelage basse pression "N1".

1-4. BOITE D'ENTRAÎNEMENT DES ACCESSOIRES (AGB) : fig (1.2)

Elle est localisée dans le côté gauche du moteur sur le carter Fan. L'attelage haute pression (HB) entraîne l'AGB et reçoit le mouvement du démarreur par l'intermédiaire d'une prise de mouvement d'une boîte de transfert. Elle est équipée de différents accessoires suivants :

• Sur la face avant :

- ✓ Alternateur EEC.
- ✓ Capteur de vitesse N2.
- ✓ Démarreur pneumatique.
- ✓ Générateur d'entraînement intégré (IDG).
- ✓ Pompe hydraulique.

• Sur la face arrière

- ✓ Pompe carburant.
- ✓ L'unité de lubrification (LBU).
- ✓ Unité hydromécanique (HMU).
- ✓ Echangeur de chaleur principal.

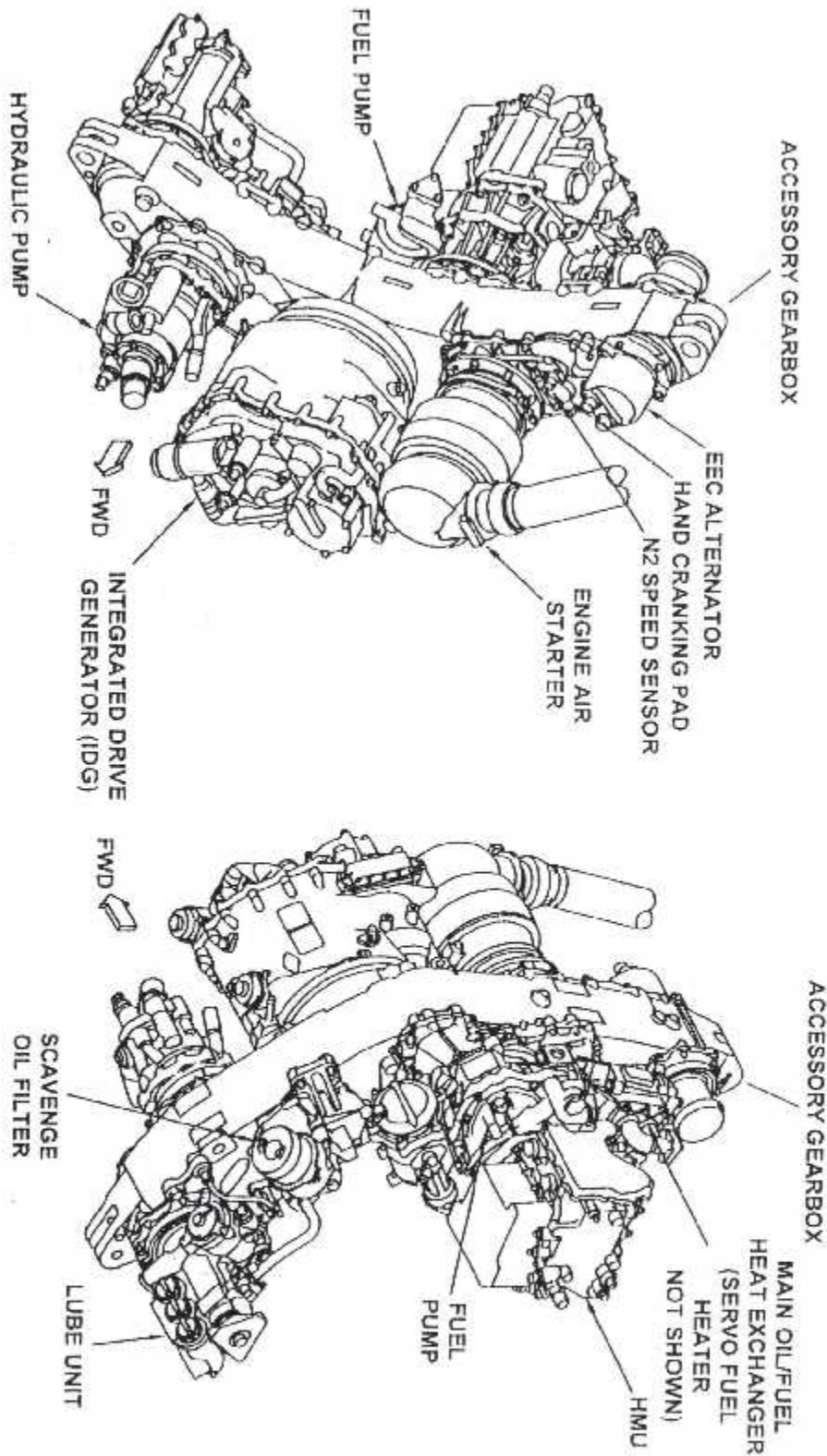


Fig (1.2) : Boite d'entraînement des accessoires

I-5. PALIERS ET ROULEMENTS MOTEUR :

Il existe deux (02) paliers pour le moteur :

- Palier avant.
- Palier arrière.

Cinq (05) roulements principaux (deux à billes et trois à galets) sont contenues dans le palier avant (roulement 1B, 2R, 3B, 5R) et palier arrière (roulement 4R et 5R).

Les roulements à billes absorbant les charges radiales et axiales de l'arbre. Les roulements à galets absorbent seulement les charges radiales.

- Roulement à billes N°1 et roulement à galets N°2 supportent l'arbre fan.
- Roulement à bille N°3 et roulement à galets N°3 supportent l'arbre HPC dans l'extrémité avant est localisé dans L'IGB.
- Roulement à galets N°4 supporte l'arrière de l'arbre rotor HPT et roulement à galets N°5 supporte l'arrière de l'arbre LPT.

I-6. REPARAGE DES DIFFERENTS STATIONS : fig(1.4).

Il existe des capteurs et des sondes aux sept (07) stations aérodynamiques :

- Station 0 : Air ambiant.
- Station 12 : Entrée d'air.
- Station 25 : température d'entrée IIPC
- Station 30 : décharge HPC (pression sortie HPC).
- Station 49.5 : deuxième étage de la LPT.

Si le moteur est équipé du kit surveillance d'état optionnel, plus de sonde sont à ces stations :

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

I-7. LE CAPOTAGE MOTEUR : fig(I.3).

Le capotage du moteur CFM56-7B comprend :

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

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

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

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

I-8. PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT : fig (I.4).

A l'aide d'une source pneumatique, on alimente le réacteur par une source auxiliaire appelé APU, ou par un groupe au sol, l'air est dirigé vers le démarreur pneumatique à travers la vanne de démarrage qui entraîne la gear box.

La gear box est une liaison avec le compresseur HP d'où on aura la rotation de ce dernier. Le compresseur aspire de l'air et augmente sa pression.

Cet air est dirigé vers la chambre de combustion dans laquelle le carburant est pulvérisé.

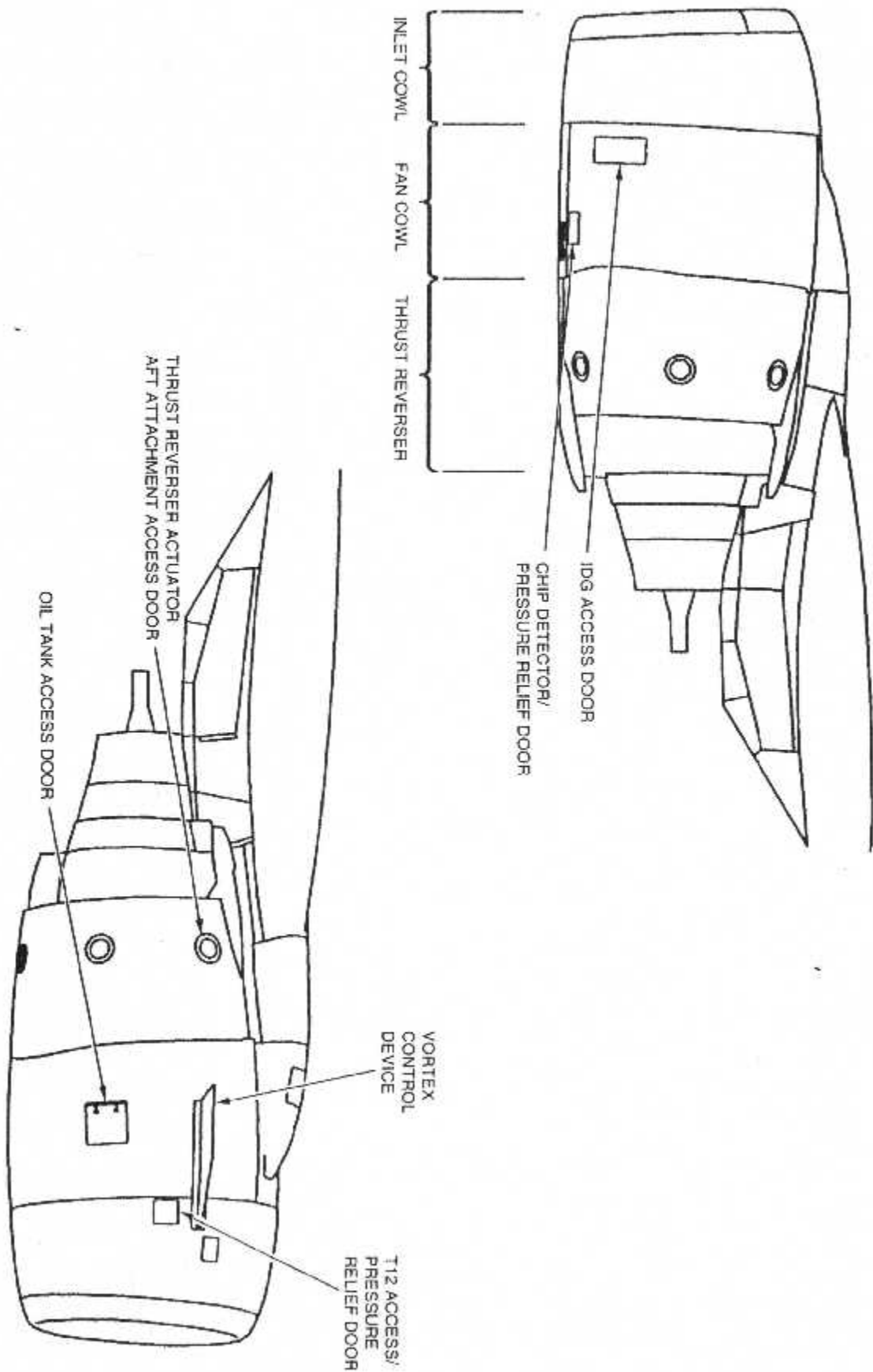


Fig (I.3) : Capotage moteur

La combustion dans la chambre étant permanente, le mélange air carburant s'enflamme à l'aide d'une énergie électrique, l'élévation de température provoque une expansion des gaz sous pression constante.

Les gaz ayant acquis leurs maximum d'énergie sont dirigés vers les turbines à travers lesquelles il se détendent partiellement en cédant l'énergie nécessaire à l'entraînement des compresseurs et de la soufflante.

En tournant la soufflante l'air admis dans l'entrée, il se partage en deux flux :

➤ *Flux Primaire* : qui va participer à la réaction de combustion, ce flux présente approximativement 20% de la poussée totale.

➤ *Flux secondaire* : ce flux traverse le fan et rejoint le flux primaire à l'arrière du réacteur, il représente les 80% de la poussée totale.

Le pilote peut commander le réacteur tout en modifiant le débit de carburant.

Une modification de ce débit provoque une variation de N1 et N2, il s'ensuit un changement de l'énergie des gaz et finalement la poussée .

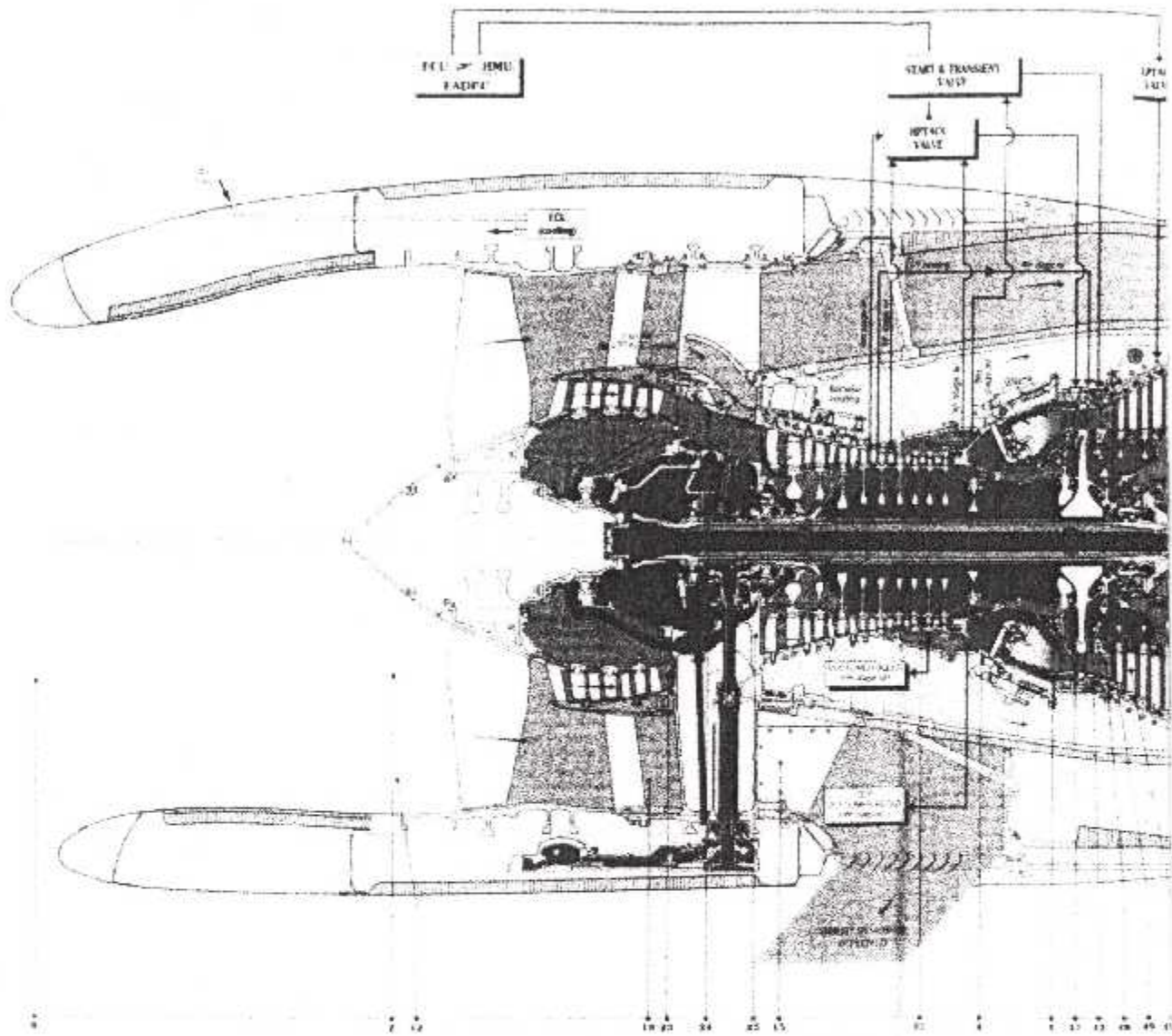
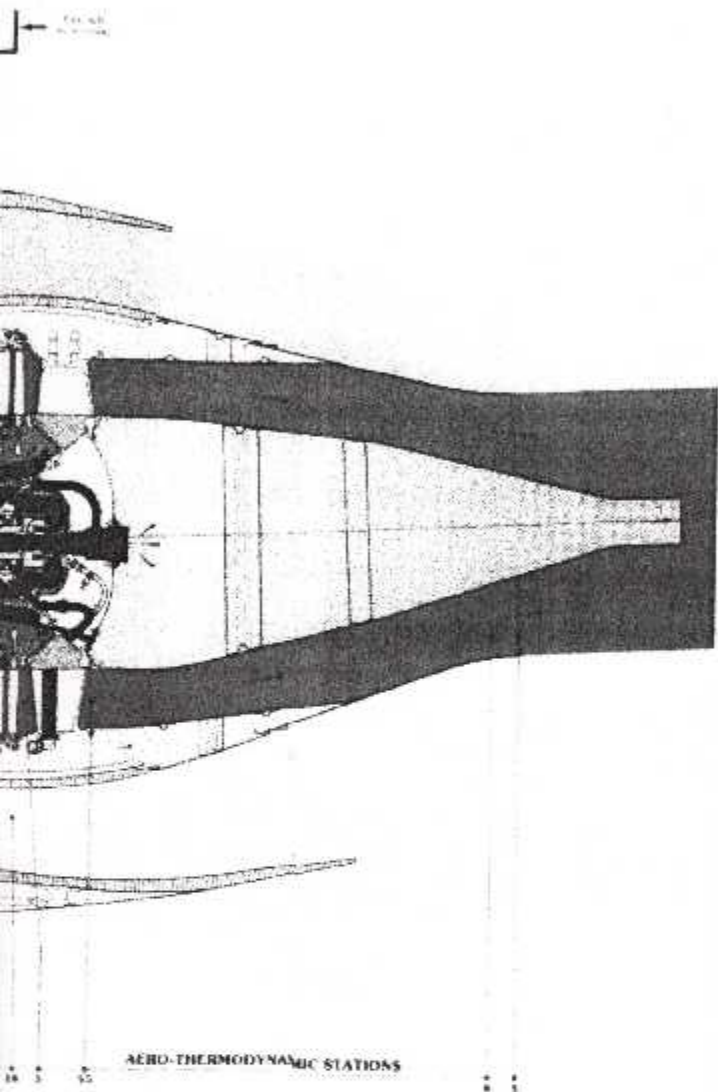


Fig. (I.4) : Stations Aérodynamiques



ues et principe de fonctionnement.

Chapitre II
DIFFERENTS CIRCUITS
DU REACTEUR
CFM56-7B

II-1. CIRCUIT CARBURANT :**1-1. Rôle du circuit carburant :**

Le rôle du circuit de carburant est d'assurer :

- L'alimentation de vingt (20) injecteurs de la chambre de combustion.
- L'alimentation de deux (02) vérins des vannes de décharge.
- L'alimentation des deux (02) vérins des stators à calage variable.
- L'alimentation de la vanne de refroidissement du carter turbine haute pression.
- L'alimentation de la vanne de refroidissement du carter turbine basse pression.
- L'alimentation de la vanne de décharge transitoire.
- Le refroidissement de l'huile de graissage moteur.
- Le refroidissement de l'huile de graissage de IDG.

1-2. COMPOSITION DU CIRCUIT CARBURANT : fig(II.1)

Le circuit carburant est entièrement intégré dans la nacelle du réacteur, il comprend :

- Une (01) pompe carburant à haute pression.
- Un (01) échangeur thermique (huile/carburant) alternateur (IDG).
- Un (01) échangeur thermique principale (huile/carburant) réacteur.
- Un (01) filtre principal carburant.
- Un (01) régulateur principal carburant (HMU).
- Un (01) servo réchauffeur carburant.
- Un (01) transmetteur de débit carburant.
- Un (01) filtre injecteurs.
- Une (01) vanne de sélection injecteurs.
- Une (01) rampe injecteurs.
- Vingt (20) injecteurs.

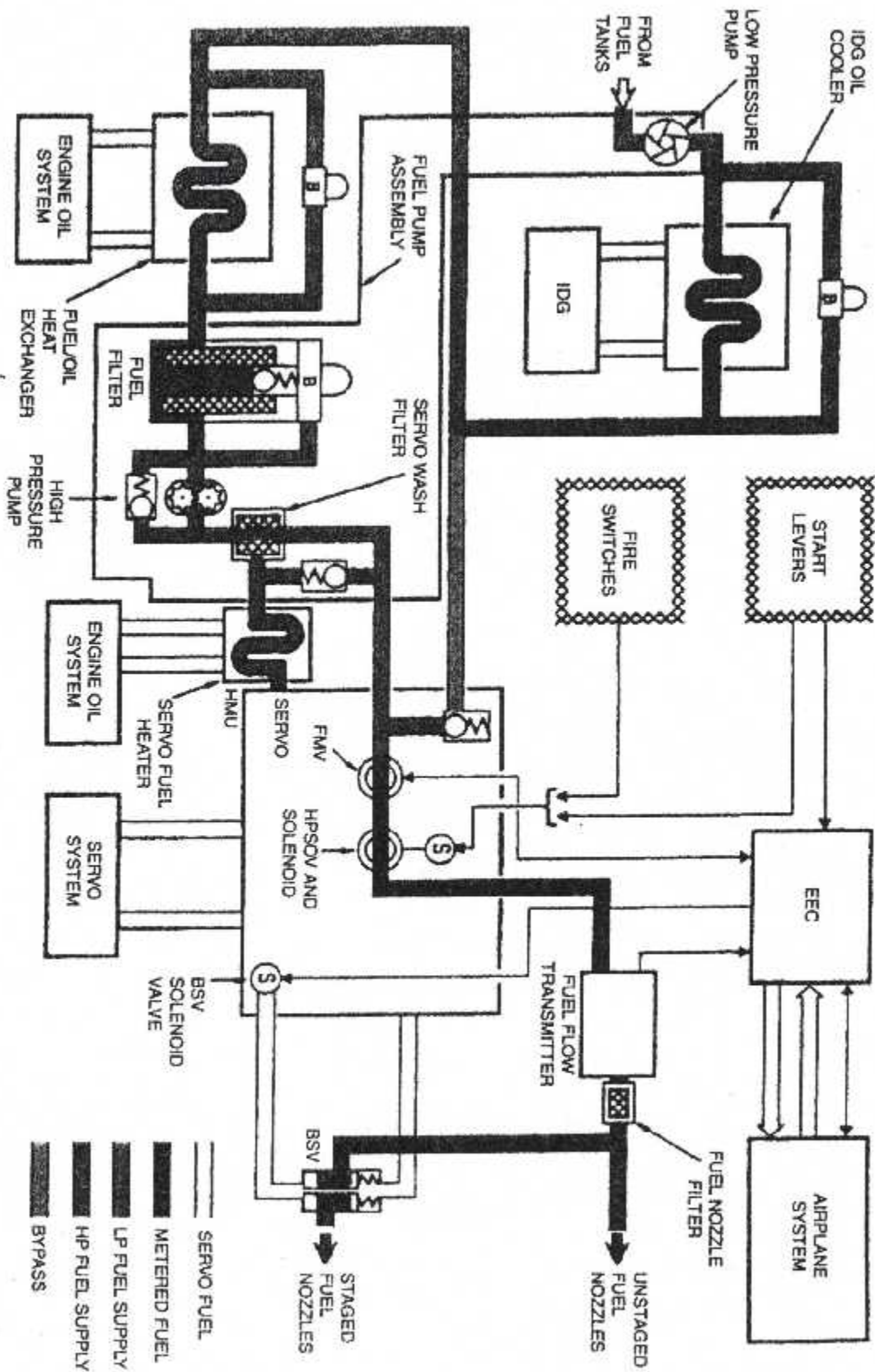


Fig (II.1) : Description du circuit carburant

1-3. CONTROLE DU CIRCUIT CARBURANT :

La surveillance du circuit carburant est réalisée à partir :

- D'une indication de débit carburant situé sur l'écran inférieur des paramètres secondaire moteur.
- D'un voyant d'alarme du colmatage filtre carburant situé au panneau supérieur P5 au cockpit.
- D'un voyant associé au robinet carburant haute pression (HPSOV).

1-4. FONCTIONNEMENT DU CIRCUIT CARBURANT : fig(II.2)

Le carburant descend au réservoir, il passe par la pompe basse pression à deux (02) étages et la quitte pour aller vers le générateur d'entraînement intégré (IDG) de refroidissement huile/carburant, puis vers l'échangeur de chaleur huile/carburant. Ce dernier refroidit l'huile et réchauffe le carburant.

Ensuite le carburant passer par un filtre avant d'être refoulé par la pompe à haute pression (où la pression du carburant sera augmentée) vers l'unité hydromécanique (HMU) ; où il passe par le doseur de carburant (FMV) et un débitmètre avant d'être envoyer vers les injecteurs et pour actionner les VSV, VBV.

Basé sur le contrôle de la EEC, le carburant du servo est utilisé pour le contrôle des systèmes servo moteur. Le carburant dosé va de la HMU par un transmetteur d'écoulement de carburant et le filtre intégré aux vérins d'ouverture des clapets de décharge (BSV) et sur les collecteurs et gicleurs de carburant.

La vanne d'arrêt haute pression (HPSOV) arrête l'écoulement du carburant dosé à sa fermeture ; le signale de contrôle d'opération de la HPSOV vient habituellement du levier de démarrage. Le commutateur de poignée de feu ou la EEC peut dépasser le contrôle du levier de démarrage pour clôturer la HPSOV.

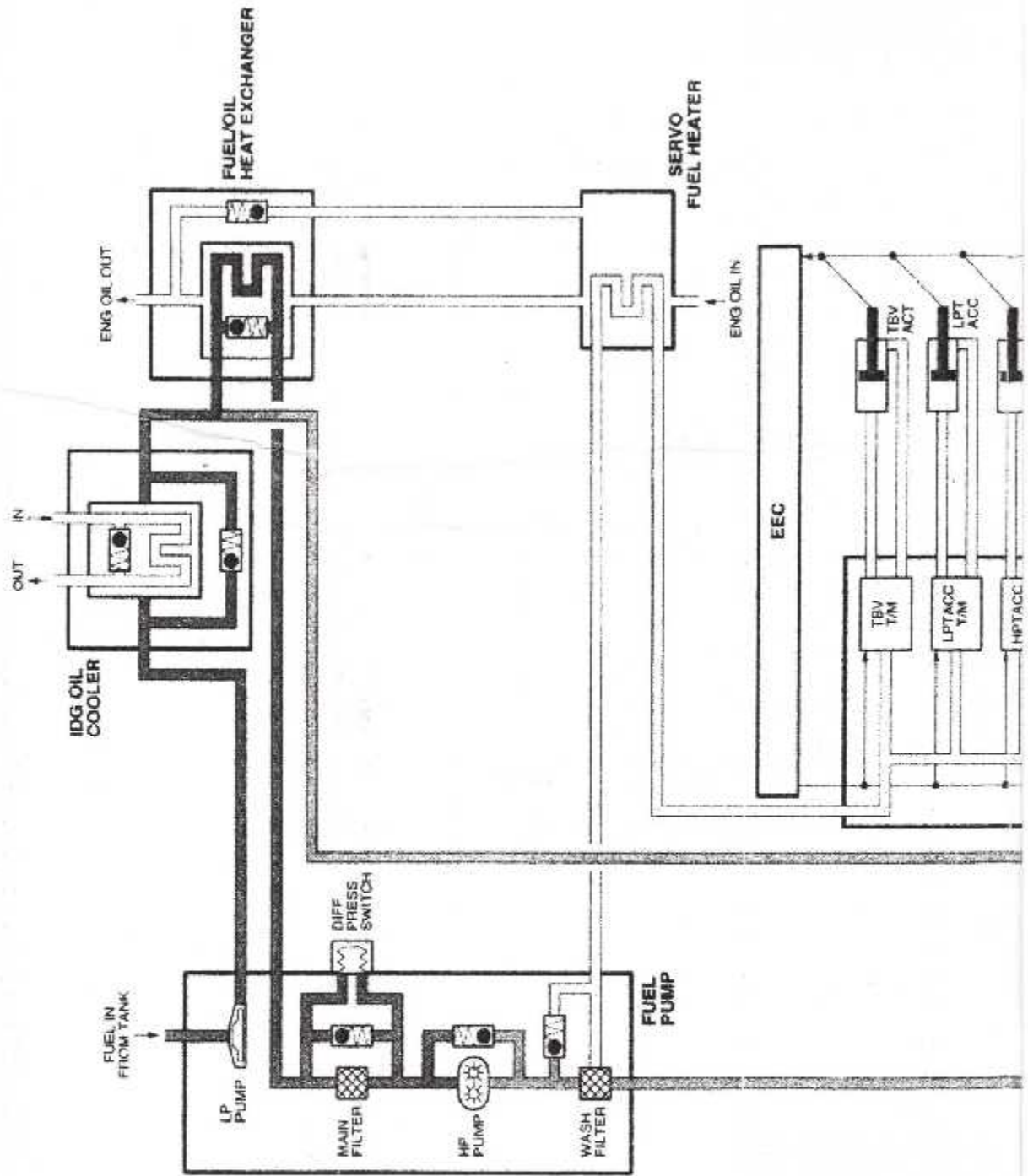
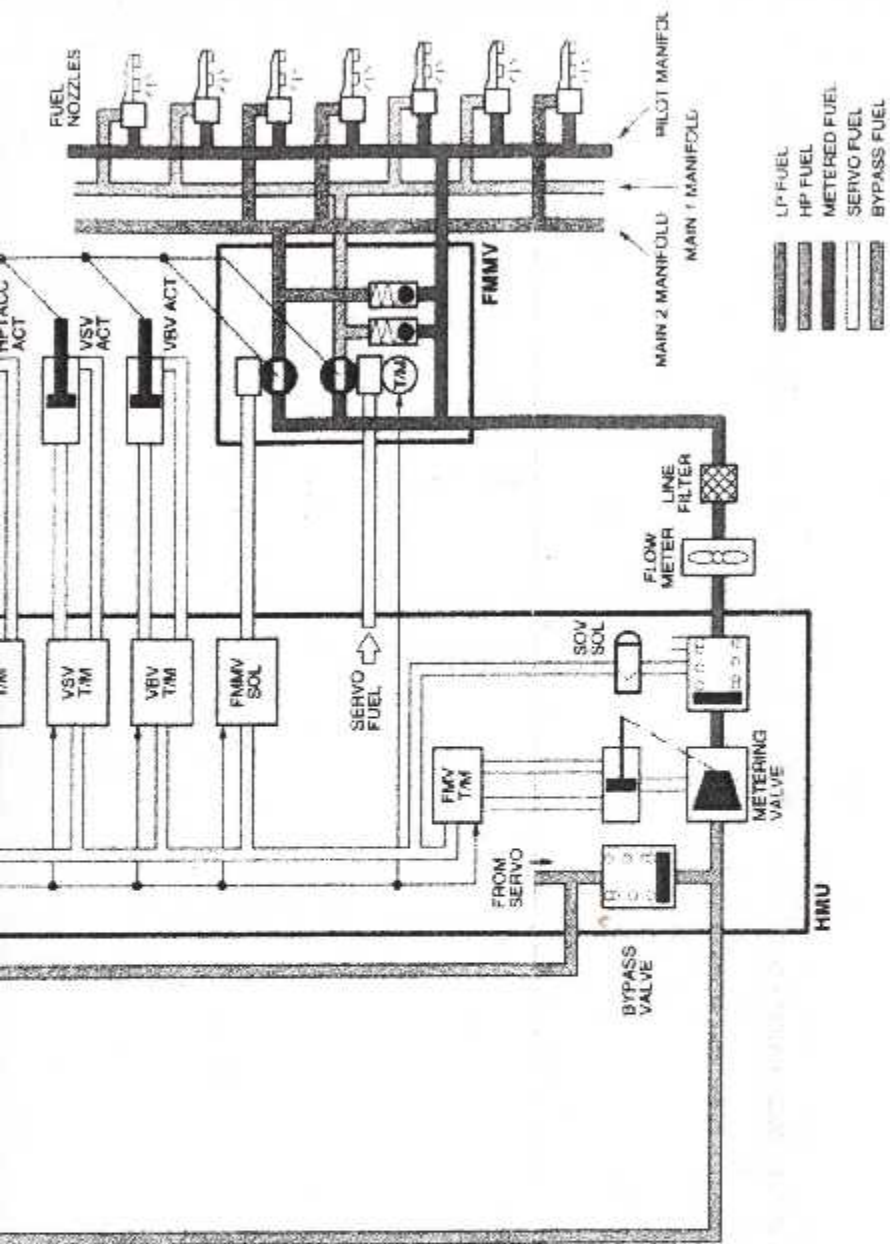


Fig. (II.2) : Fonctionnem

ent du Circuit Carburant.



II-2. CIRCUIT DE GRAISSAGE :**2-1. ROLE DU CIRCUIT DE GRAISSAGE :**

Le circuit de graissage a pour rôle d'assurer une quantité suffisante d'huile de graissage dans le circuit de distribution afin de lubrifier, refroidir et nettoyer :

- les paliers (roulements).
- les éléments tournant (engrenages).

2-2. COMPOSITION DU CIRCUIT GRAISSAGE : fig (II.3)

Le circuit de graissage est entièrement dans la nacelle du réacteur il comprend :

- Un (01) réservoir.
- Une (01) vanne anti-retour.
- Une (01) unité de lubrification.
- Un (01) filtre principal équipé d'une by pass.
- Un (01) transmetteur de pression d'huile.
- Une (01) sonde de température d'huile.
- Un (01) filtre de récupération d'huile équipée d'un mono-contact détecteur de colmatage et d'un by pass.
- Un (01) échangeur thermique principal (huile/carburant).
- Un servo réchauffeur carburant.

2-3. CONTROLE DU CIRCUIT DE GRAISSAGE :

Le surveillance du circuit de graissage est réalisée à partir :

•Les indications :

- Pression d'huile.
- Température d'huile.
- Quantité d'huile.

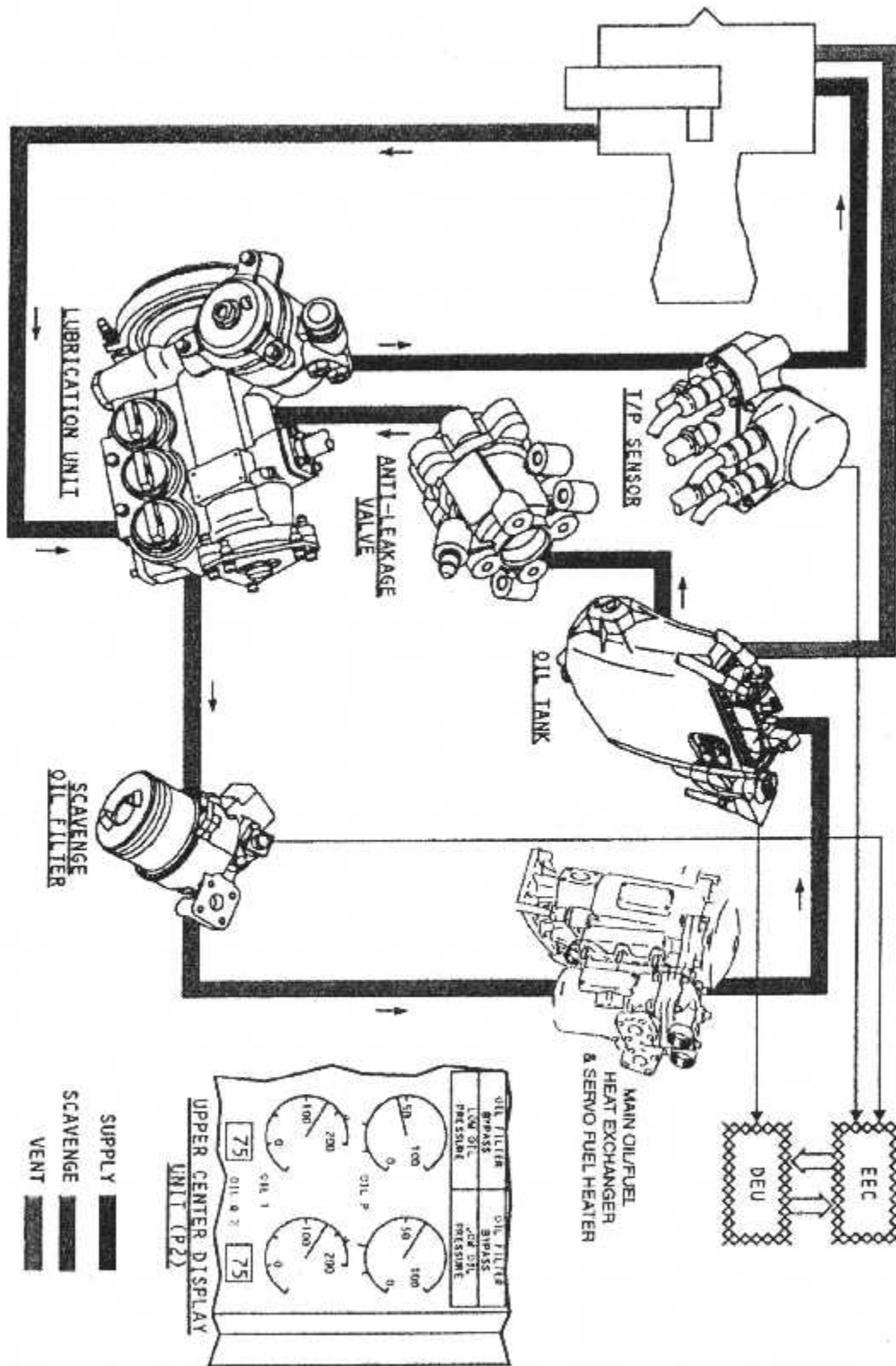


Fig (II.3) : Description du circuit d'huile

• Les alarmes :

- Un voyant baisse de pression d'huile.
- Un voyant colmatage filtre de récupération d'huile

2-4. FONCTIONNEMENT DU CIRCUIT DE GRAISSAGE : fig (II.4)

Huile descend du réservoir et traverse la vanne anti-retour vers la pompe de pression. Cette pompe est dimensionnée afin que son débit permette l'alimentation de toutes les parties à lubrifier, à travers un filtre de pression doté d'un clapet lorsque ce dernier s'ouvre, il permet l'alimentation du circuit à lubrifier, même en cas de colmatage du filtre.

Les parties à lubrifier sont essentiellement : les roulements des différents attelages et la prise de mouvement (AGB + TGB).

Afin de minimiser les longueurs de tuyauteries, les roulements sont regroupés dans les enceintes. Les points bas de chaque enceinte sont dotés d'un puisard (ou réceptacle), collectant l'huile par gravité.

Afin d'améliorer la recherche de panne, chaque tuyauterie de retour est équipée d'un détecteur magnétique, installé en amont de l'aspiration des pompes de récupération. Ces pompes sont regroupées dans un même carter (afin d'en faciliter la maintenance).

Le fluide ayant rempli ses fonctions (éventuellement chargé de particules et s'étant échauffé) est acheminé vers le circuit retour, où il traverse le filtre principal ensuite un échangeur thermique carburant/huile.

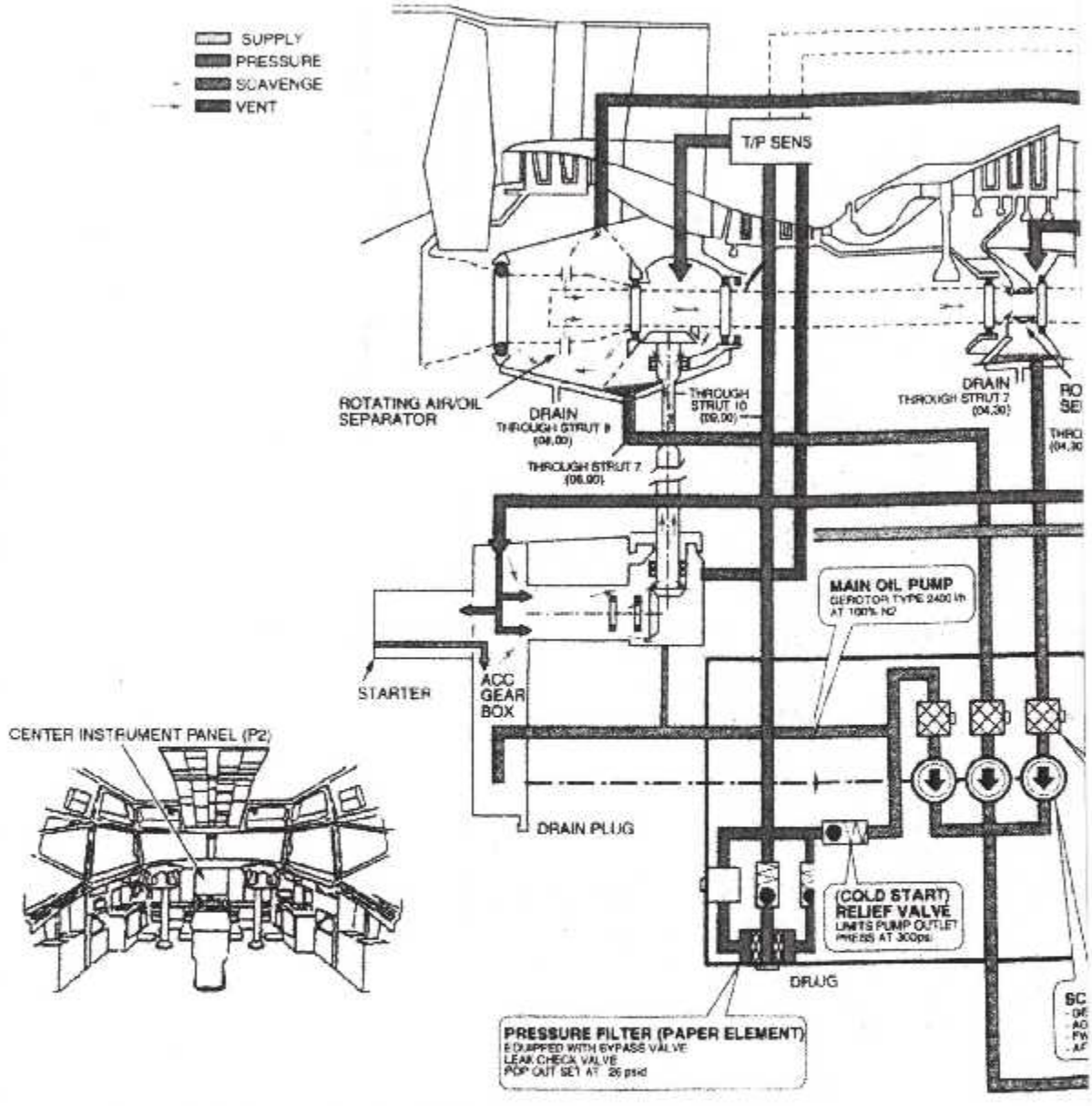
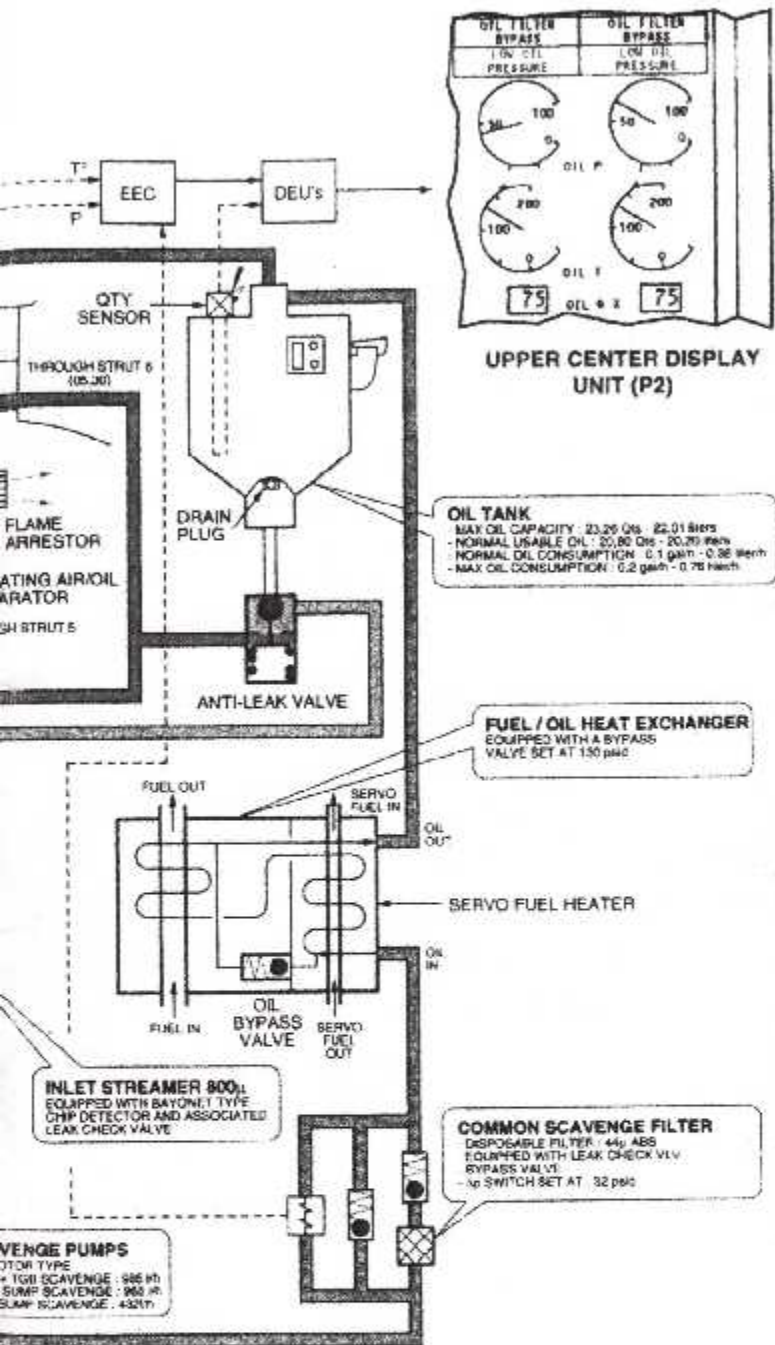


Fig. (II.4) : Fonctionnement



ement du circuit d'huile.

II.3. CIRCUIT D'AIR :

3.1. Rôle du circuit :

Le rôle du circuit est de contrôler le fonctionnement du moteur. Le système d'air en réalité empêche de présenter un dysfonctionnement en pompage et en surpression, ainsi que le contrôle de l'efficacité au niveau des turbines haute et basse pression (contrôle de jeux).

Les éléments concernés par ce système sont :

EEC-IIMU-VSV-VBV-TBV-TURBINE ACTUATOR (vérin).

3.2. Identification des éléments du circuit d'air : fig(II.5),fig(II.6)

a. Contrôle Actif de Jeux Turbine Haute Pression (HPATCC) :

Elle est assurée par la soupape HPTACC VALVE qui contrôle la quantité d'air prélevé du compresseur HP au niveau du 4^{ème} et 9^{ème} étage, renvoyée vers le carter de la turbine HP pour contrôler les jeux.

b. Contrôle Actif de Jeux Turbine Basse Pression (LPTACC) :

Ce système contrôle la quantité d'air prélevé du flux secondaire du fan, qui est dirigé vers le carter de la turbine BP pour contrôler le jeu. Ceci à travers la vanne de LPTACC, elle n'est jamais complètement fermée pour permettre le refroidissement du carter LPT.

c. Stator à calage variable (VSV) :

C'est un dispositif qui est utilisé sur le compresseur HP pour ajuster l'écoulement autour des profils d'aube à différents régimes de fonctionnement moteur dans le but d'éviter le pompage ou avoir une marge de sécurité pour ne pas rester en pompage.

Les VSV sont complètement en position FERME quand N2 est au régime ralenti (61%), les vérins du VSV actionnent les vannes en position plus ouverte

quand N2 augmente. Les VSV reviennent graduellement à leurs position FERME quand le nombre de tours N2 diminue jusqu'au régime ralenti.

d. Vanne de décharge (VBV)

Ce mécanisme permet d'effectuer une décharge d'air du compresseur BP vers l'écoulement de l'air secondaire, ceci afin d'éviter le décrochage de l'écoulement dans les aubages du compartiment compresseur BP. D'autre part il permet d'éviter les particules non désirées pour atteindre le compresseur HP.

Les VBV sont en réalité des trappes actionnées par des vérins, qui s'ouvre par ordre du circuit carburant, précisément au niveau de la HMU qui règle la quantité de carburant renvoyée aux vérins pour définir une position d'ouverture des VBV. Ces derniers sont en position fermés quand les VSV sont ouvertes (100%).

Les vérins des VBV actionnent les portières VBV à une position ouverte quand les VSV sont actionnés à la position fermée.

Les portières des VBV s'ouvrent pendant une décélération rapide et quand l'inverseur de poussée est en opération. Ces portières se déplacent vers une position plus fermée quand les VSV se déplacent à leurs tours à une position plus ouverte.

e. Vannes de décharge transitoire (TBV) :

La TBV est un dispositif de vannes (soupapes) qui contrôle la quantité d'air qui sera soutirée (piquée) du 9^{ème} étage pour être renvoyé au distributeur (aube stator) du 1^{er} étage turbine BP.

Pendant le démarrage la TBV est ouverte pour permettre à l'air sous pression de la 9^{ème} étage de passer aux distributeurs du premier étage de la turbine BP, ceci pour éviter le décrochage de l'écoulement dans le compresseur HP.

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

II.4. SYSTEME DE DEMARRAGE :

4.1. Démarrage réacteur :

Le système de démarrage réacteur utilise la pression du circuit de génération pneumatique de bord qui peut être alimentée par :

- L'APU.
- Un des réacteurs sur avion déjà en fonctionnement.
- Un ou deux groupes de parc pneumatique (pression compense entre 25 et 55 psi).

Le réacteur est équipé d'un démarreur pneumatique à turbine qui entraîne l'attelage haute pression, l'alimentation du démarrage qui commandée par une vanne électro pneumatique.

4.2. Allumage réacteur :

Le dispositif d'allumage air est utilisé pour provoquer l'inflammation du mélange air carburant dans la chambre de combustion ou éviter l'extinction en cours de fonctionnement, l'ensemble est constitué par deux circuits (boîtes) identiques 1 et 2 indépendants.

4.3. Contrôle de démarrage : fig(II.7)

Un sélecteur de démarrage " ENG START " permet la sélection du programme de fonctionnement du démarreur et des circuits d'allumage.

Il comprend cinq (05) positions :

- ARRET.
- AUTO.
- SOL.
- ALLUMAGE.

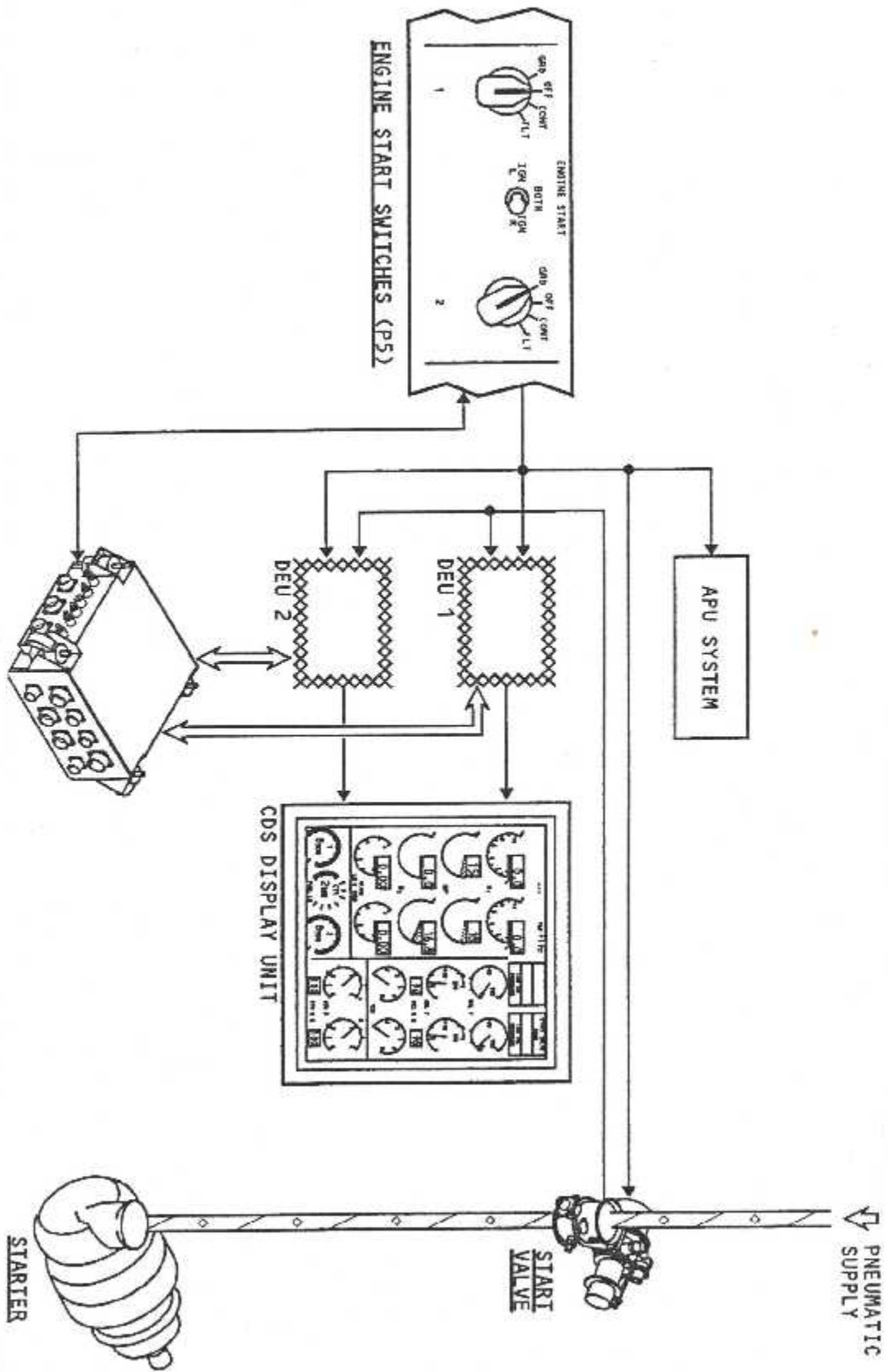


Fig (II.7) : Contrôle du démarrage

- RALLUMAGE.

Un sélecteur d'allumage a deux positions :

- BOTH (deux boites d'allumage).
- SINGLE (une seule boite d'allumage).

II.5. SYSEME D'INVERSEURS DE POUSSEE (T/R) : fig(II.8).

Le système d'inverseur de poussée T/R change la direction de l'air éjecter par le fan pour aider à la création d'une poussée inverse.

L'équipage utilise la poussée inverse pour ralentir l'avion après atterrissage ou durant un décalage annulé (RTO).

La direction de flux des gaz de turbine ne change pas durant l'inversion de poussée, le système T/R a un système de contrôle électro-hydraulique et un système d'indication.

- T/ R1 est un inverseur de poussée gauche.
- T / R2 est un inverseur de poussée droite.

Chaque T/R a un coté droit et un coté gauche, chaque coté a des manches translantant vers l'arrivé (position déployéc) pour inverser la poussée, chaque manche travaille indépendamment l'une a l'autre.

L'air éjecte par le fan sort radialement et vers l'avant quand les manches translantant sont dans la position déployée.

Quatre (04) charniers attachent chaque cote du T/R ou mat.

On doit désactiver l'inverseur de poussée avant d'ouvrir un coté du T/R six (06) sangles dans le bas des deux cotés les gardent ensemble.

Les composants suivants constituent un coté de l'inverseur de poussée :

- Manches translantant.
- Volet défecteurs type Kreuger (coté interne).
- Porte de bouchage.
- Barres d'entraînement des portes de bouchage.
- Activateur d'ouverture.

- Sangle de tension.
- Cloison coups feu.
- Portières d'accès.

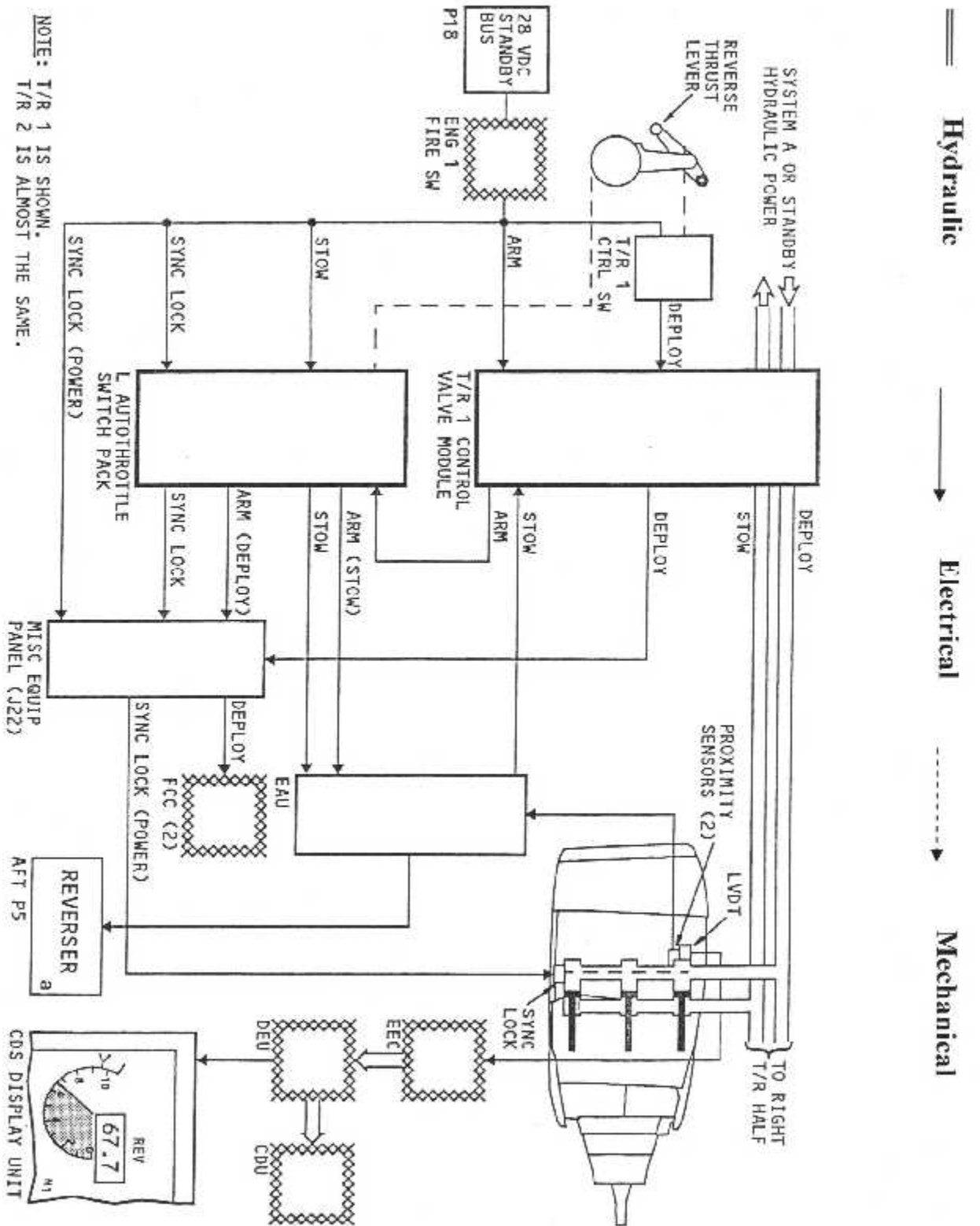


Fig (II.8) : Système d'inverseur de poussée

Chapitre III
REGULATION ET CONTROLE
DU REACTEUR
CFM56-7B

III.1. SYSTEME DE REGULATION DU MOTEUR CFM 56-7B :

1.1. Description du système FADEC :fig(III.1).

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

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

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 du commande automatique de la poussée (auto manette).

Le FADEC exécute les opérations de service suivant :

A. Contrôle de moteur :

- Contrôle du débit de carburant (FMV).
- Contrôle de la valve de sélection injecteurs (BSV).
- Contrôle de la vanne de retour carburant (FRV).
- Contrôle de la vanne de décharge (VBV).
- Contrôle des stators à calage variable (VSV).
- Contrôle de la valve de décharge transitoire (TBV).
- Contrôle de la valve de contrôle actif du jeu turbine haute pression (HPTACC).
- Contrôle de la valve de contrôle actif du jeu turbine basse pression (LPATCC).

B. Intégration de moteur avion :

- Mise en marche automatique.
- Contrôle de la poussée inverse.
- Indication moteur.
- Données de maintenance du moteur.
- Condition de données surveillance.

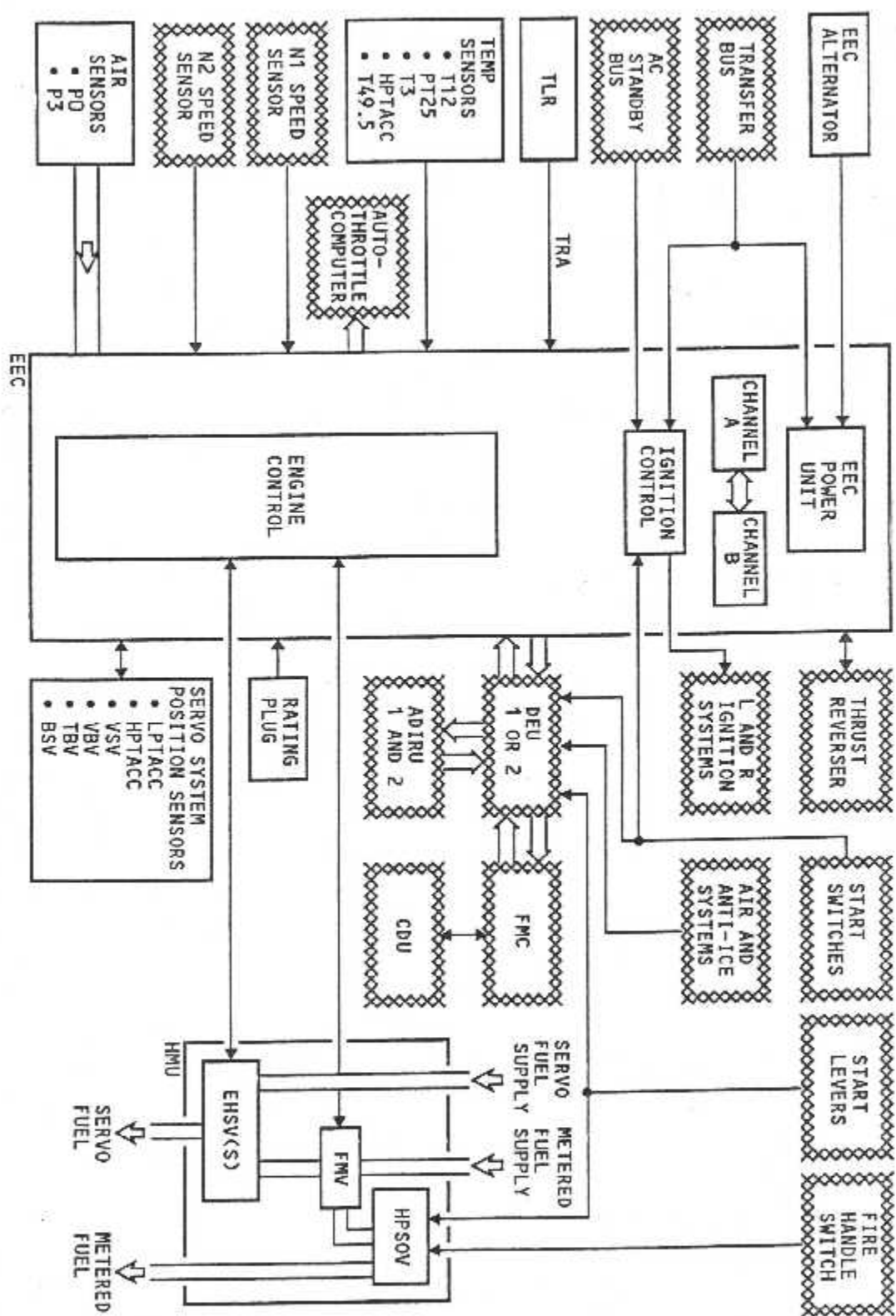


Fig (III.1) : Système FADEC

1.2. Description de l'unité de contrôle électronique (EEC) :fig(III.2).

Le EEC est un calculateur numérique qui comprend deux canaux (A, B) d'acquisition et de calcul. Chaque canal A ou B peut contrôler les opérations du moteur, quand l'un est active et l'autre est en attente (stand-by). Elle comprend plusieurs connexions pneumatiques électriques.

Le EEC comprend trois microprocesseurs, un pour les fonctions principales de commande, contrôle et surveillance, un pour les fonctions d'interfaces avec les capteurs de pression et enfin un pour la gestion des échanges de signaux entre l'avion et le EEC, par signaux discret câblés et par liaison analogique transmettant des mots série de 32 bits.

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

Le canal actif est changé à chaque démarrage du moteur et si le canal actif est défectueux le EEC change le canal qui est en attente en canal actif.

Le EEC a le rôle de recevoir des données pour calculer les signaux de commande dans le canal A et B et envoyer des signaux de contrôle pour opérer le moteur. Il est fabriqué en aluminium localisé à 02h00 sur le carter du fan.

L'unité de contrôle électronique réacteur (EEC) assure les fonctions suivantes :

- Contrôle du poussée réacteur.
- Contrôle du débit d'air du compresseur.
- Refroidissement des accessoires du réacteur.
- Refroidissement des carters turbine « haute ou basse pression »
- La protection des paramètres limites.
- Le système de teste incorporé à l'équipement (BITE).
- La détection des pannes.
- Les indications des pannes.
- Contrôle du circuit reverse.
- Contrôle du circuit démarrage.

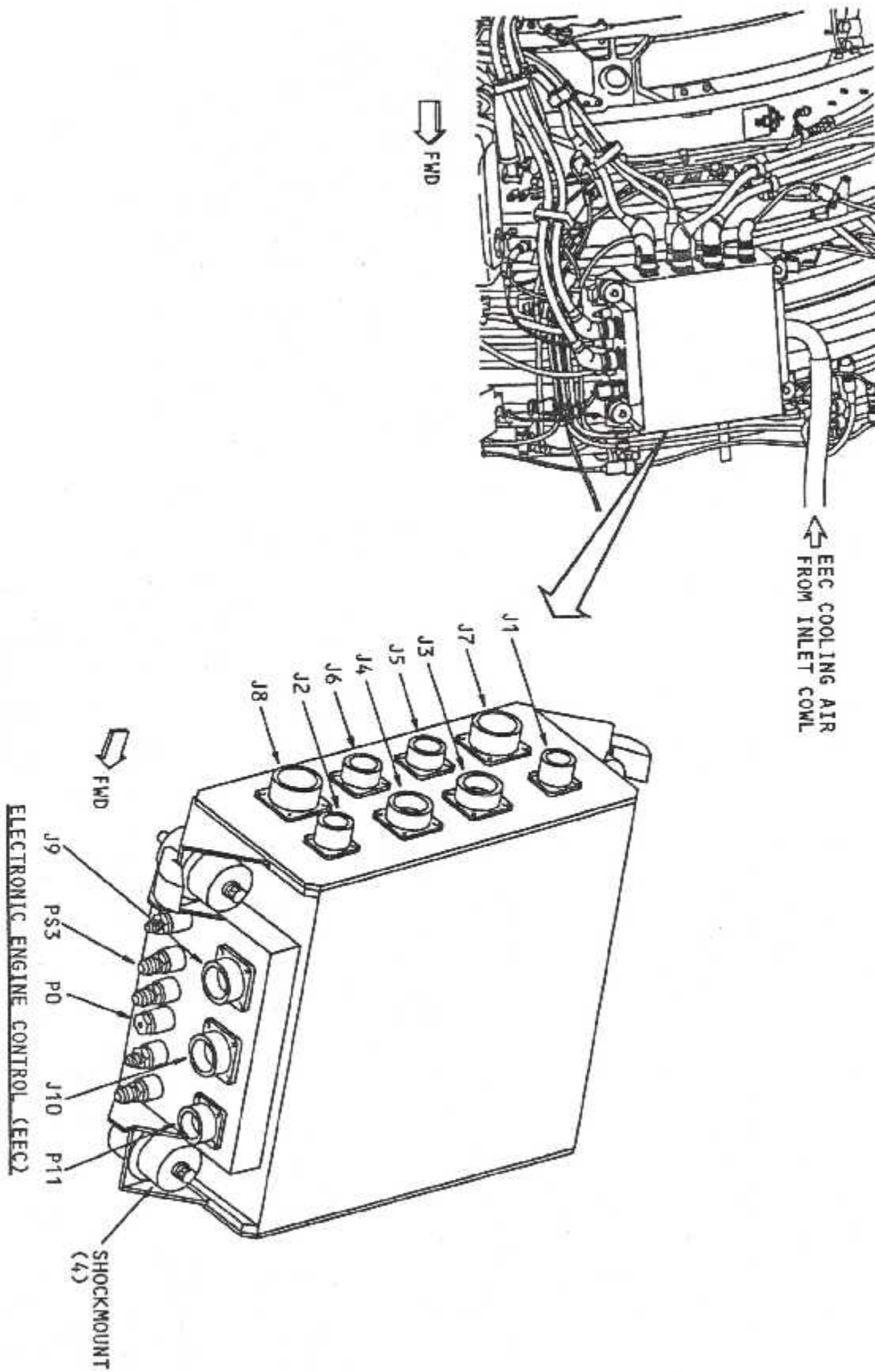


Fig (III.2) : L'unité de contrôle électronique (EEC)

1.3. Les connexions du EEC aux systèmes du moteur et d'avion. (Fig-27 p. 25)

Le EEC se relie à des systèmes et composants suivants :

- Prise identification.
- Unité hydromécanique (HMU).
- Système de contrôle d'air moteur.
- Capteurs du moteur.
- Commande du carburant.
- Alternateur du EEC.
- Circuit d'allumage.
- Système de visualisation commune.
- L'unité d'affichage électronique (DEU).
- Auto manette (A/T)
- Ordinateur de gestion de vol (FMC) et la boîte de contrôle et d'affichage (CDU)
- Indication du moteur et du carburant.
- Commande d'arrêt et levier de démarrage.
- Unité de référence à inertie de donnée aérienne 1 et 2 (ADIRU).
- Unité d'acquisition de données de vol (FDAU).
- Interrupteur de feu moteur.
- Séparateurs de poussée.
- Inverseurs de poussée (TRS).
- Auto bus 1 et 2 de transfert du courant alternatif.

1.4. Alimentation électrique du EEC :

Le EEC est alimentée en 28 VDC à partir du réseau avion quand le moteurs ne tourne pas ou quand sa vitesse est encore faible, au démarrage ($N_2 < 12\%$) et par son alternateur triphasé qui lui est propre dès que le moteur tourne à plus 15% de N_2 normal.

Au sol, 5 minutes après l'arrêt du moteur l'alimentation avion est automatiquement coupée pour éviter des heures avion inutile de fonctionnement de EEC.

S'alimentation en AC115V lors de la sélection du boîtier d'allumage.

1.5. L'unité hydromécanique HMU : fig(III.3). + (fig. 3-1) page 6

La HMU utilise la dose de carburant pour la combustion et la pression servo-carburant pour l'exploitation des systèmes des moteurs, elle emploie aussi Des commandes électriques d'entrée de EEC, et les converties grâce à des moteurs-couple et servo-vanne, en ordre hydraulique pour l'opération d'alimentation envoyé aux injecteurs et pour la commande de dispositif anti-pompage et des vannes de contrôle actif de jeux, elle reçoit également des commandes du levier de démarrage de l'avion, et de commutateur de poigné de feu pour contrôler quelques opérations d'écoulement de carburant.

Le HMU à six servo-vannes et des moteurs couple qui règlent les signaux électriques de commande envoyée par le EEC en commande hydraulique.

Le HMU contrôle hydrauliquement le servo-vanne (EHSV), leurs opérations et les différents systèmes suivants :

- vanne de dosage carburant (FMV).
- Vanne de haute pression (HPSOV).
- Vanne de charge transitoire (TBV).
- Vanne de contrôle active du jeu turbine haute pression (HPTACC).
- Vanne de contrôle active du jeu turbine basse pression (LPTACC).
- Vanne de décharge (VBV).
- Vanne stator à calage variable (VSV).

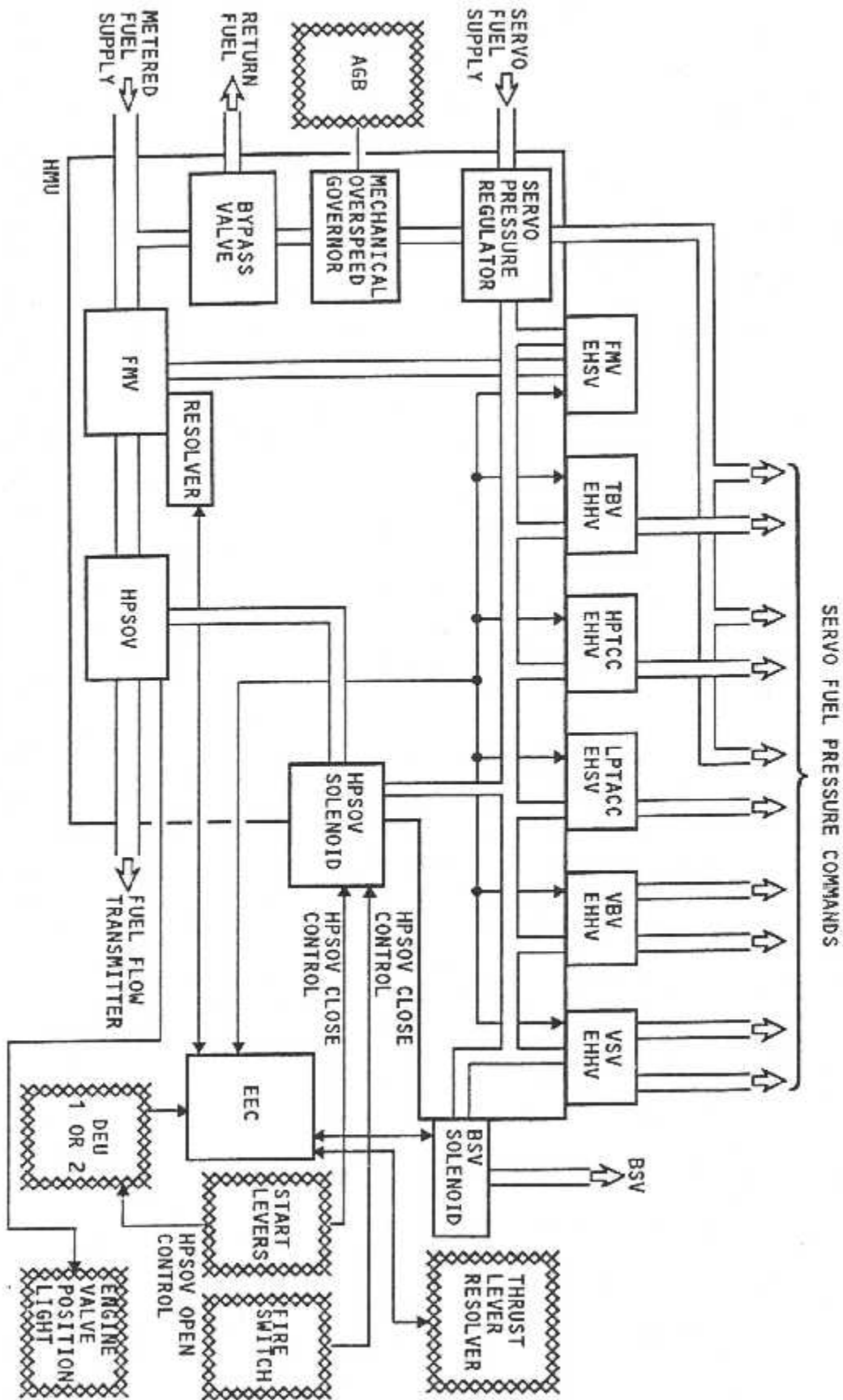


Fig (III.3) : L'unité Hydromécanique (HMU)

IV.2. CONTROLE DU REACTEUR CFM56-7B :fig(III.4).

La surveillance du fonctionnement de réacteur est effectuée à partir :

- D'indicateur situés au panneau central du pilotes.
- Les vitesses de rotations (N1, N2).
- Mesure du débit carburant.
- Température des gaz d'échappement.
- Pression d'huile- Quantité d'huile.
- Ecran de visualisation électronique (DUES) système d'écran commun (CDS).

2.1. Paramètres fournis par le EEC :

La EEC transmet comme paramètres de base : P0, P12, P3, T12, T25, T49.5, N1, N2, WF (débit carburant), plus :

La position du moteur sur l'avion (1 ou 2) et son numéro (S/N) de série des mots d'état de maintenance donnant des information des pannes détectées (le cas échéant) dans le EEC ou l'un quelconque des organes installés sur le moteur et dans la nacelle : HMU, vanne de refroidissement de la EEC, boîtiers d'allumage, vannes, capteurs,...

En option, la EEC peut aussi transmettre les paramètres P13, P25, T3, T5.

Tous ces paramètres sont transmis sous forme digitale (mots série de 25 bits, transportant soit des valeurs numérique, soit des booléens d'état).

2.2. Capteurs :

De nombreux capteurs mesurent les paramètres nécessaires à la commande, la régulation la surveillance du moteur.

- **Capteur de pression** : ce sont des capteurs contenant un cristal de quartz en vibration et dont la fréquence varie avec la pression

PS13 : pression statique du flux secondaire.

P25 : Pression totale de l'air à l'entrée du compresseur haut pression.

PS12 : Pression statique de l'air à l'entrée de la soufflante.

PS03 : Pression statique de l'air à la sortie du compresseur haut pression
(HP du 9^{ème} étage)

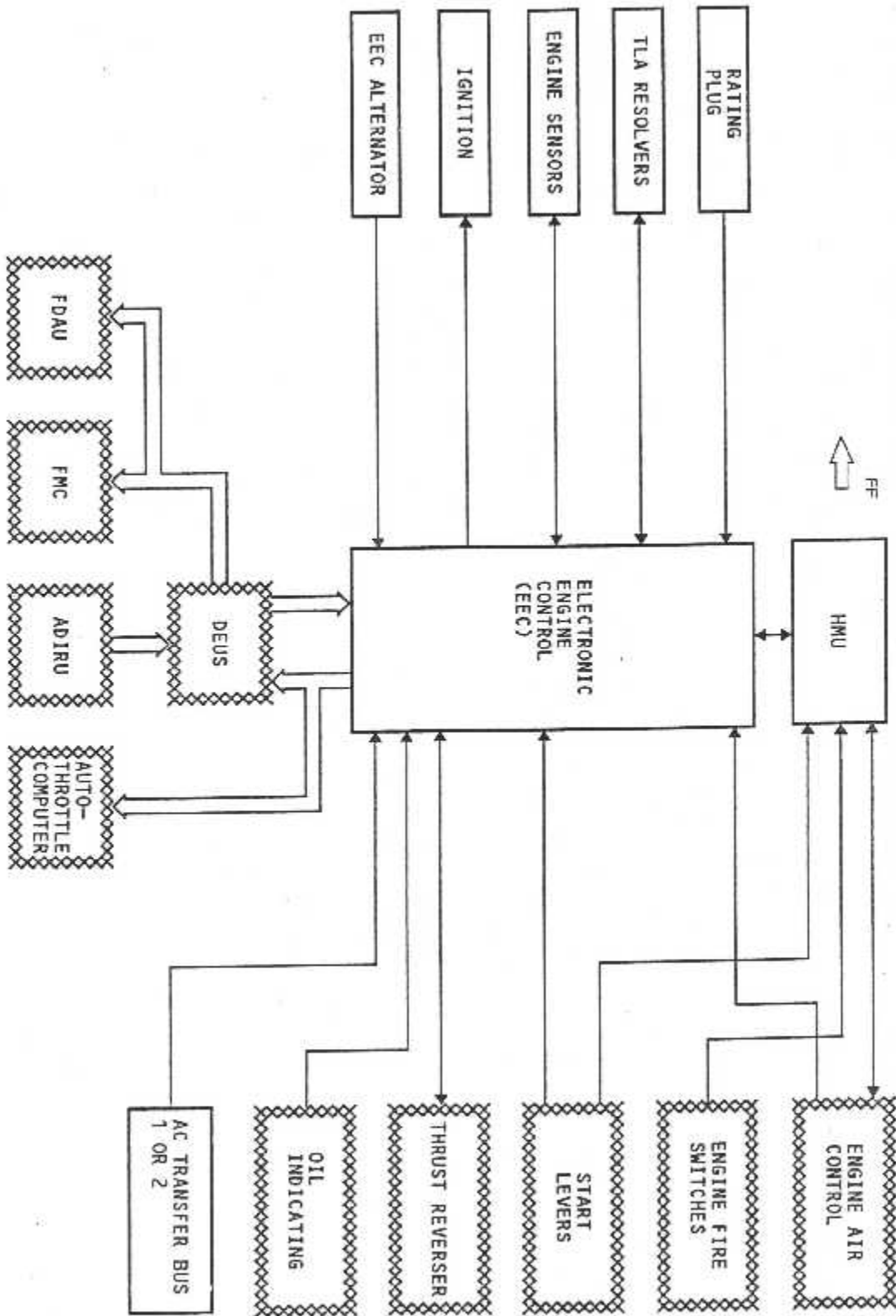


Fig (III.4) : Contrôle réacteur

- **Capteurs de température** : ce sont :

- Deux (02) sondes T12 placées sur le capot d'entrée d'air et mesurant la température de l'air à l'entrée de la soufflante.

- Une (01) sonde T25 placée en amont des VBV en mesurant la température de l'air en aval du compresseur basse pression (BP).

- T49,5 (EGT) : cette température est affichée au poste d'équipage et utilisée pour la logique LPTACC et pour le démarrage .

- T3 : utilisé dans les logiques , HPTACC, BSV.

- T – CASE : pour le système HPTACC.

- T5.

- **Capteurs de piézo-électrique** : ce sont des capteurs constituent des accéléromètres pour la mesure des vibrations. Ils contiennent une masse inerte, attachée à une pièce en matériaux piézo-électriques. On distingue deux (02) capteurs, montées sur le carter de soufflante.

2.3. Tachymètres : fig(III.5).

L'arbre dont on mesure la vitesse de rotation est muni d'une roue en matériaux magnétique ayant un certain nombre de dents, le passage de chaque dent modifie le flux magnétique produit par l'aimant. La variation de flux est détectée par la bobine qui envoie une tension proportionnelle à la vitesse de rotation. La roue montée sur l'arbre basse pression (BP) comporte une dent plus haute que les autres, qui donne la référence de phase pour l'équilibrage de pales de soufflante.

Un capteur comporte trois (03) tête magnétique, chacune ayant un aimant, une pièce polaire et un enroulement. Elle envoie leurs signaux respectivement aux voies A et B de la EEC, et au calculateur de vibration EVMU.

a. Vitesse de rotation N1 :

N1, vitesse de rotation du rotor basse pression (BP) en pourcentage (%) :

C'est le paramètre principal de conduite moteur. Il est présenté sous forme analogique et digital, les indications deviennent rouges si N1 et à (102%), l'équipage est alerté par

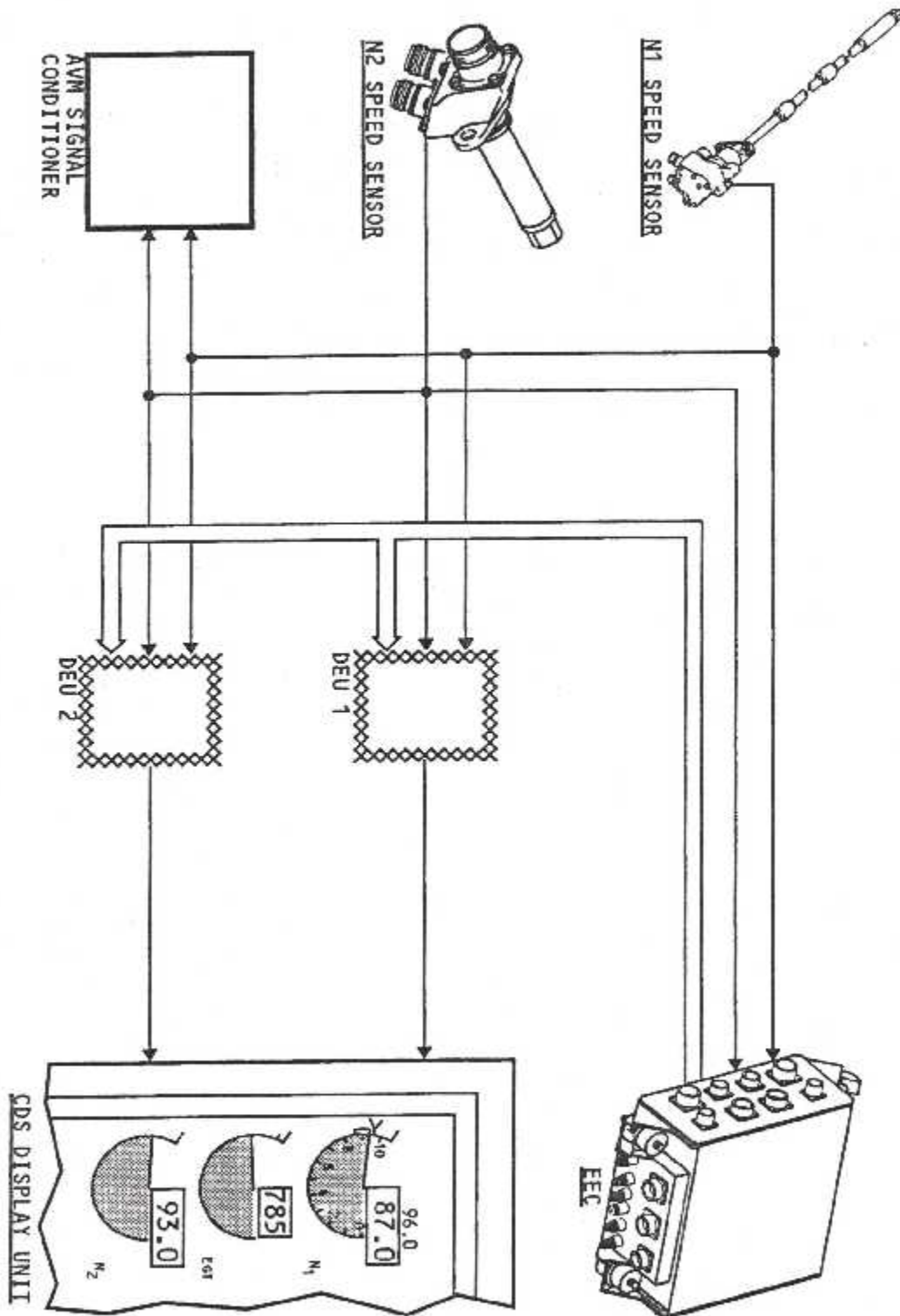


Fig (III.5) : Tachymètres

une alarme sonore et l'allumage de voyant, un message apparaît demandant au pilote de réduire la vitesse du moteur, et si N1 dépasse 104%, de stopper le moteur. La valeur maximale atteinte est mémorisée par la maintenance (le moteur doit être déposé).

Remarque : le capteur N1 est monté sur un bras du carter de soufflante, juste derrière le palier n°2.

b. Vitesse de rotation N2 :

N2, vitesse de rotation du rotor haute pression (HP) en pourcentage (%), est présentée sous forme digitale seulement, l'indication devient rouge si N2 atteint 105%. Les mêmes alarmes et procédures que pour les dépassements de N1 sont données à l'équipage.

Remarque : Le capteur N2 est monté sur le relais d'accessoires.

2.4. Le contrôle du niveau vibratoire :

Les signaux de capteurs sont transmis à un calculateur, l'EVMU (unité de surveillance de vibrations moteur). Un seul capteur est utilisé à la fois (le second est en secours du premier).

L'EVMU fournit les indications de vibration des deux (02) rotors, par analyse du spectre de signale d'ensemble est prise en compte des vitesses de rotation N1 et N2, tout ceci permet d'extraire les composantes du balourd de premier ordre de chacun des rotors.

Le signale d'ensemble est filtré par des bandes étroites asservis sur N1 et N2. On obtient ainsi les valeurs réelles de vitesse de vibrations, que l'EVMU rapporte aux valeurs maximums correspondantes aux N1 et N2 actuelles (le niveau de vibration est bien sûr en fonction de N1 et N2).

Un autre module de l'EVMU, à partir de signal de vibration, de N1 actuelle et de l'impulsion de référence, calcule la phase et l'amplitude du déséquilibre de la soufflante.

Enfin, l'EVMU stocke en mémoire les valeurs de phase et d'amplitude et du balourd des deux (02) rotors lorsque le moteur est neuf ou vient d'être équilibré. Ces

valeurs sont utilisées pour définir les seuils consultatifs, si, les vibrations d'un moteur dépassent le seuil autorisé, d'indication VIB clignote.

2.5. Indicateur EGT :fig(III.6).

Les huit sondes (thermocouples) qui mesurent la température dont le plan 49,5 (distributeur 2^{ème} étages de turbine basse pression) sont reliées en parallèle, l'indication est présentée sous forme analogique et digitale.

Elle devient de couleurs ambres au-dessus de 885C°. les mêmes alarmes et procédures que pour les dépassements de N1 et N2 sont données à l'équipage. Si l'EGT dépasse 890 C°, la valeur maximum atteinte est mémorisée pour la maintenance.

La EEC transmet un signal EGT vers :

- EGT digital.
- Le cardon digital.
- Pointeau.
- Reset.

La chaîne de mesure comporte huit (08) thermo coudes et quatre (04) harnais en chrome allume et un indicateur situé sur le panneau central de cabine de pilotage.

L'indicateur comprend :

- Une aiguille, elle indique en température en degré Celsius mesurée entre les étages turbine haute pression et basse pression.
- Un compteur numérique, indique la température réelle des gaz d'échappement.
- Un repère rouge, indique la température des gaz d'échappement maximum admissible 950 C°.
- Un voyant ambre, est situé entrant à droite du panneau central CDU.
- Un reset test assure le bon fonctionnement de l'indicateur.

Quand on appuie sur ce dernier il permet :

- . Le déplacement des aiguilles indicatrices de température et de sur chauffe vers le repère rouge (950C°).
- . Le compteur numérique indique 950C°.
- . Le contact interne déclenche les alarmes.

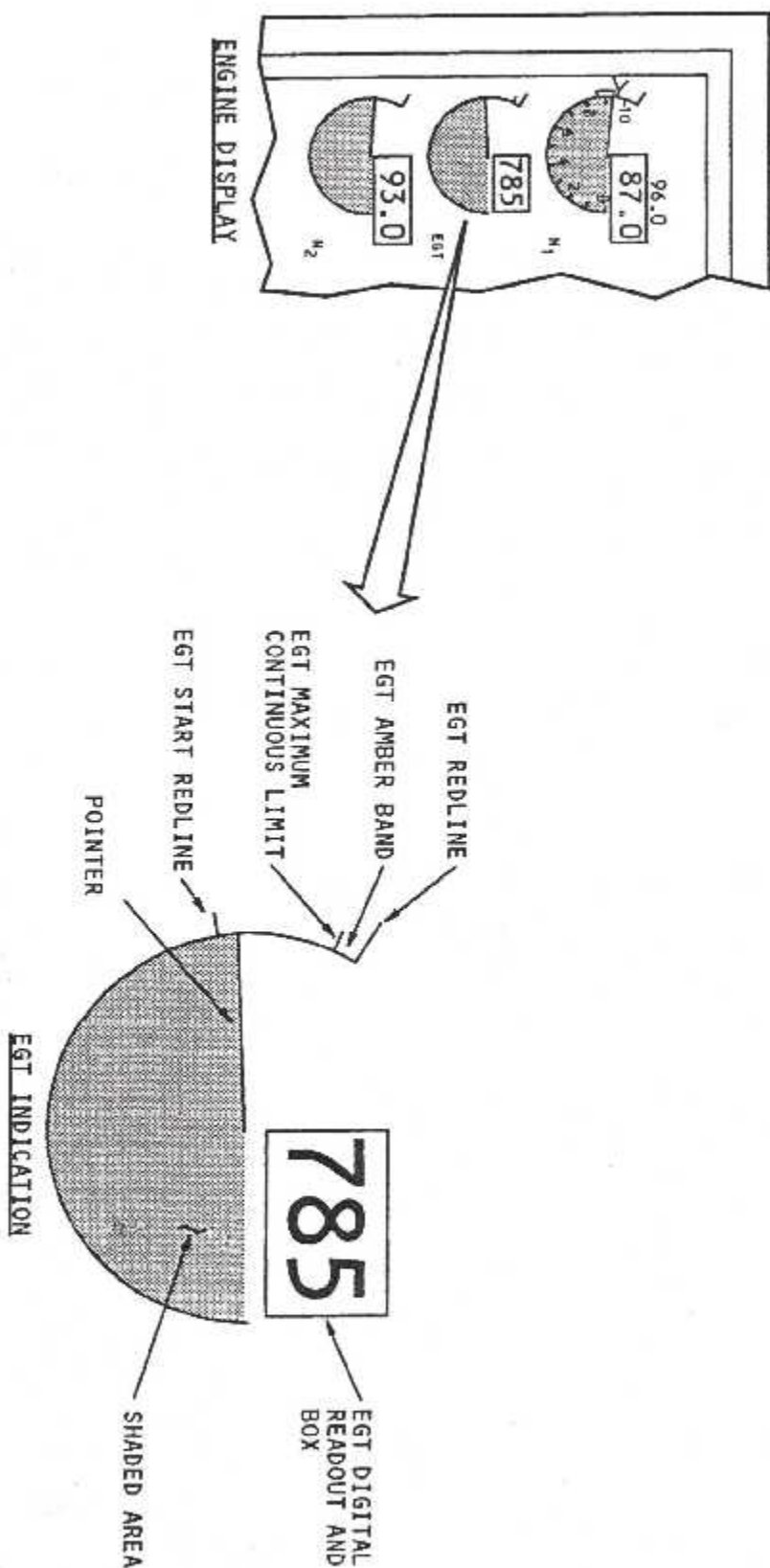


Fig (III.6) : Indication EGT

- le gong mono coup retentit.
- le voyant ambre sur la face avant de l'indicateur s'allume.
- Un écran gauche de la CDS fournit des consignes.

2.6. Débitmètre :

Il mesure le débit carburant de 0 à 6360 kg/h, avec une erreur maximum de 45kg/h. Le carburant traverse deux (02) turbines en série liées par un ressort de rappel équilibrant le couple fournit par le passage du carburant du fait de la différence de calage des petites ailettes des deux turbines. Ces dernières portent chacune un aimant, ces deux (02) aimants passent devant deux enroulements, dont les signaux électriques sont exploités pour mesurer le débit carburant, par mesure de leur déphasage.

2.7. Indication du système d'huile :

Le système d'indication d'huile du moteur fournit des données sur le système d'huile à la DEUS. L'écran moteur primaire et secondaire sur le panneau d'instrument central (P2) affiche des données :

- Quantité d'huile.
- Pression d'huile.
- Température d'huile.

2.8. INDICATION AU COCKPIT :

Comme les autres jets de transport, le cockpit a un :

- Panneau supérieur derrière.
- Panneau supérieur avant.
- Panneau à témoin lumineux (incluant le auto pilot).
- Unité d'écran commun CDS.
- Panneau électronique avant CDU.
- Stand de contrôle.
- Panneau électronique arrière.

Il y a six (06) écrans à cristaux liquide (LCD) plat pour afficher les données du vol et les données moteur. Le système d'instrument de vol électronique (EFIS) montre les instruments de vol primaire et les données de navigation dans un format PFD/ND.

Les indications avion et moteur au cockpit sont répartie comme suite :

- **Systeme d'écran commun (CDS) :**

Le système d'écran commun CDS a deux fonctions :

Il fournit les données système avion à l'équipage et permet le contrôle des écrans. Les données sont affichées dans l'unité des six (06) écrans plats DU. Les DUS sont :

- L'écran externe et interne commandant de bord.
- L'écran externe et interne copilote.
- L'écran supérieur et inférieur.

La DU externe et interne affiche les données primaires de vol et de navigation.

La DU supérieure affiche les données d'instrument primaires moteur et carburant.

La DU inférieure est normalement éteinte ou affiche des données d'instrument moteur secondaires ou des données système sous des conditions spécifiques.

- **Unités électroniques d'écran DEUS :**

Deux (02) unités électroniques d'écran DEUS reçoivent les données provenant des capteurs et systèmes avion. Les DEUS fournissent les données à la DU.

Normalement, la DEU 1 fournit les données à l'écran externe et interne du commandant de bord et la DU supérieur. La DU 2 fournit les données à l'écran externe et interne du copilote et la DU inférieure. Si nécessaire une DU fournit les données aux six (06) DUS.

Les DEUS sont l'interface entre les DUS de la CDS et les systèmes moteur pour afficher les données suivantes :

- N1.
- N2.
- EGT.
- Indication de dégivrage thermique.

- Débit carburant.
- Carburant consommé.
- Pression d'huile.
- Température d'huile.
- Quantité d'huile.
- Vibration moteur.
- Pression hydraulique.
- Quantité hydraulique.
- Message d'alerte équipage.
- Message limite auto poussée.
- Mode de pousse.
- Température d'air totale.

- **Panneau supérieur arrière (P5) :**

Il est situé au centre (vers l'arrière) à la portée de l'équipage pour atteindre les systèmes avion et quelques interface moteur :

- Interrupteur EEC.
- Témoin ENGINE CONTROL.
- Témoin ALTN (alternateurs).

- **Panneau supérieur avant (P5) :**

Il est situé au centre (vers l'avant) à la portée de l'équipage pour atteindre les systèmes avion et quelques interfaces moteur :

- Interrupteurs e démarrage moteur.
- Interrupteurs d'allumage.
- Interrupteurs de l'APU.
- Interrupteurs de pompes carburants.
- Témoin ENG VALVE CLOSED.
- Témoin FILTER BY-PASS (de carburant).

- **Panneau de témoins lumineux (P7) :**

Le témoins maîtres lumineux qui sont en interface avec les systèmes moteur sont localisés dans ce panneau, vu sa situation, pour avertir et alerter l'équipage des dysfonctionnements des systèmes.

- **Panneau électronique avant (P9) :**

Il inclut des deux (02) unités d'écrans de contrôle (CDU). La CDU est en interface avec les systèmes avion pour :

- Enregistrement des anomalies.
- Les excédances moteur.
- Configuration du matériel.
- Configuration logicielle.
- Tests de maintenance.

- **Stand de contrôle :**

Il contient la manette des gaz, les leviers des Volets et aérofreins, le frein de parking, les trimes manuelle et les leviers de démarrage moteur.

- **Panneau électronique arrière (P9) :**

Il contient les interrupteurs d'extinction d'urgence des deux moteurs et de l'APU (en cas d'incendie) et les radios de communication et de navigation.

- **Système de surveillance de vibration avion :**

Le système AVM se consiste en :

- conditionneur de signal AVM.
- Accéléromètres de vibration du roulement N°1.
- Accéléromètres FFCCV.

Le système AVM fournit en permanence les données de vibration du moteur à la CDS.

Il utilise le N1, N2 et les données de vibration pour les fournir à un conditionneur de

signal qui amplifie les données autant que signal analogique pour la DEU et l'unité d'acquisition des données du vol (FDAU). Les données sont affichées sur l'écran central supérieur (P2) en unité.

Chapitre IV
**MAINTENANCE PROGRAMMEE
ET NON PROGRAMMEE
DU REACTEUR
CFM56-7B**

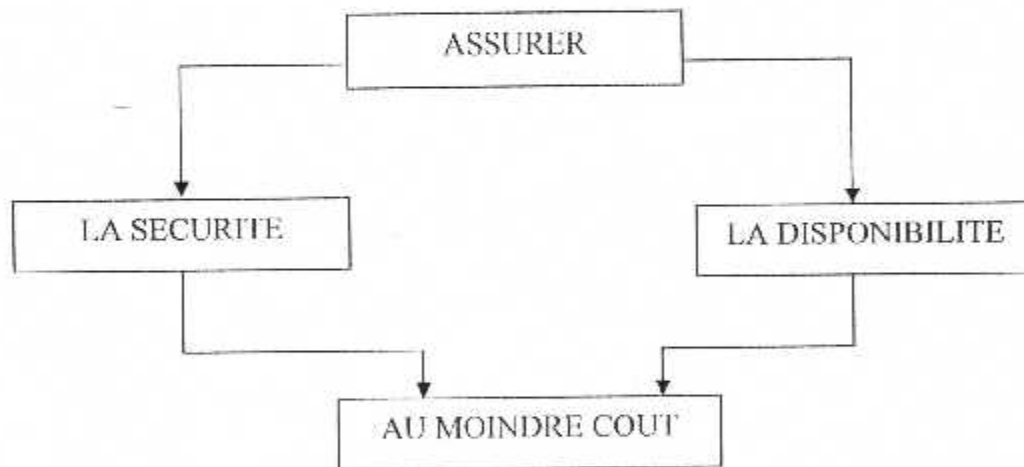
IV.1. GENERALITES ET DEFINITION :

1.1. Définition de la maintenance :

L'un des objectifs fixés pour la définition et la conception d'un moteur, l'entretien est un facteur très important ou la nécessité d'être pris en considération est obligatoire.

La maintenance est définie comme étant l'ensemble des actions permettant de maintenir ou de rétablir un bien dans un état spécifique (vérification, réparation, modification, révision, inspection,...) en mesure d'assurer un service déterminé.

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



1.2. Différents types de maintenance :

Il existe deux types de maintenance :

- Maintenance préventive.
- Maintenance corrective.

2.1. Maintenance préventive :

C'est l'ensemble des opérations destinée à maintenir ou à remettre l'aéronef ou certain des ses éléments en état d'être exploiter normalement c'est " l'aptitude au 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 ou le nombre d'unités d'usage.

b. Maintenance Préventive conditionnelle (selon état) :

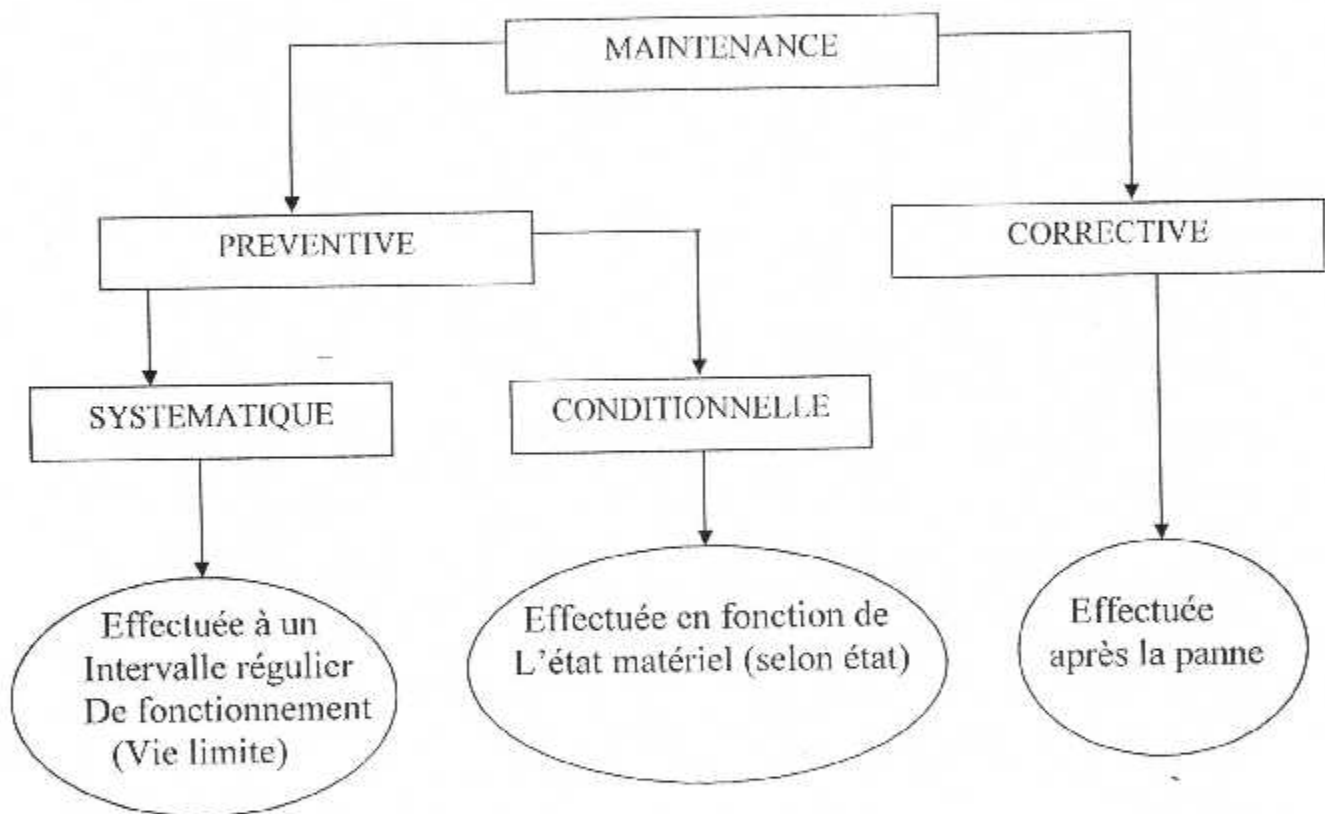
L'application de la maintenance préventive conditionnelle est reliée a un type d'événement déterminé en fonction de l'état matériel. Cette forme de maintenance à pour but d'assurer le suivi continu en service.

2.2. Maintenance corrective :

La maintenance corrective est l'ensemble des opérations non programmées ayant pour objectif remédier (corriger) les avaries sur venues en fonctionnement ou après détection d'une défaillance.

Ces opérations sont :

- 1- S'informer et analyser la situation.
- 2- Etablir le diagnostique (les causes les plus probables).
- 3- Vérifier la cause.
- 4- Dépose / Repose.
- 5- Vérifier le résultat de réparation.
- 6- Rédiger le rapport d'intervention.



1.3. EVOLUTION DE LA POLITIQUE DE MAINTENANCE :

Dans la politique de maintenance, on distingue plusieurs phase :

- Avant 1960 la maintenance consistait à effectuer des révisions générales à potentiel fixe.
- Avant 1966 on pratiquait des révisions générales spécifiques des parties froides et chaudes du moteur en introduisant la visite intermédiaire.

- En 1966 l'introduction des programmes de fiabilité.
- En 1969 l'introduction de la maintenance modulaire.
- En 1972 la maintenance selon état.

1.4. Influence de fiabilité :

L'intervention la plus économique, la plus rentable, et de remplacer ou de réparer un élément avant qu'il tombe en panne, et si possible juste avant la défaillance.

On calcul le temps moyen de bon fonctionnement afin de déterminer le moment exact pour effectuer la maintenance programmée, les utilisateurs ont bien remarqué que le taux de défaillance était le même et par fois plus important dans les 50 heures qui suivaient la révision générale que dans les 5 heures qui les précédaient, de là est née l'idée de ne pas démonter.

Il restait ce pendant à assurer la sécurité, d'où la recherche nous a permis d'éliminer les interventions inutiles en assurant sécurité de vol.

Les méthodes de monitoring mettent en œuvre les moyens de saisie des premières pannes et intervenir avant. On inclut dans cette catégorie la recherche (criques, brûlures, déformations).

1.5. Les différents modes d'entretien :

a. Entretien avec temps limite (Hard time) :

Dire qu'un élément 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 permettent de le libérer pour une nouvelle période.
- Soit pour être retiré du service (vie limitée) elle consiste à réaliser les opérations d'entretien sur base et procéder, puis la pièce retourne usine (constructeur) à un certains temps de fonctionnement afin d'éviter une révision complète des éléments constitutifs .

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

Dire qu'un élément fait l'objet d'un entretien avec surveillance du comportement en service signifie que l'on n'interviendra sur cet élément qu'après indication de la défaillance (absence de maintenance préventive).

Ce mode d'entretien en service n'est applicable qu'aux éléments dont la détection n'a pas d'effets sur l'état de navigabilité.

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 (fiabilité, statistique, consommations, ect...).

La maintenance avec surveillance de comportement est une partie basée sur la connaissance statique du comportement d'élément dont on surveille sa vie.

c. 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 soumis à des observations continues pour déterminer son état.

C'est le procédé primaire d'entretien ayant des inspections, des tests répétés pour déterminer son état.

IV.6. LES DOCUMENTATIONS DE MAINTENANCE (MANUELS) POUR B 737-600/700/800 :

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.

- ***Les documents de maintenance non programmée sont :***
 - Fault reporting manual (FRM)
 - Fault isolation manual (FIM)
 - Built in test equipment manuals (BITE)

- Structural Repair Manual (SRM)
- Dispatch Deviation guide (DDG)
- Airplane Maintenance Manual (AMM)

• *Les documents de maintenance programmée sont :*

- Maintenance Planning Document (MPD)
- Airplane Maintenance Manual (AMM)

• *Les documents suivants fournissent des données de support pour faire la maintenance programmée :*

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

Chaque document de maintenance a une introduction pour nous montrer comment utiliser ce document.

a. Document de planification de maintenance (MPD)

Les MPD définissent les tâches pour chaque type d'inspection de maintenance programmée. Les compagnies aériennes utilisent le MPD pour faire des inspections de maintenance.

b. Airplane maintenance Manual (AMM) :

Le AMM (Manual de maintenance d'avion) a deux parties :

- Partie I
- Partie II

La partie I est la SDS (system Description Section). Cette section remplace la section de description et opération des B737-600/700/800

La partie II est les procédures et pratiques. Ces dernières ont des données liées aux fonctions suivantes :

- Dépose / Pose des composants
- Localisation des composants
- Pratique de maintenance
- Servicing
- Ajustement teste
- Inspection / contrôle
- Nettoyage / peinture
- Réparation

Le manuel a un système de numération de chapitre suivant la norme ATA comme :

XX – YY – ZZ

XX : Chapitre ATA

YY : sub – système ou sous – système

ZZ : sub – unité (composant)

Chaque page a deux numéros dans le coins inférieur droit : Le ASN est numéro de page.

Les pages sont réparties comme suit :

| Type de Page | Bloc de Page |
|-------------------------------|--------------|
| Partique Maintenance | 201 - 299 |
| Servicing (SRV) | 301 - 399 |
| Dépose / Pose (RN) | 401 - 499 |
| Ajustement / Test (AIT) | 501 - 599 |
| Inspection / Contrôle | 601 - 699 |
| Nettoyage / Peinture (CFP) | 701 - 799 |
| Réparation (AR) | 801 - 899 |
| Dispach Déviation Guide (DDG) | 901 - 999 |

C. Fault isolation manual (FIM):

On utilise le FIM (Manual d'isolation de panne) pour réparer les pannes on commence la procédure d'isolation de la panne avec les codes de panne du FRM ou une description de la panne. Le FIM va identifier les actions de maintenance pour corriger la fault.

IV.2. LA MAINTENANCE PROGRAMMEE :

L'avion de type B737 NG suit une maintenance préventive décrite en détail par son constructeur. Le service de procédure (département méthode) d'Air Algérie assure la mise à jour des plannings qui définissent les périodicité d'entretien (fin potentiel/threshold) de l'appareil en général.

Le personnel de département de propulsion utilise le MPD (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 effectués lors de l'immobilisation de l'avion, qui est exigée par son constructeur BOEING.

Cette maintenance s'effectue en deux méthodes utilisées régulièrement :

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

2.1. ENTRETIEN EN LIGNE :

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

- DAILY CHECK (inspection journalière).
- WEEKLY CHECK (inspection hebdomadaire).
- ½ A- CHECK.

Ce type d'entretien se fait en piste.

a)- DAILY CHECK :

C'est une inspection qui se fait avant le premier vol de la journée (préparation au prévol : PPV), et après chaque vol (transit : T1), elle comporte les tâches suivantes :

1- Vérification des parties visibles (constituants extérieurs du moteur) en procédant les étapes suivantes :

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

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

b)- WEEKLY CHECK :

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

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

c)- ½ A-CHECK :

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

- 1- Inspection visuelle des constituant extérieur du moteur.
- 2- Vérification détaillée de l'entrée d'air et des ailettes Fan.
- 3- Interrogation de la CDU, s'il y a un message de panne on procède l'action corrective.

Remarque : Chaque inspection (check) est effectuée sur le moteur N°1 (Lift) ensuite sur le moteur N°2 (Right)

2.2 .ENTRETIEN EN BASE DE MAINTENANCE

« TRAVAUX PLANIFIES » :

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

- A – CHECK
- 2A – CHECK
- 3A – CHECK
- 4A – CHECK
- 5A – CHECK
- 6A – CHECK
- 7A – CHECK
- 8A – CHECK
- 9A – 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).A – CHECK :

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

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

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

b). 2A – CHECK :

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

- 1- Inspection opérationnelle (BITE) pour contrôler l'unité d'accessoires moteur (EAU).
- 2- Vérification détaillée du filtre de refoulement d'huile.

c). 3A – CHECK :

Elle réalisée toute les 1500 HDV, elle comporte les travaux effectués lors La A – CHECK.

d). 4A – CHECK :

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

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

e). 5A – CHECK :

Inspection réalisée chaque 2500 HDV comporte les travaux effectués lors la A – CHECK.

f). 6A – CHECK :

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

- 1- Contrôle détaillé des bougies d'allumage.

2- Inspection des joints par feu (fire seal) du circuit reverse.

3- Inspection opérationnelle (BITE) afin de contrôler l'unité d'accessoires moteur (EAU).

4- Inspection détaillée du filtre de refoulement d'huile.

5- Contrôle détaillé du bouchon magnétique du démarreur.

g). 7A – CHECK :

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

h). 8A – CHECK :

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

1- Inspection opérationnelle (BITE) pour contrôler l'unité d'accessoires moteurs (EAU).

2- Contrôle détaillé du filtre de refoulement d'huile.

3- Contrôle détaillé du filtre de récupération d'huile.

4- Inspection visuelle du capot fan pour des conditions .

i). 9A – CHECK :

Inspection réalisée toutes les 4500 HDV, elle comporte les travaux effectués lors la A – CHECK.

j). 10A – CHECK :

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

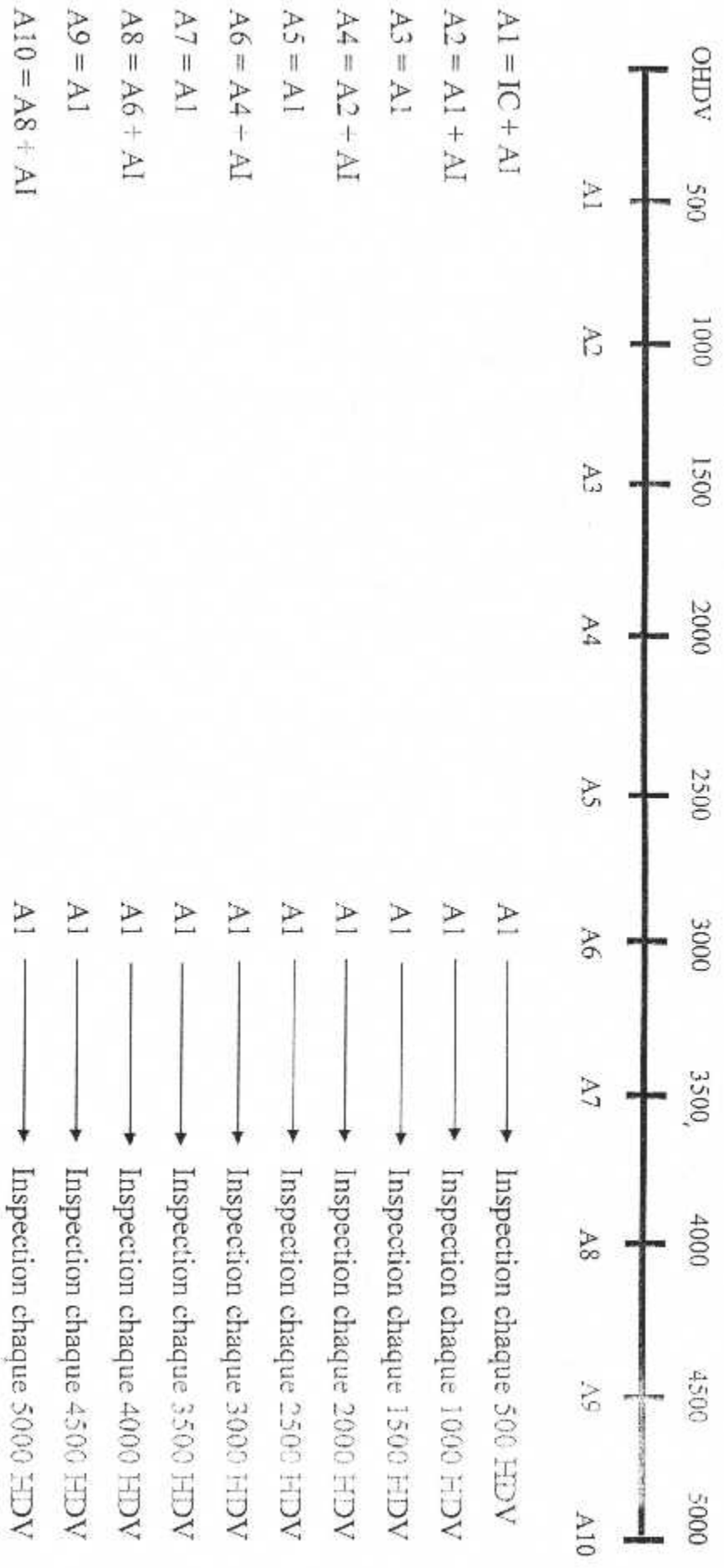
1- Inspection visuelle des capots Fan en deux positions : fermées et ouvertes.

2- Inspection visuelle générale des collecteurs de drainage .

3- Inspection visuelle des brides de fixation de la AGB/TGB.

4- Inspection visuelle des attachements de fixation avant du moteur .

- 5- Inspection visuelle des attachements de fixation arrière du moteur.
- 6- Inspection visuelle des bielles de poussée.
- 7- Inspection boroscopique des ailettes compresseur haute pression, les étages concernés sont : 2, 4, 6 et 8eme étage.
- 8- Inspection boroscopique de la chambre de combustion.
- 9- Inspection boroscopique de distributeur HPT.
- 10- Inspection boroscopique des ailettes IPT.
- 11- Contrôle visuel des flanges d'attachement de la AGB et la TGB .
- 12- Contrôle détaillé des deux câbles de bougies .
- 13- Contrôle visuel des joints labyrinthe .
- 14- Contrôle visuel de la surface interne de reverse.
- 15- Contrôle détaillé des roulements à billes de bielle de reverse .
- 16- Contrôle opérationnel d'accessoire de blocage synchronisé .
- 17- Inspection opérationnelle de l'indication reverse .
- 18- Inspection visuelle des portières de blocage reverse .
- 19- Inspection opérationnelle (BITE) pour le contrôle d'unité d'accessoire moteur (EAU).
- 20- Dépose et remplacement du filtre de distribution d'huile.
- 21- Inspection détaillée de l'indication de colmatage filtre de refoulement d'huile (POP – OUT INDICATOR).
- 21- Dépose et remplacement du filtre de récupération d'huile.



IC : Inspection Continue = DAILY CHECK + WEEKLY CHECK ½ A - CHECK

A1 : Autres Inspection

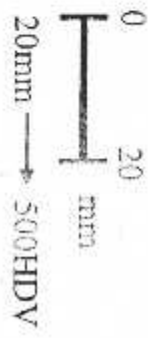


DIAGRAMME DES PERIODICITES DES INSPECTIONS PROGRAMMEES DU REACTEURS CFM56-7B

IV-3- LA MAINTENANCE NON PROGRAMMEE:

Comme toute turbo machine, le réacteur CFM56-7B présente des anomalies de différentes classe, survenues en vol ou au sol, rarement causées l'arrêt du moteur. Le tableau ci-dessous comporte des anomalies (des pannes) et leurs remèdes (causes) pendant cinq ans, depuis sa première date d'exploitation (l'an 2000) jusqu'à cette année.(Ref.IV).

| Dates | Anomalies | Travaux effectués |
|--------------|--|--|
| 12-04-00 | GTR# 2: vibration: 2.8 en montée avec vibrations ressenties au plancher | Effectuer bite test AVM suivant AMM:77-31-00= OK Effectuer inspection Fan et accessoires = OK |
| 01-06-00 | En croisière voyant filter by pass s'allume GTR#2. | Remplacer le filtre GTR#2 Effectuer – PF =OK |
| 13-07-00 | Reverse N°1 light ON (Amber) | Effectuer Bite+ Reset sur module engine accessoires Unit (EAU) = OK |
| 20-07-00 | Reverse light N°1 ON | Effectuer inspection reverse n°1 repère d'alignement OK+reset au module engine (EAU) |
| 10-01-01 | Après atterrissage voyant ENGINE CONTROL s'allume GTR#1 | Anomalie non constatée au sol suivant FIM73-26 task 803 souffler PS3 GTR #1- PF de contrôle OK |
| 18-01-01 | En Vol Voyant GTR#2 Filtre By Passe + Oil Pressure Sont Allumés+ Légères Vibrations (Baisse Pression D'huile). Moteur Coupe En VOL -QRF- | Constater sonde de température d'huile arrachée de fixation d'où perte d'huile à O- vérifier main oil filter= RAS= + les 3 DMS= RAS= effectuer remplacement du support sensor oil pressure et température + complément d'huile – PF de contrôle constaté + bruit anormal. Après inspection constaté limailles au DMS- GTR#2 à remplacer. |
| 15-03-01 | Vibration GTR #1 | Effectuer bite teste AVM suivant AMM : 77-31-00 OK .effectuer inspection fon ct accessoires OK. |
| 28-04-01 | Bougies GTR#1 H/S | Remplacer bougies d'allumage LEFT- PF = OK |

| | | |
|----------|--|---|
| 12-05-01 | Suite à ½ A- Check à remplacer les filtres des 2 GTR. | Remplacer les 2 filtres carburant (GTR1 et 2) PF = OK Etanchéité = OK |
| 30-06-01 | Confirmation de T° EGT , Niveau T° EGT 50 -----773/835 140 -----780/840 160 -----797/852 200 -----790/842 240 -----772/826 280 -----765/818 300 -----757/809 en croisière au niveau 310 613/622 NI 85.5% - 85.8% | Effectuer BITE ENGINE sur FMC constaté code 77 108 42 (T49.551) out of range, contrôle T° EUT pas d'indication (CH A). Effectuer dépannage selon FIM 77-21 task 807. Nettoyage prises avec les DP0912 EEC. Effecteur BITE ENGINE CONTROL T° EGT indication correcte. |
| 31-06-01 | MSG. 77-10841 | Sera traité en C-CHECK |
| 03-08-01 | A la mise en route, message TBV disagree | Effecteur BITE sur FMC CDU. Nous avons un code 75 10 5 02. Effectuer et appliquer FIM task 71-21-83-RAS. Effectuer PF de contrôle = RAS |
| 16-10-01 | Au décollage colmatage filtres 2GTR- QRF | Remplacer les 2 filtres carburant (GTR#1 et2)- PF =OK |
| 20-12-01 | Pas de démarrage GTR#1 | Constaté démarreur H/S- remplacer démarreur -PF=OK |
| 02-01-02 | Suite carte protocolaire 72-350-01-00, constaté MSG suivant sur CDU 79 311 41 Débris detected : YES | Dépose et nettoyage DMS sur GTR#1. Effectuer BITE sur CDU test OK. Débris detected : NO |
| 14-02-02 | Sur moteur S/N : 876534 pos.1 et S/N : 876535 pos2 remplacer les O-RINGS suivant ITN° CFMI/01/2001 | Remplacer joints des filtres (Les O-RINGS) carburant sur GTR#1 et GTR#2 suivant ITN° CFMI/01/2001- PF =OK |
| 24-02-02 | Au cours de la transit constaté voyant isolement reverse allume au P5 | Effectuer BITE suivant procédure constaté au niveau du module contrôle moteur voyant allume. Effecteur BITE 5833, valve sensor en défaut, le sensor se trouve à l'intérieur du module hydraulique contrôle valve isolement reseter breker voyant éteint « a suivre » |
| 13-03-02 | Suite carte 72-010-01-01-00 constaté présence des restes d'oiseaux sur l'an GTR#1 | Effecteur inspection -RAS- |

| | | |
|----------|---|---|
| 12-05-02 | Vibration GTR#2. Alert jusqu'au montée : Vib. GTR#2 FL150 N1 96% VIB3,0 FL200 N1 98% VIB3,2 FL23 N199% VIB3,3 FL240 N178% VIB1,2 | Effectuer ENG, TRIM BLANCE selon AMM 77-00-00 page 520 task 1413 sur GTR#2. T/OFF power VIB N°2 0.7 |
| 13-06-02 | EEC fault | Nettoyage prise EEC PF avec équipage OK |
| 21-06-02 | Cycle de démarreur du GTR#2 prend l'05- très lent | Effecteur insepection HMU- RAS ENG fuel PUMP- RAS- VSV- RAS- bleed air système – RAS- souffler la tuyauterie PS3 suivant FIM 80-05-task 806- PF de contrôle = OK Démarrage 30 seconde du GTR#2 |
| 01-07-02 | Au D/C engine control N°01 s'allume, même problème à l'ATT | Souffler tuyauterie PS3+ effecteur BITE EEC suivant FIM 73-26 page 803 |
| 25-07-02 | Suite présence de limaille sur GTR#2 - ARRET MOTEUR EN VOL | Effecteur remplacement du GTR#2 par un GTR de type B27 (A/C équipe en B24) prélevé EEC du GTR dépose (B24) et montée sur le B27. Appliquer SB 72.01.06 reconfirmation TRIM 2 selon recommandation CFM- effecteur procédure AMM 72-00-02 test N°9 satisfaisant. |
| 07-08-02 | A remplacer les filtres carburant GTR#1 et suite procédure de décontamination réservoir fuel | Remplacer filtre carburant des 2 GTR. Effectuer PF de contrôle et Etanchéité = OK |
| 11-09-02 | A la mise en route pas d'allumage GTR#1 sur left system. | Effectuer inspection câblage –RAS-nettoyer prise boite d'allumage left system PF=OK |
| 19-01-03 | Reverse GTR#1 n'a pas fonctionné à Alger avec voyant ambre allume | Panne constatée au sol. Effectuer BITE test CDU suivant AMM. Effectuer plusieurs essais au sol -OK- |
| 29-02-03 | Fuite carburant sur le drain pump HP GTR N°1 (tolérance en courrier 25 cycles) | Effectuer ventilation humide. Fuite persiste écoulement de carburant. Effectuer démarrage moteur fuite 8 gouttes par minute panne disparue |

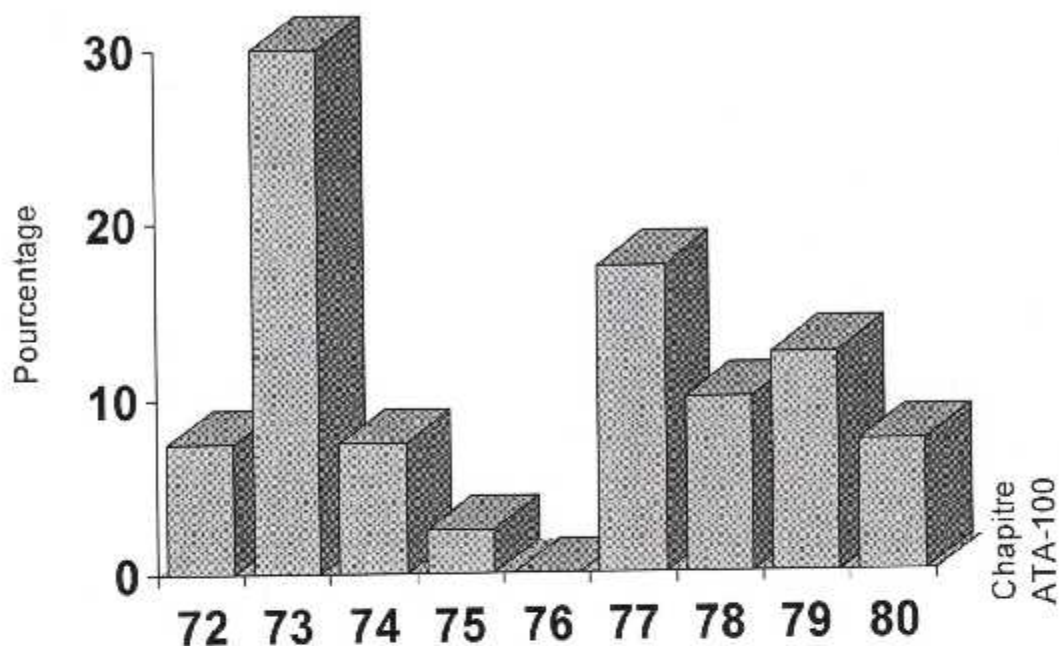
| | | |
|----------|---|---|
| 04-03-03 | A/C dérouté sur Marseille cause technique colmatage filtre carburant GTR#1 et GTR#2 A/C destination Bruxelles | Remplacement filtre carburant 1 et 2 -PF-essai d'étanchéité = OK |
| 19-03-03 | Bougies GTR#1 H/S | Remplacer bougies d'allumage left-PF=OK |
| 12-05-03 | En croisière moteur N°2 vibrations moteur jusqu'à 2.1 causant un bruit gênant en cabine | Effectuer PF de contrôle au take OFF vibration GTR#1 :0.4-GTR #2 : 1.1 et sans aucun bruit au cabine. Après essais prolongés des 2 groupes à air. Constaté colmatage séparateur d'eau côté gauche. Dépose des 2 séparateur pour passage un banc. Effectuer repose après nettoyage et réparation par atelier. Effectuer PF :N1 80% GTR#1. VIB N° 0.8 |
| 22-05-03 | ENG. CONTROL s'allume au sol (Breaker soule) GTR #2 | Remplacer EEC#2 essai =OK suivant FIM 73.21 task 603 |
| 22-06-03 | En montée EGT réacteur N°2 supérieur de 60° par rapport au réacteur N°1 | Suite message FMC 77 108 42 Effectuer inspection suivant FIM 77-21 task 801 sonde (T49.551) - PF= OK. Valeurs dans les normes. |
| 27-06-03 | A la fermeture des capots constaté fuite carburant au niveau de la pompe carburant de HMU GTR#2 | Effectuer PF=RAS |
| 12-07-03 | A Marseille : démarrage N°1 pas d'allumage (ignition sur right) sur left démarrage normal. | Remplacer exciter ignition Effectuer BITE test CDU right ignition. OK |
| 06-09-03 | Constaté fuite d'huile sur démarreur N°1 | Remplacer démarreur N°1-PF=OK. |
| 17-09-03 | Réacteur N°1 à Istambule au démarrage à 25% de N2, starter lever ON pas de fuel pas d'EGT, N1 et N2 aucune augmentation Essai N°2, essai=OK. | Effectuer essai fonctionnel éclateur 1 et 2- PF de contrôle left et right =OK |
| 25-11-03 | Au essai CDU message PS3 out OF RANG GTR#2 | Souffler tuyauterie PS3 GTR#1- PF de contrôle= OK |
| 02-01-04 | Voyant ENG-Valve s'allume par intermittence du GTR#1. | Nettoyer prise DP 1203- A confirmer inspection câblage = RAS |

| | | |
|----------|---|---|
| 05-03-04 | Après atterissage à ALICANTE constaté allumage des voyants reverse GTR#1 | Effectuer BITE sur module M528 constaté locks V150 et V148 en défaut. Nettoyer prises locks et connexions. Effectuer essais statiques et dynamiques reverse GTR#1. Fonctionnement correcte. |
| 20-03-04 | GTR#1 fluctuation de pression d'huile + VIB jusqu'à 3.6 pendant tout le vol | Vérifier DMS- RAS- Effectuer inspection des attaches accessoires- RAS- effectuer graissage ailettes Fan GTR#1 suivant AMM 72-21-01-PI : pression d'huile + VIB. 0.8 OK |

3-1- ANALYSE DES PANNES :

Le tableau ci-dessous montre le nombre et le pourcentage des pannes citées précédemment, qui sont classées selon chapitre ATA- 100.

| ATA-100 | Systèmes | Nombre d'anomalies | Taux d'anomalies (%) |
|---------|-----------------------------|--------------------|----------------------|
| 72 | Moteur | 03 | 07.50 |
| 73 | Circuit carburant commandes | 14 | 35.00 |
| 74 | Allumage | 03 | 07.500 |
| 75 | Circuit d'air | 01 | 02.50 |
| 76 | Commande moteur | 00 | 00.00 |
| 77 | Contrôle moteur | 07 | 17.50 |
| 78 | Reverse de poussée | 04 | 10.00 |
| 79 | Circuit d'huile | 05 | 12.50 |
| 80 | Démarrage | 03 | 07.50 |



**DIAGRAMME REPRESENTANT LES ANOMALIES
DU REACTEUR CFM56-7B
(DE L'AN 2000 AU L'AN 2004)**

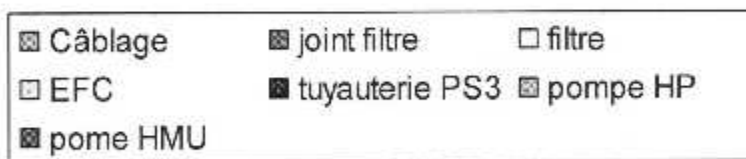
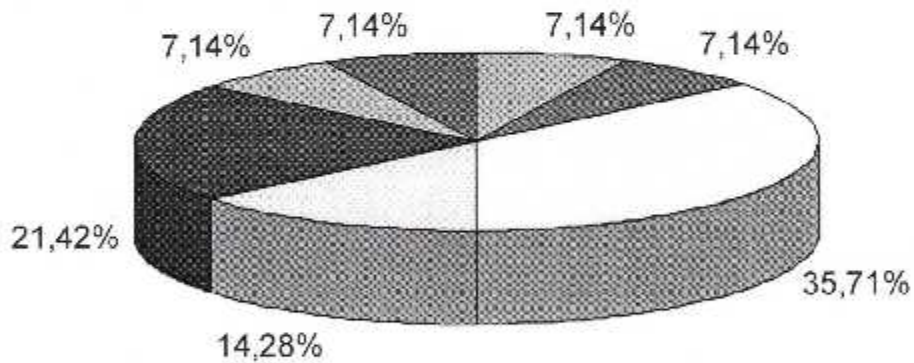
Ce diagramme nous représente les différents type de pannes moteurs survenues lors du fonctionnements des avions équipant les turboréacteurs CFM56-7B .

Comme vous pouvez constater le taux le plus élevé de pannes moteurs et dans le système de circuit carburant .

Le tableau ci-dessous l'évolution de toutes les pannes du circuit de carburant, pendant cinq ans depuis 2000 jusqu'à 2004 :

| Année / Equipement | Câblage | Joint filtre | Filtre | EEC | Tuyauterie PS3 | Pompe HP | Pompe HMU |
|--------------------|--------------|--------------|---------------|---------------|----------------|--------------|--------------|
| 2000 | 0 | 0 | 1 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 2001 | 0 | 0 | 2 | 0 | 1 | 0 | 0 |
| 2002 | 0 | 1 | 1 | 1 | 1 | 0 | 0 |
| 2003 | 0 | 0 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 |
| 26-04-2004 | 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| Total | 7,14% | 7,14% | 35,71% | 14,28% | 21,42% | 7,14% | 7,14% |

DISQUE DE POURCENTAGE



Remarques :

Le dépannage par la méthode historique des pannes (le tableau ci-dessus) nous a permis de déduire que les raisons de dépassement du circuit carburant sont liées souvent aux :

| Equipement | Anomalie | Remède |
|-------------------|----------------------------|------------------------------|
| Filtre carburant | Contamination et impuretés | Changement filtre carburants |
| Tuyauterie PS3 | Tuyauterie bouchée | Souffler la tuyauterie |
| EEC | Hors service | Remplacement EEC |

Chapitre V

ETUDE DE FIABILITE

DU REACTEUR

CFM56-7B

V.1. Introduction :

La fiabilité est un concept qui intéresse de nombreux domaines de l'activité humaine : économique, scientifique, technique, et industriel. Elle est étroitement liée à des notions de sécurité de fonctionnement de qualité, d'efficacité ou de performances.

Pourquoi l'étude de fiabilité ? parce que le fait d'attribuer une probabilité de bon fonctionnement à un équipement permet de choisir les meilleures solutions technologiques, les meilleures procédures d'approvisionnement, de conception ou de fabrication, d'utilisation et de maintenance.

L'étude de fiabilité est nécessaire à différents niveaux de la vie du système (ou de l'équipement) : au niveau de la conception ou de la fabrication, afin de pouvoir élever le degré de fiabilité selon les normes spécifiées ; au niveau de l'exploitation, afin d'estimer les incidences du support logistique sur ces conditions d'utilisation ; au niveau des services maintenance, dans le but de prévoir les dates prophylaxies et d'arrêts préventifs ; au niveau des gestionnaires des pièces de rechange, afin d'estimer le volume des stocks de sécurité et assurer par la même la disponibilité de la pièce ; en écrivain les stocks morts.

V.2. Définition de la fiabilité :

La fiabilité est l'aptitude d'un dispositif à accomplir une fonction requise dans les conditions d'utilisation et pour une période de temps déterminées ; la période du temps peut être remplacée par un nombre de cycle , par une distance parcourue

Au point de vue de réglementation aéronautique ces pannes à prendre en considération sont ceux qui mettent en cause la sécurité de l'avion, les exploitant tient en compte aussi les incidents relatifs à d'autres aspects de l'exploitation notamment l'économie.

V.3. Qualité et fiabilité :

La qualité d'un produit est caractérisée par sa conformité aux spécifications qui la définissent, mais encore par son aptitude à demeurer conforme à ces spécifications pendant la durée de vie.

On toutes fois tendance à désigner par qualité la conformité du produit à sa spécification, à sa sortie d'usine par fiabilité son aptitude à demeurer conforme au cours de la période d'utilisation. Notons deux réflexions importantes :

- Il n'y a pas de bonne fiabilité sans qualité initiale.
- La fiabilité est une extension de la qualité dans le temps.

V.4. Différents stades pour une étude de fiabilité :

Compte tenu des facteurs qui influencent la fiabilité d'un système, il est facile d'imaginer que la fiabilité intervient à tous les stades du projets et on parlera alors de la fiabilité prévisionnelle à la conception, de la fiabilité théorique. A la construction (prototype) ; de fiabilité pratique donnée par le constructeur (série) tenant compte de la maintenance ; de fiabilité opérationnelle celle de l'utilisateur tenant compte de l'exploitation.

Les méthodes permettant de chiffrer la fiabilité opérationnelle obtenue après une durée de fonctionnement d'un système.

La fiabilité opérationnelle est obtenue après une suite de défaillance potentielle.

V.5. Suivi du comportement des équipements en exploitation :

L'axe central de la gestion technique des matériels passe par la recherche d'une disponibilité optimale.

La connaissance du comportement en service doit permettre de trouver des solution d'améliorations.

V.6. Etudes des défaillances :

Pour mettre en place une stratégie de maintenance, il est important de comprendre les phénomènes de défaillances des matériels.

6.1. Définition :

Défaillance : Altération ou cessation de l'aptitude d'un bien à accomplir une fois requise.

6.2. classification des défaillances :

D'une façon générale, la classification des défaillances s'établit en deux catégories :

a - les défaillances catalectiques :

Elle son complètes et soudaines, c'est par exemple, la rupture brusque d'une pièce mécanique, le court circuit d'un système électrique ou électronique.

Dans ce cas, il est difficile d'observer la dégradation. Par conséquent il n'est pas possible de mettre en place une maintenance conditionnelle.

b - les défaillances par dérives :

Ce sont les phénomènes d'usure en mécanique, l'augmentation du frottement, ou l'augmentation de la valeur des résistances pour le système électronique. Ce type de défaillance se prête particulièrement bien aux techniques de surveillance utilisées en maintenance conditionnelle.

V.7. les modes de défaillances :

Le mode de défaillance est définis par la norme NFX60-010 : « effet par lequel une défaillance est observé ».

Les modes de défaillance sont donc en rapport avec le processus de dégradation. Nous citerons, les modes de défaillance en mécanique :

• Les modes de défaillances inhérent au fonctionnement : Usure, Surcharge, Fatigues (thermique et mécaniques), Fluage, Choc, etc.

• Les modes de défaillances inhérents au matériau : Défaut de mise en œuvre, défaut de fabrication (défauts d'usinage, de traitements thermiques, de soudure, etc.)

• Les modes de défaillances inhérents à l'environnement : défaut de montage, corrosion...

V.8. Rapport de fiabilité :

Les statistiques principales énumérées ci-après sont éditées trimestriellement (dans la compagnie AH) sous forme de tableaux et graphiques, cela est assurées par les personnels de département méthodes (service fiabilité), et donnant pour chaque type d'avion :

- Statistiques Mensuelle.
- Plaintes par système
- Dépotes prématurées.
- Retard/annulations Technique.
- Incidents / Accidents Avion.
- Contrôle de la fiabilité de propulsion.

- Définition des termes et paramètre utilisés :

$$\text{Nombre d'avion en service} = \frac{\text{Nbre. de jours avions Disponible dans la période}}{\text{Nbre. Total de jours Dans cette période}}$$

Les jours – avions disponibles sont la somme des nombres de jours ou chaque avion est disponible pour l'utilisation et comprennent les jours

nécessaire à l'entretien normal, aux modifications, les immobilisations pour accident importants, conversions ou inspections spéciale. Il comprennent également ne comprennent pas les jours après le dernier vol commercial.

$$\text{- Rotation journalière} = \frac{\text{Nbre. total heures de vol par avion en service}}{\text{Nbre. de jours avions disponible dans la période}}$$

$$\text{- Etape moyenne} = \frac{\text{Nbre total heures de vol.}}{\text{Nbre. Total de décollage}}$$

$$\text{- Taux des retards technique } > 5' = \frac{\text{Nbre de retards technique } > 5'}{\text{Nbre.de décollage commerciaux}} \times 100$$

- Index de régularité technique = c'est la différence de la régularité technique exprimé en pourcentage, et du quotient du nombre de retards techniques, plus les annulations, plus les changements avions n'entraînant pas le retard, par le nombre de décollage commerciaux.

Retards Techn. + Annulations + Changts.

Avion

Index de régularité = 100% - _____

Nbre. de décollage commerciaux.

Retards Techn + Annulations +

Changts. Avion

- Durée moyenne des retards techniques = _____

Nbre de décollage

Nbre. de plaintes

- Taux de plaintes = _____ x 1000

Nbre. de décollages

Nbre. de d'incident

- Taux d'incidents techniques = _____ x1000

Nbre. de décollages

Nbre. de déposes (6 mois)

- Taux de déposes prématurées _____ x 1000

Nbre. par avions x Hrs. de vol (6

Mois).

$$\text{- Taux de Descentes Réacteurs} = \frac{\text{Nbre. de descentes (3 mois)}}{\text{Nbre. Réacteurs par avion x Hrs de Réacteur(6 mois)}} \times 1000$$

$$\text{- Taux des Arrêts Réacteur} = \frac{\text{Nbre. Arrêt Réacteurs en Vol (3 mois)}}{\text{Nbre. réacteurs par avions x Hrs de Réacteur (6mois)}} \times 1000$$

On trouve aussi, des notions de moyennes temporelles qu'il convient de présenter à ce niveau. Ces signales sont en anglais et ils sont souvent exprimés ainsi dans les différentes expressions mathématiques liées à ces concepts :

- **MTTF** = (Mean time to failure) : Durée moyenne de bon fonctionnement d'un système avant la première défaillance.
- **MTT** = (Mean time to Repair) : Durée moyenne de temps de réparation .
- **MUT** = (Mean up time) : Durée moyenne de bon fonctionnement après réparation.
- **MDT** = (Mean down time) : Durée moyenne de défaillance.
- **MTBF** = (Mean time Between failure) : moyenne de temps entre deux défaillances d'un système réparable ou bien c'est la moyenne des temps de bon fonctionnement .

V. 9.FIABILITE PAR SYSTEME :

Le service de fiabilité de la compagnie AII, assure l'enregistrement de plaintes des systèmes et l'édition des rapports de fiabilité chaque trimestre. En schématisant ces derniers (en graphes et en histogrammes), on peut visionner l'évolution des performances des circuits moteurs en deux phases :

-Au Sol.

-En Vol

J'ai choisi comme un exemple la flotte B737-800 équipée du fameux réacteurs CFM 56-7B, d'où j'ai tiré les rapport annuels de fiabilité de ce moteur pendant (12) douze mois (l'année 2003). (Réf. V)

9-1- Plaintes des systèmes au sol (Mareps):

| ATA-100 | | | Année 2003 | | | | | | | | | | | | Taux d'alerte |
|---------|------------|---|------------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|---------------|
| | | | J | F | M | A | M | J | J | A | S | O | N | D | |
| 72 | Moteur | A | 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | | B | 1.14 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 5.89 |
| 73 | Carburant | A | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | | B | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.98 | 0.00 | 0.00 | 2.54 | 0.00 | 5.54 |
| 74 | Allumage | A | 0 | 0 | 1 | 0 | 0 | 0 | 1 | 0 | 0 | 1 | 0 | 0 | |
| | | B | 0.00 | 0.00 | 1.08 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.98 | 0.00 | 0.00 | 1.26 | 0.00 | 0.00 | 5.92 |
| 75 | Air | A | 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | | B | 1.14 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 5.44 |
| 76 | Commande | A | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | | B | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 5.00 |
| 77 | Contrôle | A | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | | B | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 5.60 |
| 78 | Reverse | A | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| | | B | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.98 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 5.84 |
| 79 | Lubrifiant | A | 0 | 0 | 0 | 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 0 | 0 | |
| | | B | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 1.24 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 1.26 | 0.00 | 0.00 | 5.08 |
| 80 | Démarrage | A | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 0 | 0 | 1 | 0 | 0 | 0 | |
| | | B | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 1.91 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 5.00 |
| Total | | A | 2 | 0 | 1 | 1 | 0 | 1 | 0 | 2 | 1 | 2 | 2 | 0 | |
| | | B | 2.28 | 0 | 1.08 | 1.24 | 0 | 1.16 | 0 | 1.96 | 1.91 | 2.52 | 2.54 | 0 | |

N.B :

A : nombre d'anomalie du mois

B : Taux mensuel

9-2- Plaintes des systèmes au Vol (Pireps) :

| ATA-100 | | Année 2003 | | | | | | | | | | | | Taux d'alerte | |
|---------|------------|------------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|---------------|------|
| | | J | F | M | A | M | J | J | A | S | O | N | D | | |
| 72 | Moteur | A | 1 | 0 | 1 | 2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 4 | 0 | 0 | 0 | 5.89 |
| | | B | 1.14 | 0.00 | 1.08 | 2.47 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 4.45 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | |
| 73 | Carburant | A | 0 | 2 | 2 | 1 | 1 | 1 | 0 | 1 | 0 | 1 | 5 | 0 | 5.54 |
| | | B | 0.00 | 2.62 | 2.17 | 1.24 | 1.09 | 1.16 | 0.00 | 0.98 | 0.00 | 1.26 | 6.36 | 0.00 | |
| 74 | Allumage | A | 0 | 1 | 1 | 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 3 | 0 | 2 | 5.92 |
| | | B | 0.00 | 1.31 | 1.08 | 1.24 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 3.78 | 0.00 | 2.19 | |
| 75 | Air | A | 0 | 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 5.44 |
| | | B | 0.00 | 1.31 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | |
| 76 | Commande | A | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 5.00 |
| | | B | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | |
| 77 | Contrôle | A | 3 | 1 | 1 | 0 | 0 | 2 | 2 | 0 | 0 | 0 | 1 | 0 | 5.60 |
| | | B | 3.41 | 1.31 | 1.08 | 0.00 | 0.00 | 2.31 | 1.96 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 1.27 | 0.00 | |
| 78 | Reverse | A | 0 | 1 | 0 | 0 | 1 | 0 | 0 | 1 | 3 | 1 | 1 | 1 | 5.84 |
| | | B | 0.00 | 1.31 | 0.00 | 0.00 | 1.09 | 0.00 | 0.00 | 0.98 | 3.34 | 1.26 | 1.27 | 1.09 | |
| 79 | Lubrifiant | A | 0 | 0 | 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 5.08 |
| | | B | 0.00 | 0.00 | 1.08 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | |
| 80 | Démarrage | A | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 2 | 0 | 0 | 1 | 1 | 0 | 0 | 5.00 |
| | | B | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 2.31 | 0.00 | 0.00 | 1.11 | 1.26 | 0.00 | 0.00 | |
| Total | | A | 4 | 6 | 6 | 4 | 2 | 5 | 2 | 2 | 8 | 6 | 7 | 3 | 5.00 |
| | | B | 4.81 | 7.86 | 7.57 | 4.95 | 2.18 | 5.78 | 1.96 | 1.96 | 8.9 | 7.56 | 8.9 | 3.28 | |

N.B :

A : nombre d'anomalie du mois

B : Taux mensuel

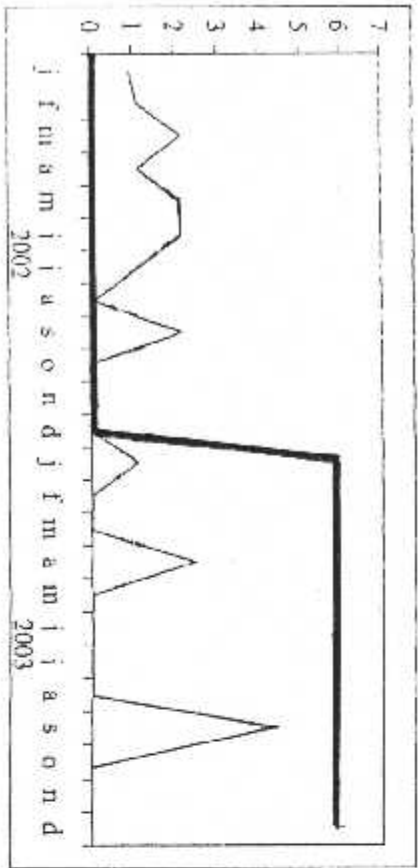
A partir des données précédentes, on peut tracer les courbes suivantes (taux mensuel en fonction des mois) :

En Vol

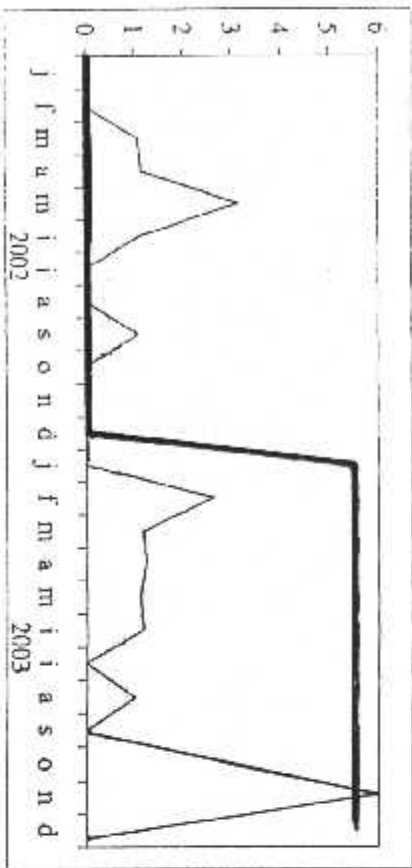
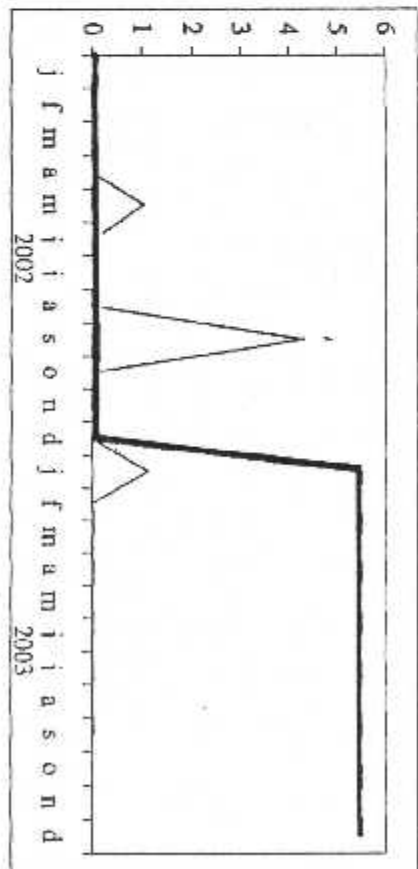
— Taux mensuel

Au Sol

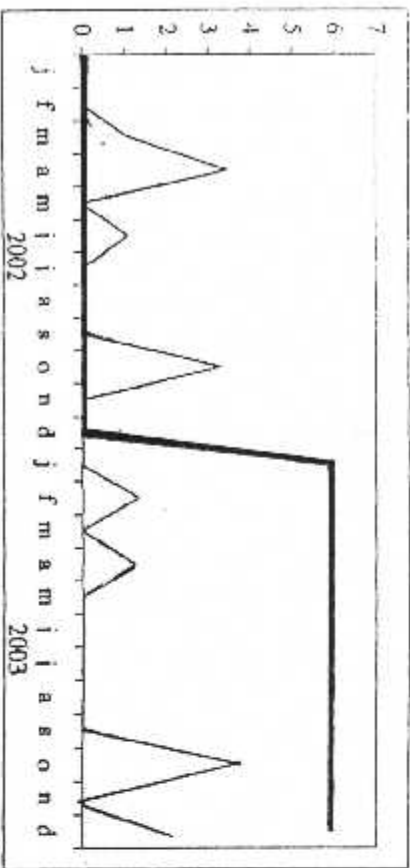
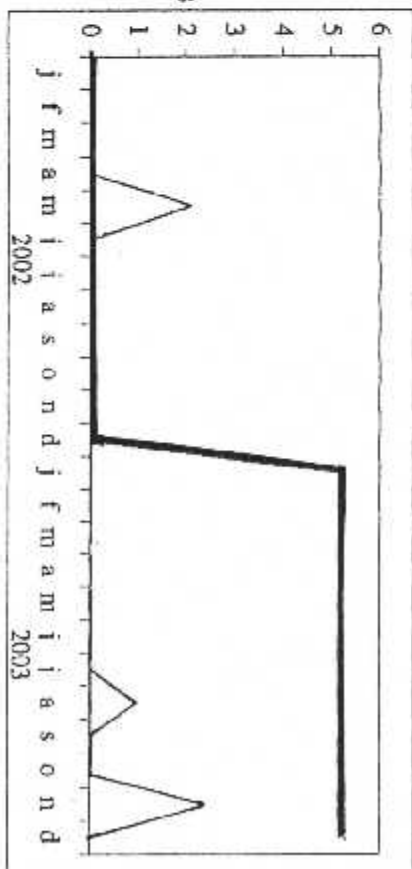
— Taux d'Alerte



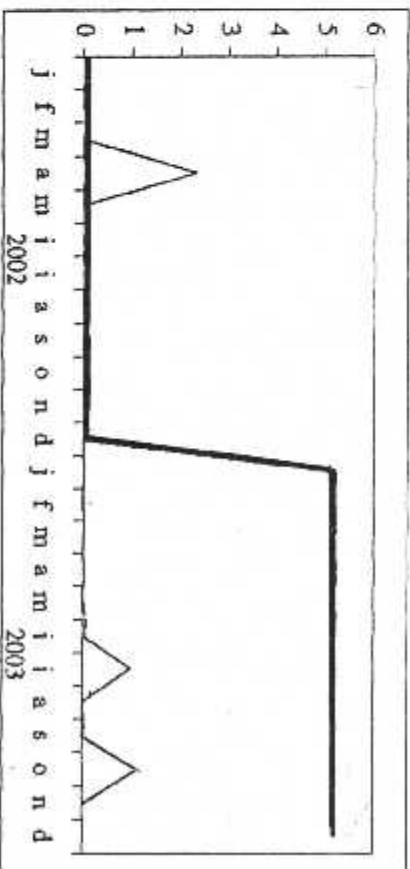
Chap. 72
Moteur



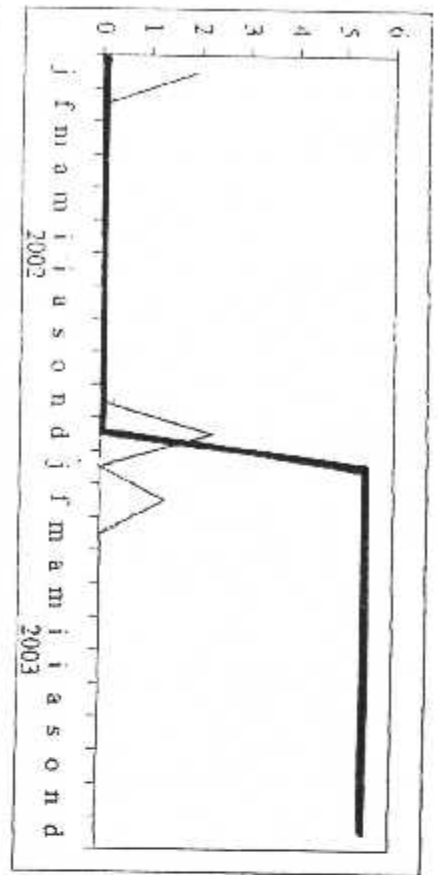
Chap. 73
Circuit carburant
et commandes



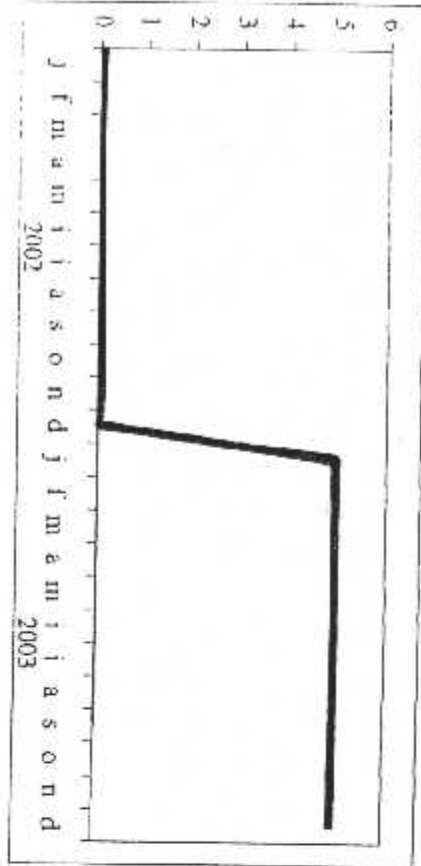
Chap. 74
Allumage



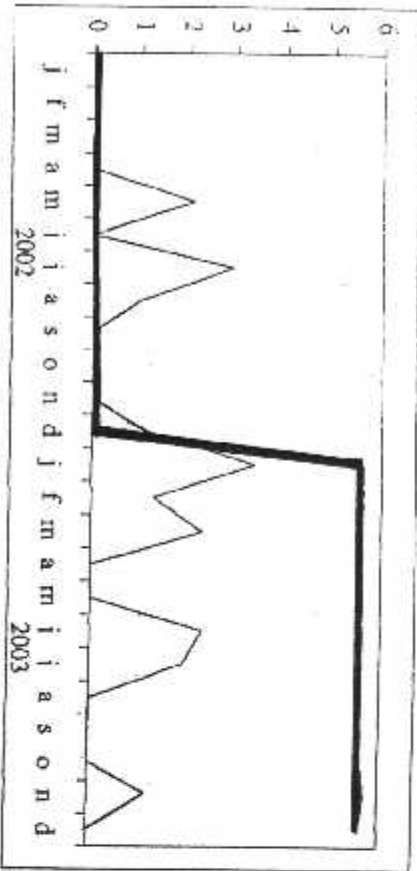
En Vol



Chap. 75
Air



Chap. 76
Commandes
moteur

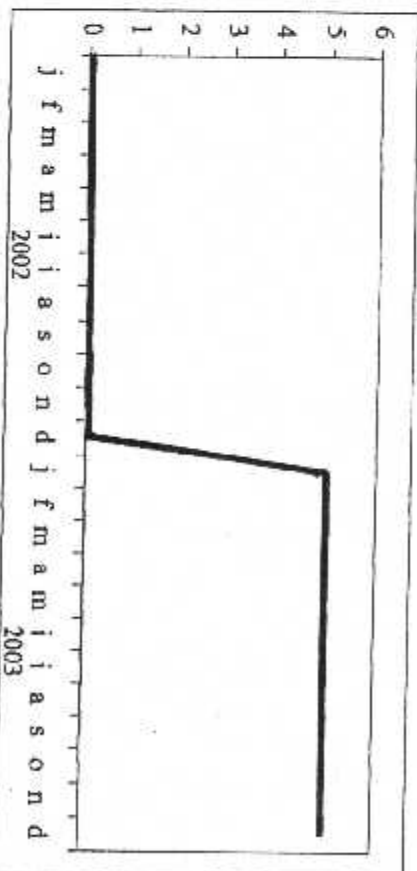
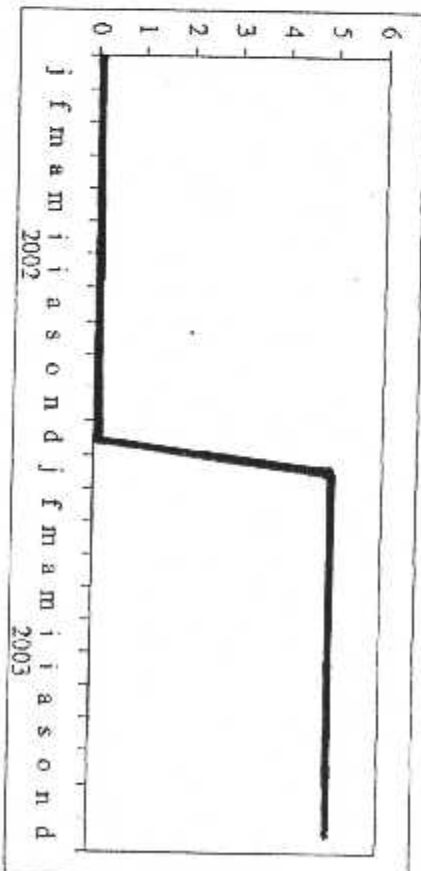
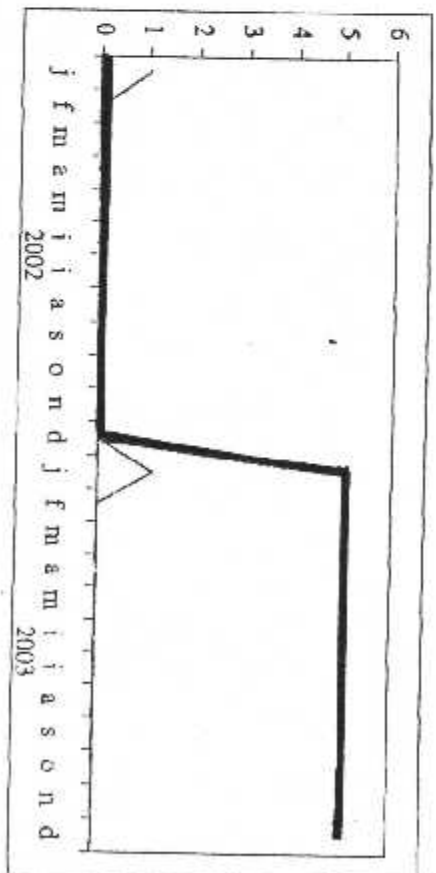


Chap. 77
Contrôle
moteur

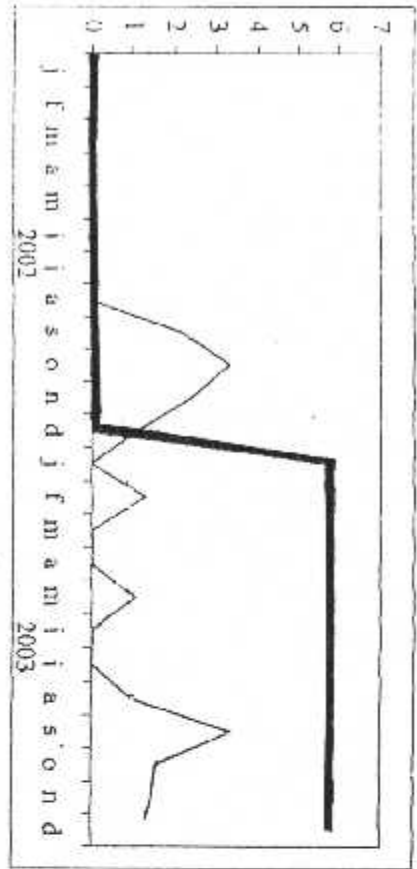
Au Sol

— Taux mensuel

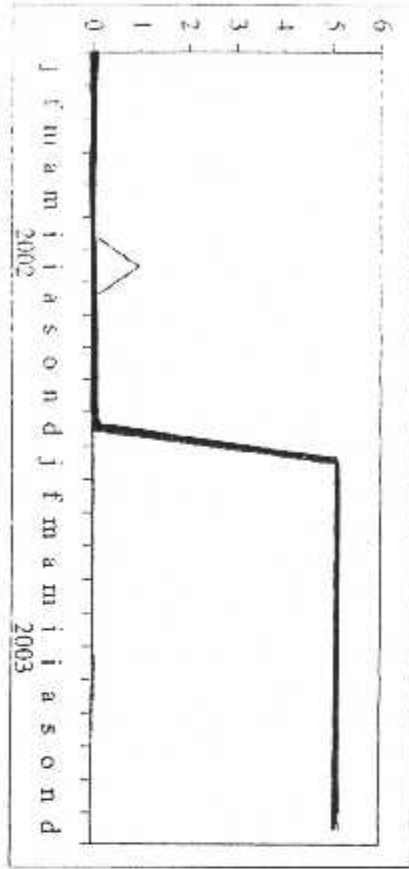
— Taux d'Alerte



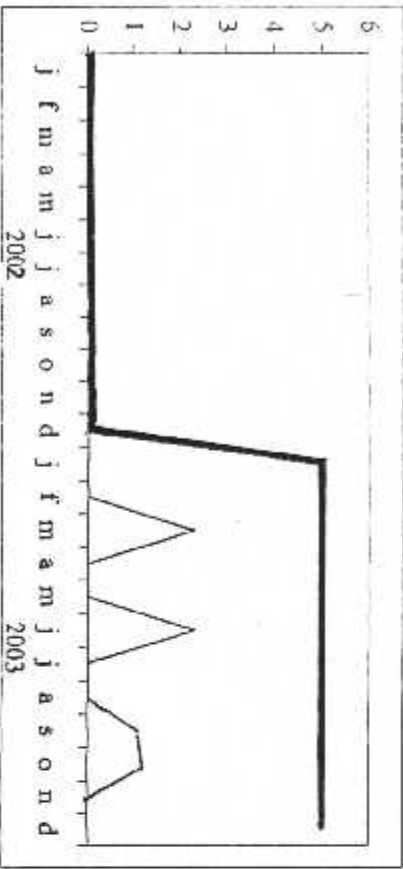
En Vol



Chap. 78
Echappement



Chap. 79
Lubrification

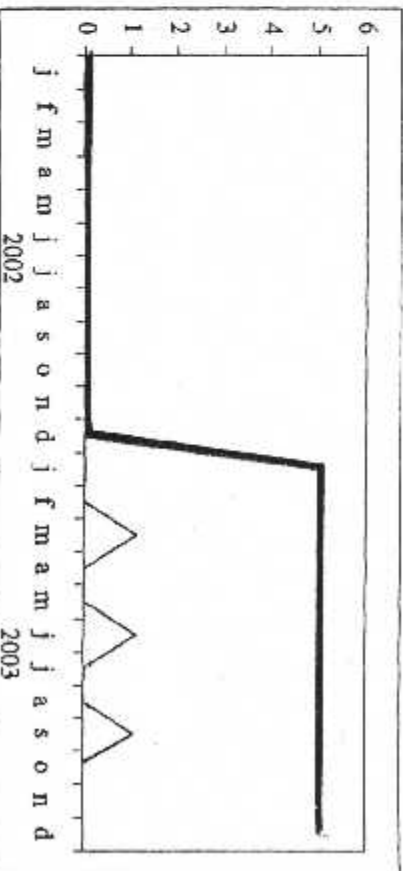
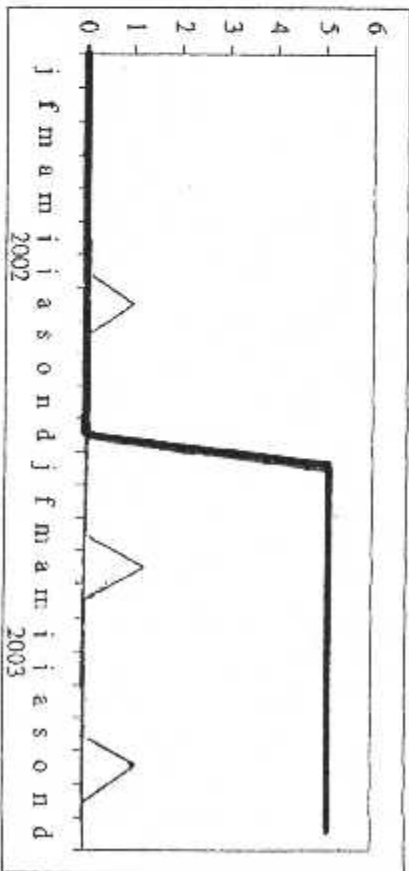
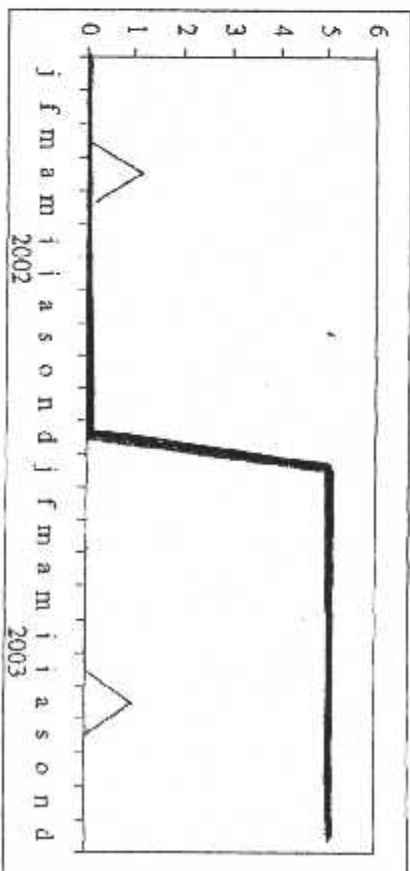


Chap. 80
Démarrage

Taux mensuel

Au Sol

Taux d'Alerte



9.3. *Interprétation des courbes :*

On peut noter l'évolution des performances des systèmes moteurs dans les points suivants :

1. Il en résulte de l'analyse des performances des circuits B 737-800 que le taux mensuel enregistré durant l'année 2003, a connu une hausse sensible par rapport à l'année précédente (2002)

2. La majorité d'anomalies des circuits réacteurs est survenue quand l'avion quitte le sol (envol). Il n'y a pas tellement de pannes moteurs quand l'aéronef est en piste ou en base de maintenance (au sol).

3. Le circuit commande moteur n'a jamais connu d'avarie, que se soit en vol ou au sol depuis la première date de l'exploitation de la totalité des réacteurs (16 réacteurs équipant huit (08) Boeing 737-800).

4. Les circuits, moteur, allumages, air, contrôle, reverse, lubrification et démarrage sont fiables, ils n'accusent aucun dépassement du taux d'alerte.

5. Le circuit carburant et commandes a connu tant de problèmes pendant le vol. Le circuit fut l'objet d'un seul dépassement de taux d'alerte durant le mois de novembre de l'année 2003.

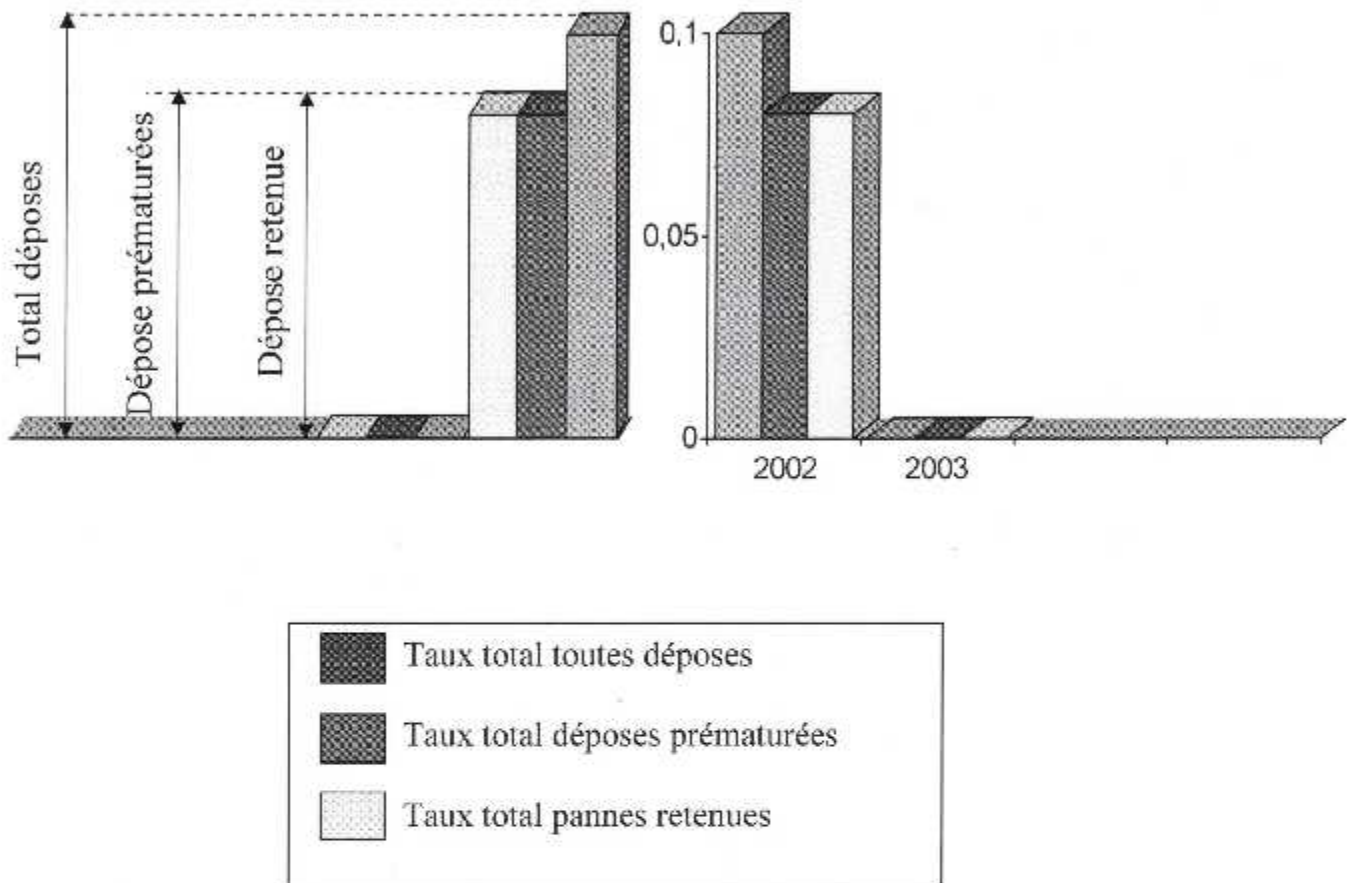
V.10. *Contrôle de fiabilité de propulsion :*

Tout détail d'une dépose prématurée est bien décrit chez le service de fiabilité. Une dépose prématurée est une dépose non programmée, intervenant suite à une anomalie de fonctionnement qu'a un dégât physique qui sert à démonter le moteur de l'avion pour réparation ou inspection en atelier avant qu'il atteigne la limite de son potentiel.

Le tableau ci-après présente un relevé de contrôle de fiabilité de propulsion. Il contient des informations concernant les réacteurs et leurs déposes programmées et non programmées (Réf. V)

| Réacteurs | 2002 | 2003 |
|--------------------------------|-------|-------|
| Nombre total des réacteurs | 16 | 16 |
| Heures réacteurs | 38224 | 37430 |
| Cycles réacteurs | 22332 | 21174 |
| Radio | 1.71 | 1.76 |
| Déposes programmées | 1 | 0 |
| Cause convenance | 1 | 0 |
| Dépose prématurées | 3 | 0 |
| Pannes retenues | 3 | 0 |
| Total toutes déposes | 4 | 0 |
| Visites ateliers A.H | 2 | 0 |
| Visites ateliers S.S | 2 | 0 |
| Taux total toutes déposes | 0.10 | 0.00 |
| Taux total déposes prématurées | 0.08 | 0.00 |
| Taux total pannes retenues | 0.08 | 0.00 |
| Taux visites ateliers A.H | 0.05 | 0.00 |
| Taux visites ateliers S.S | 0.05 | 0.00 |

En utilisant les formules de Paramètres de fiabilité (V.8) et les données de tableau ci-dessous, on peut tracer l'histogramme qui suit :



TAUX DEPOSES DU REACTEUR CFM56-7B

10.1 Interprétation de l'histogramme :

D'après ce histogramme on remarque que :

- 1- L'année 2003 n'a pas connu de déposes réacteurs, que se soient programmées ou non programmées.
- 2- Toutes déposes réacteurs sont liées à l'année 2002.
- 3- Le total de déposes, il présente 75% de dépose non programmées, et le reste (25%) de dépose non programmées (juste par convenance).
- 4- toutes déposes prématurées sont des déposes retenues (justifiées).

V.11.CONCLUSION :

D'après cette étude de fiabilité du réacteur CFM56-7B, je conclus que ce moteur ne présente pas tant d'anomalie.

La rentabilité de ce réacteur est due principalement a sa nouvelle technologie et son système électronique qui est très performant, assistant par un ordinateur de bord

Le service de fiabilité de la compagnie d'Air Algérie suit toutes les rapports de fiabilité pour les distribuer presque à tous les niveau de la sous-direction technique qui existent, la direction générale en premier lieu et les compagnes étrangères dont le but d'éviter toutes les dégradations dans le future.

CONCLUSION

CONCLUSION

A l'issue de mon stage pratique qui s'est déroulée au niveau des installations techniques de la compagnie d'Air Algérie, avec la collaboration de mon promoteur et la direction technique de la compagnie, je me suis intéressée à l'étude des opérations de maintenance programmées et non programmées d'un turboréacteur de type CFM56-7B.

Ce stage m'a permis de prendre connaissance du fonctionnement du CFM56-7B, et de noter que le moteur de 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.

Par conséquent, les opérations de maintenance programmées et non programmées d'un moteur de nouvelle génération, demande moins de temps d'immobilisation grâce à un système efficace de transmission des informations sur tous les paramètres de ce dernier en temps réel.

Malgré quelques difficultés et les moyens qui sont limités, c'est-à-dire le manque des documents et des personnes qualifiées dans le domaine, mes efforts ont été déployés à l'élaboration d'un mémoire fructueux ; je souhaite que je suis arrivés à enrichir par mon travail et apportera un plus au sein de mon institut et au sein de la compagnie d'Air Algérie de me préparer au monde de la maintenance aéronautique.

BIBLIOGRAPHIE

- 1- Dictionnaire technique de l'aéronautique
Anglais-Français (1996).
- 2- Etude descriptive du réacteur CFM56-7B
(Mémoire de fin d'étude de l'université de Boumerdes)
- 3- Technical training B 737-600/700/800 (2001).
- 4- CD ROM : Line and base maintenance CFM56-7B.
- 5- CD ROM: Component identification answer book CFM56/7B.
- 6- CD ROM: Maintenance Planning Data.
- 7- CD ROM: Task Card.
- 8- Référence IV: Service des archives d'Air Algérie.
- 9- Référence V : Rapports de Fiabilité.