

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère d'Enseignement Supérieure et Recherche Scientifique

Université Saad Dahleb - Blida
Faculté des sciences d'ingénieurs
Département d'aéronautique

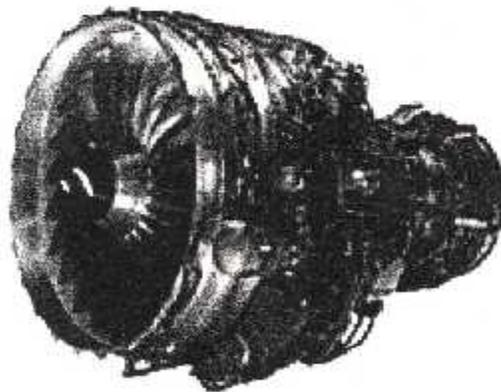


Mémoire de fin d'études pour l'obtention du diplôme d'études
Universitaires appliquées en aéronautique (DEUA)

Option : Propulsion

Thème

**Contrôle et maintenance des systèmes
du réacteur CFM56-7B**



Présentée par :

ZIRARI FETHIA
AZZAZ MOUSSA

Promoteur :

Mr. GUELLATI KARIM
Co-promoteur. ABADA

Promotion : 2002/2003

Remerciements

Nous remercions le bon dieu de nous avoir aide a réaliser ce mémoire
De long années d 'étude ainsi que nous parents

Nous tenons aussi a exprimer nos vifs remerciements a notre promoteur
Monsieur : KARIM GUELLATI de nous avoir encadre durant notre travail et pour
ses raisins, ainsi qu'a notre co-promoteur Mr. Abada Omar et sont oublier tout ce qui
nous aidés de proche ou de loin.

Nous remercions aussi les membres du jury pour l'honneur qu'il nous ont
accordé, en acceptant de jugé notre travail.

Tout les personnel d'air Algérie pour leurs aides et tout les enseignant de notre institut
(I.A .B) qui ont assuré notre formation.

Que tous celle qui nous apporte soutien ou aide moral, trouve ici , i'expression
de nos vifs et sincères remerciements.

DEDECAGE

Je dédie humblement ce modeste travail a :

A ma très chère mère que j'aime très fort, et que je lui présent tout le remerciement pour ces conseil, son sacre fis pour ma voir ainsi que dieu me la garde

Amon père qui m'a dirigé et encouragé

A mes chère sœurs HASNA ,MERIEM ,AMINA

Ames chère frères MOHAMED,ZAKARIA ,ABDOU

A des personne particulier je cite parmi eux :NAWEL ,NASSIRA
AICHA

A TOUT MES AMIS -coulages de l'institue d'aéronautique .

FETHIA

DEDICACE

*Je dédie ce modeste mémoire a ceux qui ont été ma source de courage
et de puissance ma petite famille*

A l'âme de mon père que je n'oublierai jamais

*A ma généreuse mère que dieu nous la garde pour très longtemps
A l'âme de ma grand mère et ma tante qui nous ont quitte il n'est y a
pas longtemps*

A celles que j'aime beaucoup ma femme chère

A mes frères surtout hasni a mes sœurs

A l'âme de mon beaux père et ma belle mère et tous sa famille

*A mes amis Intime ahmed, rafik, kchida, brahim, hassine surtout
mouloud*

*Ainsi qua mon binôme que je conte grand remerciement et a tous ma
promotions*

MOUSSA

Sommaire

Introduction

Historique	01
------------------	----

Chapitre I : DESCRIPTION DU MOTEUR CFM56-7B

I-1/ Généralités	06
I-2/ Définition du moteur	06
I-3/ Principes de fonctionnement	06
I-4/ Les modules principaux du moteur	07
I-5/ Constitution du moteur	10
I-6/ Caractéristiques du moteur	11
I-7/ Boite d'engrenage des accessoires (AGB)	11
I-8/ Accessoires d'entraînement	12
I-9/ Palier et roulement moteur	14
I-10/ Système d'inverseur de poussés (T/R)	15
I-11/ Station aérodynamique du moteur	15

CHAPITRE II : DIFFERENTS SYSTEMES DU CFM56-7B

II-1/ Système de carburant	17
II-1-1 – Composition du système de carburant	17
II-1-2 – Contrôle du système de carburant	19
II-2/ Système de démarrage	19
II-2-1- Démarrage réacteur	19
II-2-2- Allumage réacteur	19
II-2-3- Contrôle de démarrage	19
II-3/ Système de graissage	21
II-3-1- Composition du système de graissage	21
* II-4/ Système d'air	23
II-4-1- Contrôle du jeux turbine haute pression(IPTCC)	23
II-4-2- contrôle du jeux turbine basse pression	23
II-4-3- La VSV (variables stator valve)	23
II-4-4-La VBV (variable bleed valve)	23
II-4-5- la TBV (transient bleed valve)	24
II-5/ unité de contrôle électronique (EEC)	26
II-5-1- Alimentation électrique de la EEC	27
II-5-2- Interface principale	27
II-5-3- Dimensions et poids du EEC	28
II-6/ Système FADEC	29
II-6-1- Constituant du système FADEC	29
II-7/ Dispositif de régulation moteur (HMU)	30

CHAPITRE III : SYSTEME DU CONTROLE DU MOTEUR CFM56-7B

III-1/ Système de contrôle moteur	32
III-2/ Paramètres fournis par la EEC	32

III-3/ Indications	33
III-3-1- Capteurs	33
III-3-1-1- capteur de pression	
III-3-1-2- capteur de température	
III-3-1-3- Capteur de piezo électrique	
III-3-2- TACKMETRES	36
III-3-2-1- Vitesse de rotation N1	
III-3-2-2- Vitesse de rotation N2	
III-3-2-3- Vibrations	
III-3-2-4- Température des gaz, d'échappement	
III-3-2-5- Débitmètre	
III-4/ Indications moteur	45
III-4-1- Indication du système d'huile	45
III-4-2- Localisation des composantes	45
III-4-2-1- Système d'indication de quantité d'huile	
III-4-2-2- Système d'indication de pression d'huile	
III-4-2-3- Système d'indication de température d'huile	
III-4-2-4- Système d'avertissement de by-pass de filtre à huile	
III-5/ Indications au COCKPIT	51

CHAPITRE IV: MAINTENANCE ET RECHERCHE DE PANNE

IV-1/ Définition de la maintenance	59
IV-1-1- La maintenance en ligne	59
IV-1-2- La maintenance en atelier	59
IV-2/ Les objectifs de la maintenances	59
IV-3/ Différent types de maintenance	60
IV-3-1- Maintenance programmée	
IV-3-1-1- maintenance systématique	
IV-3-1-2- Maintenance conditionnelle	
IV-3-2- Maintenance non programmée	61
IV-4/ Généralités sur la maintenance aéronautique	61
IV-5/ Influence de fiabilité	62
IV-6/ Entretien avec temps limite	62
IV-7/ Entretien avec surveillance du comportement	63
IV-8/ Entretien selon vérification de l'état	63
IV-9/ Les documents de maintenance	64
IV-10/ Maintenance au niveau du COCKPIT	68
IV-10-1- L'écran du menu de maintenance	
IV-10-2- l'écran de sélection du moteur	
IV-10-3- L'écran du menu principal	
IV-10-4- Les écrans des récentes pannes	
IV-10-5- Les écrans des anciennes pannes	
IV-10-6- Les écrans de configuration et d'identification	
IV-10-7- L'écran du menu de teste au sol	
IV-11/ Les différent manuel de recherche de pannes	76
IV-11-1- Les manuels de recherche de panne (FIM)	
IV-11-2- Le manuel d'équipement d'essai incorpore (BIT)	
IV-12/ Description d'un exemple de recherche de panne	77

CONCLUSION	81
-------------------------	----

Historique

Introduction

L'avion étant un produit des technologies de pointe est conçu et construit de manière à permettre aux utilisateurs de l'exploiter dans de larges plages de changements des altitudes et vitesses de vol, et dans diverses conditions climatiques et géographiques.

Ce maximum de sécurité de vol doit être assuré et garanti pendant toute la vie de l'avion qui s'étale de son premier vol jusqu'à sa réforme et ceci s'obtient par l'utilisation d'efficiences, et en assurant une très haute fiabilité de l'avion et de ses systèmes pendant les diverses conditions de vol et de fonctionnement menées près des limites de stabilité et de résistance. Tous les systèmes et les équipements de l'avion ayant une influence sur la sécurité et la stabilité de vol (réacteur par exemple) doivent assurer leurs fonctions durant toute leur vie de fonctionnement. Car ceci peut engendrer une perturbation du régime de vol de l'avion et des incidents regrettables aux conséquences souvent irréparables (avaries d'avions, catastrophes aériennes).

L'utilisation de l'avion et de ces systèmes dépend de ses qualités à l'exploitation (maintenabilité, simplicité, ...) des possibilités qu'il offre à la découverte des anomalies et pannes et leurs éliminations au moment opportun.

Une collecte est suivie systématiquement des informations concernant la vie et l'état de celui-ci. Pour cela, vu l'importance de la maintenance dans l'aviation on connaît actuellement plusieurs stratégies de maintenance. Elaborées s'accompagnant de leurs types spécifiques d'organisation de structures, et de moyens utilisés.

Notre sujet consiste à élaborer une étude sur le déroulement des entretiens, et de dépannage en ligne d'un réacteur de type CFM56-7B.

Notre étude comportera donc la description et l'analyse des procédures des différentes opérations que subit ce type de réacteur en matière de maintenance et de contrôle, en vue d'améliorer, et d'élever son taux de fiabilité et qui pourra servir de base pour un éventuel développement, et l'intégration totale de toute l'activité de maintenance à l'intérieur de la compagnie.

Historique de la compagnie air Algérie :

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

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

Le 2 mars 1971 une date historique dans la vie de la compagnie venant de Seattle (USA) deux Boeing Arrivent à Alger des perfectionnements technique et commerciaux.

En février 1972, arrive à Alger, le premier Boeing 737-200 par cette acquisition, air Algérie est parmi la première compagnie au monde à utiliser des avions à réaction.

Et cette année 1972 et conformément à la politique de récupération et à la politique de récupération des ressources nationales, les dernières actions retenues par les sociétés étrangères rachetées, (nationalisation le 15-12-1972).

Air Algérie devient une entreprise à 100% Algérienne, mais cette Algériennisation n'a été effectivement réalisée qu'en 1974.

Durant l'année 1980, la flotte aérienne a été d'une nouvelle race d'avion : l'Airbus de type gros porteur.

Ainsi le nombre d'avions est passé de 12 en 1970 à 42 en 1990.

En 1998 l'arrivée d'un premier Boeing 737-800 équipé par des moteurs de la nouvelle génération qui est de type CFM56-7B.

Actuellement air Algérie dispose pour le transport de passagers des avions de différents types : B767, B737, Airbus et Fokker ; ces derniers étant exclusivement sur les lignes intérieures.

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

Elle dispose actuellement de:

02 Airbus A310

11 Boeing B727-200

15 Boeing B737-200

03 Boeing B767

08 FOKKER F27

08 Boeing B737-800

04 Boeing B737-600

pour l'activité cargo, l'entreprise est dotée d'un Boeing 737 d'une capacité de 13 tonnes, et de deux hercules d'une capacité de 21 tonnes chacun

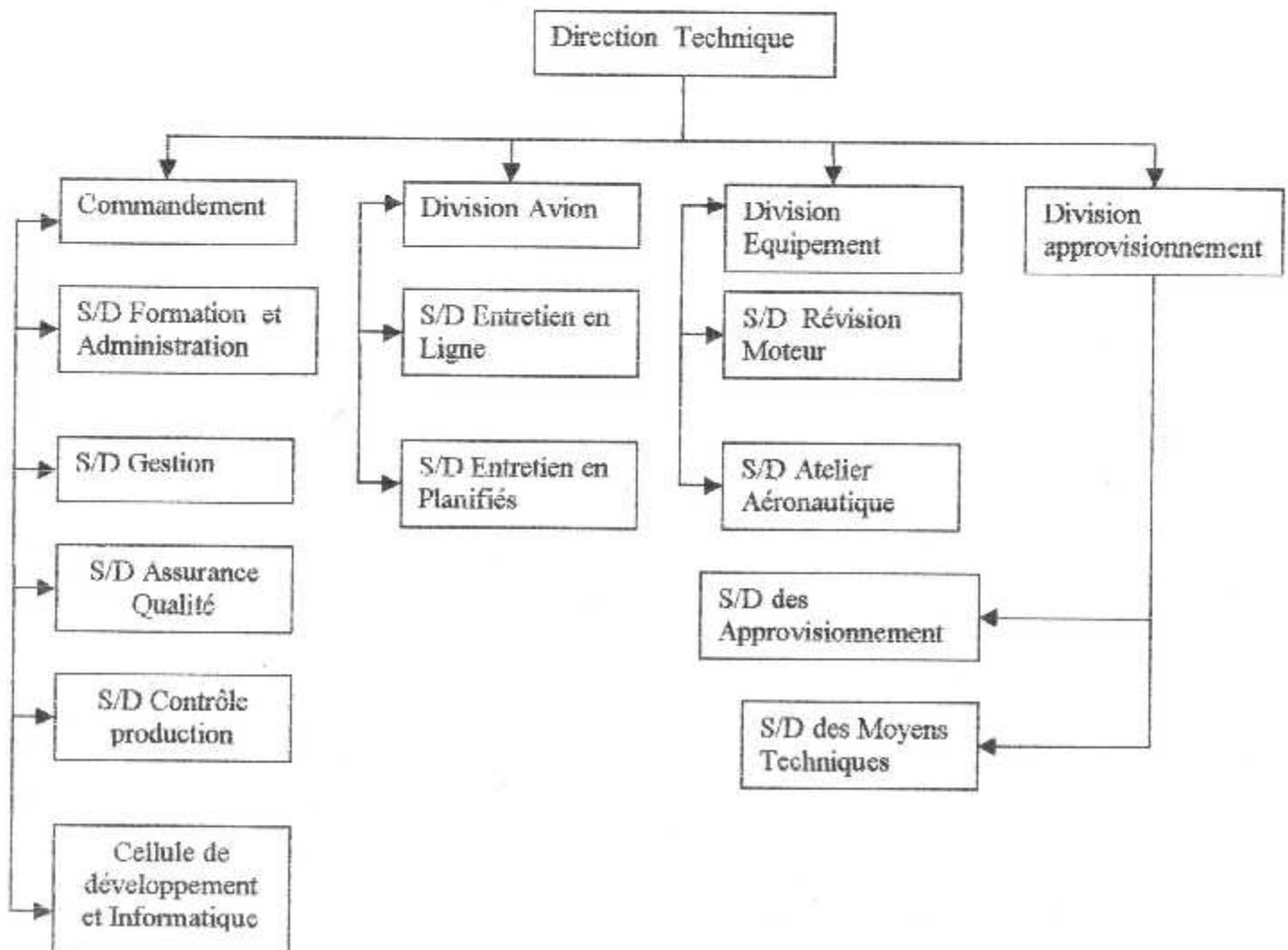
L'évolution de la compagnie s'est faite par l'adjonction d'unités ou d'activités issues de diverses restrictions. suite a la nouvelle

La direction technique:

Pour faire face l'impératif de sécurité et pour prolonger la durée de l'exploitation, des appareils de la flotte d'air Algérie.

Une politique de maintenance devait être mise en oeuvre, c'est précisément le rôle de la direction technique au sein d'air Algérie, installée au niveau de aéroport houari Boumediene située a l'est de la capitale a une distance de 20km et s'étend sur une surface totale de 2400 hectare.

La direction technique elle même est divisée en 4 direction qui sont elles même divisées en sous direction représentées sur l'organigramme ci-dessous.



Historique du turboréacteur CFM 56-7b:

En 1970, les têtes respectives de GENERAL ELECTRIC et SNECMA étaient Gérard Neumann, le pionnier du moteur du jet et René Ra Vaud, les deux hommes ont partagé la vision d'un projet international connu. ils sont restés fermés dans leur but. Le succès du CF 6 moteur du turboréacteur à double flux a établi GE comme un fabricant majeur des moteurs du jet.

Cette intensification de la production a traité un accord de la production transcontinental avec SNECMA de France.

- En 1974, ce rapport a été formalisé comme CFM International et le premier nouveau du CFM 56 moteur du turboréacteur à double flux est allé tester.

① Dans le monde, volent quotidiennement 4000 avions, équipés de CPM 56 et ils effectuent un décollage toute les cinq secondes. Les CFM 56, moteur à vocation civile, équipent les Air Bus de la famille A 320, A 340 et les différentes versions de BOEING 737.

② Dans le domaine de l'aviation commerciale, CFM international motorise aujourd'hui les avions de près de 300 opérateurs.

- 1999 est une année record, 25 ans après la création du CFM, c'est également l'année de la livraison 10000^{ème} CFM 56, l'année a été favorable aux ventes de quadriréacteurs équipés de CFM 56-5C. BOEING a finalement interrompu la production son best-seller toutes catégories, le 737 classique équipé de moteur CFM 56-3 C.

③ Dans le domaine de l'environnement, la nouvelle technologie de chambre de combustion à double tête DAC (Double Annuler Combustor) qui permet une réduction importante des émissions polluantes d'oxydes d'azote, a été adopté par Landa Air pour ses 737 next génération,. Elle est proposée en option sur les CFM 56-5B et 7B et équipent déjà les avions de SWISS AIR, AUSTRIAN AIR LINES et SAS.

Application:

BOEING 737 - 600 - 700 - 800 - 900, BBJ, COMBI, C40A / ALL.

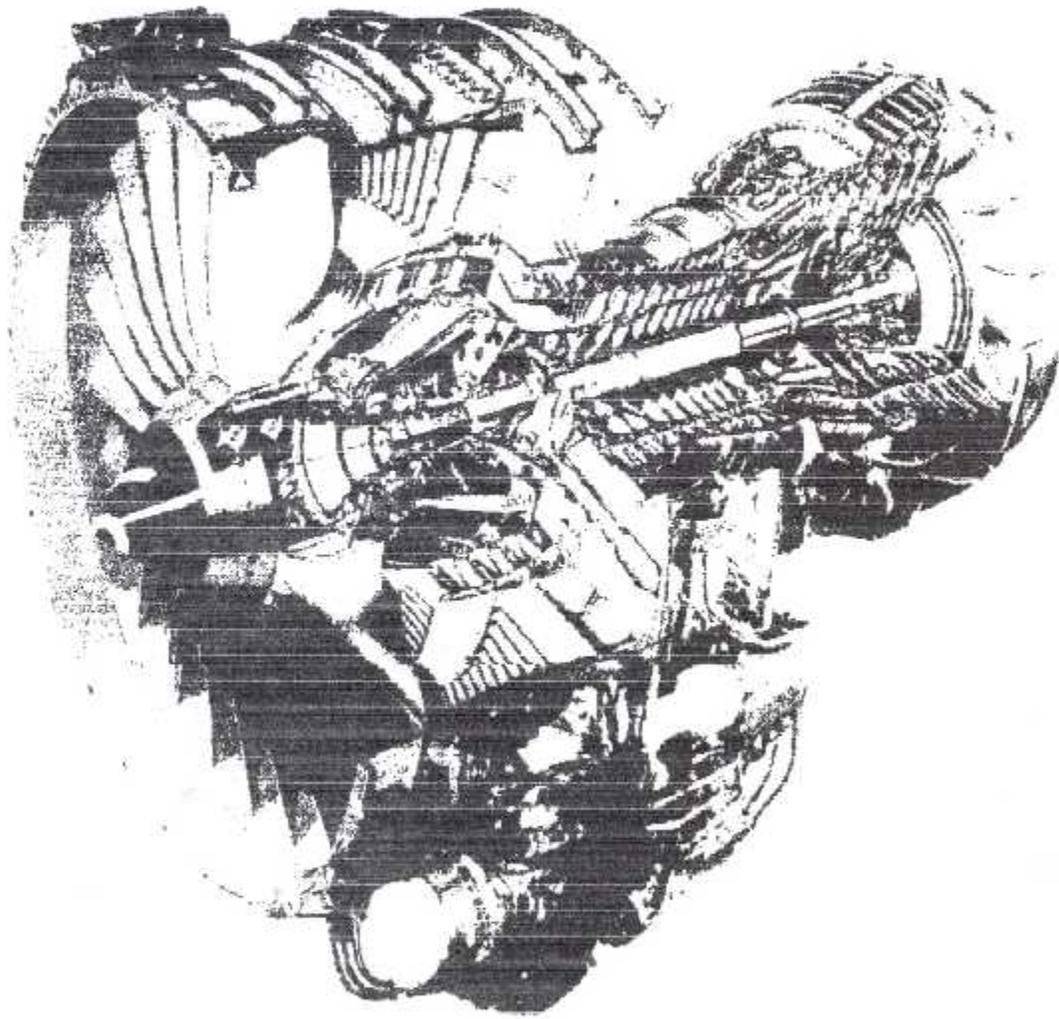


Figure .1 : CPM 56-7B

Chapitre I

description du Moteur CFM56-7B

1-1- Généralités:

L'avion pour accomplir le décollage, la montée en altitude, le vol de croisière, la descente, l'atterrissage et les différentes manœuvres au sol comme dans les conditions de sécurité et d'économie est équipé d'un système de propulsion complexe.

Le système de propulsion est composé d'un ou plusieurs moteurs, de circuits d'alimentation de carburant, de lubrification, de commande, d'allumage et d'indication.

Ce système de production en fonctionnant par commande du pilote fournit la force de poussée nécessaire à l'avion pour effectuer ses différentes phases de vol.

Pour un turboréacteur, la force de poussée est créée par l'injection de gaz.

Les turboréacteurs sont des moteurs composés d'une entrée d'air, d'un compresseur (double attelage), turbine (double attelage) des chambres de combustion et d'une tuyère d'éjection.

La poussée dans ce type de réacteurs est obtenue par augmentation de l'énergie cinétique des gaz d'éjection et de l'air pour les réacteurs à double flux (flux secondaire), réalisés dans la turbine et la tuyère d'éjection.

1.2 Définition Du Moteur:

Le CFM56-7B est un moteur qui a été développé à partir d'un programme qui date de 1974, ce moteur est un turbo fan, double corps à flux axial à haut taux de dilution ($a = 5.3$).

Le moteur CFM 56-7B produit une gamme de poussée allant de 18000 lbs, son diamètre est de 61 inch (1.55 m), son poids nu est de 5257 pounds (2385 kg).

Son rôle est de délivrer une poussée à l'avion et d'assurer la puissance des circuits de bord suivant:

- Electrique.
- Hydraulique.
- Pneumatique.

1.3 Principe De Fonctionnement:

A l'aide d'une source pneumatique, on alimente le réacteur par un moteur auxiliaire appelé A.P.U 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 en liaison avec le compresseur haute pression d'où on aura la rotation de ce dernier.

Le compresseur aspire de l'air, le comprime et la pression augmente.

Cet air accède ensuite à la chambre de combustion dans laquelle le carburant est injecté.

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 leur maximum d'énergie sont dirigés sur les turbines à travers lesquelles ils se détendent partiellement en cédant l'énergie nécessaire à l'entraînement des compresseurs et de la soufflante.

Ils s'écoulent enfin dans le conduit d'éjection qui transforme leur pression résiduelle en énergie cinétique et ils sont rejetés dans l'atmosphère.

Cette énergie engendre une force ou poussée appliquée au réacteur et qui tend à le propulser vers l'avant.

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 cinétique des gaz et finalement de la poussée.

1.4 LES MODULES PRINCIPAUX DU MOTEUR:

Le CFM56-7B est un moteur à désigne modulaire qui se consiste en trois modules généraux qui sont les suivants:

- * Module Fan.
- * Module Core.
- * Module LPT.

Module Fan:

Le module Fan se compose d'une soufflante à 24 ailettes et un compresseur à trois étages, qui se dispose à sa sortie 12 vanes de décharge (VBV). Le tout est entraîné par la LPT.

La soufflante augmente la vitesse de l'air et un séparateur (splitter) divise l'air en deux flux:

- * Flux Primaire.
- * Flux Secondaire.

Le flux primaire va dans le corps du moteur, la soufflante augmente la pression de l'air et l'envoi au HPC.

Le flux secondaire va dans la tuyère du fan. Il fournit approximativement 80% de poussée durant le décollage.

Module Core:

Le module Core est composé, de:

- Un compresseur Haute Pression (HPC):

C'est un compresseur axial constitué de neuf (09) étages. il augmente la pression de l'air provenant du compresseur basse pression et l'envoi vers la chambre de combustion. il assure également de l'air purgé pour le système pneumatique de l'avion et le système d'air moteur (VSV, VBV).

- Une chambre de combustion:

Elle est de type annulaire comportant vingt (20) injecteurs et deux bougies d'allumage (allumeurs). Dans la chambre de combustion, l'air venant du compresseur haute pression est mélangé avec le carburant vaporisé des injecteurs. Ce mélange air carburant se brûle pour produire des gaz chauds qui vont à la LPT.

On dénombre deux types de chambre de combustion dans le CFM56-7B:

- * Chambre de combustion annulaire simple "SAC", à (20) injecteurs.
- * Chambre de combustion annulaire doublée "DAC", à (40) injecteurs.

- *Une turbine haute pression (HPT):

C'est une turbine mono étage, elle convertit l'énergie des gaz chauds en énergie mécanique qu'elle utilise pour entraîner le rotor HPC et les accessoires.

Module LPT:

Le module LPT est une turbine basse pression à quatre (04) étages, elle transforme l'énergie des gaz chauds en énergie mécanique pour entraîner la soufflante et le LPC. L'ensemble LPT-LPC est appelé attelage P N1). et l'attelage tourne sans cesse, il est supporté par le roulement 5R (à galet).

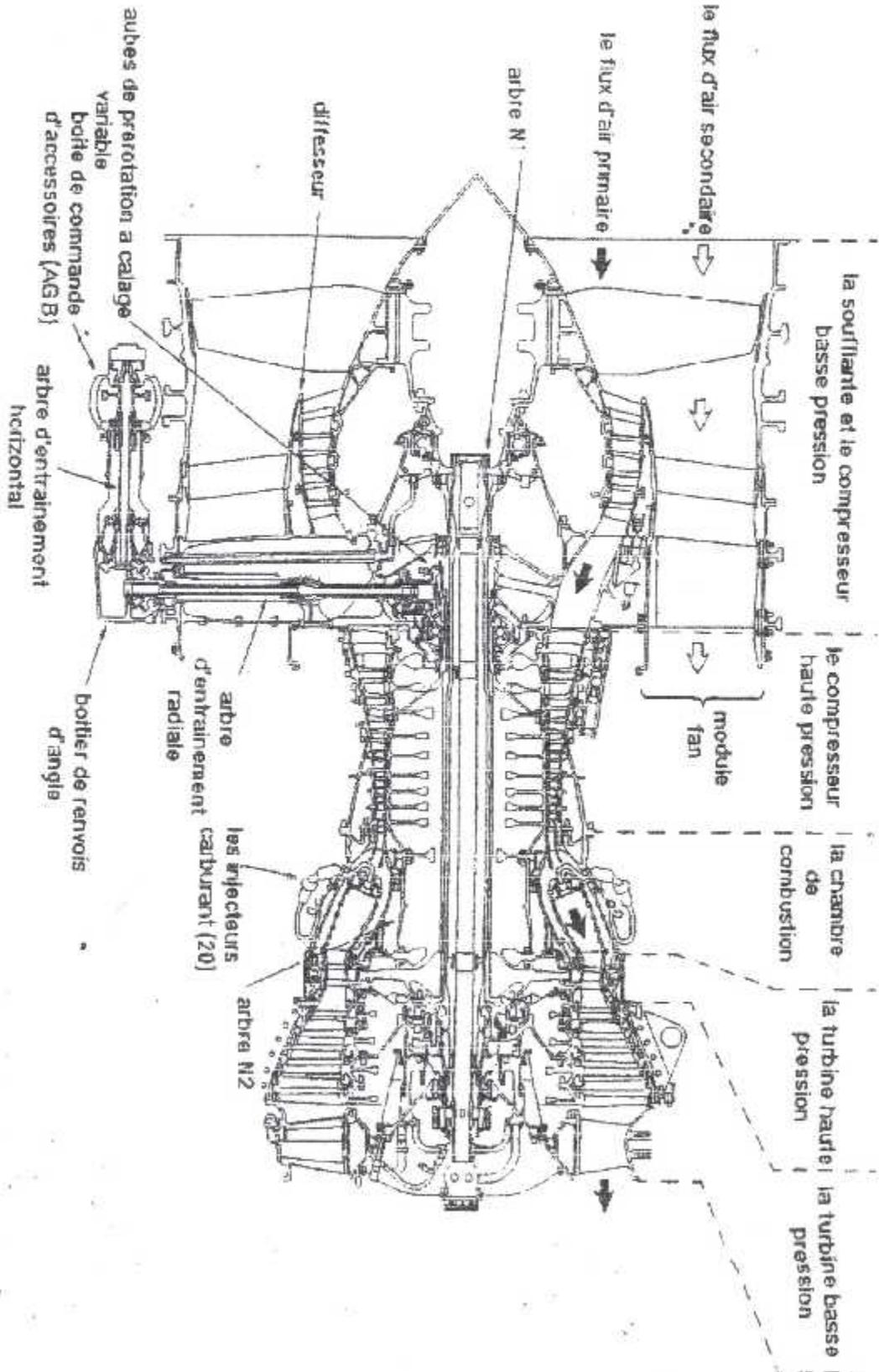


Figure 2 : La conception modulaire du CFM56-7B

1.5 Constitution Du Moteur:

1.5.1 Entrée d'Air:

L'entrée d'air convertit l'énergie cinétique de l'air entrant en énergie de pression, lorsque l'avion avance, l'air pénètre par ce conduit.

Qualités requises:

- * Ne doit pas affecter les performances de l'avion.
- * Doit diriger l'air uniformément vers le compresseur.
- Fournir l'air requis au compresseur.

1.5.2 Compresseur:

Le compresseur sert à fournir la quantité maximale d'air sous pression qui peut être chauffée dans l'espace limite de la chambre de combustion.

Le compresseur est axial, composé d'un disque entouré d'ailettes (blades). En tournant, les ailettes aspirent l'air. Un aspirateur ménager fonctionne de la même manière.

Le compresseur devra là, également fournir une quantité d'air suffisante pour:

- * Refroidir les parties les plus chaudes du moteur.
- * Pressuriser les joints d'étanchéité, les servitudes de l'avion (dégivrage, pressurisation... etc.).

1.5.3 La Chambre de Combustion:

La chambre de combustion sert à transformer l'énergie chimique du carburant en énergie calorifique.

Une fois que l'air est bien comprimé, il est dirigé dans la chambre de combustion.

plus, il y a d'air et plus on peut y injecter du carburant. Le mélange air- carburant s'enflamme et produit une très grande poussée.

1.5.4 La Turbine:

La turbine transforme l'énergie cinétique et thermique des gaz en énergie mécanique. Elle est reliée au compresseur. Lorsque la turbine tourne à cause des gaz d'échappement qui frappent ses ailettes, le compresseur tourne également afin de compresser de l'air.

Le rôle principal de la turbine est donc de faire tourner le compresseur.

1.5.5 La Tuyère:

La tuyère convertit la pression des gaz en énergie cinétique. Le but du canal d'échappement est d'avoir la forme requise afin que la pression des gaz à la sortie du moteur soit la plus faible possible et que ces gaz évacuent l'engin le plus rapidement possible. -

Au dix huitième siècle, le scientifique suisse Daniel Bernoulli a découvert que plus un fluide se déplace rapidement, plus sa pression diminue. Le canal d'admission et d'échappement sont fabriqués selon cette loi.

Si l'on considère que l'air pénètre à débit constant dans le diffuseur (entrée d'air), sa vitesse va diminuer puisqu'il y a plus d'espace à la fin de la section. De ce fait, la pression augmente, favorisant la compression.

Au contraire, dans la tuyère (sortie du réacteur), sa vitesse va augmenter puisque l'espace est plus petit, diminuant ainsi la pression à la sortie du moteur. C'est en fait cette basse pression jumelée à la haute pression de la chambre de combustion qui crée la poussée du réacteur.

C'est comme si quelqu'un poussait avec sa main à l'intérieur de la chambre de combustion afin de faire avancer l'engin.

11-4 CARACTERISTIQUES DU MOTEUR CFM56-7B:

- Model ----- CFM56-7B.
- Poussée----- 18000 à 27300 Pounds.
- Diamètre du fan----- 61 Inch (1,55 mètres).
- Poids du moteur à vide-----5257 Pounds (2358 Kg).
- Masse de la nacelle complète
(Moteur + Capots)-----3300 Kg.
- Longueur ----- 2,50 mètres.
- Mach -----0,8.
- N1 max ----- 5380 RPM (104%).
- N2max----- 15183 RPM(105%).
- Taux de compression -----32.
- Débit d'air au décollage ----- 385 Kg/h.
- Vitesse moyenne d'éjection
Des gaz (décollage) ----- 295 m/s.
- Consommation spécifique-----0,59 à 35 kft. v.a.d 0,59 kg de
carburant par kgf de poussée par heure.
- Taux de dilution-----5,6.
- Générateur électrique-----90 kva.
- Hydraulique-----3000 psi à 34 gallons / min.
- Pneumatique-----Limité à 3000 psi et 390 à 440 f degrés.
- Limite de démarrage de l'EGT-----725 °C.
- EGT max----- 950 °C.

1.7 boîte d'engrenage des accessoires (AGB):

Le module AGB est dans le côté gauche du moteur sur le carter entrée Fan.
les unités remplaçables et les portes de service suivantes sont associées au module AGB et elles sont localisées sur la face avant:

- * Joints magnétiques.
- * Joints scalol.
- * Alternateurs EEC.
- * Démarreur pneumatique.
- * Coussinets de ventilation manuelle.
- * Pompe hydraulique.
- * IDG

Le coussinet de ventilation manuelle est utilisé pour tourner le rotor N2 lors de l'inspection boroscopique.

Les unités remplaçables et les portes service suivantes sont au module AGB et sont localisées sur la face arrière de l'AGB:

- * Joints magnétiques.
- * Joints scalol.
- * HMU.
- * Pompe carburant.
- * Pompe lubrification.
- * Echangeur principal huile / carburant.
- * Servo réchauffeur carburant.

La AGB envoie un couple du rotor N1 vers la 1GB et la TGB pour faire tourner les accessoires du moteur et de l'avion.

1.8 Accessoires D'entraînement:

il se décompose de:

- * Boite à engrenage d'entrée (1GB).
- * Arbre d'entraînement radial (RDS).
- * Boite à engrenage de transfert (TGB).
- * arbre d'entraînement horizontal (HDS).
- * Boite à engrenage d'accessoire (AGB).

L'arbre N2 entraîne la AGB à travers les arbres et boîtes à engrenage suivantes:

- * Boîte à engrenage d'entrée (1GB),
- * Arbre d'entraînement radial (RDS),
- * Boîte à engrenage de transfert (1GB),
- * Arbre d'entraînement horizontal (HDS).

La AGB fait fonctionner les accessoires avions et les accessoires moteur.

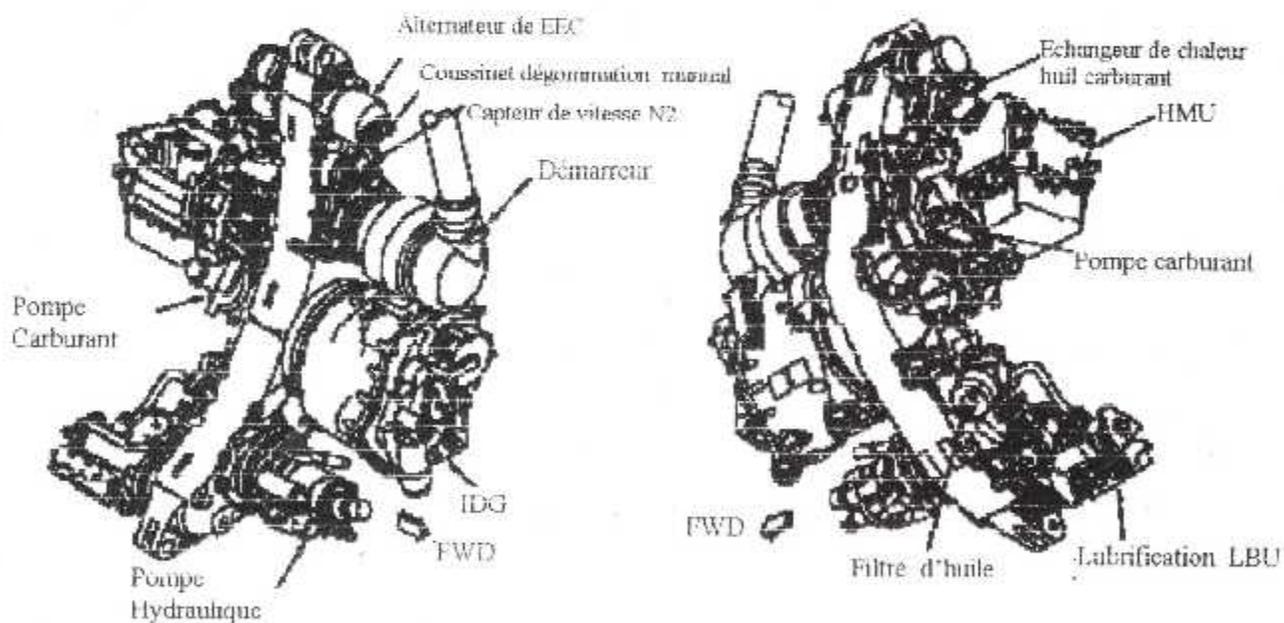


Figure .3 : Les accessoires de la Gear Box (Module AGB)

1.9 Paliers Et Roulements Moteur:

Il y a deux (02) paliers pour le moteur:

- * Palier avant.
- * Palier arrière.

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

Cinq (05) roulements moteurs principaux supportent les arbres N1 et N2. Les roulements sont identifiés par des numéros allant de 1 à 5.

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

* Roulement à bille N0 1 et roulement à galets N0 2 supportent l'arbre Fan.

* Roulement à bille N0 3 et roulement à galet N0 3 supportent l'arbre HPC dans l'extrémité avant est localisé dans l'IGB.

* Roulement à galets N0 4 supporte l'arrière de l'arbre rotor HPT et roulement à galets N0 5 supporte l'arrière de l'arbre LPT.

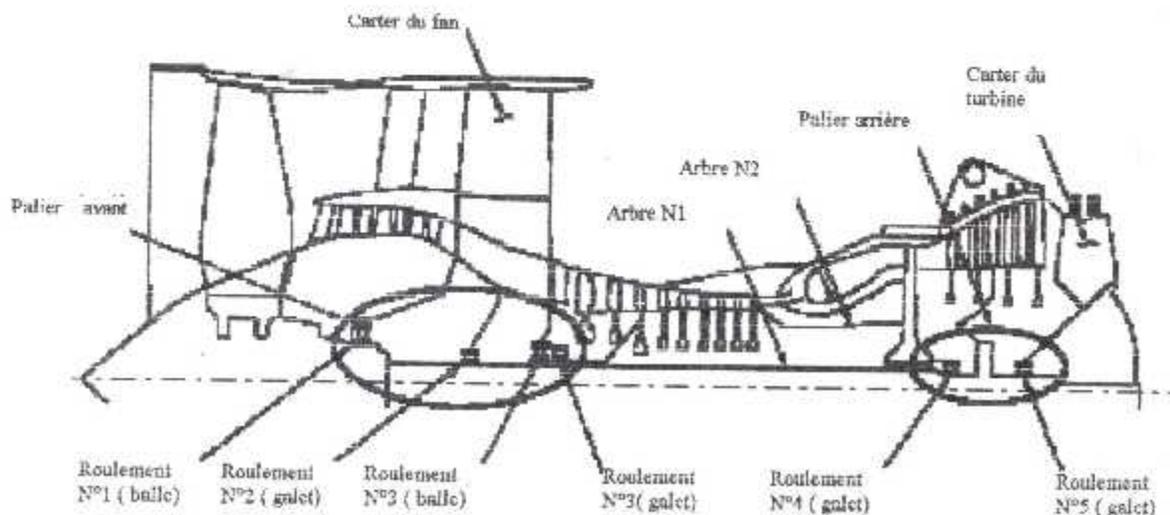


Figure .4 : Roulement et palier principale du moteur

I.10 Système D'inverseurs De Poussée (T/R):

Le système d'inverseurs de poussée T/R change la direction de l'air éjecté par le Fan pour aider à la création d'une poussée inverse.

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

La direction du 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/R 1 est l'inverseur de poussée du moteur 1 (gauche).

* T/R 2 est l'inverseur de poussée du moteur 2 (droite).

Chaque T/R a un côté droit et un côté gauche. Chaque côté a des manches translant vers l'arrière (position déployée) pour inverser la poussée. Chaque manche travaille indépendamment l'une de l'autre.

L'air éjecté par le Fan sort radialement et vers l'avant quand les manches translant sont dans la position déployée.

Quatre (04) charnières attachent chaque côté du T/R au mat. On doit désactiver l'inverseur de poussée avant d'ouvrir un côté du T/R six (06) sangles dans le bas des deux côtés les gardent ensemble.

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

- * Manches translant.
- * Volets déflecteurs type Kreuger (côté interne).
- * Porte de bouchage.
- * Barres d'entraînement des portes de bouchage.
- * Activateur d'ouverture.
- * Sangle de tension.
- * Cloison coupe feu.
- * Portières d'accès.

I.11 Station Aérodynamique Du Moteur.

Il y a des capteurs et des sondes aux cinq (05) stations aérodynamiques sur le CFM56-7B:

- * Station 0: air ambiant.
- * Station 12 :entrée Fan.
- ~ Station 25 température d'entrée HPC.
- * Station 30: décharge HPC (pression sortie HPC).

* Station 49.5 : deuxième étage de la LPT.

Si le moteur est équipé du kit de surveillance d'état optionnel, d'autres sondes sont à ces stations.

* Station 13 : décharge Fan.

* Station 25 : entrée HPC.

* Station 50 : décharge LPT.

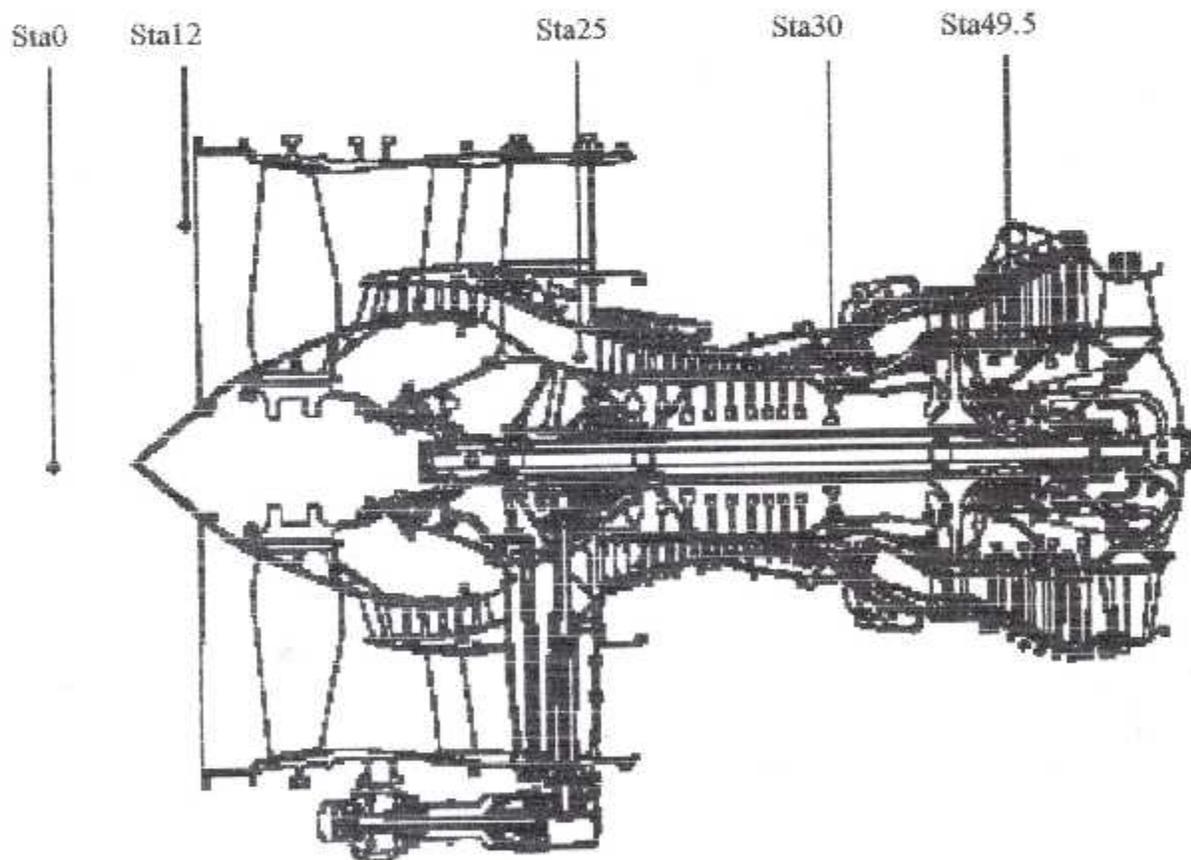


Figure .5 : station aérodynamique du moteur

Chapitre II
différent systèmes du réacteur
CFM56-7B

Présentation Des Systèmes:

Tous les turboréacteurs sont muni des systèmes comprenant les organes suivants:

II-1- Système de Carburant:

Le rôle du système carburant assure:

- * L'alimentation des circuits hydrauliques de commande des dispositifs anti-pompage, vanne de décharge et stator à calage variable.
- * L'alimentation des injecteurs de la chambre de combustion.
- * L'alimentation des circuits hydrauliques d'asservissement et de contrôle du régulateur principal de carburant (HMC).
- * Le refroidissement d'huile de graissage réacteur.
- * Le refroidissement d'huile de graissage alternateur (IDG).
- * L'alimentation des circuits hydrauliques de commandes des vannes de refroidissement des carters turbine haut et basse pression.

II-1-1- Composition Du Système Carburant :

Le système carburant entièrement intégré dans la nacelle réacteur, il comprend:

- * Une pompe carburant à haute pression.
- * Un échangeur thermique principal (carburant/huile) réacteur.
- * Un filtre principal.
- * Un régulateur principal carburant (HMU).
- * Un échangeur thermique secondaire (carburant/huile) de l'alternateur (IDG).
- * Un servo fuel hester.
- * Une rampe d'injecteur carburant.
- * Un nombre d'injecteur (20) dans une chambre.

II-1-2- Contrôle Du Système Carburant:

La surveillance du système carburant est réalisée à partir:

- * D'un indicateur de débit carburant à la panneaux centrale pilote.
- * Colmatage filtre carburant.
- D'une indication de pression carburant
- Toutes ces indications apparaissent sur

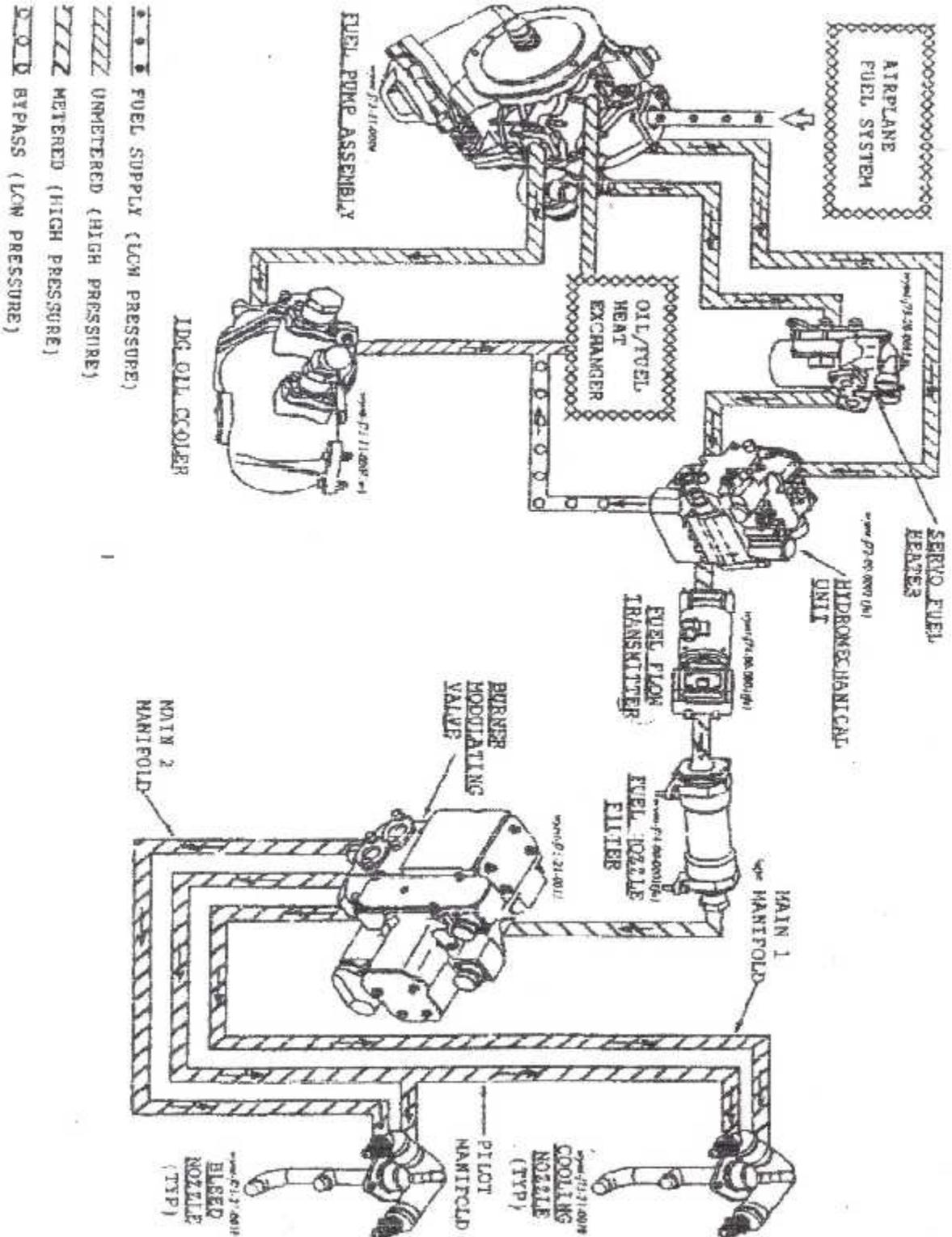


Figure .6 : Le circuit du carburant

II-2- Système de Démarrage:

II-2-1- 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 pneumatiques (pression compense entre 25 et 55 psi).

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

II-2-2- Allumage Réacteur:

Le dispositif d'allumage 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 (boites) identiques 1 et 2 indépendants.

II-2-3- Contrôle de Démarrage:

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.
- * RALLUMAGE.

Un sélecteur d'allumage à deux (02) positions:

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

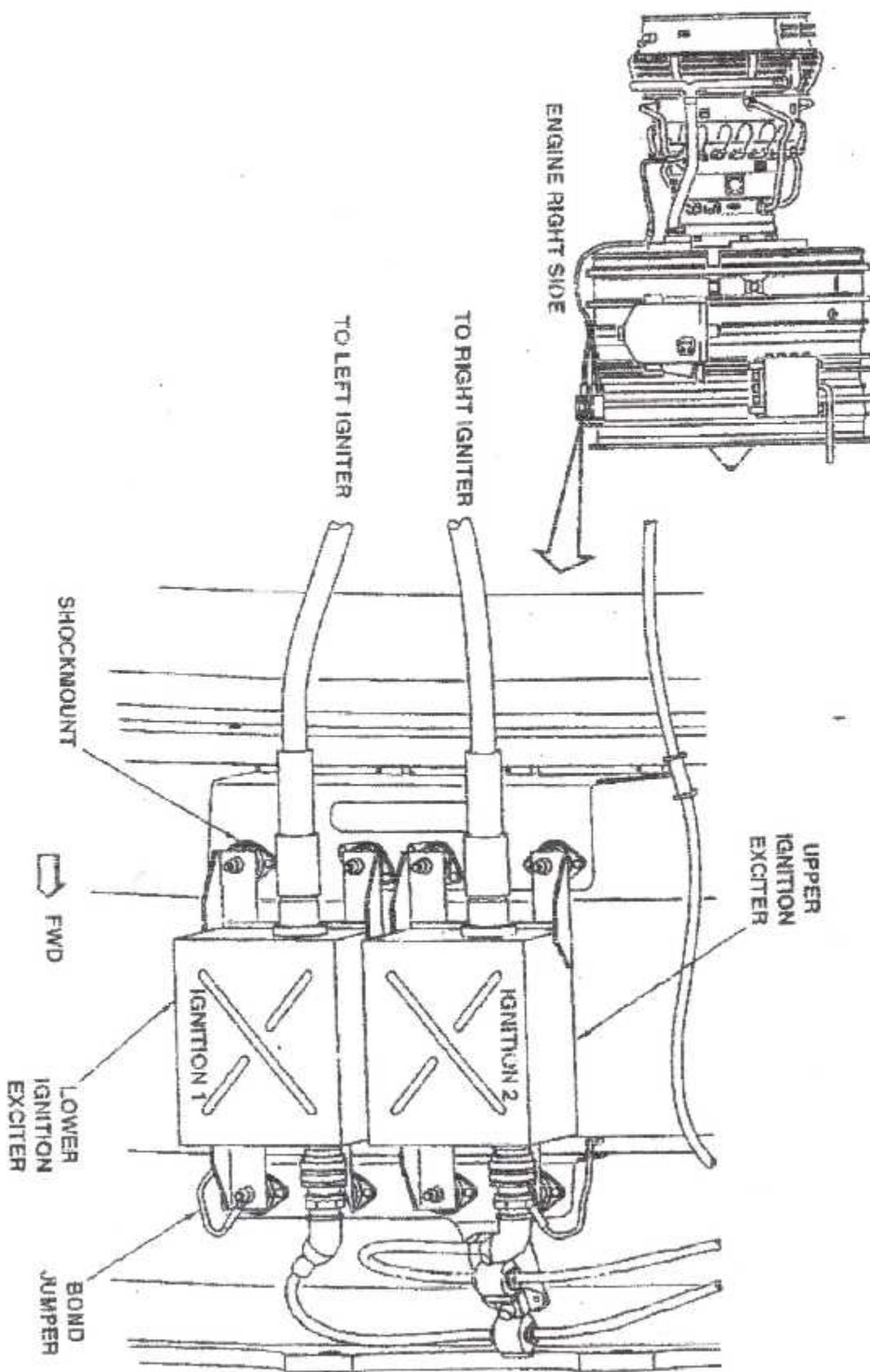


Figure . 7 : Boites d'allumagee

II-3- Système de Graissage :

Le circuit de graissage du réacteur CFM-7B FADEC assure:

- * La lubrification par gicleurs de tous les roulements, pignons connecteurs du recteur et des boîtiers de transmission.
- * Le refroidissement des puisards et des boîtiers de transmission.
- * Le drainage des impuretés vers les filtres.
- * Le réchauffage du carburant.
- * L'huile de lubrification utilisé pour le réacteur est MOBIL JET OIL, cet huile doit répondre aux exigences suivantes:
 - * Pouvoir de lubrification élevé.
 - * Viscosité constante.
 - * Point d'éclair élevé.
 - * Point de congélation bas.
 - * Peu moussante.

II-3-1- Composition Du Système de Graissage:

Le circuit de graissage du réacteur comprend:

- * Un réservoir.
- * Une pompe de pression d'huile.
- * Cinq pompes de récupération d'huile.
- * Six filtres à l'entrée des pompes de pression et de récupération.
- * Un clapet d'isolement.
- * Des bouchons magnétiques.

• Réservoir:

Le réservoir d'huile a une capacité de 23.26 quarts. C'est un réservoir en aluminium protégé par une enveloppe protectrice anti-feu. il comprend les éléments suivants:

- * Un bouchon de remplissage sous pression.
- * Un transmetteur de quantité d'huile.
- * Une jauge d'indication de quantité d'huile (visuel).
- * Visse de drainage.
- * Remplissage par gravité.

Il est positionné à 3:00 dans la partie arrière du chasser fan (aft loocking FWD).

On trouve aussi sur la partie supérieure du réservoir le séparateur d'huile qui enlève l'air continu.

- Les Pompes:

Les pompes hydrauliques sont des appareils conçus pour transformer l'énergie mécanique en énergie hydraulique.

Elles sont constituée de:

- Une pompe de pression d'huile.
- Cinq pompes de récupération d'huile.

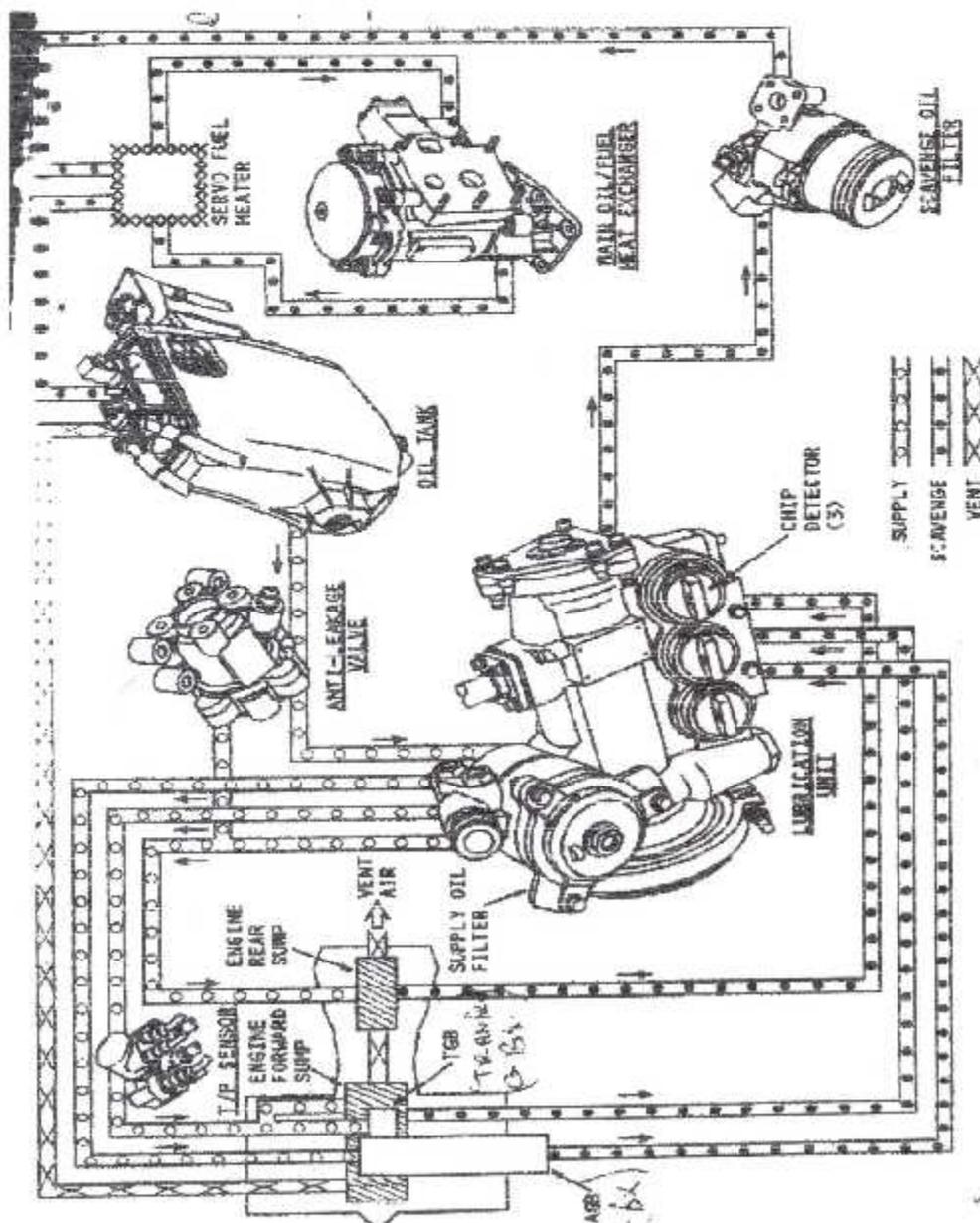


Figure . 8 : Le circuit d'huile

II-4- Système d'Air:

Le système d'air assure:

- * Contrôle du débit d'air à travers le compresseur.
- * Régulation du débit d'air de refroidissement moteur.
- * Le refroidissement du réacteur et des accessoires.
- * Refroidissement des ailettes turbine haute pression et turbine basse pression.
- * Refroidissement des chambres de combustion.
- * Dispositif de contrôle des jeux de turbine basse pression et haute pression.
- * Refroidissement des bougies.
- * Refroidissement de l'huile de l'alternateur "IDG".
- * Ventilation de la EEC.
- * Ventilation nacelle.
- * Refroidissement et pressurisation des puisards.

II-4-1- Contrôle de Jeux Turbine Haute Pression (HPTCC):

Le contrôle de jeux HPT est assuré par la soupape HPTCC VALVE qui contrôle la quantité d'air prélevée du compresseur haute pression (HP) au niveau du 4ème et 9ème étage, renvoyé vers le carter de la turbine haute pression pour contrôler les jeux.

II- 4-2- Contrôle de Jeux Turbine Basse Pression (LPTCC):

La LPTCC VALVE contrôle la quantité d'air provenant du flux secondaire FAN et qui est dirigé à la turbine basse pression pour le contrôle de jeux.

La valve LPTCC n'est jamais complètement fermée pour permettre le refroidissement du carter turbine basse pression.

Pour contrôler les jeux de la turbine basse pression (LPT), la LPTCC ouvre et module (calibre) la qualité d'air provenant du FAN renvoyé vers le collecteur du carter LPT.

II- 4-3- La VSV (Variable Stator Valve):

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

II- 4-4- La VBV (Variable Bleed Valve):

Ce mécanisme permet d'effectuer une décharge d'air du compresseur basse pression vers l'écoulement de l'air secondaire; ceci afin d'éviter le décrochage de l'écoulement dans les

aubes du compartiment compresseur basse pression. D'autre part, il permet d'éviter les particules non désirées pour atteindre le compresseur haute pression.

II- 4-5- La TBV (Trensient Bleed Valve):

C'est un dispositif de vannes qui contrôle la quantité d'air soutiré du 9^{ème} HC étage pour être renvoyer au distributeur du 1^{er} étage de la turbine basse pression.

La TBV est ouverte pour éviter le décrochage de l'écoulement dans le compresseur haute pression et aider l'accélération rapide de N2.

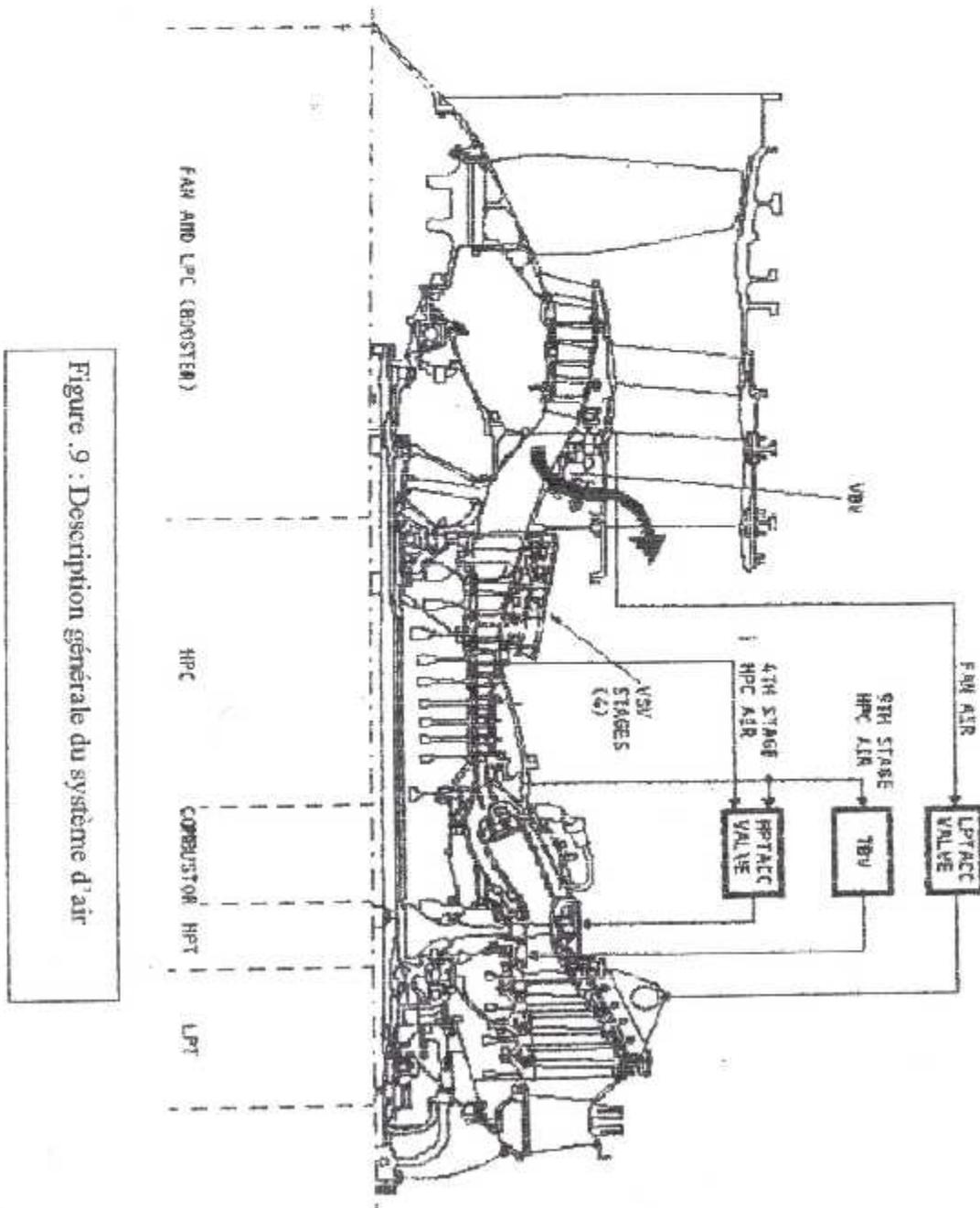


Figure . 9 : Description générale du système d'air

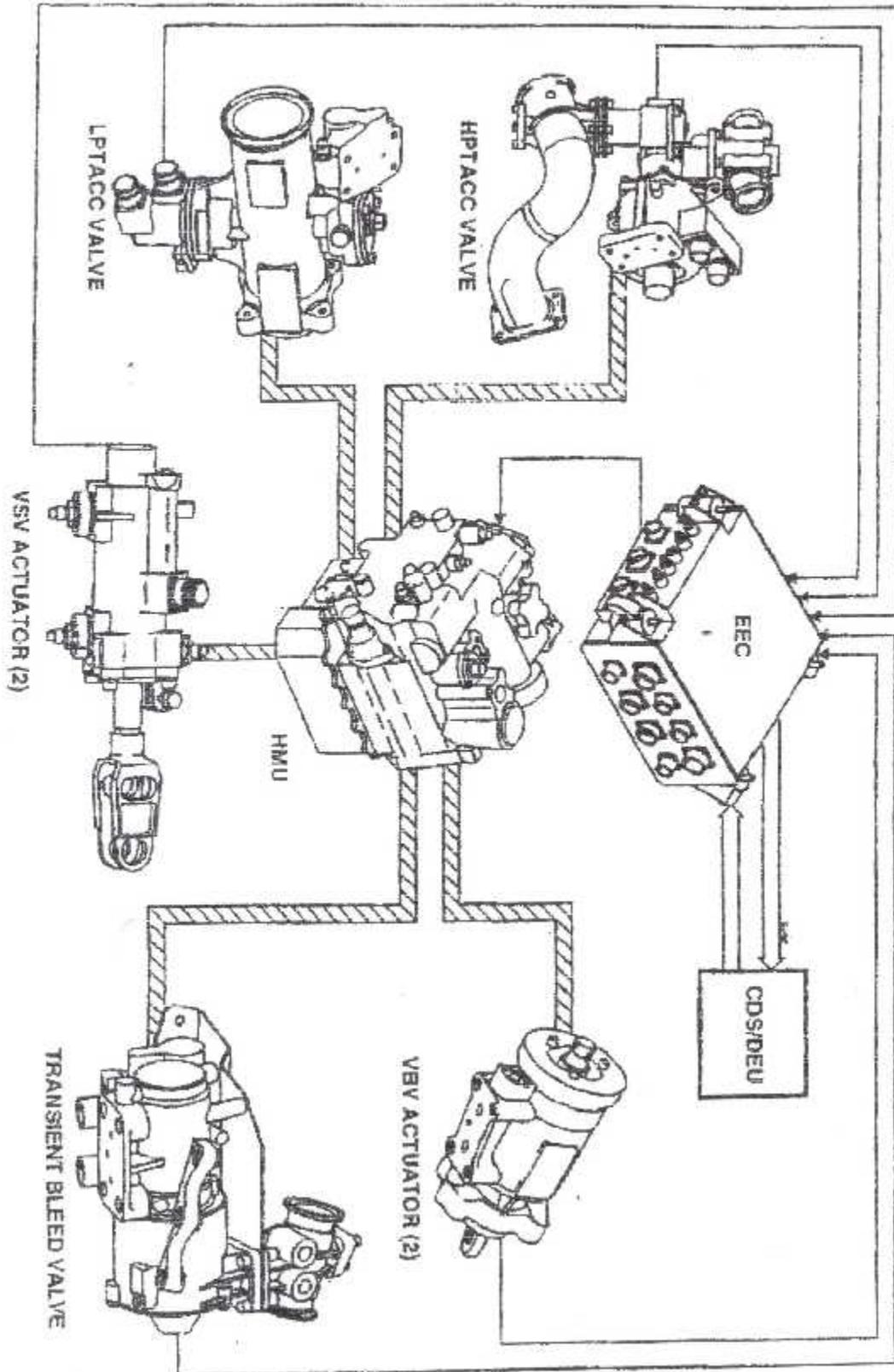


Figure . 10 : Le circuit d'air

II-5- UNITES DE CONTROLE ELECTRONIQUE (EEC) :

La EEC est positionnée à 4h00, c'est un calculateur double canaux A et B où chacun contrôle les différents composants du système moteur.

Les canaux A et B sont opérationnels de manière permanente.

Si l'un des canaux est défectueux et le canal dans le contrôle ne peut pas contrôler la position des VBV, les valves seront mises en position d'ouverture fiable.

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

- * Contrôle de la 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 limités.
- * Le système de test incorporé à l'équipement (BITE).
- * La détection des pannes.
- * Les indications des pannes.
- * Les indications statuts réacteur.
- * Le contrôle du circuit renversé.
- * Le contrôle du circuit démarrage.

La EEC emploie des données d'entrée et calculent les sorties de carburant et de commande motrice pour avoir une bonne gestion et éviter le mauvais fonctionnement.

La EEC se consiste en plusieurs connexions électriques et pneumatiques, elle est connectée avec les systèmes et composants moteur / avion suivants:

- Connexions moteur:
 - * Fiche d'identification.
 - * Unité hydromécanique (HMU).
 - * Système de contrôle d'air moteur.
 - * Capteurs moteur.
 - * Système contrôle carburant.
 - * Alternateur EEC.
 - * Système d'allumage.
- Connexions avion:
 - * Système d'écrans commun (CDS).
 - * Unité électrique d'écrans (DEUS).
 - * Calculateur d'auto manette.
 - * Calculateur de gestion de vol (FMC).

- * Levier de démarrage.
- * Indication moteur et carburant.
- * Unité d'acquisition des données de vol (FDAU).
- * Unité de référence inertielle des données d'air (ADIRU).
- * Interrupteur anti-incendie.
- * Manette de poussée.
- * Inverseurs de poussée.
- * Bus de transfert.

II-5-1- Alimentation Electrique de la EEC:

La EEC est alimentée en 28 volts continus à partir du réseau avion quand le moteur 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 de 15% de N_2 nominal.

Au sol, 05 minutes après l'arrêt du moteur, l'alimentation avion est automatiquement coupée pour éviter des heures inutiles de fonctionnement de la EEC.

Cette dernière reçoit aussi une alimentation en 115 volts alternatifs pour les circuits d'allumage.

II-5-2- Interfaces Principales:

La EEC reçoit des entrées de:

- * Unité d'interface de commandes de train (IGCIU).
- * Unité de référence à inertie de données aériennes (ADIRU).
- * Régulateur de carburant (FCU).
- * Système centralisé enregistreur de données de fonctionnement des équipements et de détection des pannes (CFDIU).
- * Les calculateurs (ordinateur) de climatisation du poste de pilotage et de la cabine des passagers.
- * Le feu et le système d'anti-givrage.

Le EEC envoie des sorties à:

- * Les calculateurs de surveillance de prise d'air (BMC).
- * Les calculateurs centraux d'alarme (FWC).
- * Les calculateurs de gestion d'affichage (DMC).
- * Les calculateurs de guidage et de gestion de vol (FMGC).
- * Système centralisé enregistreur de données de fonctionnement des équipements et de détection des pannes (CFDIU).

On distingue une unité d'interfaces moteur (EIU) pour chaque moteur, elle se connecte par l'interface de la EEC correspondante.

La EEC est en relation avec plusieurs systèmes d'avion à travers la EIU, les premiers paramètres (N1, N2, EGT, Débit carburant) sont envoyés directement par la EEC vers l'ECAM. Les paramètres secondaires sont envoyés vers l'ECAM.

II-5-3- Dimensions et poids du EEC :

Langueur	505,2 mm
Hauteur	171,9 mm
Profondeur	378,2 mm
Poids	21,09 Kg

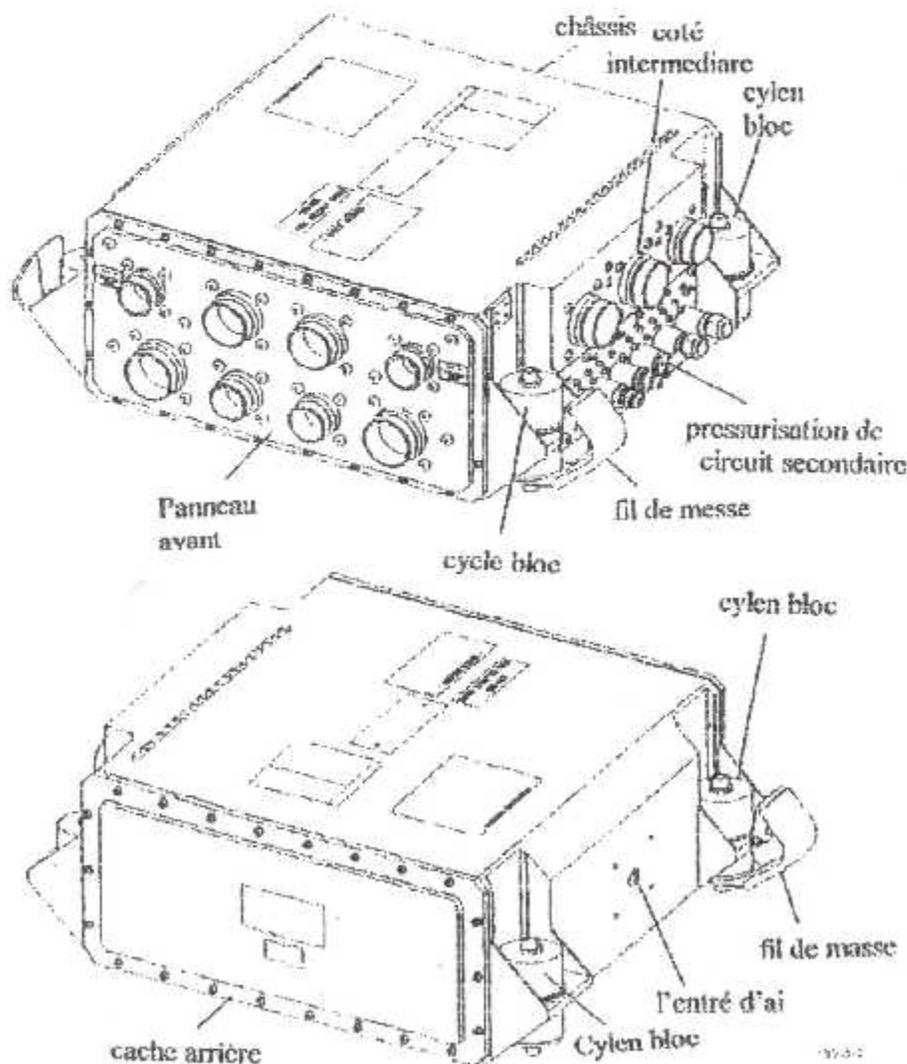


Figure.11 : L'unité électronique du contrôle moteur (EEC)

II-6- SYSTEME FADEC:

Full Authority Digital Engine Control: Système de régulation électrique numérique à pleine autorité du moteur.

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 système de commande automatique de la poussée (Auto manette) dans toute la gamme de régime autorisée de la poussée surveillance continue du fonctionnement du moteur en empêchant le franchissement des limites calculées.

Le FADEC exécute les opérations de service suivantes:

• Contrôle de Moteur:

- * Contrôle de régulation carburant.
- * Contrôle de gestion de puissance.
- * Contrôle de la BSV (Burner Staging Valve).
- * Contrôle de la valve de retour carburant (FRV).
- * Contrôle de la vanne de décharge (VBV).
- * Contrôle du stator à calage variable (VSV).
- * Contrôle actif de jeux turbine haute pression (HPTACC).
- * Contrôle actif de jeux turbine basse pression (LPTACC).

• Intégration de Moteur / Avion:

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

II-6-1-Constituants du Système FADEC:

- * Un arbre incliné relie la prise de mouvement à la boîte de transfert de la Gear-Box (TGB).
- * Un arbre de transfert relie la boîte de transfert (TGB) au boîtier des accessoires.
- * Le boîtier des accessoires est fixé à la partie inférieure du carter compresseur haute pression.
- * Les différents accessoires de la Gear-box.

Ces accessoires sont divisés en deux parties

- Sur la Face Amont:

- * Une pompe refoulement et trois (03) pompes de récupération d'huile.
- * Le dispositif de régulation carburant (HMU).
- * Une pompe hydraulique de l'arbre N2 (haute pression).
- * Un alternateur pour alimenter la EEC.

- Sur la Face Avale:

- * Une pompe de carburant haute pression.
- * Un démarreur électrique.
- * Un alternateur qui produit l'électricité (IDG).
- * L'ECAM à travers la EIU. T/R2 est l'inverseur de poussée du moteur 2 (droit).

II-7-DISPOSITIF DE REGULATION MOTEUR (HMU) fig.(12) :

La HMU utilise la dose de carburant pour la combustion et la pression servo-carburant pour l'exploitation des systèmes de moteur. Elle emploie aussi des commandes électrique d'entrée de la EEC, est les convertit grâce a des moteur-couple et des servo-vanne, en ordre hydraulique pour l'opération d'alimentation du carburant envoyé aux injecteurs et pour la commande des dispositifs anti-pompage et des vanne de contrôle actif de jeux. Elle reçoit également des commandes du levier de démarrage de l'avion et de commutateur (interrupteur) de poignée de feu pour contrôler quelques opérations d'écoulement de carburant.

- La vanne de dosage carburant (FMV) est commandée par un moteur-couple qui pilote un petit vérin. Le moteur- couple a deux bobines indépendantes, isolées électriquement, chacune recevant ses ordres d'un canal de la EEC. Le débit carburant varie proportionnellement à la position de la vanne et maintient leurs différences constantes en régulant la quantité de carburant envoyée vers la pompes BP et à la FRV. Des capteurs mesurent la position de la vanne(FMV) et transmettent ce «retour d'ordre à la EEC pour boucler l'asservissement ».

- Le HMU a cinq (05) moteurs, comptes et vannes pilote associées qui régulent les signaux de commande hydraulique en débit et pression en fonction des ordres reçus de la EEC, à destination des moteurs et vérins de VBV et VSV, et des vannes de contrôle de jeux RACC, HPTTC. Chacun a deux (02) bobines indépendantes commandes respectivement par CANAL A et le CANAL B de la EEC.

• La HMU inclut le robinet HP, qui est commandé par un solénoïde. Quand les solénoïde est excité, le robinet se ferme. Ceci est le cas lorsque le ENG MASTER LEVER (levier principale du Moteur) est mis sur OFF, ce qui commande aussi la fermeture de la vanne carburant BP.

• La HMU comprend un régulateur mécanique à masselottes qui limite le débit carburant de façon à éviter que N2 ne dépasse 105,2%. Pour cela, le régulateur agit sur le dispositif à constante la différence de pression entre l'amant et l'aval de la FMV et dérive le carburant en excès vers le circuit BP de la pompe. Ce régulateur fournit donc une protection qui est indépendante de la EEC.

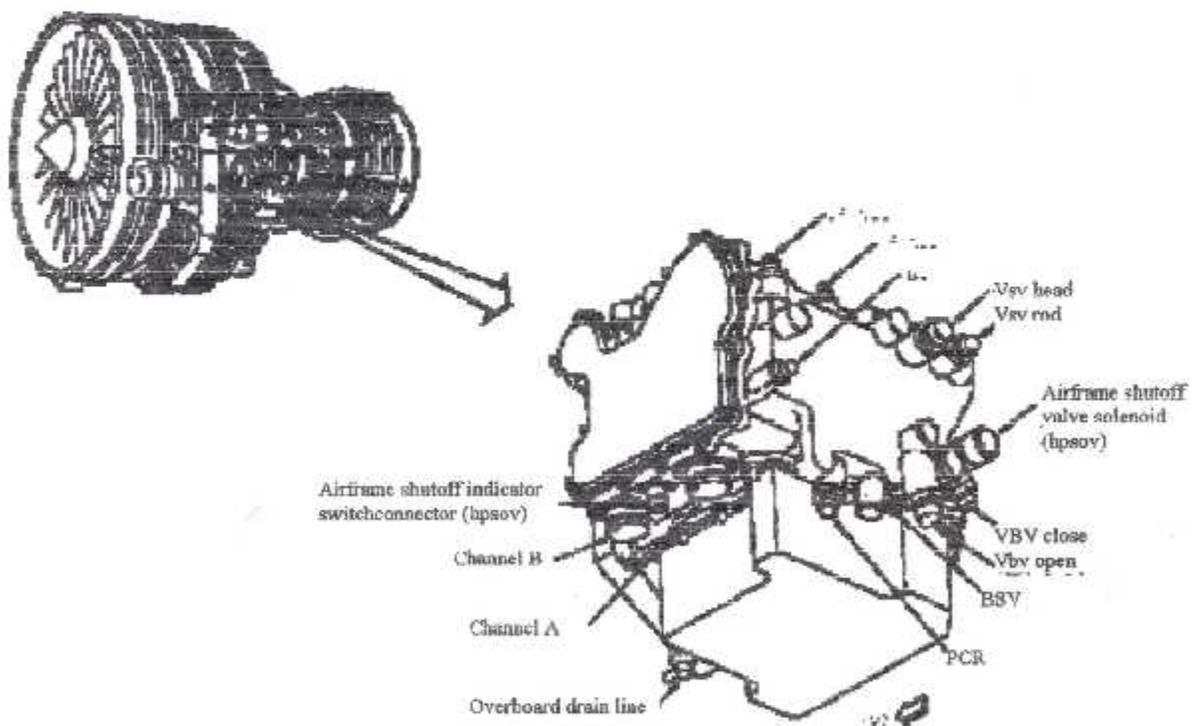


Figure .12 : Unité hydromécanique

Chapitre III
systeme de contrôle du moteur
CFM56-7B

III-1- SYSTEME DE CONTROLE DU MOTEUR CFM56-7B:

la surveillance du fonctionnement de réacteur est effectuée à partir:

- ❖ D'indicateur situés au panneau central du pilotes.
- ❖ Les vitesse de rotations (N1, N2).
- ❖ Mesure du débit carburant.
- ❖ Température des gaz d'échappement.
- ❖ Pression d'huile.
- ❖ Quantité d'huile.
- ❖ Ecran de visualisation électronique⁴ (DUES) Système d'écran commun (CDS) .

III-2 PARAMETRES FOURNIS PAR LA EEC:

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

La position du moteur sur l'avion (1 ou 2) et son No de séries des mots d'état de maintenance donnant des informations des pannes détectées (le cas échéant) dans la 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 P 13, P 25, T 3,T5.

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

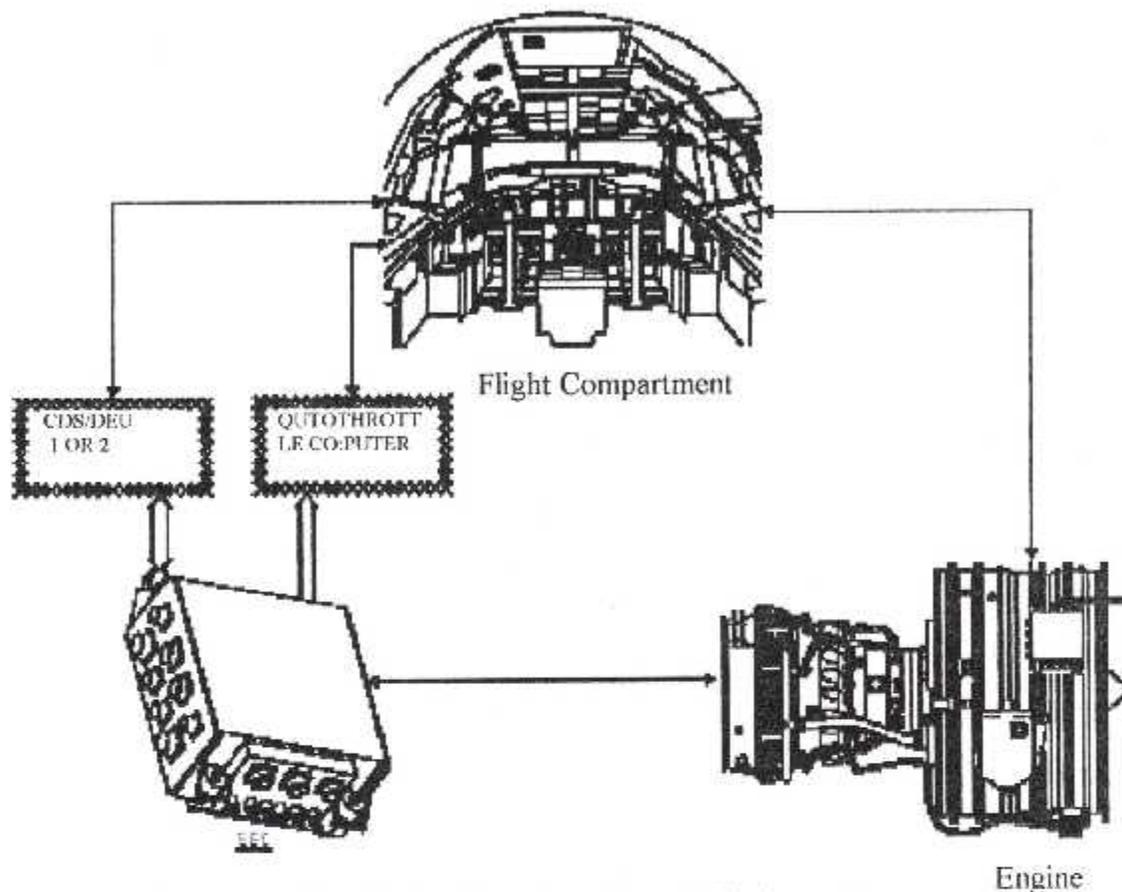


Figure .13 : Description du système de contrôle du moteur

III-3 INDICATIONS:

III-3-1 CAPTEURS:

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

III-3-1-1-Capteurs de pression: Ce sont des capteurs contenant un cristal de quartz en vibration et dont la fréquence varie avec la pression.

PS 13: Pression statique du flux secondaire.

P 25: Pression totale de l'air à l'entrée du compresseur haut pression.

PS 12: Pression statique de l'air à l'entrée de la soufflante.

PS 03: Pression statique de l'air à la sortie du compresseur haut pression (HP du 9^{ème} étages).

III-3-1-2- Capteurs de température: (Fig 14)

Soit des fils en platine enroulés sur un mandrin céramique, dont on mesure la résistance.

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

Une sonde T 25 placée en amont des VBV et mesurant la température de l'air en aval du compresseur basse pression (BP).

Soit des rampes de thermocouple chromel — alumel montées en parallèles.

- T 49.5 (EGT); cette température est affichée au poste d'équipage et utilisée pour la logique LPTCC et pour le démarrage.
- T 3 ; utilisée dans les logiques RACC, HPTCC, BSV.
- T- CASE ; pour le système HPTCC.
- T5.

III-3-1-3- Capteurs de piézo-électriques:

Ce sont des capteurs constituant 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, montés sur le carter de soufflante.

CFM: 56-7B

COMPOANT / ACCESSORIES		
COMPOANT / ACCESSORIES	ENTREE	ENTREE
SONDE DE VITESSE N1	ANALOG	INDICATION N1 ET SURVEILLANCE DU CONTROLE N1 L PTACC
SONDE DE VITESSE N2	ANALOG	N2 CONTROL TORING ? N2 INDICATION, TBV LOGIC AND HPTACC LOGIC
SONDE DE T3	ANALOG	RBV, HPTACC AND BSV LOGIC
SONDE DE T12	ANALOG	POUSSEE
SONDE T° PT 25	ANALOG	CALCUL DU CARBURANT
SONDE DE PRESSION PT25	AIR	PRESSION A L'ENTREE HPC
SONDE DE T° P3	AIR	PRESSION DE DECHARGE HPC POUR CALCUL DU CARBURANT
PRESSION TOTAL TP	ARINC 429	POUR LA POUSSEE
PO PRESSURE TOTAL	STATIC AIR	CALCUL DE CRBURANT LPTACC ET HPTACC
SONDE HPTACC	ANALOG	HPTACC LOGIC
SONDE EGT (T49.5)	ANALOG	DEMARRAGE D'INDICATION ET LPTACC
SONDE DE T° T5	ANALOG	SURVEILLANCE
SONDE DE T° PS 13	AIR	SURVEILLANCE

TABLEAU – ENGINE SENSOR INTERFACE

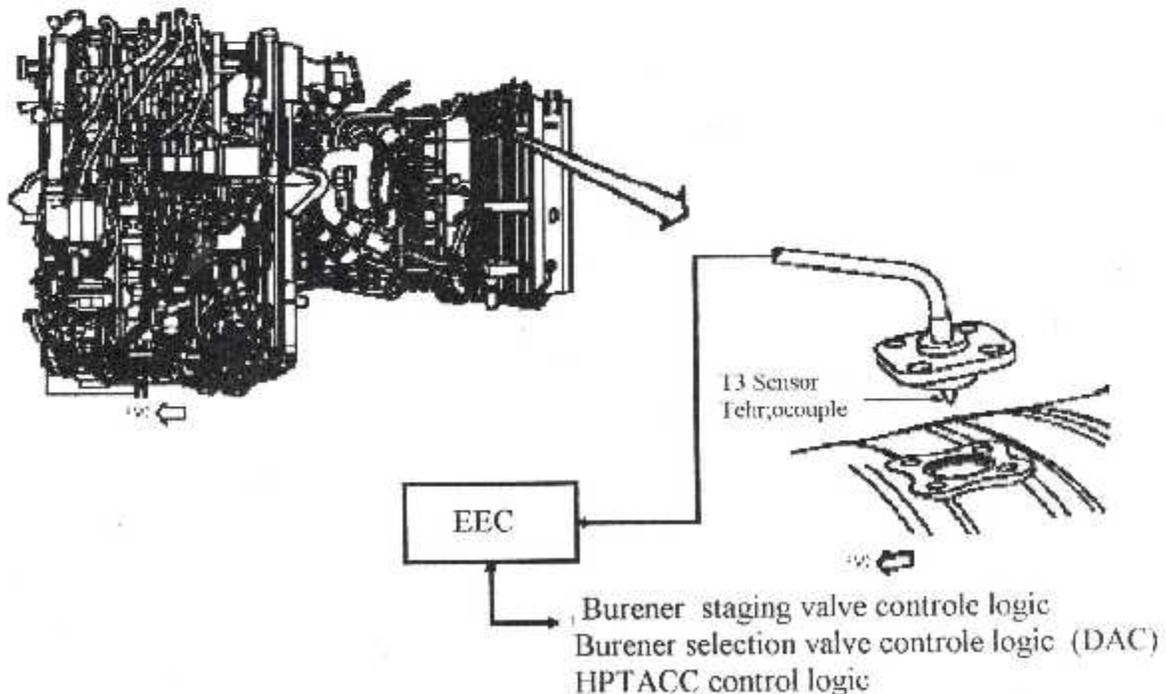


Figure.14 : Capteur T12

III-3-2 TACHYMETRES:

L'arbre dont on mesure la vitesse de rotation est muni d'une roue en matériau 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 envois 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) têtes magnétiques, 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.

III-3-2-1- VITESSE DE ROTATION N 1 :

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 EST à 102%; l'équipage est alerté par une alarme sonore et l'allumage de voyants, 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 et mémorisée pour la maintenance (le moteur doit être déposé).

Remarque:

Le capteur N1 est monté sur un bras du carter de soufflante, juste derrière le palier N⁰2.

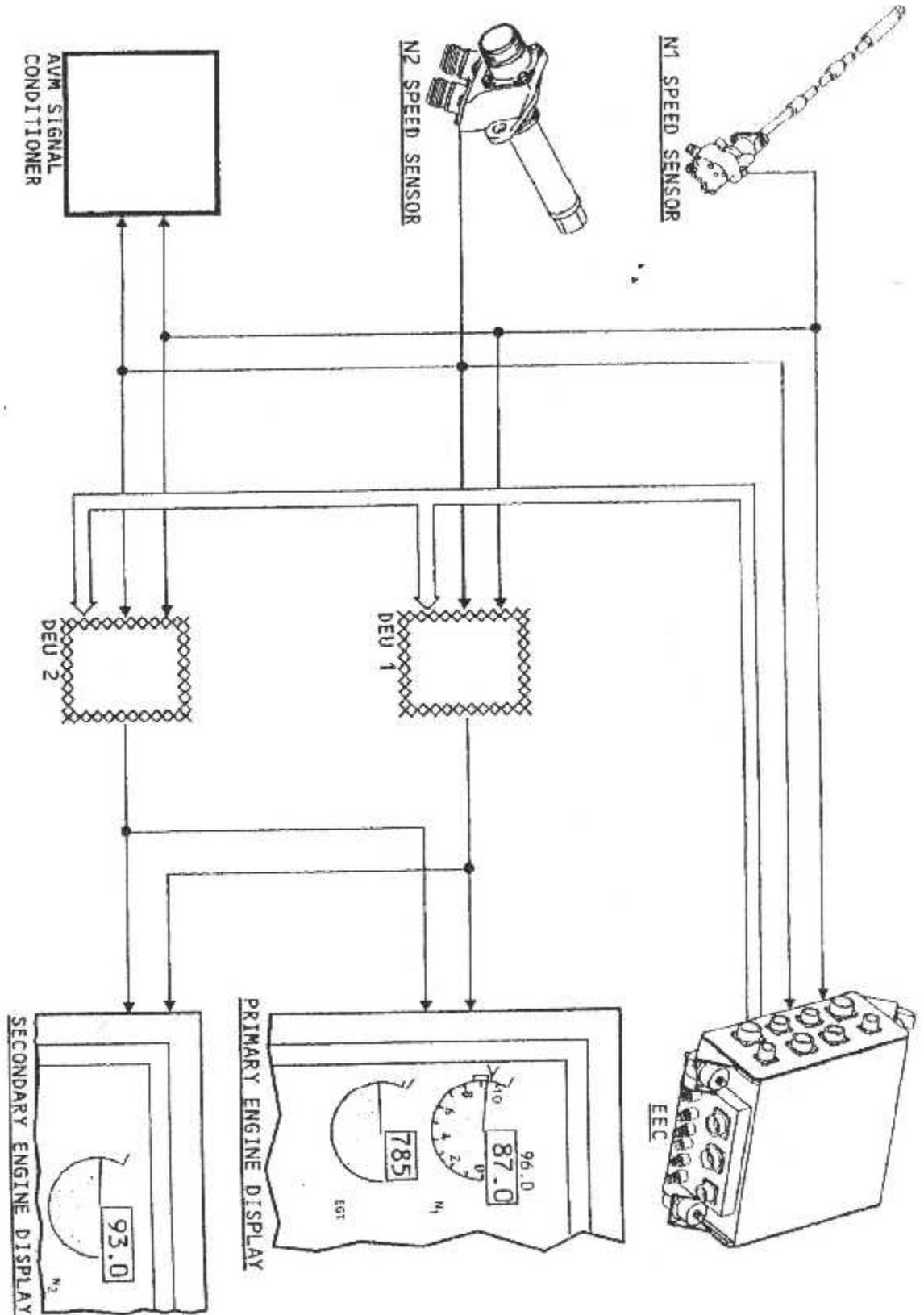


Figure .15 : système d'indication

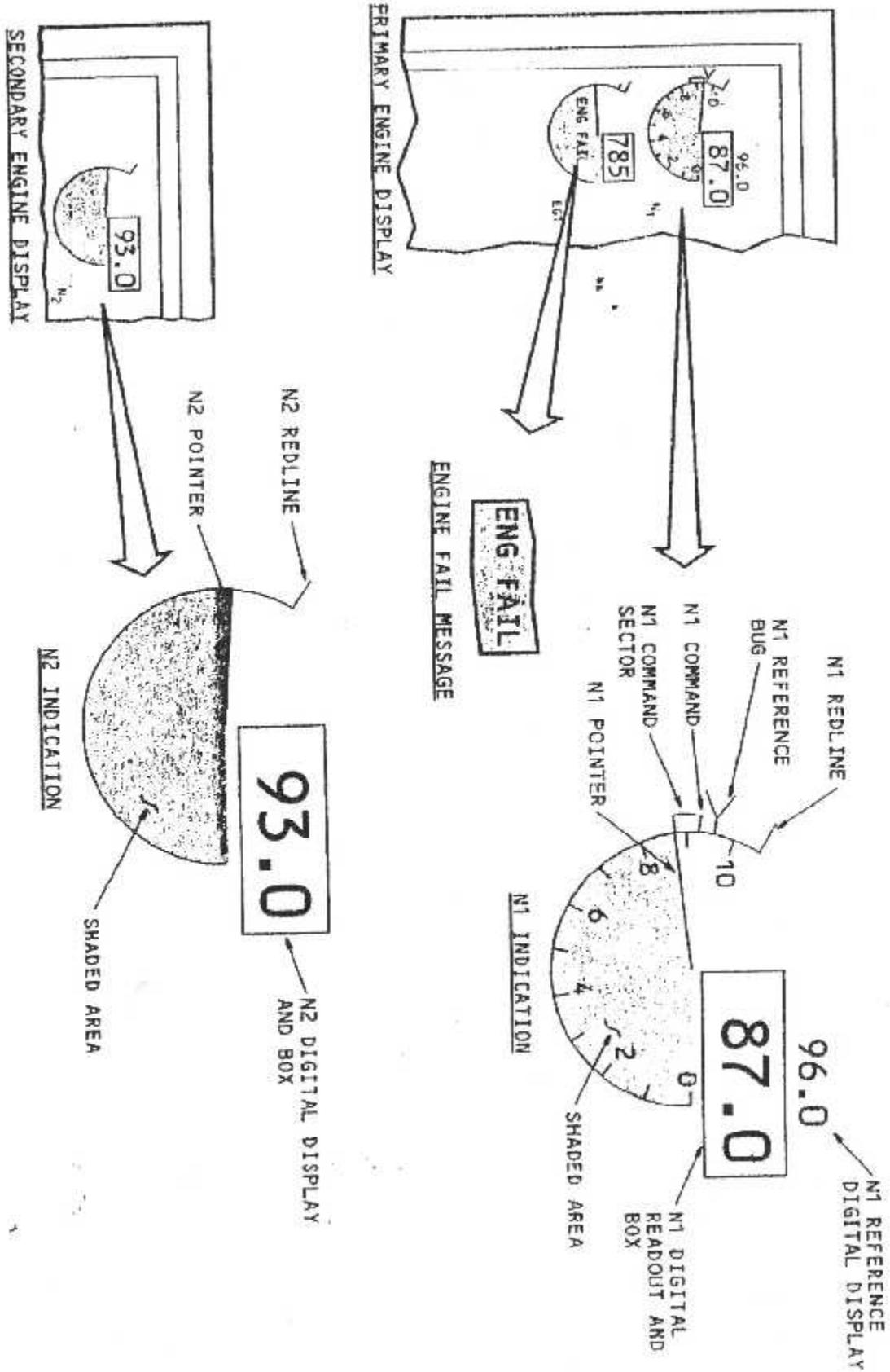


Figure .16 : Indication N1, N2

III-3-2-2-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'accessoire.

III-3-2-3-VIBRATIONS:

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 signal d'ensemble est prise en compte des vitesses de rotation N1 et N2 ; Le signal d'ensemble est filtré par des filtres de 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.

En fin, l'EVMU stocke en mémoire les valeurs de phase et d'amplitude 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 motorisé, d'indication VIB clignote.

III-3-2-4- TEMPERATURE DES GAZ D'EHAPPEMENT (EGT) :

Les neuf (09) 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.

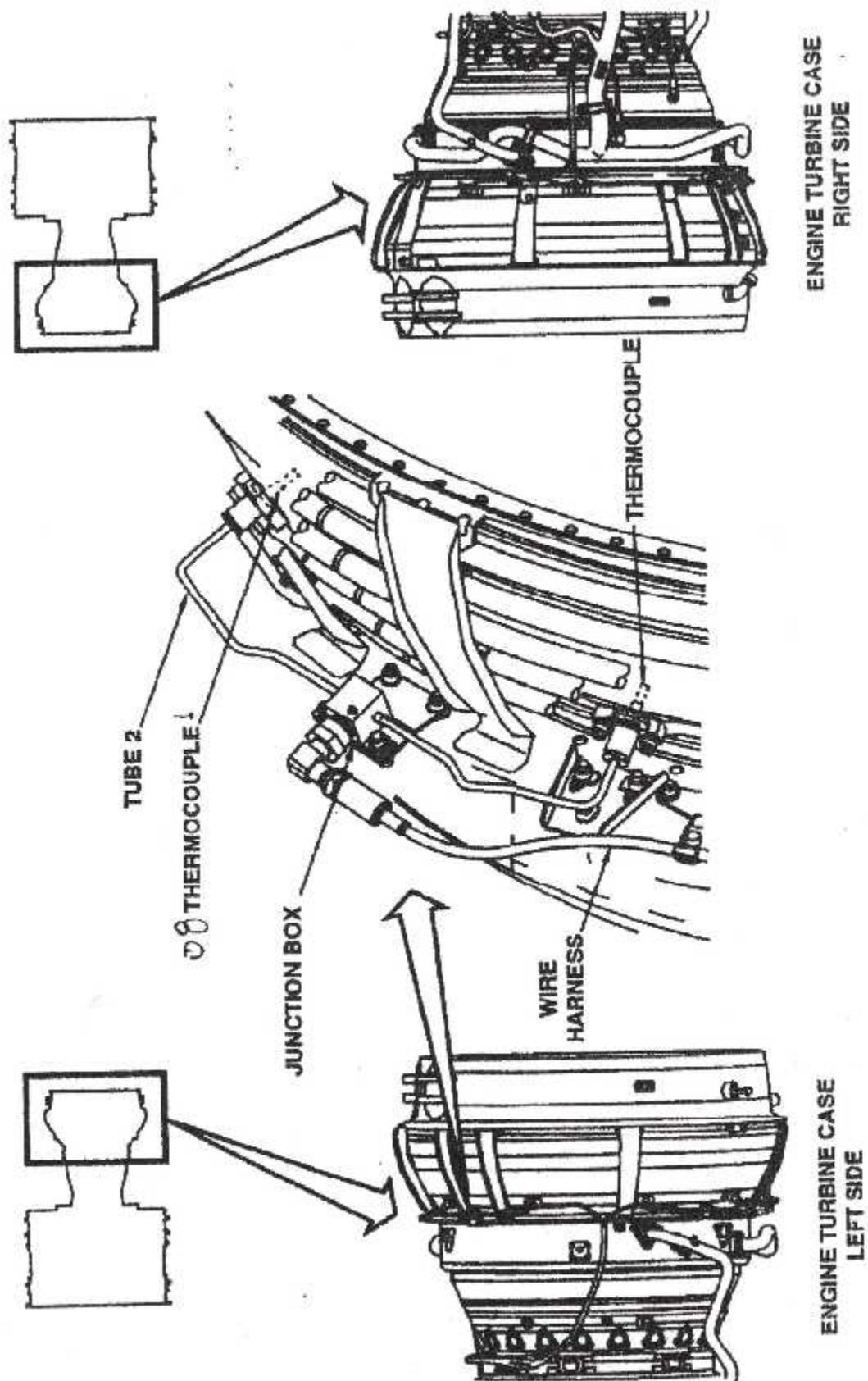


Figure 17 thermocouple et marnais

Elle devient de couleurs ambres au-dessus de 855°C. 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.

EEC transmet un signal EGT vers:

- EGT digital.
- Le cadran digital.
- Pointeau.
- Reset.

La chaîne de mesure comporte huit (08) thermocouples et quatre (04) harnais en chromel- allumel et un indicateur situé sur le panneau central de cabine de pilotage.

Les thermocouples sont repartis en deux (02) groupes de quatre (04), ils sont branchés en parallèle dans la boîte de jonction.

L'indicateur comprend:

- Une aiguille elle indique la température en degré Celsius mesurée entre les étages turbine haute pression et basse pression.
- Un compteur numérique, indique la température réelle des gaz d'échappements, l'indication affichée au compteur est dépendante de celle donnée par l'aiguille. La panne de l'une n'entraîne pas systématiquement la panne de l'autre.
- Un repère rouge, indique la température des gaz d'échappement maximum admissible 950 C.
- Un voyant ambre, est situé en haut 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 (950°C).

Le compteur numérique indique (950°C)



Le contact interne déclenche les alarmes:

Le gong monocoup retentit.

Le voyant *ambre* «ENG» s'allume.

Le voyant *ambre* sur la face avant de l'indicateur s'allume.

L'écran gauche de la CDS fourni des consignes.

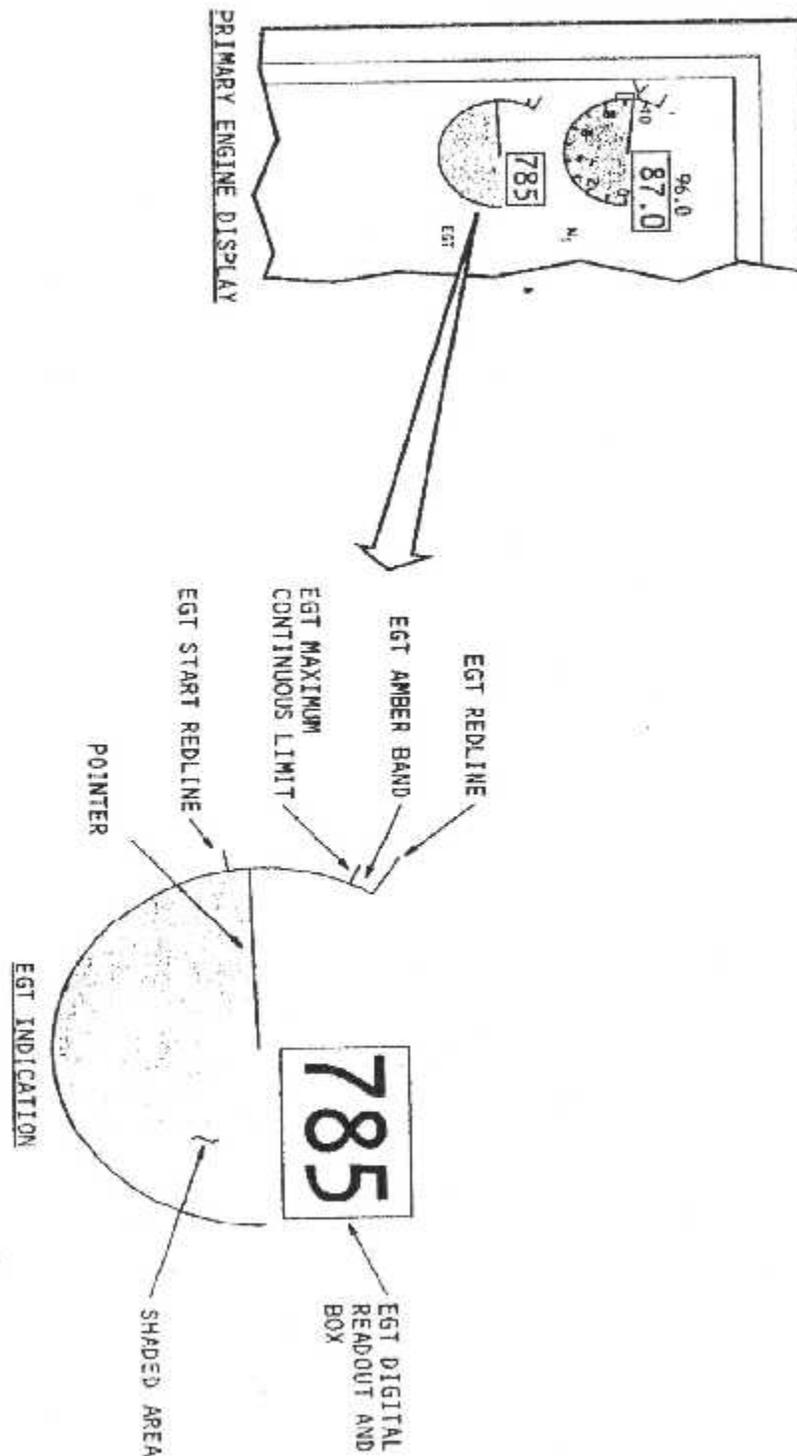


Figure (18) . Description fonctionnelle de l'EGT

III-3-2-5- DEBITMETRE:

IL mesure le débit carburant de 0 à 6360 Kg/heure, avec une erreur maximum de 45 Kg/heure. 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 aimants passent devant deux enroulements, dans signaux électriques sont exploiter pour mesurer le débit carburant, par mesure de leur déphasage.

- *Sondes de moteur:* La EEC emploie des données d'entrée des divers sondes (Sensor) de moteur pour calculer les sorties de carburant et de contrôle de moteur pour l'opération de ce dernier, On compte: Ni speed sensor, N2 speed sensor, T49.5 sensor, HPTCC sensor, T12 sensor ,T3 sensor , PT25 sensor , Po sensor , Ps 3 sensor.

- *Commande de carburant.* La EEC envoie des commandes à la HMU pour contrôler la valve calibrée de carburant, ceci assure la quantité correcte du combustible pour la combustion. La EEC commande le débit carburant nécessaire pour maintenir une poussée requise (en fait un NIK requis, car NIK rend bien compte du niveau de poussée donnée par le moteur), selon les demandes pilote auto-manette et les paramètres extérieurs tout en respectant les limites imposées. Pour cela la EEC reçoit:

- Les signaux électriques représentant les ordres pilote (signaux directement reçus par des capteurs de position de la manette) et les ordres auto-manette.

- Les signaux de calculateur d'interface moteur et ceux des centrales aérodynamiques.

- Les signaux de ces différents capteurs.

Et elle fournies ses ordres électriques à la vanne de dosage carburant N2 correspondant au NIK requis, en tenant compte des limites.

NIK requis: La valeur de NIK requis peut être calculée en fonction des ordres donnés par les fonctions suivantes, selon la décision du pilote, la configuration avion et la phase de vol:

- Commande manuel de la poussée (selon position manette TLA: Angle de levier de poussée).

- ❑ Auto-manette ralenti sol (N2 fixe, N1 quelconque).
- ❑ Ralenti vol descente, avec loi de P3 minimum(N1,N2 quelconque).
- ❑ Ralenti vol approche.
- ❑ Alpha-floor (ordre de remise des gaz immédiates l'avion a une incidence excessive).
- ❑ Décollage à poussée adaptée (à poussée détarie).

III- LIMITE: Les contraintes a respecter concernent les paramètres suivantes :

- ❖ N1, vitesse du mobile BP.
- ❖ N2, vitesse du mobile HP.
- ❖ WF, débit carburant.
- ❖ P3, pression de charge du compresseur HP.
- ❖ Et les dérivées de ces paramètres.

Ces contraintes sont les suivantes :

- ❖ N1 ralenti $< N1 < N1 \text{ max.} = 5300 \text{ tr/min.}$
- ❖ N2 ralenti $< N2 < N2 \text{ max.} = 15300 \text{ tr/min.}$
- ❖ P3 min ralenti $< P3 < P3 \text{ max.}$
- ❖ WF min, ralenti $< WF < WF \text{ max.}$ (limite mécanique)
- ❖ d'ouverture de la FMV.
- ❖ Limite de décélération $< WF/P3 < \text{limite d'accélération.}$
- ❖ respect des limites autorisées pour EGT (pendant le démarrage seulement).
- ❖ Respect des lois anti-pompage.
- ❖ Respect des vitesses corrigées limite N1K et N2K.

III-4 INDICATION MOTEUR:

III-4-1- INDICATIONS DU SYSTEME D'HUILE:

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

- ❖ Quantité d'huile dans le réservoir .
- ❖ Pression d'huile.
- ❖ Température d'huile.
- ❖ L'état du filtre de récupération

Ces composants surveillent le système d'huile:

- ❖ Transmetteur de quantité
- ❖ Transmetteur de pression d'huile
- ❖ Sonde de température d'huile.
- ❖ Transmetteur de colmatage du filtre récupération

Le transmetteur de quantité d'huile envoie des données de quantité d'huile directement CDS/DEUs.

Les trois autres composants envoient les données à la DEU à travers la EEC. L'ensemble sonde température/pression (T/P) contiennent le transmetteur de pression d'huile et la sonde de température d'huile.

III-4-2-LOCALISATION DES COMPOSANTS DU SYSTEME D'INDICATION :

Les composants du système d'indication d'huile de moteur sont sur le côté gauche du carter Fan:

- Transmetteur de pression d'huile, sur l'ensemble sonde de température/pression position 10 : 00.
- Sonde température d'huile, sur l'ensemble sonde température/pression position 10 : 00.
- Transmetteur de colmatage du filtre de récupération, sur l'ensemble filtre récupération position 8 : 00.

Le transmetteur de quantité d'huile est sur le réservoir d'huile position 21.00 sur le coté droit du carter Fan. On ouvre les capots Fan pour accéder à ces composants.

III-4-2-1- SYSTEME D'INDICATION DE QUANTITE D'HUILE:

Le système d'indication de quantité d'huile affiche les données d'huile sur l'écran secondaire.

Le système d'indication de quantité d'huile utilise un transmetteur de quantité pour mesurer la quantité d'huile dans le réservoir. Le transmetteur de quantité envoie les données de quantité directement à la DEUS.

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

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

La sonde émet un signal en proportion du niveau d'huile qui va à la DEUS. Cette dernière affiche la quantité d'huile sur l'écran.

L'écran secondaire affiche la quantité en US Quarts. Le plein est de 21.00 Quarts (20.01L). La tolérance est de 2 Quarts, l'intervalle va de 2 Quarts, volume minimum détectable par le transmetteur, à 23 Quarts. Un message de basse quantité d'huile s'affiche quand il y a moins de Quarts (4.2L) huile.

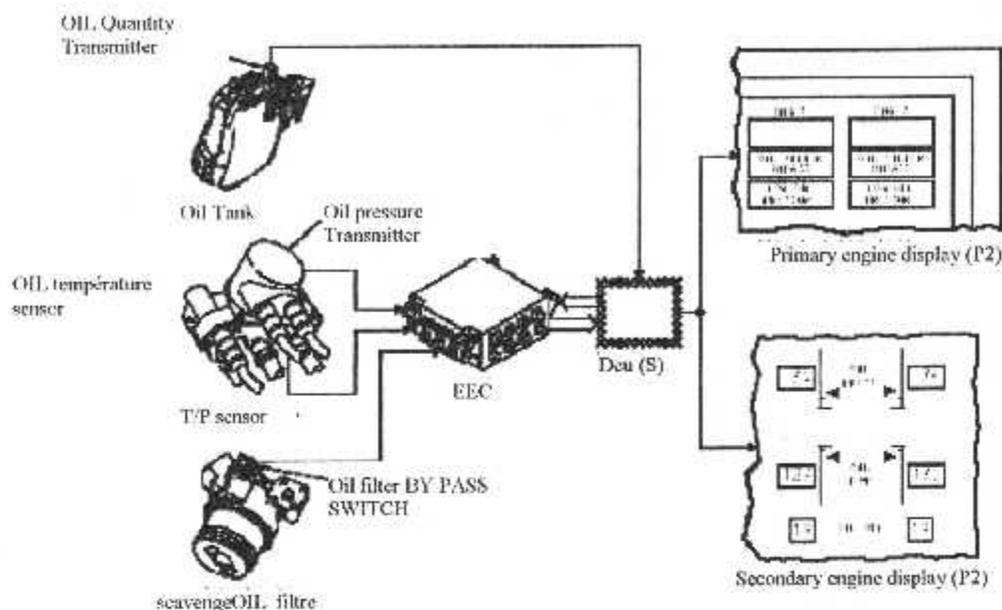


Figure 19 le indication

III-4-2-2- SYSTEME D'INDICATION DE PRESSION D'HUILE:

Le système d'indication de pression d'huile affiche les données de pression d'huile sur l'unité d'écrans(DU).

Le système d'indication de pression d'huile utilise un transmetteur de pression d'huile pour mesurer la pression d'huile à la sortie de la LBU. Le transmetteur de pression d'huile envoie les données de pression d'huile à la DEUs à travers la EEC.

Le transmetteur de pression d'huile a deux (02) éléments senseurs dans un seul logement. Chaque élément est connecté avec un canal de la EEC à travers un connecteur. La sonde température/pression contient le transmetteur de pression d'huile. Le transmetteur de pression d'huile mesure la pression différentielle entre la sortie de la pompe de récupération (conduite de récupération palier avant/TGB) et la cavité TGB.

Le transmetteur de pression d'huile envoie un signal électrique à la EEC. Cette dernière convertit ce signal en un signal ARINC 429 et

l'envoi à la DEUS. Cette dernière affiche usuellement la pression d'huile sur l'écran secondaire.

L'unité d'écrans (DU) avec l'écran secondaire affiche la pression d'huile en deux (02) indicateurs verticaux et deux (02) indicateurs digitaux, un pour chaque moteur. Un pointeur montre la pression d'huile en Psi Différentiel (Psi) sur chaque indicateur vertical.

Chaque indicateur a deux (02) marqueurs index. Le marqueur index ambré montre la limite ambrée de pression d'huile. Le marqueur index rouge montre la limite rouge de pression d'huile.

- Si la pression d'huile est entre la limite ambrée et la limite rouge, l'affichage digital est la boîte autour de cet affichage sont ambrés. La pression d'huile est dans l'intervalle de précaution.

- Si la pression d'huile est sur la limite rouge, l'affichage digital et la boîte autour de cet affichage devient rouge. La pression d'huile est dans l'intervalle de sur limite.

Message de basse pression d'huile:

Quand la pression d'huile est au-dessous de la limite rouge, la EEC envoie un signal à la DEUS. Ceci laisse la DU afficher un message de basse pression d'huile ambré.

Il y a un seul message de basse pression d'huile pour chaque moteur. IL s'affiche sur l'écran primaire.

Le message de basse pression ambré clignote pendant 10 secondes puis s'affiche continuellement quand la pression d'huile est au-dessous de la limite rouge.

La DEUS évite le mode de clignotement pour le décollage et l'atterrissage.

Pendant le démarrage, La EEC prévient l'indicateur et le pointeur d'un changement à l'ambré ou le rouge.

III-4-2-3- SYSTEME D'INDICATION DE TEMPERATURE D'HUILE :

Le système d'indication de température d'huile affiche les données de température d'huile sur l'unité d'écran (DU).

Le système d'indication de température d'huile utilise une sonde de température pour mesurer la température à la sortie de la LBU. La sonde de température transmet les données de la température à la DEUs à travers la EEC.

La sonde de température d'huile a deux (02) éléments senseurs dans un seul logement.

Chaque élément est connecté avec un canal de la EEC.

Il y a seulement un seul câble pour les deux canaux. La sonde de température/pression contient la sonde de température.

La sonde de température d'huile obtient les données de température des conduites de refoulement du palier avant et TGB. La sonde de température envoie un signal électrique à la EEC. La EEC convertit ce signal en un signal ARINC 429 et l'envoie à la DEUs. Cette dernière affiche habituellement la température d'huile sur l'écran secondaire.

La température d'huile est affichée sur deux (02) indicateurs verticaux et deux (02) afficheurs digitaux, un pour chaque moteur. Un pointeur montre la température d'huile en degrés Celsius (C⁰) sur chaque indicateur.

Chaque indicateur vertical a deux (02) marqueur index.

Le marqueur index ambré montre la limite ambré de température.

Le marqueur index rouge montre la limite rouge de température.

❖ Si la température est entre la limite ambrée et la limite rouge, L'afficheur digital et la boîte qui l'entoure sont ambrés. La température d'huile est dans l'intervalle de précaution.

❖ Si la température d'huile dépasse la limite rouge, l'afficheur digital et la boîte qui l'entoure sont rouges. La température d'huile est dans l'intervalle de sur-limite.

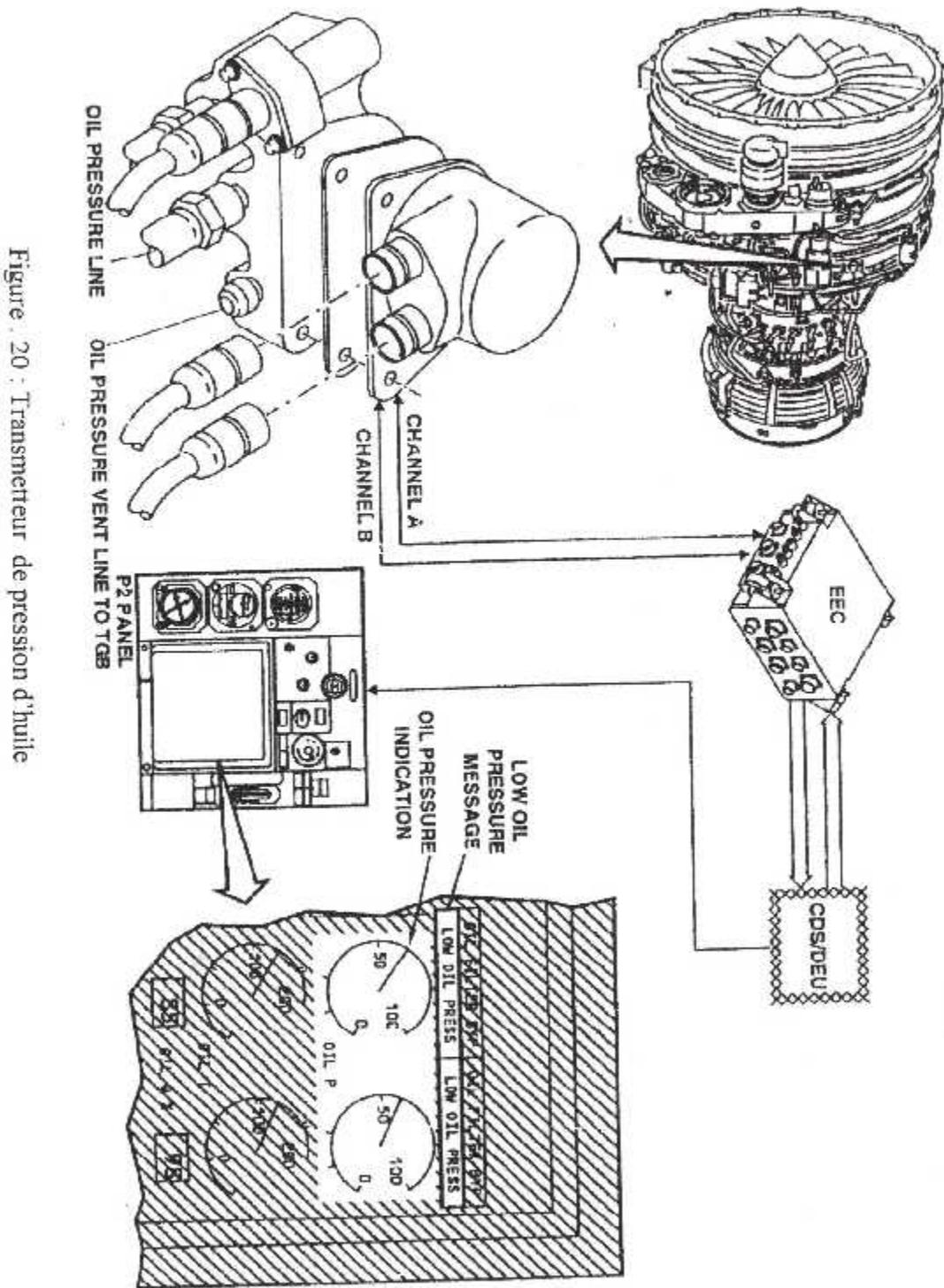


Figure 20 : Transmetteur de pression d'huile

III-4-2-4- SYSTEME D'AVERTISSEMENT DE BY-PASS DU FILTRE A HUILE:

Le système d'avertissement de by-pass du filtre à huile affiche les données d'état du filtre de récupération sur la CDS (DU).

Le système d'avertissement de by-pass à huile utilise un transmetteur de colmatage du filtre de récupération. Le transmetteur se ferme avant l'ouverture de la valve de by-pass du filtre. Le transmetteur de colmatage du filtre envoie la donnée de by-pass à la DEUS à travers la EEC.

Le transmetteur de colmatage du filtre de récupération est connecté avec la EEC par un seul connecteur. Le filtre de récupération possède un transmetteur de colmatage du filtre.

Le transmetteur de colmatage du filtre de récupération surveille la différence de pression entre l'entrée et la sortie du filtre de récupération. Quand le transmetteur de colmatage du filtre de récupération se ferme, il envoie un signal électrique à la EEC qui le convertit en un signal ARINC 429 et l'envoie à la DEUS qui affiche habituellement le message de by-pass du filtre de récupération sur l'écran central supérieure.

Message de by-pass filtre:

Quand le transmetteur de colmatage du filtre de récupération se ferme, la EEC envoie un signal à la DEUS qui crée un message qui s'affiche sur la DU sous la forme «OIL FILTER BYP».

Le message de by-pass du filtre clignote pendant 10 secondes et ensuite continuellement.

III-5- INDICATIONS AU COCKPIT:

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

- Panneau supérieur arrière.
- 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 plats 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 réparties comme suite.

• ***Système d'écran commun (CDS):***

Le système d'écran commun CDS a deux fonctions:

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

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

La DU l'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 électronique d'écrans DEUs:***

Deux (02) unités électronique d'écrans DEUs reçoivent les données provenant des capteurs et systèmes avion. Les DEUs fournissent ces données à la DU.

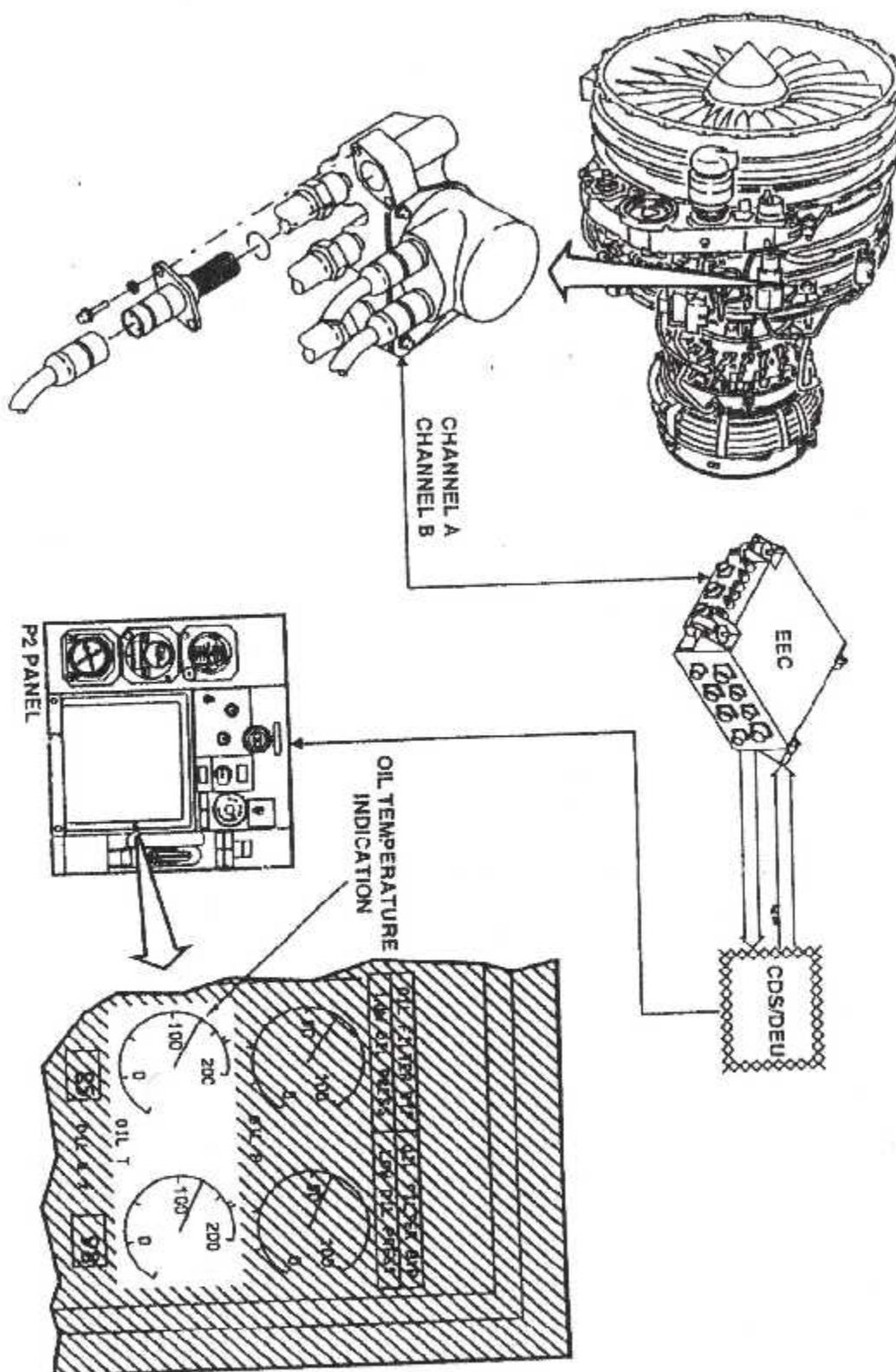


Figure . 21 : Sonde de température d'huile

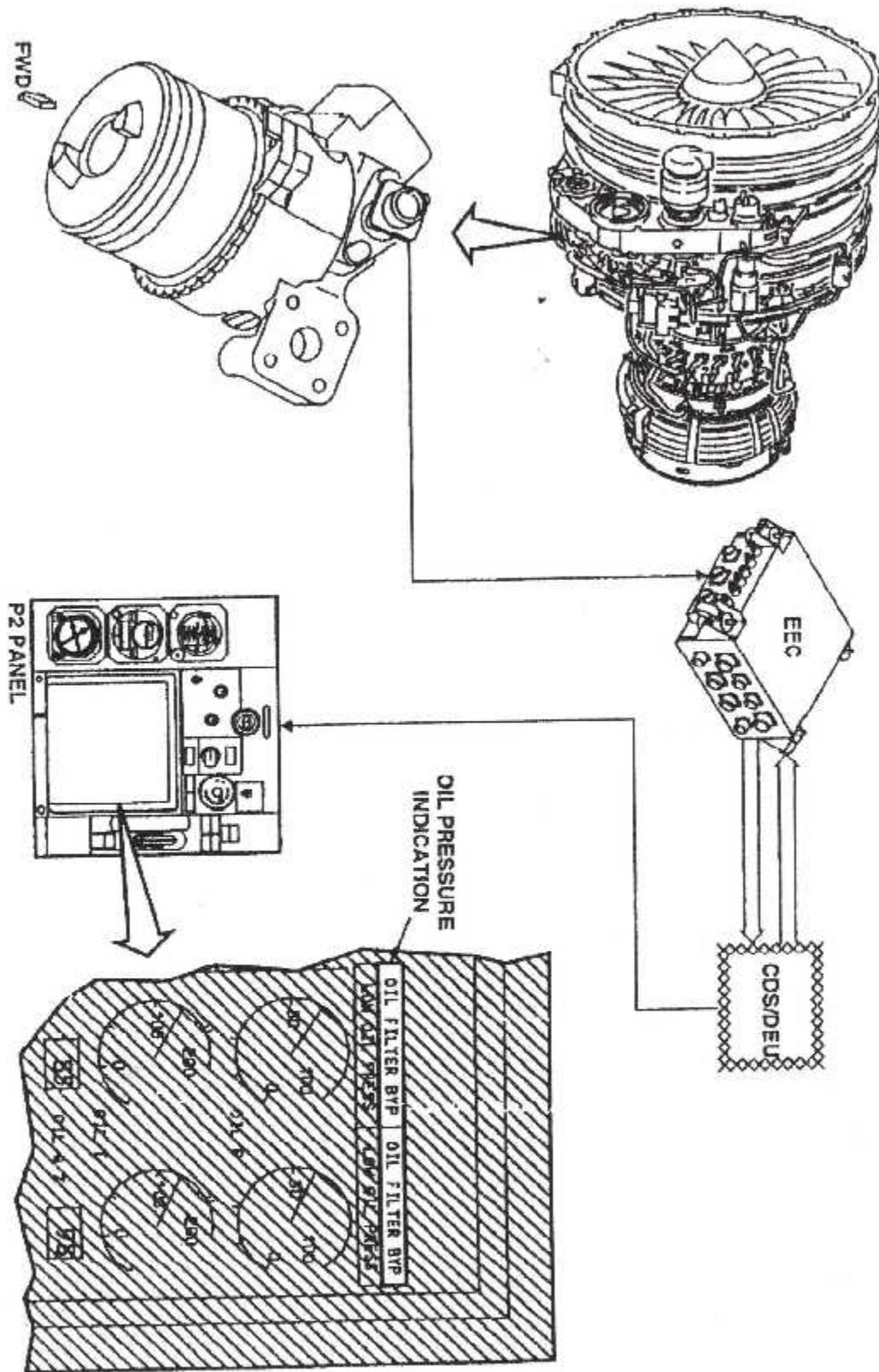


Figure (1) système d'avertissement de BY-PASS
Du filtre a huile

Normalement, la DEU 1 fournit les données à l'écran externe et interne du commandant de bord et la DU supérieur. La DEU 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 interfaces moteur:

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

• Panneau de témoins lumineux (P7):

Les 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 dysfonctionnement des systèmes.

• Panneau électronique avant (P9) :

Il inclut les 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 logiciel.
- ❖ 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:*

Les systèmes AVM se consiste en:

- Conditionneur de signal AVM.
- Accéléromètre de vibration du roulement N₀₁.
- Accéléromètre FFCCV.

Le système AVM fournir 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.

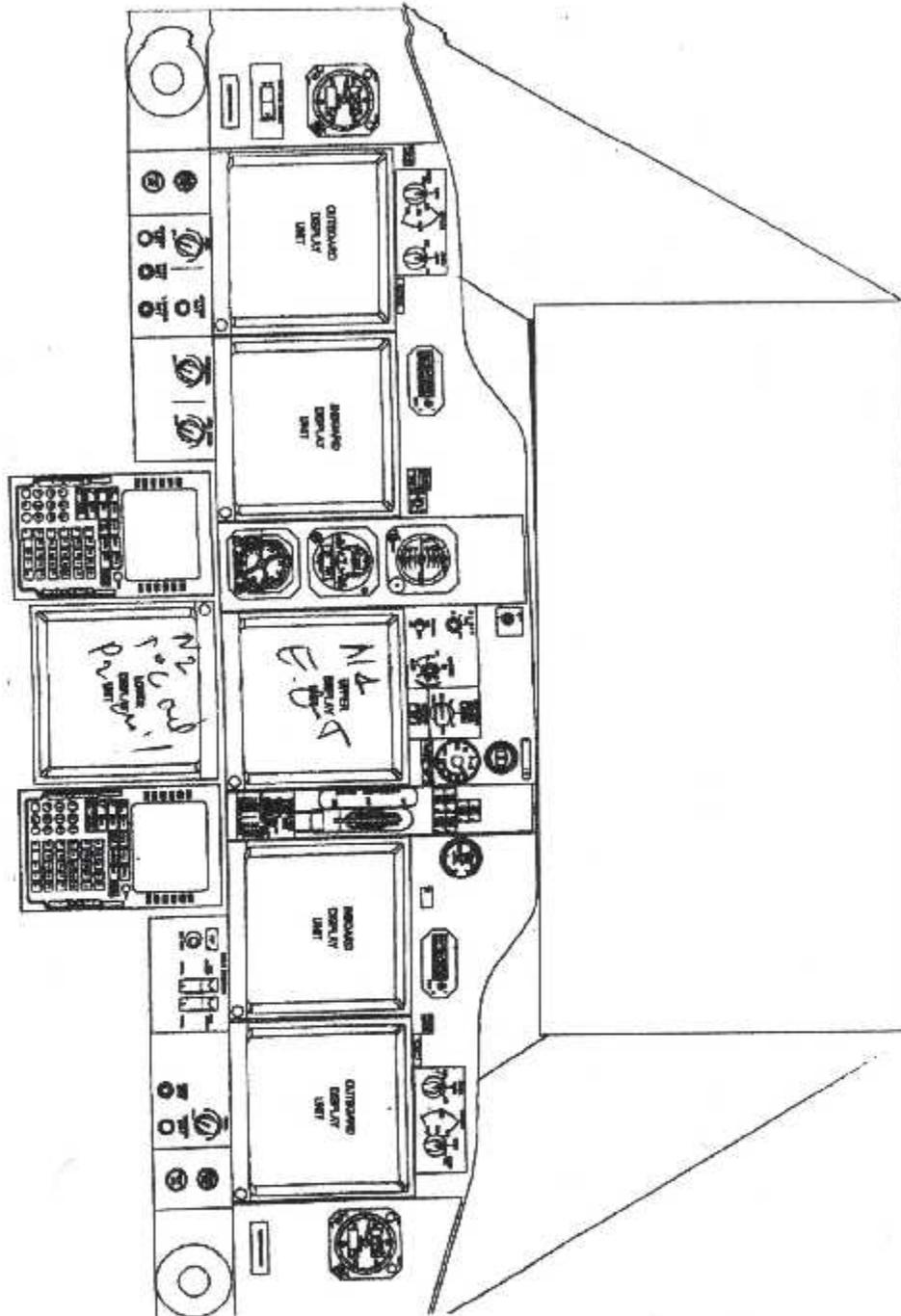


Figure (23) : système d'écran commun

Chapitre IV

Maintenance et recherche de panne

IV-1- DEFINITION DE LA MAINTENANCE:

La maintenance est un ensemble d'actions et d'opérations ayant pour but de maintenir un matériel à son potentiel de performances et de disponibilité à un niveau fixé par l'autorité responsable (l'état).

En aéronautique, la maintenance est un corps important régie par des réglementations tel que les JAR-145 et est soumise à une structure organisationnelle technique importante à un point que pas toutes les compagnies aériennes peuvent se permettre indépendamment et sans sous traitante.

La maintenance des avions s'effectue dans ces structures, citées ci-dessus, selon deux types:

IV-1-1- La maintenance en ligne: C'est des opérations routinières qui s'effectuent sur les lignes de vol (parking) ou en escale, elle comporte les inspections:

- Avant le vol.
- Après le vol.

Elle peut aussi en, cas de panne, intervenir pour résoudre les anomalies suivant le *BOEING 737FIM MANUAL*.

IV-1-2- La maintenance en atelier: C'est des opérations plus approfondies que les opérations de la maintenance en ligne qui est limitée par le temps et les moyens de dépose et repose.

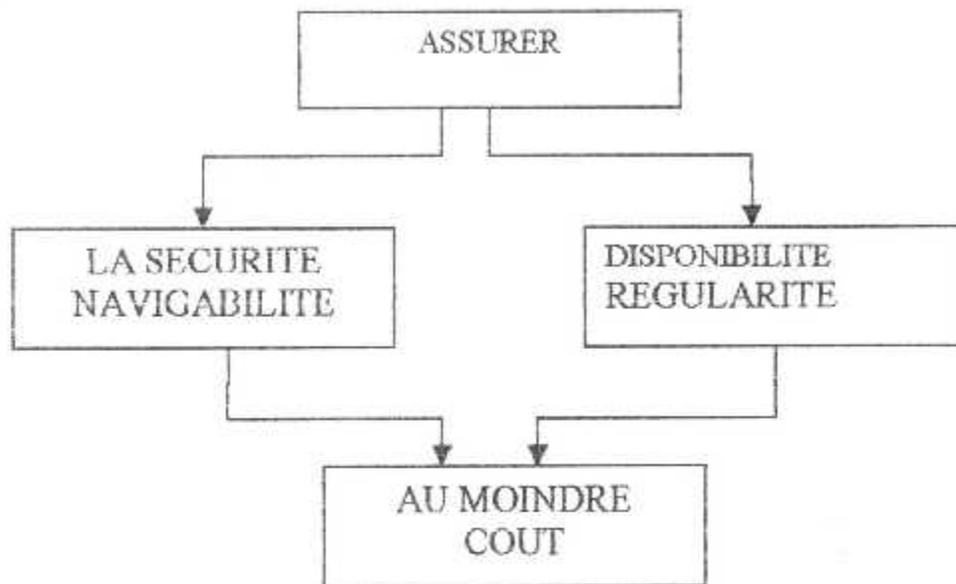
La maintenance en atelier intervient lors de pannes graves qui nécessite la dépose du moteur et le changement de pièces importantes tel que:

- Changement des paliers.
- Réparation des composants du circuit d'huile.

IV-2- Objectifs de la maintenance :

La maintenance a trois objectifs:

- ❖ Assurer la SECURITE au niveau le plus haut (navigabilité).
- ❖ Assurer la DISPONIBILITE maximum (régularité).
- ❖ Assurer le COUT minimum (économie).



Dans le domaine aéronautique la maintenance représente 14,86% des coûts d'une compagnie de transport aérien.

IV-3- Différents types de maintenance :

IV-3-1- Maintenance programmée (préventive):

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

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

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

Il y a deux types de maintenance préventive:

IV-3-1-1- La maintenance préventive systématique (vie limite):

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

IV-3-1-2- La maintenance préventive conditionnelle (selon état):

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

IV-3-2- MAINTENANCE NON PROGRAMMEE (CURATIVE):

La maintenance non programmée est l'ensemble des opérations ayant pour objectifs de remédier (corriger) les avaries survenues en fonctionnement, en d'autres termes c'est la « la remise en état de l'avion » ou après détection d'une défaillance.

Ces opérations sont:

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

Ceci sont des exemples de travaux de maintenance non programmée:

- Panne en vol.
- Panne au sol.
- Problème de fonctionnement.
- Dommages structural.

IV.4. Généralités sur la maintenance aéronautique:

Pour les besoins de la maintenance la FAA (Fédérale Aviation Authority) a crée des règlements. Une bonne partie de ces règlements font référence à la révision générale (RG) programmée, et à tous les types de révisions.

Les utilisations sont soumis à déposer, démonter, reconditionner, remonter et remettre en place chaque matériel de façon périodique.

L'amélioration et la sophistication du matériel moderne ont fait de la maintenance un pôle d'attraction, par exemple:

Le rapport de poussée en Kg a augmenté dans l'espace de 15 ans de 70% pour les moteurs civils, cette amélioration n'a pu être réalisée que par l'application des actions de maintenance ou deux de ces dernières nous intéressent:

- Les actions de mautenabilité.
- Les procédés de maintenance suivant l'état monitoring, le développement et la mise en application des programmes de monitoring sur avion présentent une grande importance dans les techniques modernes d'entretien des moteurs.

La conception est associée à ces techniques pour atteindre deux objectifs:

- Le maintien de la sécurité.

- Diminuer le coût de la maintenance.

- Diminuer les coûts de la maintenance.

IV-5- Influence de la fiabilité :

L'intervention la plus économique, la plus rentable, est de remplacer ou de réparer un élément avant qu'il tombe en panne et si c'est 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 parfois plus important des 50 heures qui suivaient les R.G que les dans les 50 heures qui les précédaient de là est née l'idée de démonter inutilement.

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

Les méthodes de monitoring mettent en oeuvre les moyens de saisie des première pannes et intervenir avant on inclut dans cette catégorie la recherche (craques, brûlures, déformations.).

IV-6-Entretien avec temps limité:

Dire qu'un élément fait l'objet d'un entretien avec un temps, signifie 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) a un certains temps de fonctionnement afin d'éviter une révision complétée des éléments constitutifs et de redonner un potentiel complet au réacteur.

AVANTAGES:

- Procédure simple.
- Programmation des interventions et de leurs durées.

INCONVENIENTS:

- Méthode coûteuse
- Nécessité de nombreux moteurs complets en stock.

IV-7- Entretien avec surveillance du comportement en service:

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 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 oeuvre des moyens appropriés de suivi pour sélectionner les éléments dont le niveau de Fonctionnement n'est pas satisfaisant (fiabilité, statistique, consommation, etc....).

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

AVANTAGES:

- Méthode simple.
- Investissement relativement réduit.

INCONVENIENTS:

- Difficilement applicable sur les réacteurs.
- Nécessite un suivi rigoureux.
- Volume d'informations à recueillir important.

IV-8 - Entretien selon vérification de l'état :

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.

Les critères pour déterminer ces éléments pour être entretenus selon vérification de l'état sont les suivants:

- Possibilité d'évaluer la dégradation de l'état, généralement sans dépose, ni dégroupage, mais par inspection visuelle.
- Définir dans un document d'entretien la valeur limitée des paramètres significatifs ou des tolérances sur les qualités, les performances.

Dans la maintenance selon état, les potentiels font place à la notion de seuil de mise en réparation.

Cette politique nécessite la mise en oeuvre des méthodes de détection et de diagnostic des pannes, éventuellement ainsi que des moyens d'intervention pour

mener les actions collectives, elle trouvent son efficacité avec l'introduction de la modularité

AVANTAGES:

- Economie sur les stocks et les coûts d'exploitation.
- Disponibilité du matériel.

IV-9- LES DOCUMENTS DE MAINTENANCE (MANUELS) POUR 737-6001-7001-800:

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 m-test equipment manual (BITE).
- Structural repair manual (SRM).
- Dispatch déviation guide (DDG).
- Airplan maintenance manual (AMIM).

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 programme:

- 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.

IV-9-1- 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 cartes de tâches que le technicien utilise durant les inspections de maintenance.

IV-9-2- Airplane maintenance manual (AMM):

Le AMM (manuel 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 737-300/-400/-500,

La SDS est divisée en chapitre ATA (système) ou chapitre/section (sous-système).

La SDS utilise des textes et des schémas.

La partie II est les procédures et pratiques. Ces dernières ont des données 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: unité (composant)

Chaque page a deux numéros dans le coin inférieur droit: le ASN est numéro de page sujet :

Les pages sont réparties comme suit:

Type de page	Bloc de page
Pratique maintenance (MP)	201-299
Seïvicing (SRV)	301-39
Deposelpose (Rh)	401-499
Ajustement / test (AIT)	501-599
Inspection / contrôle (uC)	601-699
Nettoyage / peinture (CfP)	701-799
Réparation (AR)	801-899
Dispatch Déviation Guide (DDG)	901-999

IV-9-3- System es chematics manual (SSM):

Le SSM (manuel schématique des systèmes) apporte à l'utilisateur une compréhension du fonctionnement du système et l'aide dans la procédure d'isolation de panne. Il fourni l'interconnexion de tout « LRU » d'un système ou sub-système.

Il fournit aussi une connaissance générale concernant le fonctionnement d'un système.

IV-9-4- Wirmt diatram manual (WDM):

Le WDM (manuel de schémas de câblage).

1V-9-5- Illustrated Part catalog (IPC):

L'LPC (catalogue illustré des pièces détachées) fourni des données sur le remplacement d'une pièce. Ces données incluent:

- Numéro de pièce de rechange.
- Illustration de pièce.
- Données de support.
- Numéro de spécification.
- Les activités services bulletin.
- Pièce de rechange recommandée.

1V-9-6- Standard wirte practices manual (SWPM):

Le SWPM (manuel des techniques courantes de câblage) a des instructions pour la maintenance et la réparation du câblage de tous les avions Boeing.

IV-9-7- Fault reportint manual (FRM):

L'équipage utilise le FRM pour améliorer la communication avec le personnel de maintenance. L'équipage utilise aussi le FRM pour avoir les codes de panne pour les pannes avion.

Le FRM a un log-book standard avec entête pour chaque code de panne

Le code de panne permet une maintenance rapide quand l'avion atterri.

Les codes de panne FRM nous renvoient au FIM.

IV-9-8- Fault isolation manual (FIM):

On utilise le FIM (manuel des pannes d'isolation) 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 faute.

IV-9-9- Bite manual (built-in test euuipment):

On utilise le BITE MANUAL pour avoir les données sur la panne de l'équipement de test incorporé dans l'avion. Si on commence la procédure d'isolation de la panne avec des pannes observées, le BITE MANUAL va identifier qu'elle panne observée pour le besoin de l'équipement indiqué de test incorpore.

Le BITE MANUAL a les procédures BITE du FIM.

IV-9-10- Structural repair manual (SRM):

Le SRM (manuel des réparations structurales) fourni des informations descriptives et des instructions spécifiques pour aider la réparation de la structure de l'avion sur terrain. Il a des données relatives aux domaines suivants:

- Evaluation des dommages permis.
- Réparation typique.
- Identification matériel.
- Installation rapide.
- Contrôle d'alignement.
- Planification.

IV-9-11- Deviation dispatch guide (DDG):

Le DDG (guide de déviation d'opération) fourni de l'équipement minimum recommandé par Boeing requis pour dispatcher dans le Master Minimum Equipment List (MMEL).

Il fournit aussi les procédures pour dispatcher avec une panne si c'est possible.

IV-10- MAINTENANCE AU NIVEAU DU COCKPIT :

A l'entretien en ligne la maintenance du réacteur CFM56-7B a été amélioré grâce à l'introduction de calculateurs:

- > L'unité électronique de contrôle moteur (EEC).
- > Calculateurs électroniques d'affichage gauche et droit (DEU).
- > Ecran d'affichage gauche et droit (CDU).

L'unité électronique de contrôle moteur (EEC) se localise sur le côté fan du moteur.

Les calculateurs électroniques d'affichage gauche et droit sont localisés dans la soute électronique.

Les écrans d'affichages électronique (CDU) gauche et droit sont localisés dans le cockpit panneau P2.

L'unité électronique de contrôle moteur (EEC) a la capacité de mémoriser des pannes moteur des dix (10) derniers vol. Les pannes sont mémorisées sous forme de menu. Il comporte:

- RECENT FAULTS (PANNES RECENTES).
- FAULT HISTORY (HISTORIQUE DES PANNES).
- INDENT /CONFIG (IDENTIFICATION / CONFIGURATION).
- GROUND TESTS (TESTS AU SOL).
- INPUT MONITORING (DONNEES DE SUIVI).

Les pannes sont mémorisées par l'unité électronique de contrôle moteur (EEC) envoyées vers les calculateurs électroniques d'affichage pour être affichées au niveau des écrans d'affichage (CDU gauche et droit).

➤ Pour visionner les pannes moteur il faut:

- Une alimentation électrique en 115 VAC 400 HZ.
- 1- Appuyer sur la touche INIT REF.
- 2- Appuyer sur la touche INDEX.
- 3- Appuyer sur la touche MAINT.

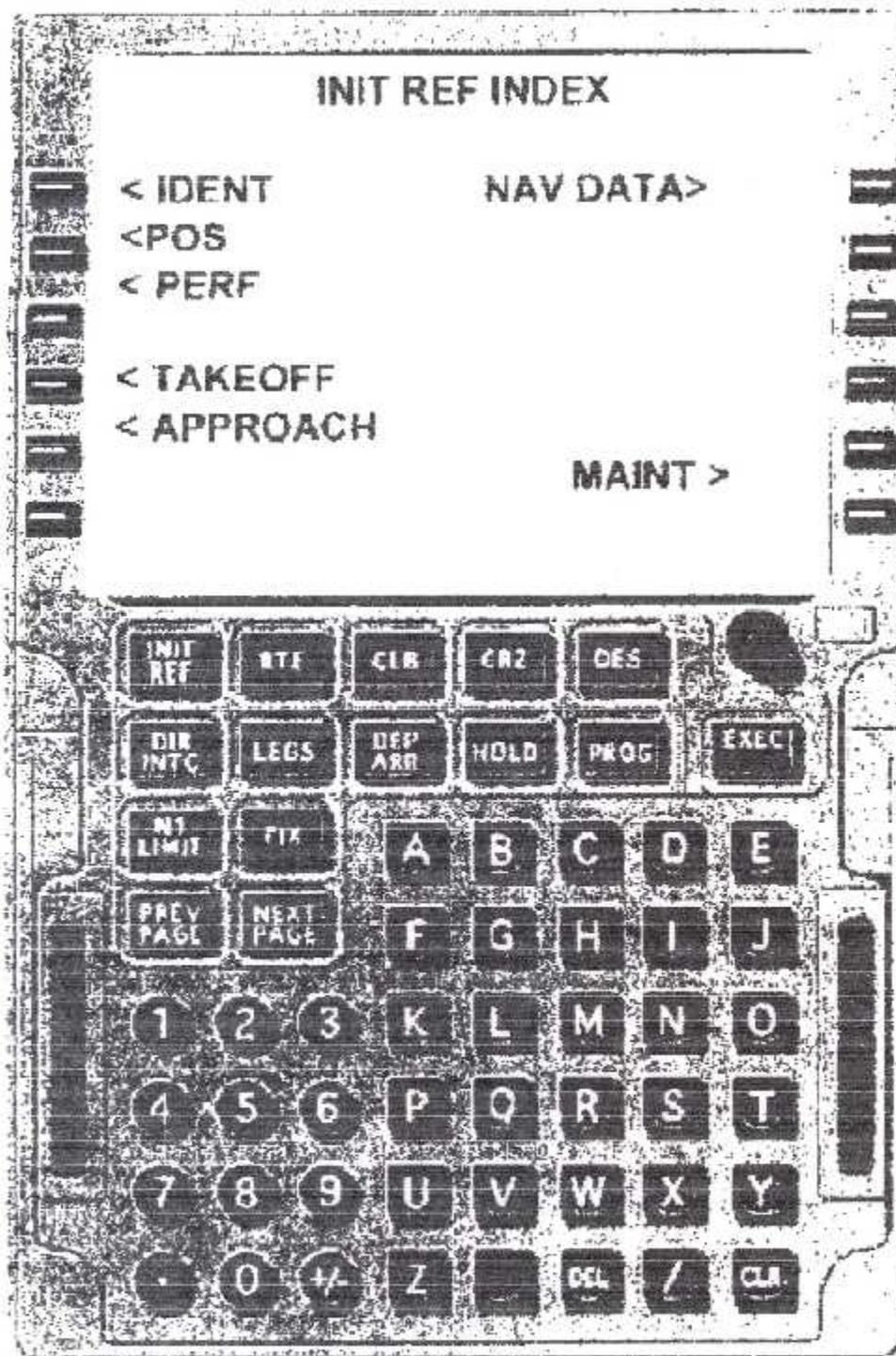


Figure () de commande et d'affichage(CDU)

IV-10-1- L'ECRAN DU MENU DE MAINTENANCE :

L'écran du menu de maintenance affiche le menu qui permet l'accès à la fonction de maintenance de l'avion et du moteur, et pour avoir accès aux fonctions de la maintenance du moteur on sélectionne la touche à coté de l'indication ENGIN.

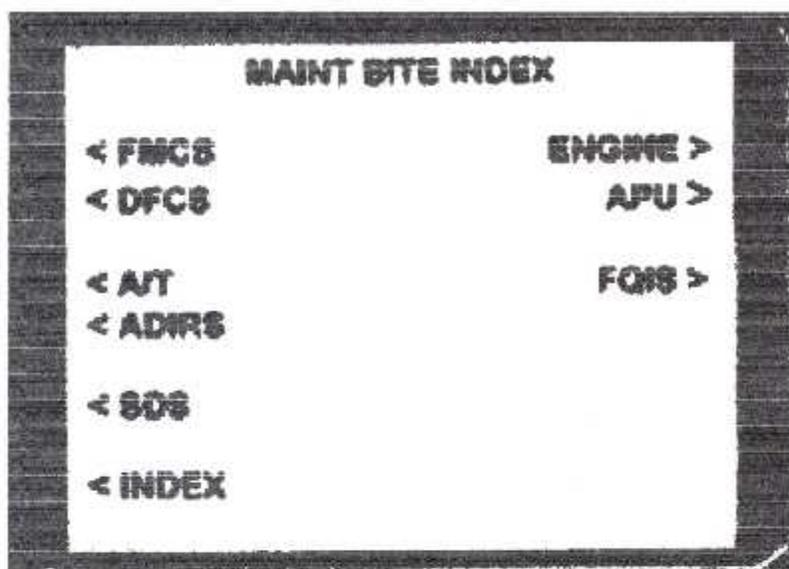


FIG. L'ECRAN DU MENU DE MAINTENANCE

IV-10-2- L'ECRAN DE SELECTION DU MOTEUR :

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

Après la sélection, l'ordinateur de gestion de vol (FMC) établit la communication avec le EEC du moteur sélectionner, à cet instant l'apparaît la phase (initialisation du E13C) sur l'écran suivi l'écran du menu principal MAIN MENIJ SCREEN.

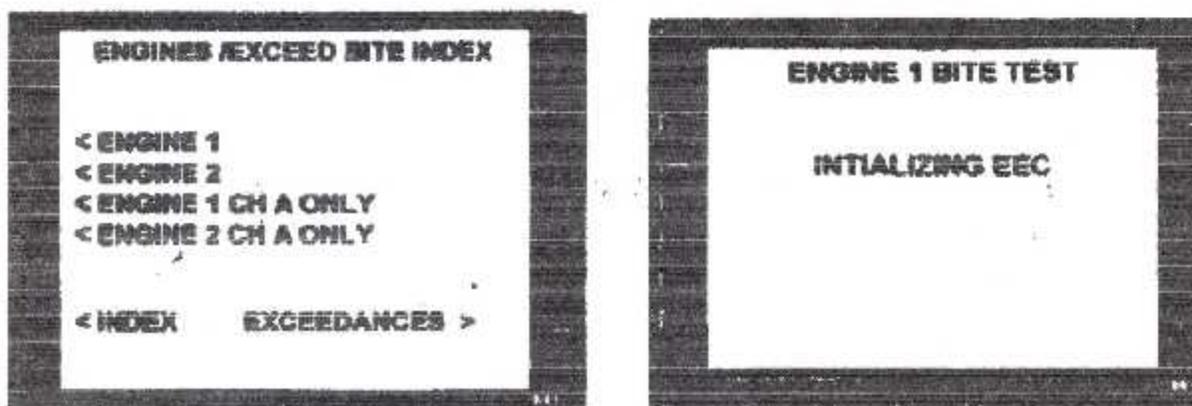


FIG : L'ECRAN DE SELECTION MOTEUR

IV-10-3- L'ECRAN DU MENU PRINCIPAL:

Il permet d'avoir accès à la liste de tests de toutes les fonctions du moteur réalisables par l'équipe de maintenance. L'écran de maintenance est le premier menu affiché par le EEC et il contient les options suivantes.

Les pannes récentes et anciennes, identification/configuration, tests au sol, entrées de données de surveillance. Pour sélectionner les pannes récentes on appuie sur la touche à côté de l'indication RECIINT FAULT.

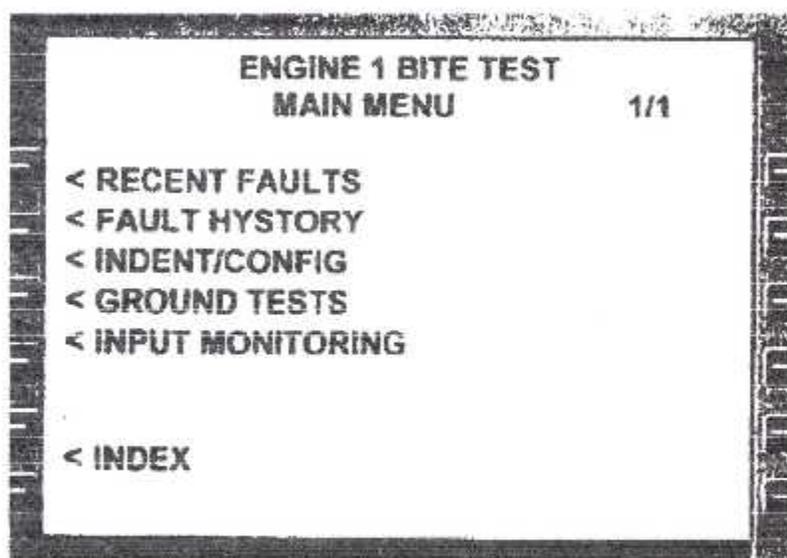


Figure () : L'écran de menu principale

IV-10-4 -LES ECRANS DES RECENTES PANNES:

La fonction RECENT FAULT enregistre les pannes détectées des trois derniers vols en mémoire. La sélection de cette fonction de l'écran du menu principal affichera un message de panne par page (écran). La Fraction 'A indique la page courante sur le nombre total des pages la deuxième ligne affiche le titre de la touche sélectionnée de l'écran du menu principal, ainsi que troisième ligne identifie la zone ou la panne enregistrée, la cinquième ligne contient le code en nombre qui est utilisé uniquement pour identifier la panne, ce nombre se trouve dans le manuel de FIM.

Les lignes six et sept donnent une brève description de la panne identifiée dans la cinquième ligne les lignes 09, 10 et il affichent les trois pannes les plus récentes détectées en vol, s'il n'y pas de pannes enregistrées, l'expression (NO RECENT FAULTS STORED) est affichée sur l'écran.

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

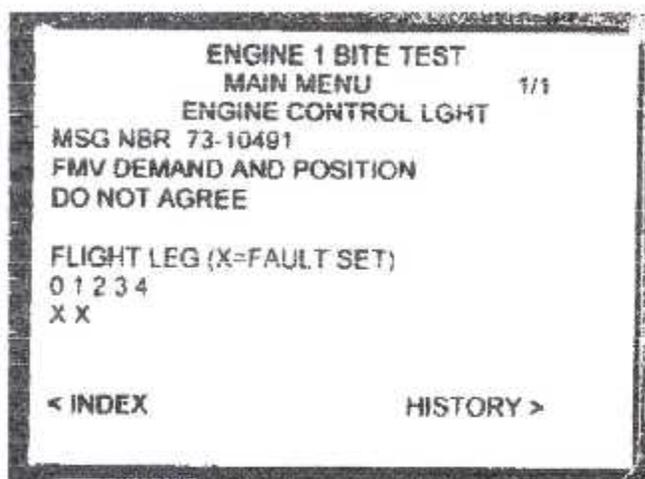


Figure () : L'écran des récents de pannes

IV-10-5- LES ECRANS DES ANCIENNES PANNES:

La fonction FAULT HISTORY affiche les pannes des 10 derniers vols, ainsi que les pannes détectées durant le fonctionnement au sol de l'avion. La sélection de cette fonction de l'écran du menu principal affiche un message de panne par page (écran). La fraction $\frac{1}{4}$ indique la page courante sur le nombre total des pages. La deuxième ligne identifier la panne a été enregistrée.

La cinquième ligne contient le code en nombre qui est utilisé uniquement pour identifier la panne identifiée dans la cinquième ligne. Les lignes 09, 10 et 11 affichent les dix (10) pannes les plus récentes détectées en vol.

Sil n'y a pas des pannes enregistrées l'expression NO FAULT HISTORY STORED est affichée sur l'écran.

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

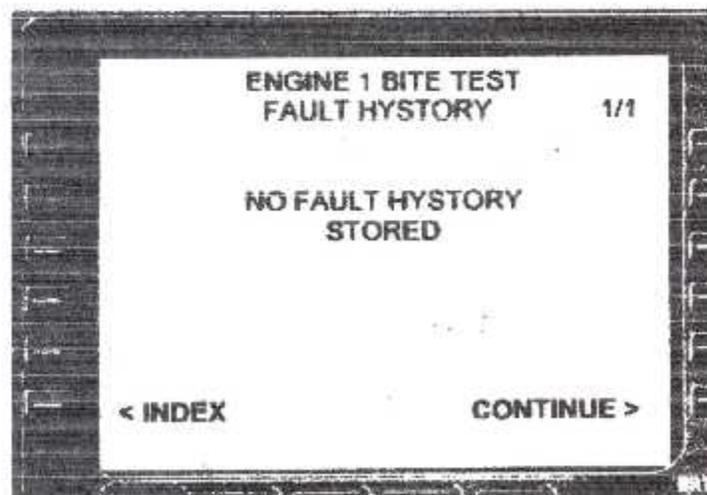


Figure () : Les écrans des anciennes pannes

IV-10-6- LES ECRANS DE CONFIGURATION ET D'IDENTIFICATION:

Il permet la configuration et l'identification du moteur lors de son installation sur l'avion ou lors du changement du EEC pour donner les messages de pannes correctes qui correspondent à chaque type de moteur, la sélection de l'écran d'identification et du menu principal du moteur affichera les données de configuration et d'identification du moteur qui définissent les paramètres suivants:

- Le modèle de l'avion
- le modèle du moteur
- l'équilibrage de N1
- Le numéro de série de moteur
- Le numéro de série du EEC
- Le mode de démarrage

ENGINE 1 BITE TEST IDENT/CONFIG		1/1
AIR PLANE MODEL		737-700
ENGINE RATING		CFM56-7B18
N1 TRIM		3
ENG S/N		123-456
EEC P/N		M175H7P012
EEC SW VER		B127
START MODE		MANUAL
< INDEX		ERASE FAULTS >

ENGINE 1 BITE TEST IDENT/CONFIG		2/2
PMUX INSTALLED		NO
CHIP DET INSTALLED		YES
ENG TYPE		SAC
< INDEX		

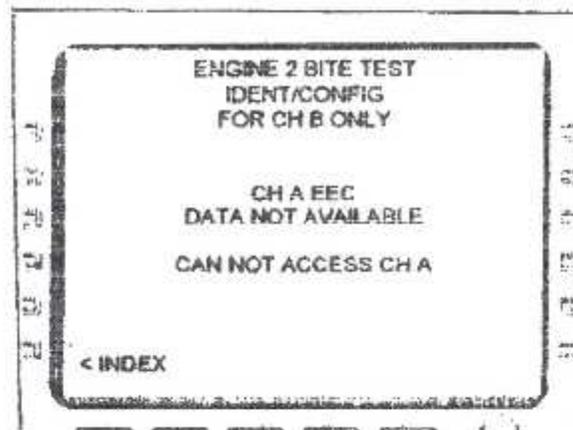


Figure () : Les écrans de configuration et d'identification

IV-10-7- L'écran du menu des tests au sol :

L'écran des tests au sol donne le menu des différents tests qui peuvent être effectués au sol, quand la fonction de tests au sol est sélectionnée du menu du moteur les fonctions suivantes sont affichées:

- Teste du EEC
- Teste des inverseurs de poussée
- Teste des vérins
- Teste d'allumage

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

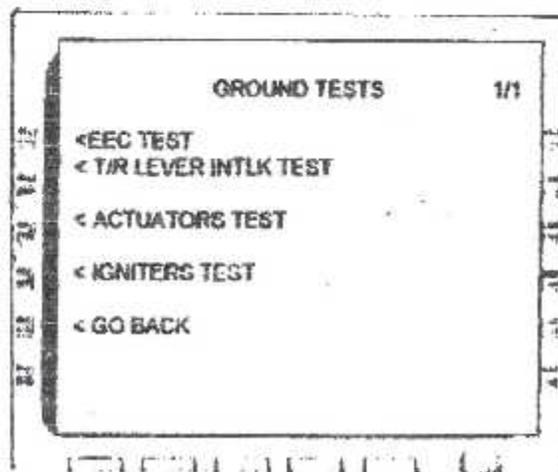


Figure () : L'écran de teste au sol

IV-7- LES DIFFERENTS MANUELS DE RECHERCHE DE PANNES :**IV-7-1- LE MANUEL DE RECHERCHE DE PANNE (FIM) :**

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

IV-7-2- LE MANUEL D'EQUIPEMENT D'ESSAI INCORPORE (BITE)

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

Description d'un exemple de recherche de pannes :Description de la panne : VBV

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

```
ENGINE 1 BITE TEST
RECENT FAULTS    1/1
```

```
MSG NBR: 75 - 10431
VBV DEMAND AND
POSITION SIGNALS
DISAGREE
```

```
FLIGHT LEG (X= FAULT
SET)
0 1 2 3 4
X
< INDEX HISTORY >
```

L'écran des récents panne (CDU)

Code de la panne est : 75-10431

Chapitre : 75 (système d'air)

Allez au début du chapitre 75 et cherchez le code 75- 10431 dans la liste des codes des pannes (maintenances)

La liste des codes des pannes :

Le code de la panne : 750 104 31

Description de la panne :

le EEC perçoit que la valeur absolue de la différence entre la demande de la (VBV) et le signal de position du est différente-moteur 1.

Allez a la procédure : 75- 32 procédure 801

Les causes possibles :

1- Cette procédure est pour les messages de maintenances suivant : 75 - 10431, 75-14032, 75- 20431, 75 - 30432, 75-30432, 75-30431.

2- Le message de maintenance 75- X043Y

- X représente canal de la EEC qui a envoyé ce message de panne

Si X=1, le message est du canal A de la EEC, et la procédure de recherche de panne à suivre est celle des pannes reçus de canal simple (A)

Si $X = 2$, le message de canal B de la EEC et la procédure de recherche de panne à suivre est celle des pannes reçus de canal simple (A et B)

Si $X = 3$, le message de canal A et B de la EEC et la procédure de recherche de panne à suivre est celle des pannes reçus de canal simple (A et B)

Y représente le moteur d'où vient le message de panne

Si $Y = 1$, le message est du moteur N1

Si $Y = 2$, le message est du moteur N2

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

4- Vous devez faire la procédure de l'initiale évaluation pour savoir si les messages de maintenance du canal doublé, 75-30431 ou 75-30432 est aperçus.

5- La valeur absolue demandée entre VBV est différence et la position valide n'est pas dans la range valide.

La copure des disjoncteurs :

1. Pour le moteur 1 :

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

- Le panneau des circuits des disjoncteurs P 18 -2-18A4 Alternateur du canal B-18A5 Alternateur du canal A.

2. Pour le moteur 2 :

Les circuits des disjoncteurs primaires avec la panne sont :

- Le panneau des circuits des disjoncteurs P 6 -2-6D7 Alternateur du canal B-6D8 Alternateur du canal B.

Les figures de la panne :

- Emplacement des connecteurs des harnais électriques (J5, J6, J9, J10) sur la EEC :
- Emplacement des connecteurs des harnais électriques (J6, J5) sur la HMU :
- Emplacement des connecteurs des harnais électriques (J9, J10) sur :
Le vérin de (VBV) le vérin de (VSV). Fig. (VI.13) et la vanne de (TBV).
- Schémas électriques simplifiés du :
Le système des vannes de décharge VBV
Le système du stator à calage variable VSV
Le système des vannes de et de transition TBV

Evolution initiale :

Fait ces étapes pour découvrir si la panne de style active ou elle est du canal doublé a- fait cette procédure : test 12 qui est le test des vérins b- si l'un des messages de maintenance qui sont 75-10431 (canal A, moteur1), 75-20431 (canal B, moteur1), 75-10432 (canal A, moteur 2) ou 75-20432 (canal B, moteur2) est apparu , alors fait la procédure de recherche de panne du canal simple pour le canal approprié (A ou B).

c- si l'un des messages de maintenance qui sont : 75-30131 (du canal A et B, moteur 1) ou 75-30132 (canal A et B , moteur 2) est apparu, alors fait le procédure du recherche de panne du canal doublé .

d- si l'un des messages de maintenance n'est pas apparu sur le FMCS CDU, alors la panne n'est pas active à ce moment, et vous avez une panne intermittente.

1- si vous ne trouvez pas la panne, alors la procédure de recherche de panne ne peut pas isoler .

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

3- si vous voulez réparer cette panne, il vous est recommander de suivre ces étapes :

i- fait la contrôle de visualisation du connecteur électrique avec la procédure de recherche de panne appropriée décrit ci-dessus .

ii- utilisez le manuel WDM pour identifier les pièces intermédiaires des connecteurs électriques et faits le contrôle de visualisation.

iii- Si vous ne trouvez aucun problème, alors, remettez les composants comme énuméré dans la liste de cause possible ci-dessus .

4- surveillez les vols prochains de l'avion.

La procédure de la recherche de panne :

1- Fait l'évolution initiale pour voir si cette panne est une panne de canal doublé.

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

2- Fait ces étapes pour préparer la procédure :
pour le moteur 1 :

coupez les disjoncteurs suivant :

panneau des circuits des disjoncteurs P18-2

- 18A1 allumage à droite.
- 18A3 allumage à gauche.
- 18A4 alternateur du canal B.
- 18A5 alternateur du canal A.

1- pour le moteur 2 :

coupez les disjoncteurs suivant :

panneau des circuits des disjoncteurs P6-2

- 6D4 allumage à droite.
- 6D6 allumage à gauche.
- 6D7 alternateur du canal B.
- 6D8 alternateur du canal A.

Baisse de quantité d'huile au ni
perr

- Complétez le niveau du réservoir d'huile et notez combien de quantité d'huile a été ajoutée.
- Est-ce que cette quantité est la même que celle indiquée par l'instrument dans la cockpit ?

NON

Reste l'indication

OUI ↓

- Vérifiez la présence d'une fuite d'huile.
- Est-ce que la fuite n'est pas externe ?

NON

- Inspection des fuites
des tuyauteries d'
- Est-ce que vous avez
une source d'une

OUI ↓

- Faites une inspection pour le système d'huile interne, pour cela on va procéder à une inspection boroscopique pour déterminer la présence des traces d'huile.
- Est-ce qu'il n'y a pas des fuites internes ?

OUI

- Procéder à l'inspection de la boîte d'entraînement des accessoires AGB.
- Est-ce que moins de Deux litres sont approximativement écoulés au niveau du AGB ?

- Inspectez
nettoyage
colonne
- Est-ce que
colonne

NON

- Si aucun problème
remplacer l'élément
l'unité de lubrification
- Faire la confirmation

OUI

- Faites une inspection interne du système d'huile.
- Est-ce qu'il y a absence d'une fuite interne et la consommation d'huile est au-dessous de la limite normale ?

OUI ↓

- Remplacer l'élément incriminé de l'unité de lubrification.

OUI

Niveau de l'affichage du compartiment
net du vol

ites externes
huile.
ne trouvez pas
fuite externe ?

NON

Inspection du
drainage et de
dégazage du moteur

pecter les écrans de
oyage et chercher le
natage.
-ce qu'il n'y a pas de
natage?

NON OUI

n'est trouvé alors
incriminer de
on.
n de réparation

Faites l'action corrective selon
le type des matériaux que
vous avez trouvés dans les
écrans nettoyage.
-Est-ce que l'action corrective
n'est pas satisfaisante?

Surveiller la
consommation
d'huile

NON

NON

OUI

- Nettoyer les écrans d'aspiration.
- Régime ralenti durée 5 minutes.
- Posséder à l'arrêt du moteur.
- Faites la confirmation de réparation à la fin de cette tâche.
- Vérifier le niveau d'huile.
- Est-ce que le niveau d'huile est encore bas?

OUI

- Remplacer le moteur.
- Déposer le moteur et l'acheminer aux ateliers.
- Faites la confirmation de réparation à la fin de cette tâche.

CONFIRMATION DE REPARATION.

- Compléter le niveau d'huile.
- Fermer le panneau du capot de fan.
- Démarrer le moteur.
- Régime ralenti pendant 5 minutes..
- Arrêter le moteur.
- S'assurer qu'il n'y a plus de fuite.
- S'assurer que le niveau d'huile visible sur la jauge est le même indiqué par l'unité d'affichage.
- Surveiller la consommation d'huile pendant le vol prochain.

VI-8 - EXPLICATION DE L'ORGANIGRAMME :

La première étape on doit tester l'indicateur en complétant le niveau du réservoir d'huile et on note combien de quantité d'huile a été ajouter , si cette quantité n'est pas la même que celle indiquée par l'instrument , alors on doit resté indication . Si non ; on doit vérifier la présence d'une fuite d'huile .

Si la fuite est externe on procède à une inspection des fuites externe des tuyauteries d'huile . Si une fuite d'huile externe est trouvée , on change le tuyantrés en ecriminé . Ensuite on fait une inspection pour le système d'huile interne , pour cela on va procéder à une inspection boroscopique pour déterminer la présence des traces d'huile . S'il y a une fuite interne on procède a la dépose du moteur qui va être achemine vers les atelier pour réparation .

Si plus 2 litres est approximativement écoulés au niveau du AGB ; alors on inspecte les écrans de nettoyage pour chercher le colmatage . s'il y a présence de colmatage ; on fait l'action corrective .

S'il y a pas de colmatage ; on examine les lignes d'aspiration d'huile pour colmatage . Si moins de 2 litres est approximativement écoulés au niveau du AGB , alors on fait une inspection interne du système d'huile . en cas de présence d'une fuite interne et la consommation d'huile est au dessus de la limite indique dans des limites de fonctionnement , on doit remplacer le moteur.

Cette organigramme nous informe que le nouveau système de recherche de pane et un système très faciles par l'intermédiaire du FIM pour gain de temps de réparation

conclusion

Conclusion

Finalement on a constaté , à l'issue de notre travail que l'étude de contrôle et la maintenance du système du reacteurs CFM56—7B est une études très importante.

Il faut noter que ce travail nous a pris connaissance :

- Des différents modules et composants du CFM 56-7B
- Le fonctionnement du turbo fan CFM 56-7B
- Du système de contrôle et de surveillance du moteur ainsi que ces équipements.
- Le système d'unité d'écran de contrôle de l'avion (CDU) .

Nous avons aussi l'occasion a nos familiarisé avec la recherche des pannes et la politique de la maintenance.

On peut dire aussi que cette étude nous a permis de nous préparer pour une vie professionnelle dans le domaine de maintenance aéronautique.

Enfin, nous espérons que ce mémoire servira comme référence pour les futures étudiants .