

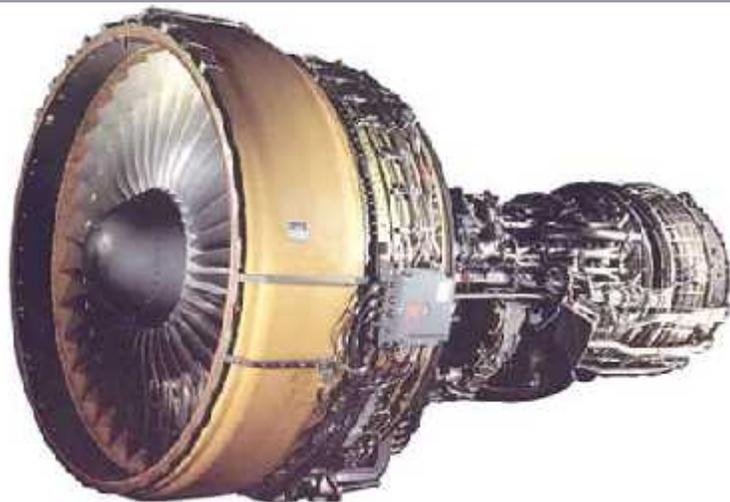
REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEURE ET DE LA
RECHERCHE SCIENTIFIQUE
UNIVERSITE SAAD DAHLEB –BLIDA
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE

Mémoire de fin d'étude en vue de l'obtention du diplôme des études
universitaires appliquées (D.E.U.A).

Option: **propulsion**

Thème de sujet :

Point fixe et testes du moteur CF6-80E1 de l'avion Airbus A330-200



Présenté par :

Mr. ANTRI Abdallah
Mr. AMAL Hakim

Promoteur :

Mr. AZZAZEN Mohamed

Co-promoteur:

Mr. TRARI Rachid

Promotion: 2006/2007

ملخص العمل

الهدف من عملنا هو معرفة التجارب المطبقة على المحرك CF6-80E1 بعد صيانتة وهذا إما بعد تغيير لواحق المحرك أو بعد تنصيبه أو بعد البحث عن العطب.
وكذلك معرفة مختلف أطواق المحرك CF6-80 E1 .

Résumé du travail

L'objectif de notre travail est de connaître les différents testes à effectuer sur le moteur CF6-80 E1 suite aux opérations d'entretien tels que le remplacement des accessoires moteur ou lors de l'installation du moteur ou suite à une recherche de panne.

Cependant aussi est de connaître les différents circuits du moteur CF6-80 E1.

The work summary

The objective of our work is to know the different ones test to carry out on engine CF6-80E1 following the operations of maintenance such as the driving replacement of the accessories or at the time of the installation of the engine or following a fault finding.

However also is to know the various circuits of engine CF6-80 E1.

Sommaire

| | |
|--|----|
| Introduction..... | 01 |
| Chapitre I : Description du moteur CF6-80E1 | |
| I.1.Généralités..... | 03 |
| I.2.Présentation du réacteur CF6-80 E1..... | 03 |
| I.3.Les caractéristiques du réacteur CF6-80 E1..... | 04 |
| I.4.1.La nacelle | 05 |
| I.4.2.L'entrée d'air..... | 06 |
| I.5.Description des modules..... | 06 |
| I.5.1.Module FAN..... | 07 |
| I.5.2.Le module LPT (low pressure turbine)..... | 08 |
| I.5.3. Le module core..... | 10 |
| I.5.4. Module de commande des accessoires | 12 |
| I.6.Roulements du moteur CF6-80 E1 :..... | 15 |
| I.7.Les stations aérodynamiques :..... | 16 |
| I.8.Fonctionnement du moteur CF6-80 E1 :..... | 18 |
| Chapitre II : Description des différents circuits du moteur CF6-80E1. | |
| II.1. Le circuit de graissage..... | 19 |
| II.1.1. Le rôle du circuit de graissage..... | 19 |
| II.1.2. Description du circuit de graissage..... | 19 |
| II.1.2.1. Le réservoir d'huile..... | 20 |
| II.1.2.2. Le bloc des pompes (de récupération et de refoulement)..... | 21 |
| II.1.2.3. L'échangeur de chaleur..... | 21 |
| II.1.2.4. Le filtre de récupération..... | 22 |
| II.1.3.Le fonctionnement du circuit de graissage..... | 23 |
| II.1.4. Le contrôle du système d'huile :..... | 24 |
| II.2. Le système d'allumage | 25 |
| II.2.1. Généralité sur l'allumage..... | 26 |
| II.2.2. Le rôle du système d'allumage..... | 26 |
| II.2.3. Description du système d'allumage..... | 26 |
| II.2.3.1. Les boîtiers d'allumage :..... | 26 |
| II.2.3.2. Câbles d'allumage :..... | 27 |
| II.2.3.3. Bougies d'allumage :..... | 28 |
| II.2.4. Séquence de démarrage..... | 29 |
| II.2.4.1. Démarrage automatique..... | 29 |
| II.2.4.1. Démarrage manuel du moteur..... | 31 |
| II.3.1. Système d'air..... | 32 |
| II.3.2. Le rôle du système d'air..... | 32 |
| II.3.3. Les composantes du système d'air..... | 33 |
| II.3.3.1. Le système de control anti-pompage VBV, VSV..... | 33 |
| II.3.3.2. Dispositif actif du contrôle jeux de turbine haute pression et basse pression..... | 35 |
| II.4.1. Régulation du CF6-80 E1 FADEC | 40 |
| II.4.2. Composition du système FADEC | 41 |
| II.5. Système carburant | 47 |

Sommaire

| | |
|--|----|
| II.5.1. Composition du système carburant..... | 47 |
| II.5.2. Le but du circuit de carburant..... | 48 |
| II.5.3. Composition..... | 49 |
| II.5.4. Le fonctionnement du circuit de carburant..... | 53 |
| II.5.5. le contrôle du circuit de carburant..... | 54 |
| II.5.6. L'indication..... | 55 |

Chapitre III : généralités sur les différents testes moteur.

| | |
|--|----|
| III.1. Les paramètres du moteur..... | 56 |
| III.1.1. Paramètres primaires..... | 56 |
| III.1.2. Paramètres secondaires..... | 56 |
| III.1.3. Page de croisière..... | 57 |
| III.2. Indication des paramètres..... | 57 |
| III.3. Le point fixe du moteur..... | 59 |
| III.3.1. Définition d'un point fixe..... | 59 |
| III.3.2. Point fixe de performances..... | 60 |
| III.3.3. Teste d'étanchéités..... | 60 |
| III.3.4. Testes de ventilation..... | 60 |
| III.3.5. Testes fonctionnelles..... | 60 |

Chapitre IV : le teste de ventilation.

| | |
|--------------------------------------|----|
| IV.1. La ventilation humide..... | 62 |
| IV.1. 1. La raison du travail..... | 63 |
| IV.1.2. Installation de travail..... | 63 |
| IV.1.3. Procédures..... | 65 |
| IV.1.4. Fin du travail..... | 68 |
| IV.2. La ventilation sèche..... | 69 |
| IV.2.1. La raison du travail..... | 69 |
| IV.2.2. Installation du travail..... | 69 |
| IV.2.3. Procédures..... | 71 |
| IV.2.4. Fin du travail..... | 74 |

Chapitre V : les testes des performances

| | |
|--------------------------------------|----|
| V.1. Le teste d'accélération | 75 |
| V. 1.1. La Raison du travail..... | 75 |
| V. 1.2. Installation de travail..... | 75 |
| V. 1.3- Procédures..... | 77 |
| V.1.4. Fin du travail..... | 79 |
| V.2. Le teste de vibration..... | 84 |
| V.2.1. La raison du travail..... | 84 |
| V.2.2. Installation de travail..... | 84 |
| V.2.3- Procédures..... | 84 |
| V.3. Le teste de puissance..... | 87 |
| V.3.1. La raison du travail..... | 87 |
| V.3.2. Installation du travail..... | 87 |

Sommaire

| | |
|----------------------------|-----|
| V.3.3. Procédures..... | 95 |
| V.3.4. Fin du travail..... | 114 |

Chapitre VI : Le teste d'étanchéités.

| | |
|---|-----|
| VI.1. Généralité..... | 116 |
| VI.2. Cheminement..... | 116 |
| VI.3. Architecture..... | 117 |
| VI.4. Logique de défaut..... | 118 |
| VI.5. Conséquences de fuite..... | 119 |
| VI.5. Contrôle à vide minimum de fuite..... | 120 |
| VI.5.1. Raison du travail..... | 120 |
| VI.5.2. Installation de travail..... | 120 |
| VI.5.3. Procédures..... | 121 |
| VI.5.5. Fin du travail..... | 123 |

| | |
|--------------------------|-----|
| Conclusion générale..... | 124 |
|--------------------------|-----|

Bibliographie

Glossaire

DEDICACE

Ce résultat, fruit de plusieurs années d'études, d'efforts pour lesquelles le mérite revient d'abord à ceux qui m'ont donné la vie, et m'accompagné dans mon cursus. Cet espace est très limité pour exprimer ma gratitude, et mes pensées très fortes pour eux, pour avoir été toujours présents à mes cotés, et partageants les peines et les moments de joie.

Je dédie ce modeste travail à :

- Mes chers parents que Dieu les protège et surtout ma très chère mère.*
- Mes chers frères: " Bachir, Tahar, et Mohamed".*
- Mes chères sœurs.*
- Toute la famille et particulièrement : " Ahmed, et ma petite tante Djamila".*
- Tous mes amis surtout: " Abdou, Mehdi, Akram, Amar, Bahi, Khoudja, Djamel, Hassen, Abdelghani, Tikoudane, G. Hakim, Salim, Laaradj, Dana Ahmed, B. Rachid, et tous les autres".*
- Mon binôme "HAKIM" et sa famille.*



A. ABDELLAH

DEDICACE

Je dédie ce modeste travail à mes très chers parents qui m'ont encouragé et soutenus tout le long de mes études. Que Dieu les protège.

Mes chers frères.

Mes chères sœurs.

Mes neveux et nièces : Nabila, Fatima, et Ibtissam.

Mon beau-frère : Abdelbassat, Amine, et Rachid.

Mes chers Amis: "Nourddine, Abdelazziz, Elhadj, Chouaib, Amal, Abdelwahab".

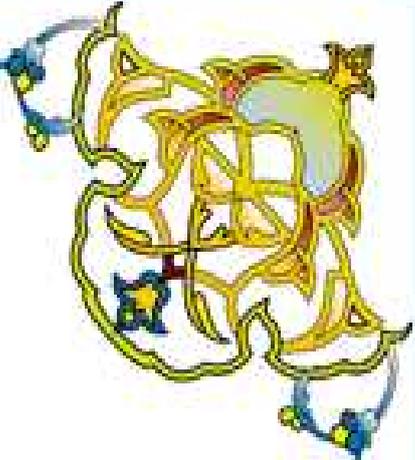
Et surtout à Hayat.

Mon binôme : " Abdallah" et sa famille.

Tous les étudiants d'aéronautique.



A. Hakim



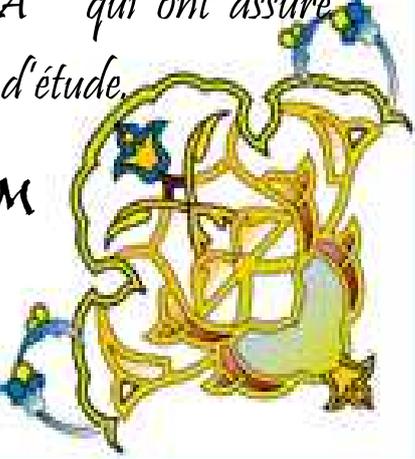
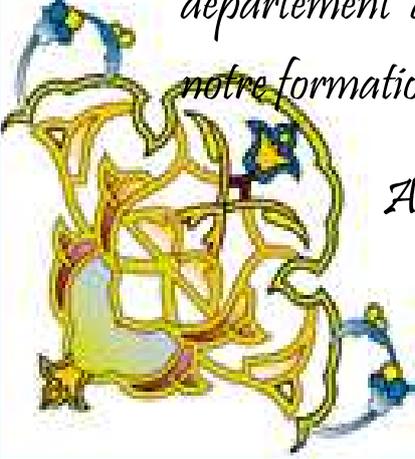
Remerciements

Nous remercions DIEU ALLAH le tout puissant de nous avoir donné le courage et la patience pour faire notre devoir.

Nous tenons à remercier tout particulièrement notre promoteur : Mr AZZAZEN MOHAMED; Co-promoteur : Mr TRARI. RACHID pour leurs encadrements, leurs conseils et leurs encouragements.

Nous tenons aussi à remercier tous ceux qui ont contribué de près ou de loin pour accomplir notre travail de fin d'étude.

Et finalement un grand merci à tous les enseignants du département d'aéronautique de BLIDA qui ont assuré notre formation durant nos trois années d'étude.



ABDELLAH & HAKIM

Liste des figures

| | | |
|-----------------------|---|------------|
| Figure : I-01 | Le réacteur CF6-80 E1 | 03 |
| Figure : I-02 | La nacelle | 05 |
| Figure : I-03 | Les modules du moteur | 06 |
| Figure : I-04 | Le module FAN | 07 |
| Figure : I-05 | Le compresseur basse pression | 08 |
| Figure : I-06 | La turbine basse pression | 09 |
| Figure : I-07 | Le compresseur haute pression | 10 |
| Figure : I-08 | La chambre de combustion | 11 |
| Figure : I-09 | La turbine haute pression | 12 |
| Figure : I-10 | Module de commande des accessoires | 13 |
| Figure : I-11 | La boîte d'entraînement d'accessoires | 14 |
| Figure : I-12 | Les roulements du moteur | 16 |
| Figure : I-13 | Les stations aérodynamiques | 17 |
| Figure : II-01 | Le circuit de graissage | 19 |
| Figure : II-02 | Le réservoir d'huile | 20 |
| Figure : II-03 | Le bloc des pompes | 21 |
| Figure : II-04 | L'échangeur de chaleur | 22 |
| Figure : II-05 | Le filtre de récupération | 22 |
| Figure : II-06 | Le fonctionnement du circuit de graissage | 23 |
| Figure : II-07 | Circuit de démarrage et d'allumage | 25 |
| Figure : II-08 | Les boîtiers d'allumage | 26 |
| Figure : II-09 | Le câble d'allumage | 27 |
| Figure : II-10 | La bougie d'allumage | 28 |
| Figure : II-11 | Les vannes de décharge (VBV) | 33 |
| Figure : II-12 | Les stators à calages variables (VSV) | 34 |
| Figure : II-13 | Déroulement du contrôle de jeux turbine BP et HP | 35 |
| Figure : II-14 | Contrôle actif du jeu turbine haute pression | 37 |
| Figure : II-15 | Contrôle actif du jeu turbine basse pression | 37 |
| Figure : II-16 | La vanne de refroidissement BCV | 38 |
| Figure : II-17 | Le schéma représentatif du système FADEC | 41 |
| Figure : II-18 | L'unité de contrôle électronique (EEC) | 42 |
| Figure : II-19 | Les connexions d'EEC aux systèmes moteurs | 44 |
| Figure : II-20 | Le régulateur principal carburant (HMU) | 46 |
| Figure : II-21 | Le circuit de carburant | 48 |
| Figure : II-22 | La pompe carburant | 49 |
| Figure : II-23 | L'échangeur de chaleur | 50 |
| Figure : II-24 | Le filtre de carburant | 50 |
| Figure : II-25 | Le réchauffeur servo carburant | 51 |
| Figure : II-26 | Le régulateur principal du carburant (HMU) | 52 |
| Figure : II-27 | L'injecteur du carburant | 53 |
| Figure VI-1 | Cheminement | 100 |
| Figure VI-2 | Architecture | 101 |
| Figure VI-3 | Logique de défaut | 102 |
| Figure VI-4 | Logique de défaut | 103 |
| Figure VI-5 | Conséquences de fuites | 103 |
| Figure VI-6 | Mesures de sécurité | 105 |

Introduction

L'Airbus A330 est un avion de ligne long-courrier de moyenne capacité construit par l'avionneur européen Airbus. Il partage son programme de développement avec l'Airbus A340 avec la différence qu'il s'attaque directement au marché ETOPS des avions biréacteurs. L'A330 partage avec cet appareil le fuselage et les ailes, fuselage qui lui-même est en grande partie emprunté à l'Airbus A300 tout comme le cockpit dont la conception est partagée avec l'A320.

L'avion fut présenté au public le 31 mars 1992, il réalise son premier vol durant le mois de novembre de la même année.

Parmi les versions de l'Airbus A330 : l'avion A330-200 a été développé après le A330-300, il a effectué son premier vol en 1995. Comparé au A330-300, il a un fuselage plus court de 5 mètres (identique à celui de l'A340-200), ce qui se traduit bien sur par une réduction de l'emport de passagers, mais l'emport de carburant est par contre largement accru. L'autonomie y gagne 2000 km. Cet appareil répond donc à la demande créée par la multiplication des vols directs intercontinentaux, il répond au 767-300ER de Boeing.

Les caractéristiques techniques de cet appareil (A330-200) sont les suivantes :

| | |
|-----------------------------|---|
| Envergure | 60,30 m |
| Longueur: | 59 m |
| Hauteur: | 17,90 m |
| Surface alaire | 361,6 m ² |
| Masse à vide | 120 000 kg |
| Masse maximale au décollage | 233 000 kg |
| Distance franchissable | 6642 nm (environ 12 300 km) |
| Vitesse de croisière | 480 noeuds - Mach 0.82 (environ 888 km/h) |
| Vitesse maximale | 492 noeuds - Mach 0.85 (environ 911 km/h) |
| Motorisation | 2 réacteurs General Electric CF6-80E1 |
| Capacité | 253 à 406 passagers |

Introduction

La compagnie de lancement fut Air Inter en 1994. Au 1er mai 2006, parmi les compagnies utilisant l'Airbus A330-200 : Air Algérie - 5 unités en service.

Et comme nous rappelons dans le tableau précédent l'A330-200 est équipé par deux réacteurs de Général Electric CF6-80E1 de 5074 kg de poussée.

L'objectif de notre travail est de connaître les différents tests à effectuer sur le moteur CF6-80 E1 suite aux opérations d'entretien tels que le remplacement des accessoires moteur ou lors de l'installation du moteur ou suite à une recherche de panne. Cependant aussi est de connaître les différents circuits du moteur CF6-80 E1.

Donc notre travail comporte six (06) chapitres :

Chapitre I : Description du moteur CF6-80E1

Chapitre II : Description des différents circuits moteur.

Chapitre III : Généralités sur les différents tests moteur.

Chapitre IV : Le test de ventilation.

Chapitre V : Les tests des performances.

Chapitre VI : le test d'étanchéités.



Chapitre II

Description des différents circuits
du moteur CF6-80E1

Chapitre III

Généralités sur les différents tests
du moteur CF6-80E1

Conclusion générale

Introduction

Chapitre IV

Teste de ventilation

Sommaire

Liste des figures

Glossaire

Bibliographie

Chapitre V

Testes des performances

Chapitre VI

Point fixe d'étanchéité

I.1. Généralités :

Il y a quatre versions des moteurs CF6-80 E1. Le moteur a différentes estimations de poussée accordé la version différente de moteur.

Le matériel de moteur est identique et l'estimation de poussée est définie par prise d'identification. La prise d'identification est attachée à la caisse de ventilateur et est branchée à l'Unité de Commande Électronique (ECU).

I.2. Présentation du réacteur CF6-80 E1 : (voir la figure : I-01).

Le réacteur CF6-80 E1 de Générale Electrique équipant l'airbus A330-200 est un moteur double corps, double flux. Ce moteur est caractérisé par un taux de dilution élevé par rapport aux autres moteurs. Une faible vitesse d'éjection. Il est équipé d'un système tels que le circuit de carburant qui est asservie et régulé à l'aide d'un calculateur numérique ECU. Une des plus importante particularité du CF6-80 E1 est qu'il est de conception modulaire permettant le changement d'un module sans le désassemblage générale du moteur. Ainsi qu'une longue durée de vie et une grande rentabilité.

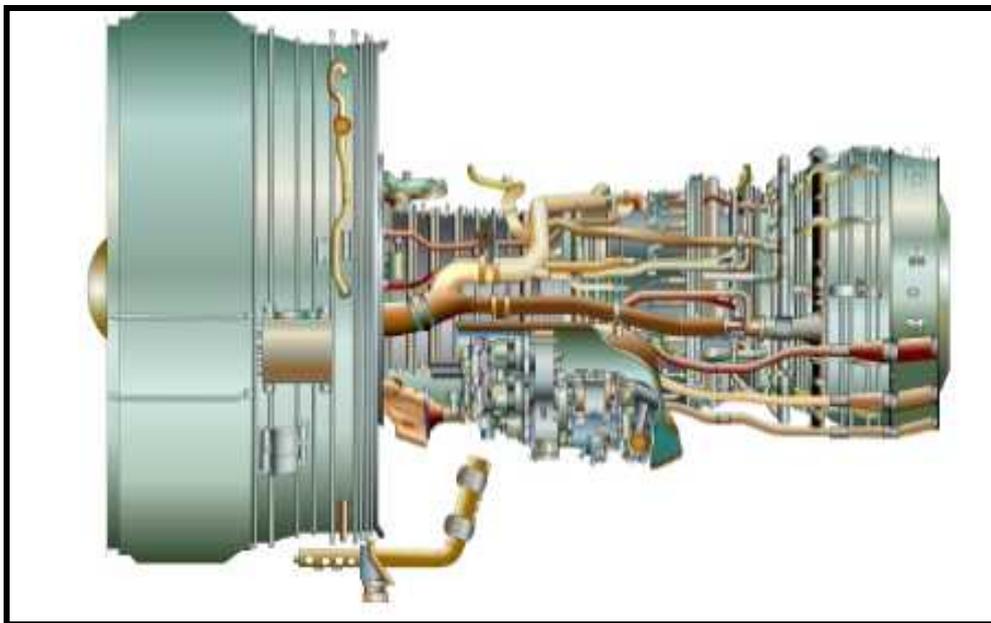


Figure : I-01 Le réacteur CF6-80 E1.

I.3. Les caractéristiques du réacteur CF6-80 E1 :

L'Airbus A330-200 est actionné par deux moteurs de General Electric CF6-80E1. Qui ont les caractéristiques suivantes :

- Poussée assurée par le flux primaire 20% de poussée totale.
- Poussée assurée par le flux secondaire 80% de poussée totale.
- Poussée du moteur : 5074Kg.
- Poussée inverse 60% au maximum.
- Taux de dilution [5, 5.1].
- Rapport manométrique de compression : 5/2.
- Consommation spécifique maximale : [0.332, 0.345] Kg.cm³.

| | |
|----------------------------|----------------------------------|
| Length | 168.41 inches (4.28 m) |
| Height | 113.13 inches (2.88 m) |
| Width | 114.13 inches (2.90 m) |
| Fan Diameter (O.D.) | 106.64 inches (1.96 m) |
| Fan Diameter (I.D.) | 96 inches (1.76 m) |
| Weight | 11,162 lbs (5074 kg) |
| Center of Gravity | Station (STA) 218.8+/-2.0 |

Les régimes du moteur :**Le régime N1 :**

- 100%=3280tr/min.
- 115.5%=3818tr/min.

Le régime N2 :

- 100%=9827tr/min.
- 113%=11105tr/min.

EGT :

- 960 °C max.
- 750 °C (maximum au démarrage).

I.4.1. La nacelle : (voir la figure : I-02).

Le moteur est enfermé dans une nacelle qui fournit le flux d'air aérodynamique autour du moteur et assure la protection pour les accessoires.

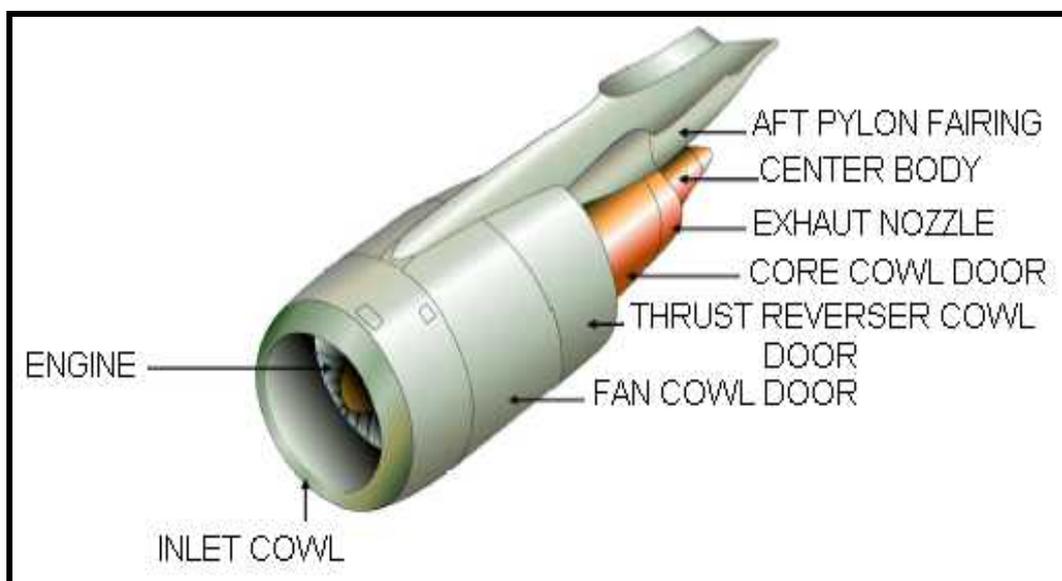


Figure : I-02 La nacelle.

I.4.2. L'entrée d'air :

Elle est constituée d'un anneau en alliage d'aluminium fixée au carter FAN, son rôle est de raccorder le plus avantageusement les filets à l'entrée du compresseur dans tous les régimes de vol et permet aussi le ralentissement d'air, des orifices de dégivrage sont disposés sur la périphérie. Sa diamètre est de 2.71 mètres.

I.5. Description des modules : (voir la figure : I-03).

Ce type de moteur étant composé de 5 modules, qui sont :

- Module FAN.
- Module CORE.
- Module de la turbine haute pression(HPT).
- Module de la turbine basse pression(LPT).
- Module de commande d'accessoires (Gear Box).

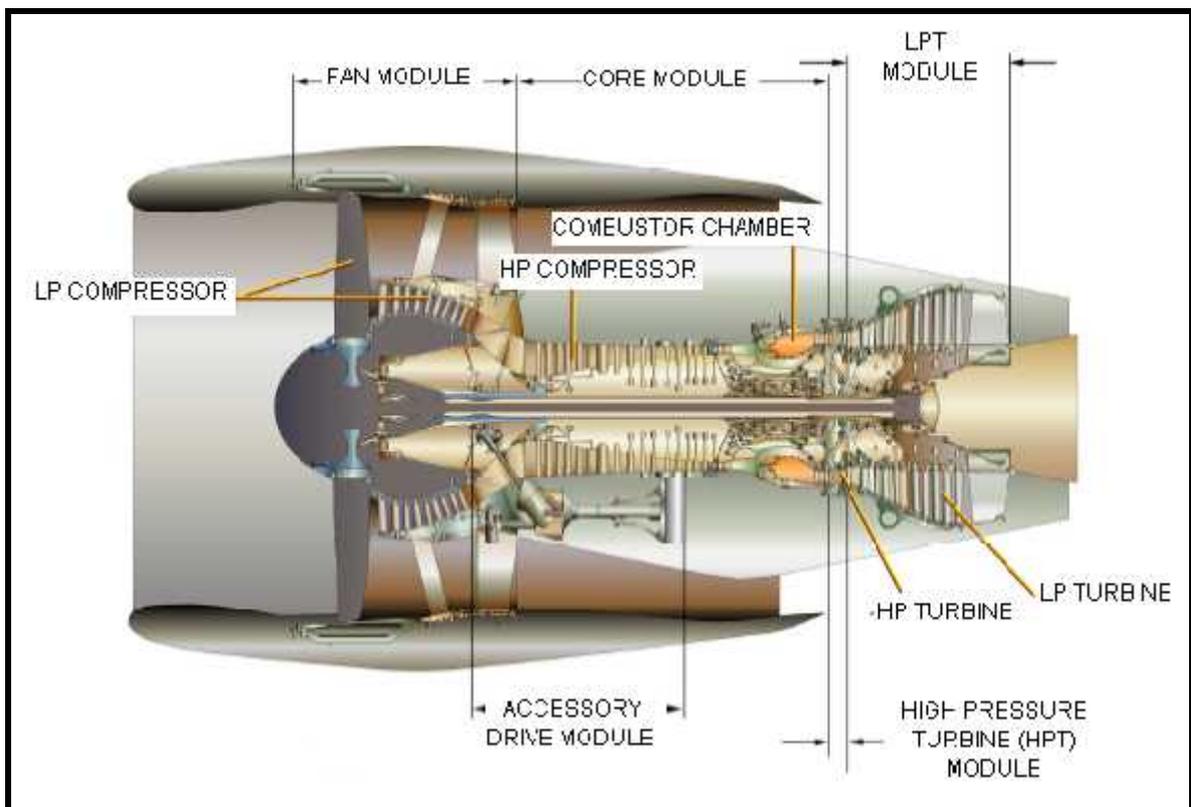


Figure : I-03 Les modules du moteur CF6-80E1.

Les descriptions des composants de chaque module sont données dans la correspondance sections suivantes :

I.5.1. Module FAN: (voir la figure: I-04).

Elle est constituée de trente quatre (34) ailettes en titane, reposant les unes sur les autres par un renforcement pour plus de rigidité.

Le module FAN fournit approximativement toute la poussée de moteur de 80% par l'accélération secondaire de circulation d'air. Le module FAN amplifie également la circulation d'air primaire au compresseur haute pression.

Les composants principaux de ce module incluent : le rotor, éventail le propulseur redresseur, et l'ensemble d'armature et de caisse de ventilateur.

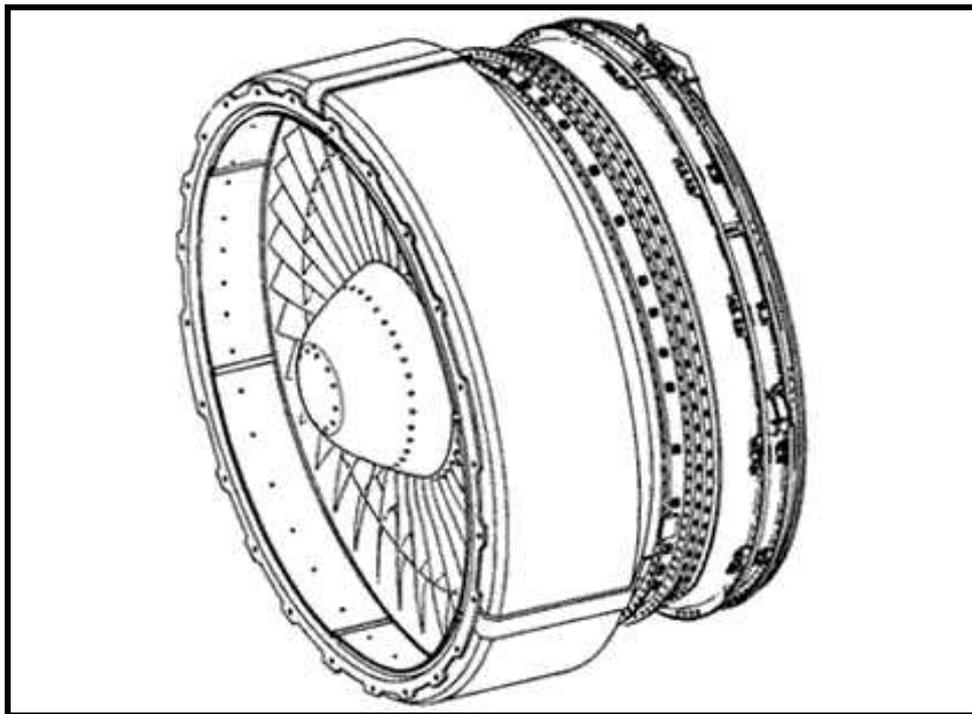


Figure : I-04 Le module FAN.

I.5.2. Le module LPT (low pressure turbine) :

Il se compose de :

I.5.2.1. Compresseur basse pression (LPC) : (voir la figure : I-05).

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

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

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

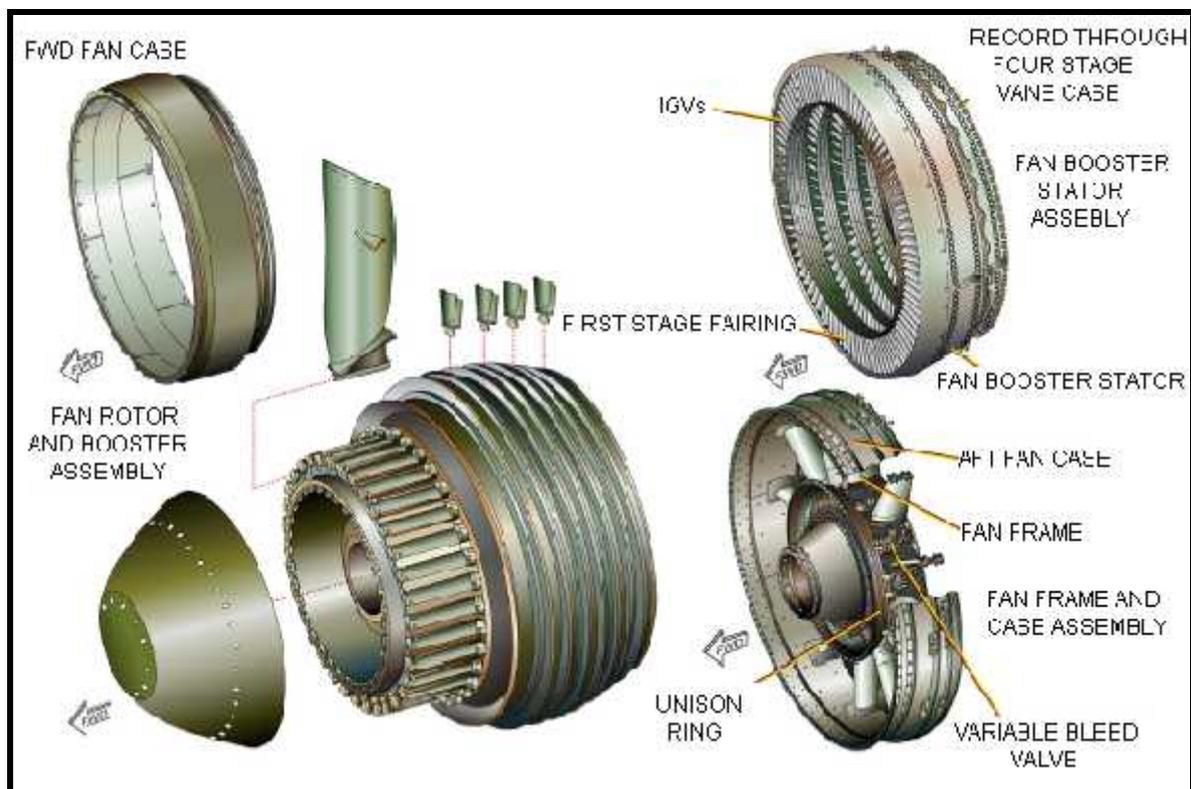


Figure : I-05 Le compresseur basse pression.

I.5.2.2. La turbine basse pression (LPT) : (voir la figure : I-06).

La turbine basse pression entraine le FAN et le compresseur basse pression par l'arbre N2, elle se compose de cinq (5) étages.

Elle convertit l'écoulement de gaz de la chambre de combustion en force pour conduire le ventilateur et propulseurs.

L'armature arrière de turbine comprend l'armature d'une seule pièce de fonte structure, le logement 6R des roulements, le joint stationnaire d'air et le carter de vidange service la tuyauterie.

L'ensemble de stator de LPT se compose d'une enveloppe d'une seule pièce, cinq étapes des segments de bec et des montures de turbine.

Le rotor de LPT conduit les rotors de ventilateur et de propulseur par le rotor de LPT axe en extrayant l'énergie à partir des gaz de combustion laissant le HPT.

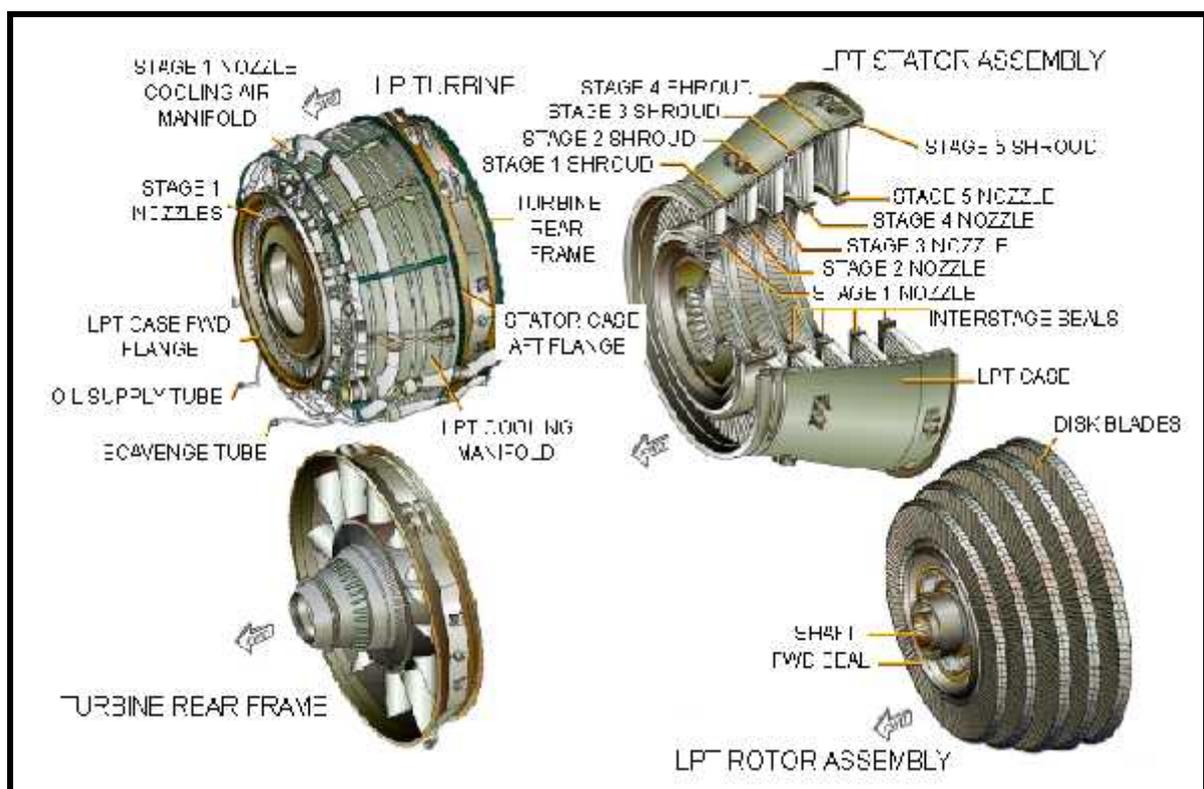


Figure : I-06 La turbine basse pression.

I.5.3. Le module core :

Le système de HP comporte :

- Le compresseur haute pression (HPC).
- La turbine haute pression (HPT).
- La chambre de combustion.

I.5.3.1. Le compresseur haute pression (HPC) :

Il est constitué de quatorze (14) étages, étant les six premiers étages des stators à calage variable (VSV). Dans le premier étage il y a trente quatre (34) aubes de prérotation.

Les composants principaux de la section du HPC sont : le redresseur de compresseur et l'armature arrière de compresseur.

L'armature arrière de compresseur est l'appui structural dans le milieu du moteur. Il relie également le HPC à la chambre de combustion et contient l'appui de joint immobile de HPT.

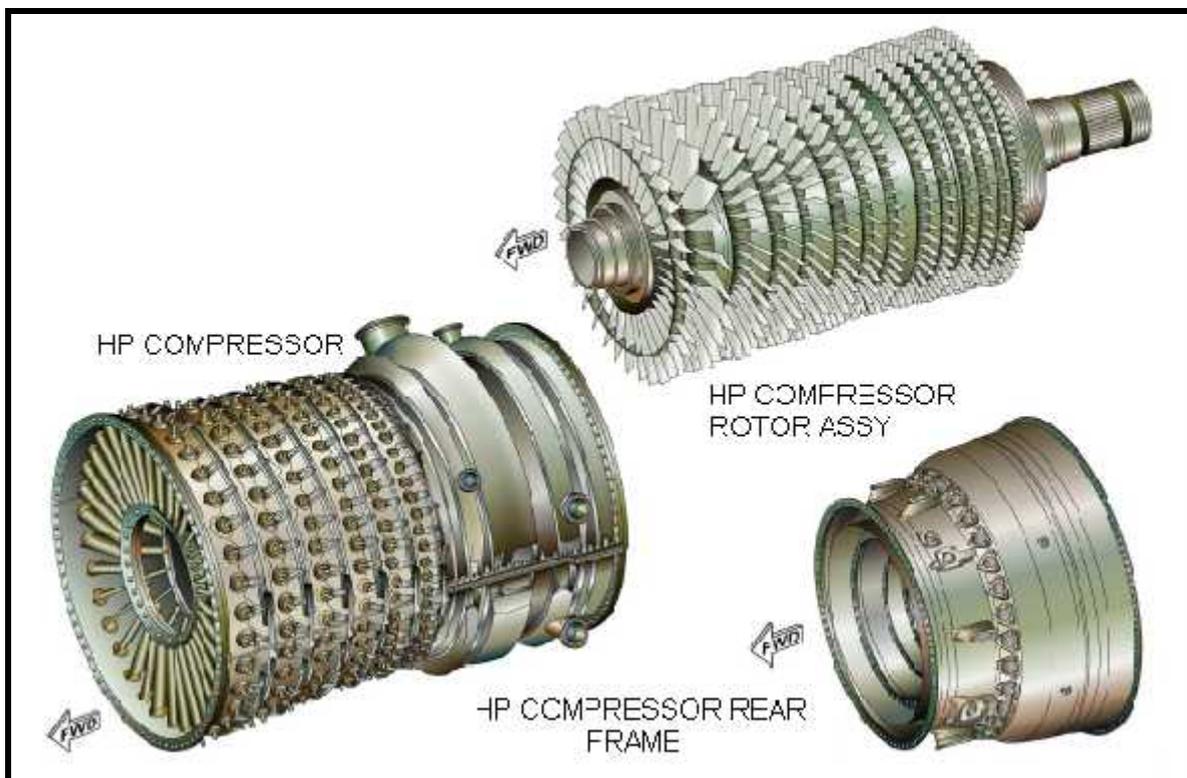


Figure : I-07 Le compresseur haute pression.

I.5.3.2. La chambre de combustion : (voir la figure : I-08).

La chambre de combustion est placée à l'armature arrière du compresseur. Elle est de type annulaire de trente (30) injecteurs et deux allumeurs à haute tension en position 3H30 et 5H.

Elle comprend les composantes principales suivantes :

- Capot.
- Recouvrements.
- Dôme.

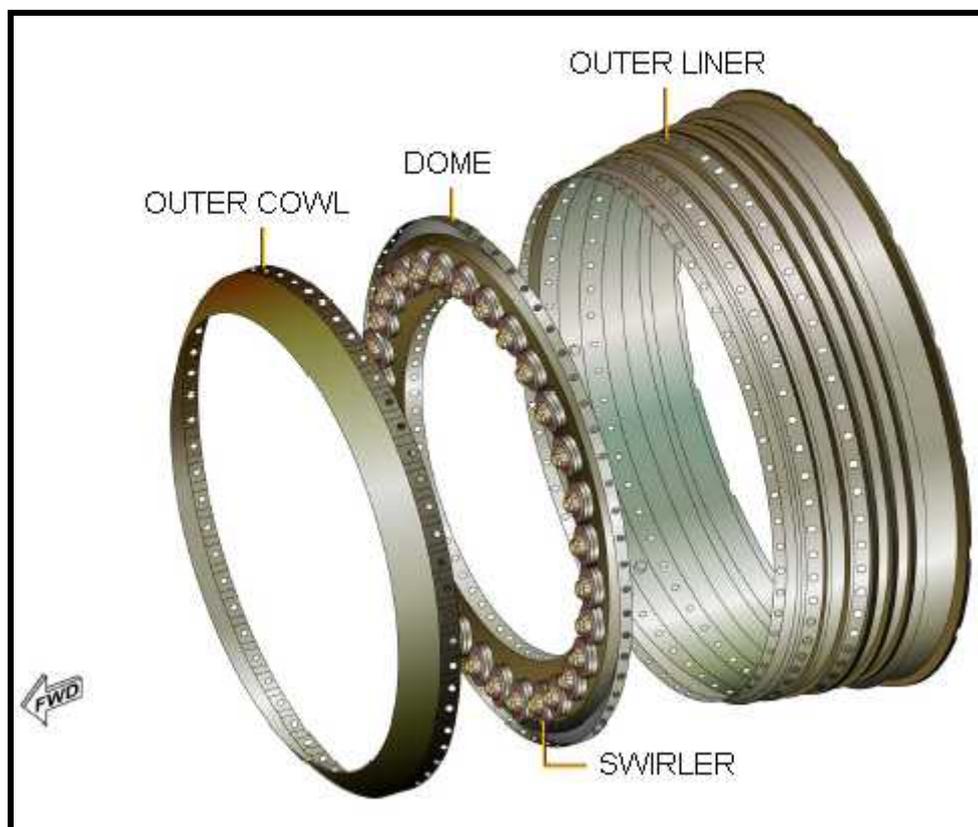


Figure : I-08 La chambre de combustion.

I.5.3.3. La turbine haute pression (HPT) : (voir la figure : I-09).

La turbine haute pression(HPT) est une turbine à deux étages, se composant d'un rotor à deux étages de HP l'assemblée, mettent en scène 1 bec, et mettent en scène le bec 2. Le rotor est relié au rotor de HPC.

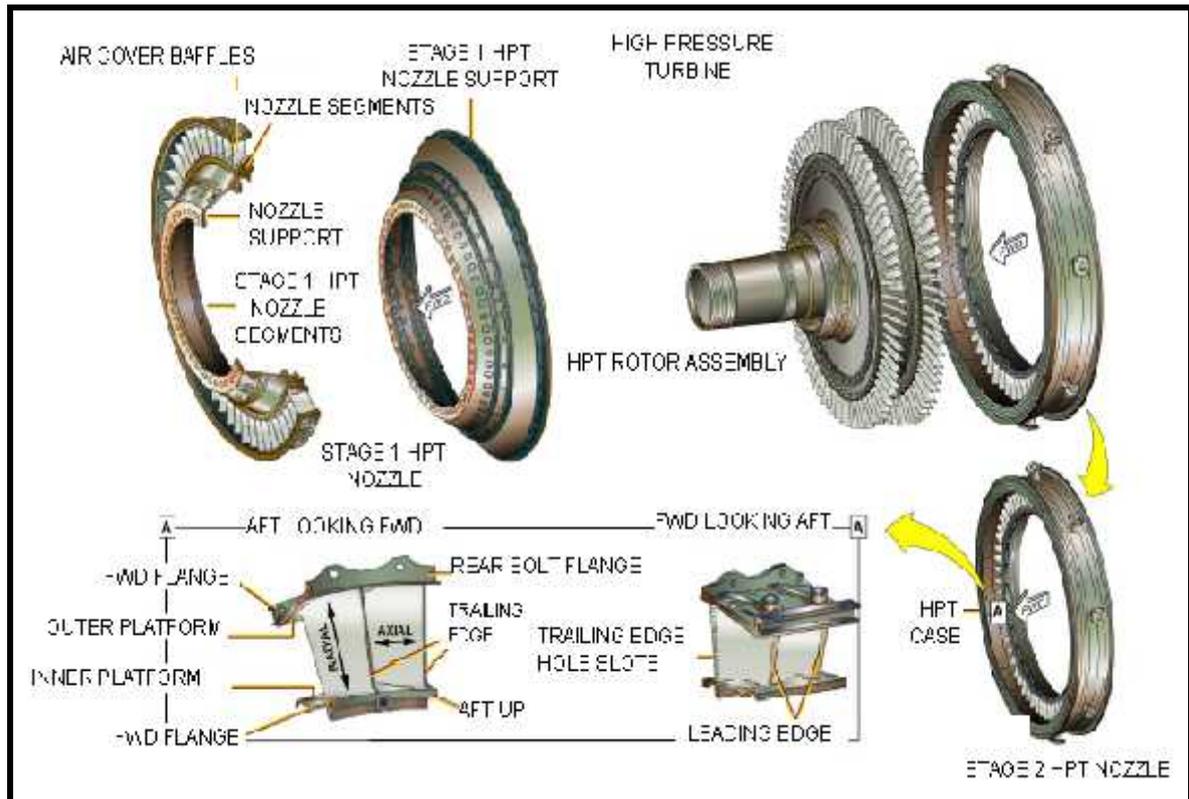


Figure : I-09 La turbine haute pression.

I.5.4. Module de commande des accessoires : (voir la figure : I-10).

Le module de commande d'accessoires transfère le couple à partir du rotor de HPC à la boîte d'entrainements des accessoires (AGB) pour conduire les divers accessoires de moteur et d'avion.

Il comprend les composantes suivantes :

- Ensemble et arbre d'entraînement radial de boîte de vitesse d'admission.
- Boîte d'engrenages de transfert (TGB) et arbre d'entraînement horizontal.
- AGB.

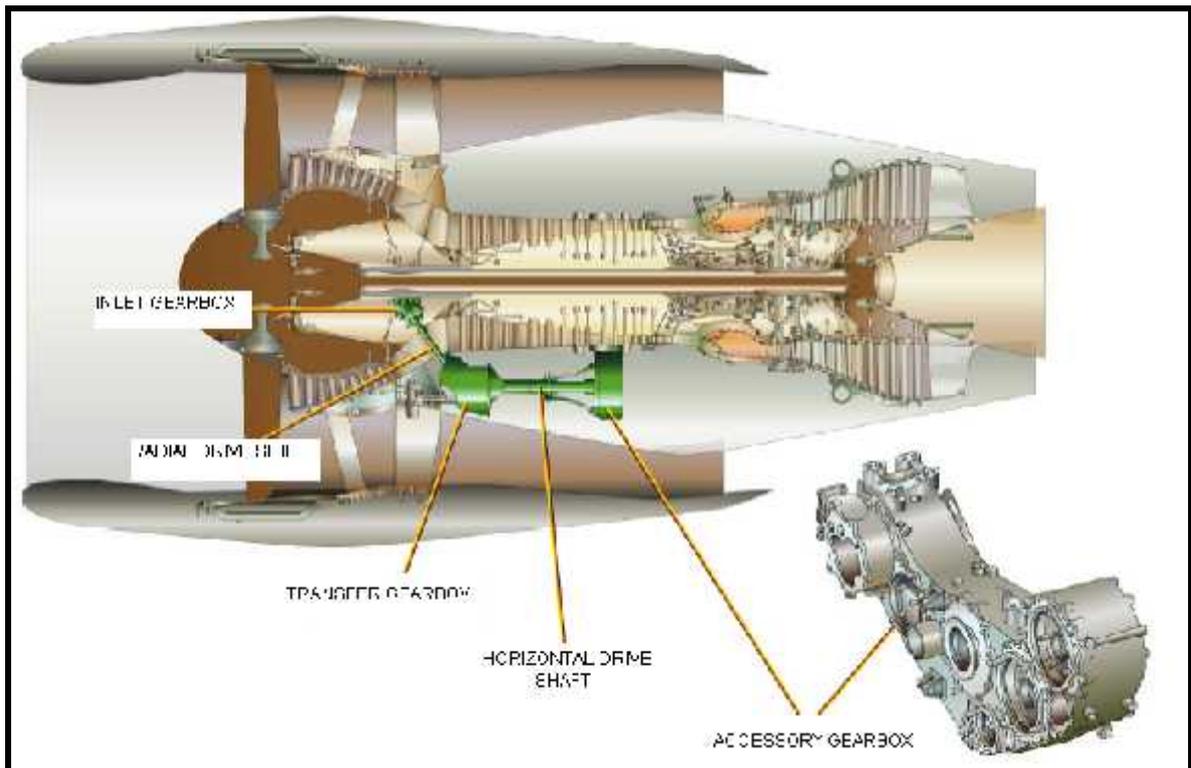


Figure : I-10 Module de commande des accessoires.

- **Boîte d'entraînement des accessoires :** (voir la figure : I-11).

L'AGB est monté au carter du compresseur. La boîte de vitesse reçoit le couple de l'arbre d'entraînement horizontal et distribue le couple par des pignons droits pour conduire la boîte de vitesse à monté des accessoires.

L'AGB se compose d'un logement d'une seule pièce d'alliage d'aluminium, contenir des adaptateurs de garniture d'entraînement, des pignons droits, des roulements, et des joints.

Les différents accessoires entraînés par l'AGB sont :

Sur la face avant :

- Un (1) régulateur carburant (HMU).
- Une (1) pompe de pression et cinq (5) pompes de récupération.
- Une (1) pompe hydraulique.
- Un (1) tachymètre N2.
- Un (1) alternateur pour alimenter l'ECU.

Sur la face arrière :

- Une (1) pompe carburant haute pression.
- Un (1) démarreur.
- Un (1) alternateur (IDG).

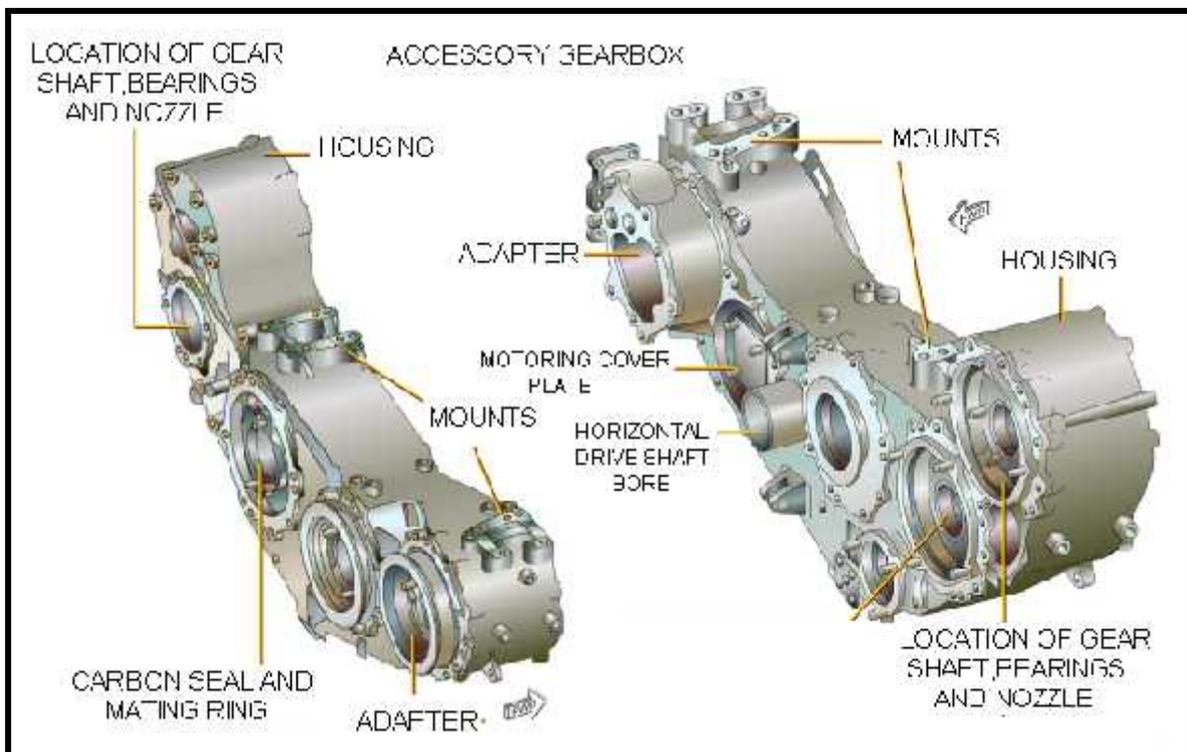


Figure : I-11 La boîte d'entraînement d'accessoires.

I.6. Roulements du moteur CF6-80 E1 : (voir la figure : I-12).

Les roulements doivent être lubrifié et alimenter avec l'huile à travers des jets produisant deux flux sur chaque roulement. L'huile doit être retenue dans le moteur, les joints d'étanchéités des différents types sont utilisés pour confirmer l'huile et diriger sa circulation.

Les roulements assurent une friction de roulis réduite, supportent les rotors radialement dans la structure du moteur, positionnent les rotors dans la position axiale relativement aux stators.

Ils doivent contrôler les forces de gravités, les efforts aérodynamiques du pompage, l'entraînement de la turbine, et les forces gyroscopiques durant aux manœuvres d'aéronef.

Sur l'attelage BP (N1) :

- 1B : roulement à billes sur le FAN.
- 2R : roulements à rouleaux sur le 4eme étage du compresseur basse pression.
- 6R: roulements à rouleaux sur les étages de la turbine basse pression.

Sur l'attelage HP (N2) :

Sur les 14 étages du compresseur haute pression et la turbine haute pression.

- 3R : roulements à rouleaux.
- 4R : roulements à rouleaux.
- 5R : roulements à rouleaux.

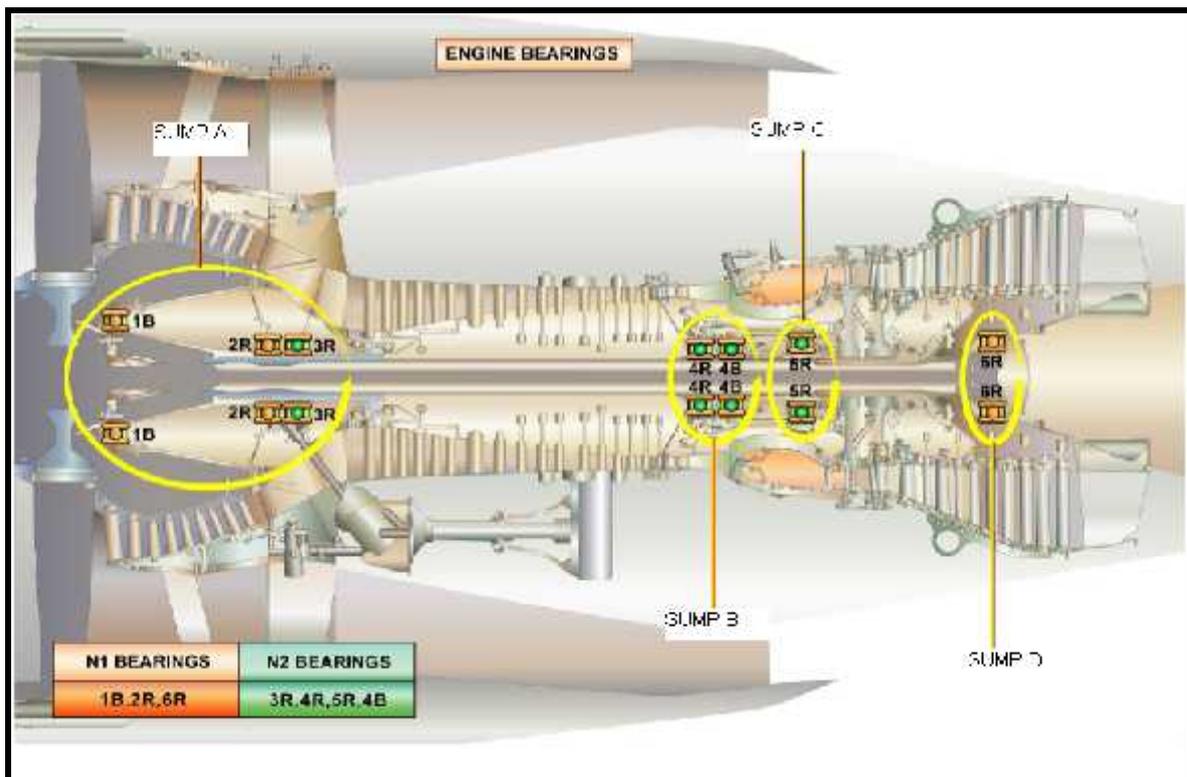


Figure : I-12 Les roulements du moteur.

I.7. Les stations aérodynamiques : (voir la figure : I-13).

Les paramètres de moteur sont mesurés à de diverses stations dans tout le moteur.

Les stations aérodynamiques sont les suivantes :

- Station 0 : condition ambiante.
- Station 1.2 : entrée d'air.

Flux primaire :

- Station 2 : entrée du compresseur basse pression.
- Station 2.5 : entrée du compresseur haute pression.
- Station 3 : sortie du compresseur haute pression.
- Station 4 : entrée turbine haute pression
- Station 4.9 : entrée turbine basse pression.
- Station 5 : sortie ensemble basse pression.
- Station 9 : éjection du flux primaire.

Flux secondaire :

- Station 1.2 : entrée FAN.
- Station 1.4 : sortie stator FAN.
- Station 1.8 : éjection du flux secondaire.

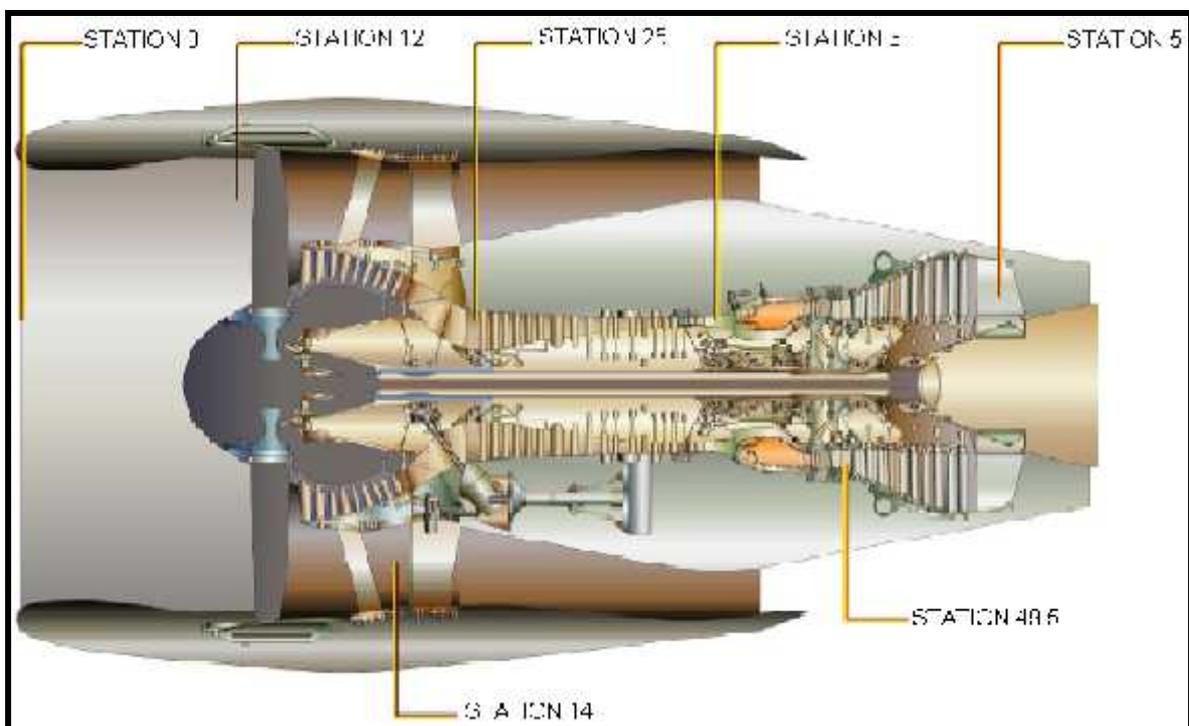


Figure : I-13 Les stations aérodynamiques.

I.8. Fonctionnement du moteur CF6-80 E1 :

➤ L'air absorbant par le réacteur sera divisé en deux :

L'air primaire qui sera comprimé par le compresseur basse pression, mélangé avec le carburant injecté par les injecteurs dans la chambre de combustion.

La chambre de combustion assure la zone nécessaire et les conditions exigées pour garantir une bonne inflammation du mélange air/carburant.

En fin de combustion, les gaz sortant avec une température très haute, ils vont se détendre à travers la turbine en cédant l'énergie nécessaire du compresseur et du FAN.

En fin ces gaz coulent dans l'atmosphère.

L'air secondaire qui sert pour le refroidissement du moteur et ses accessoires. Il rejoint l'air primaire en arrière du réacteur. L'accélération de l'air durant son passage à travers le réacteur engendre une poussée.

II.1. Le circuit de graissage :

II.1.1. Le rôle du circuit de graissage :

Les fonctions primaires du système d'huile sont :

➤ Pour fournir la suffisamment d'huile à une température et à une pression correctes au commandes, vitesses et roulements internes de moteur afin de les lubrifier.

➤ Diminuer leur température et garder l'usage à un minimum, il est également conçu pour chauffer le carburant.

II.1.2. Description du circuit de graissage :

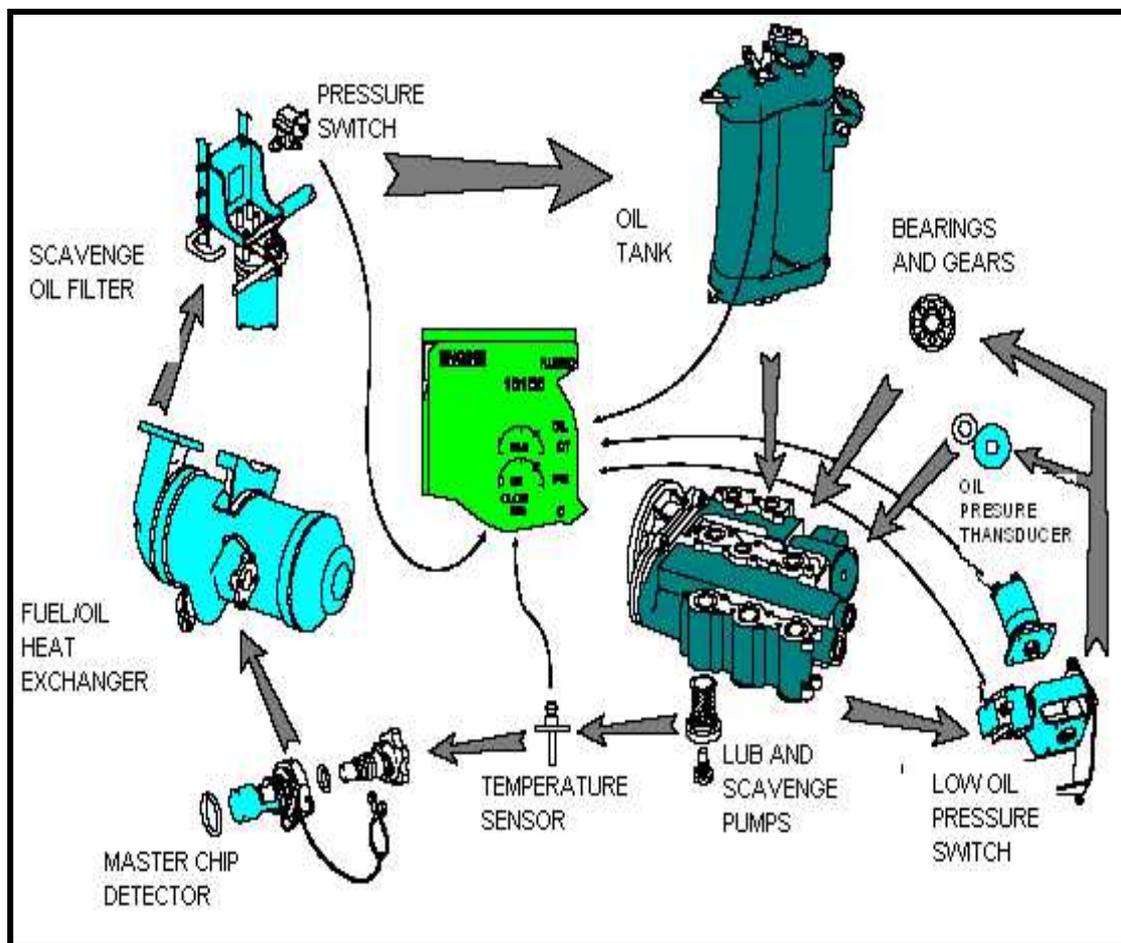


Figure : II-01 le circuit de graissage.

Le système d'huile se compose de plusieurs éléments, qui sont :

II.1.2.1. Le réservoir d'huile :

Le réservoir d'huile est installé du côté droit de la caisse de ventilateur à la position 3h, et au-dessus du filtre de récupération. Il stocke l'huile utilisée par le moteur pour lubrifier et refroidir les roulements et les vitesses. Il peut être complété le niveau par gravitation du bouchon de remplissage ou par le remplissage par pression et a une capacité totale maximum de 24.6 litres (28 QTS). A l'apercevoir-verre installé dans le côté du réservoir d'huile donne une indication visuelle du niveau d'huile.

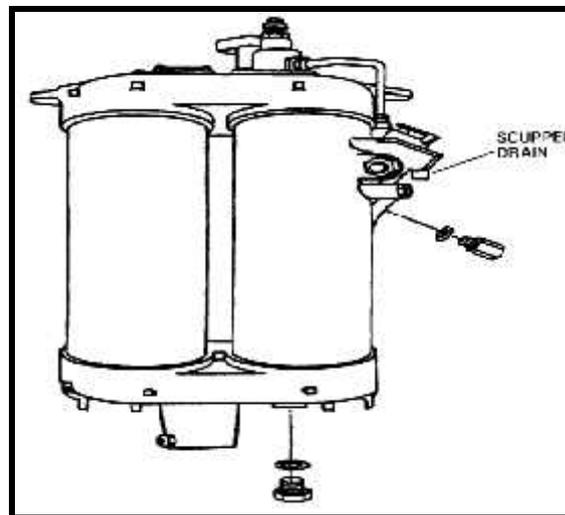


Figure : II-02 Le réservoir d'huile.

Le réservoir comporte :

- Un (01) transmetteur de quantité d'huile.
- Un (01) bouchon de vidange.
- Une (01) tuyère de drainage.
- Un (01) clapet de surpression.
- Une (01) vanne de pressurisation qui maintient une différence de pression.
- Un (01) bouchon de remplissage par pression.
- Un (01) tube de mise à l'air libre.

II.1.2.2.2. Le bloc des pompes (de récupération et de refoulement) :

Les pompes (de récupération et de refoulement) sont installées sur la boîte d'entraînement des accessoires (AGB) sur la face avant.

Ce bloc contient :

- Une (01) pompe de pression.
- Cinq (05) pompes de récupération.
- Un (01) filtre principal équipé d'un by-pass.
- Un (01) bouchon magnétique.
- Une (01) entrée de l'huile de surpression.
- Une (01) sortie des pompes de récupération vers l'échangeur.

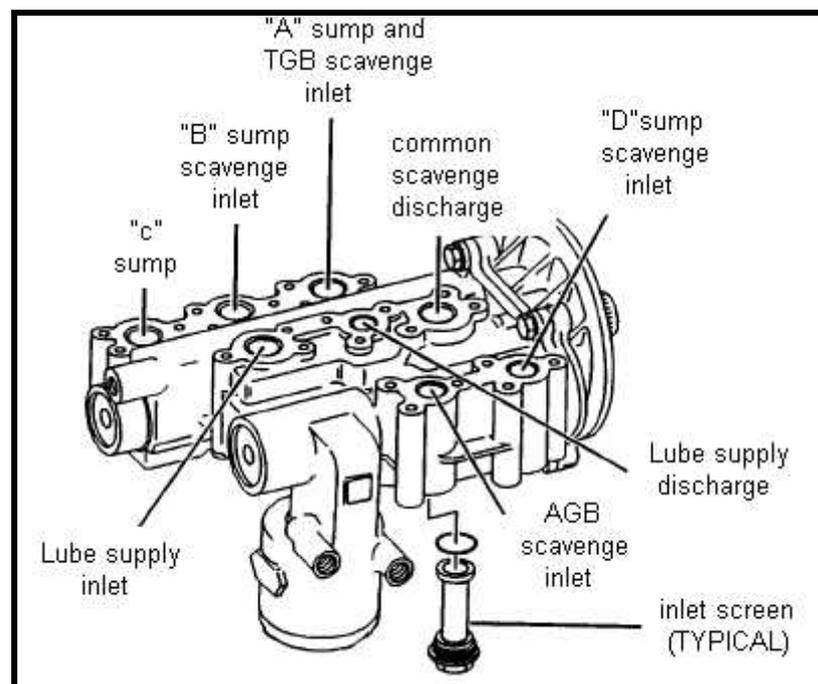


Figure : II-03 Le bloc des pompes.

II.1.2.2.3. L'échangeur de chaleur :

Il est installé sur la pompe de carburant, qui est montée sur le côté droit de la face arrière d'AGB. Il refroidit l'huile, en utilisant le carburant comme milieu de refroidissement.

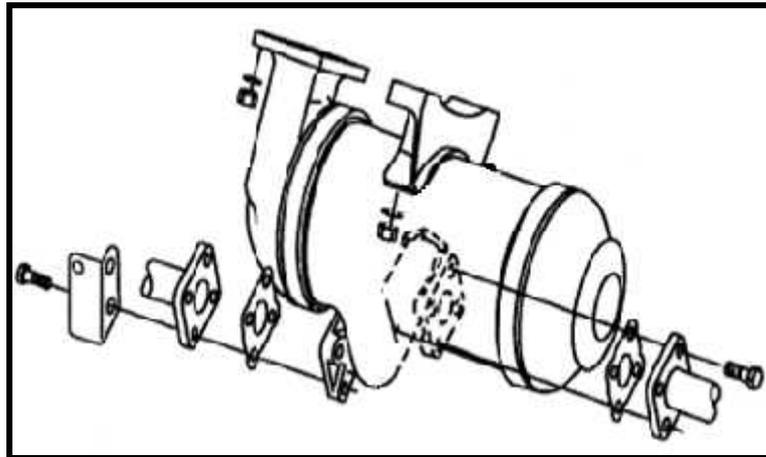


Figure : II-04 L'échangeur de chaleur.

II.1.2.2.4. Le filtre de récupération :

Le filtre de récupération est monté sur le coté droit du FAN, en position 3H30 au dessous du réservoir d'huile.

Ce filtre est équipé de :

- Un (01) clapet de surpression.
- Une (01) entrée en provenance de l'échangeur thermique principal.
- Une (01) sortie vers le réservoir d'huile portant la mention sortie.

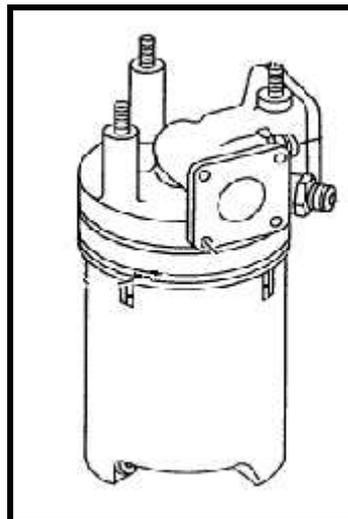


Figure : II-05 Le filtre de récupération.

II.1.3. Le fonctionnement du circuit de graissage :

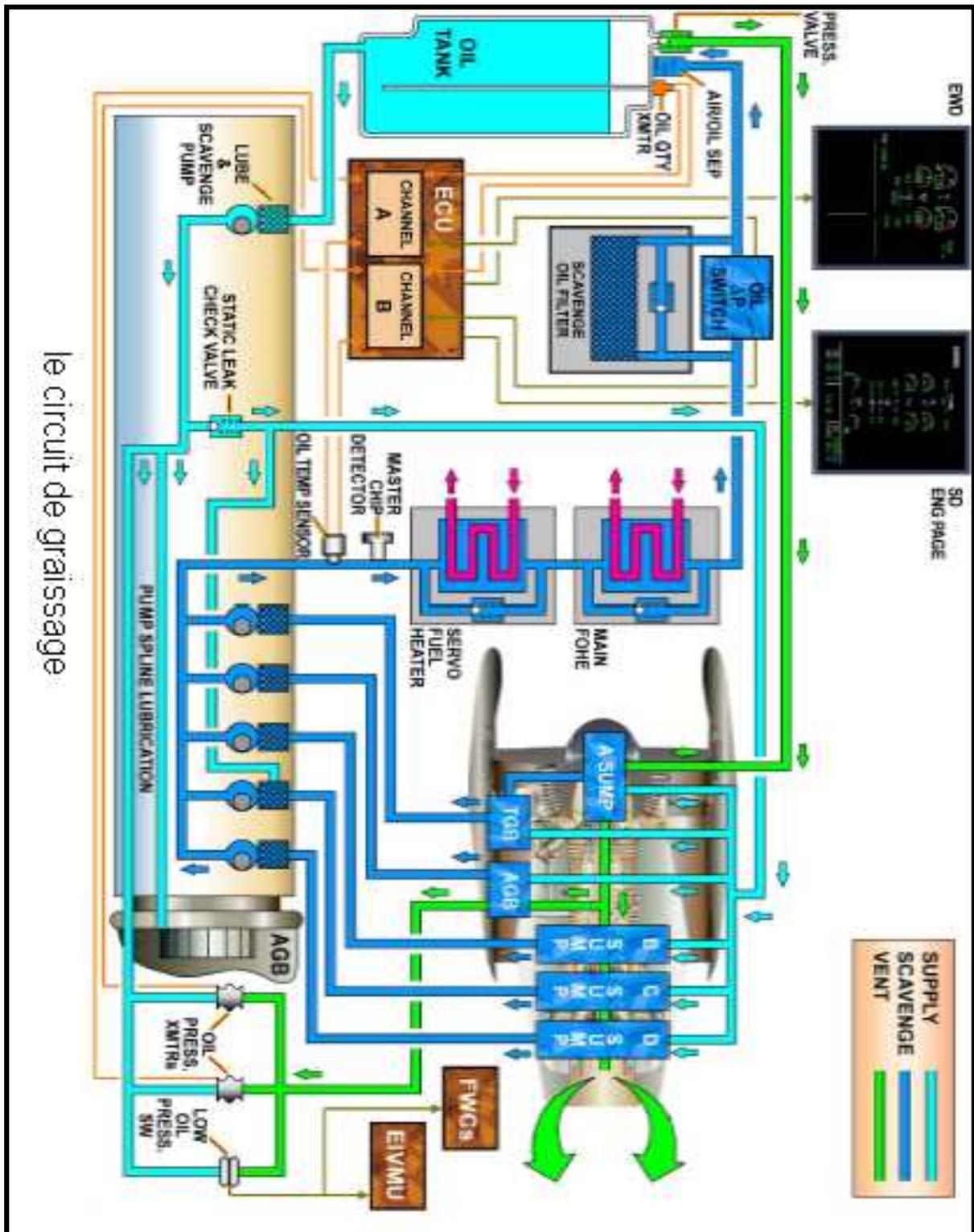


Figure : II-06 Le fonctionnement du circuit de graissage.

L'huile du réservoir coule vers la pompe d'huile et les roulements ou il sera pressurisé, envoyer vers le filtre, ensuite vers la tuyauterie d'huile.

Une petite quantité d'huile pressurisée est envoyé vers le Switch de pression basse d'huile et vers la double sonde de pression d'huile.

La pompe de lubrification et de récupération rassemble tout l'huile du système venant de la boîte d'accessoires (AGB), des puisards et la pompe de hors de la tuyauterie de récupération commune.

L'huile du système va couler à travers la sonde de température d'huile, au delà du détecteur de limailles à travers le réchauffeur du servo fuel, l'échangeur thermique carburant/huile et le filtre avant de retourner vers le réservoir.

II.1.4. Le contrôle du système d'huile :

La surveillance du circuit de graissage est réalisée à partir de :

A-Des indications :

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

B-Des alarmes :

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

II.2. Le système d'allumage :

II.2.1. Généralité sur l'allumage :

L'allumage pour chaque moteur est effectué par un ou les deux excitateurs qui transforment l'alimentation de l'énergie 115V-400Hz dans le courant de palpitation de haute tension. La haute tension traverse le fil d'allumage et fournit à la bougie d'allumage la puissance requise pour mettre à feu le mélange d'air/carburant par une série d'étincelles.

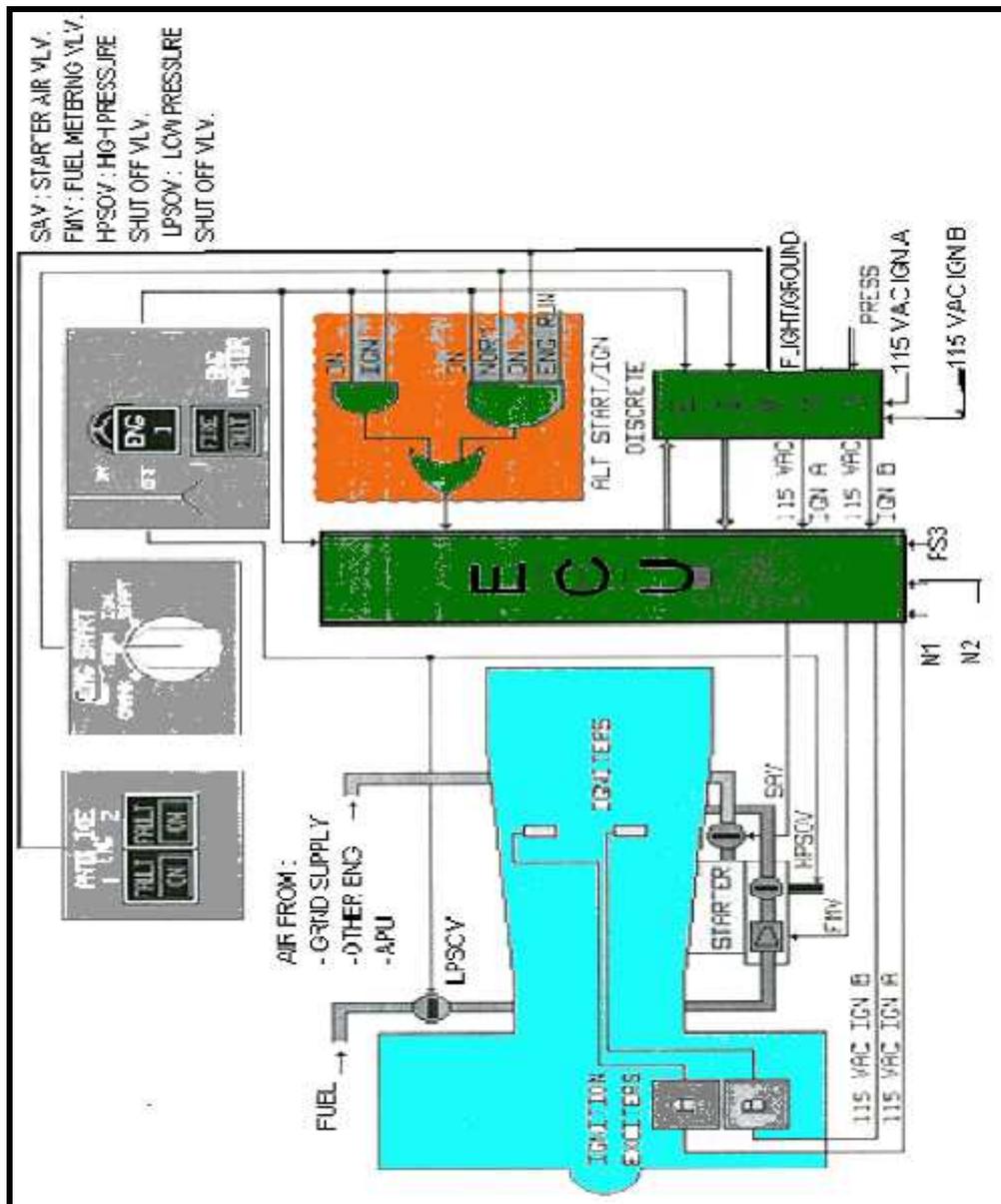


Figure : II-07 Circuit de démarrage et d'allumage.

II.2.2. Le rôle du système d'allumage :

Son but est de créer une étincelle assurant l'inflammation du mélange d'air/carburant lors du démarrage (sol ou vol) et d'assister l'auto inflammation du mélange durant les phases délicates du vol.

Pour assurer tout cela chaque moteur est donc doté de deux allumeurs et alimenter chacun par son boîtier d'allumage .le moteur pouvant démarrer normalement sur un seul allumeur.

II.2.3. Description du système d'allumage :

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

II.2.3.1. Les boîtiers d'allumage :

➤ Description :

Chaque boîtier est enfermé dans un logement scellé d'aluminium protéger les composants contre des vibrations ou des conditions environnementales. Chaque boîtier d'allumage a :

- un connecteur de câble d'allumage.
- un connecteur électrique d'entrée.

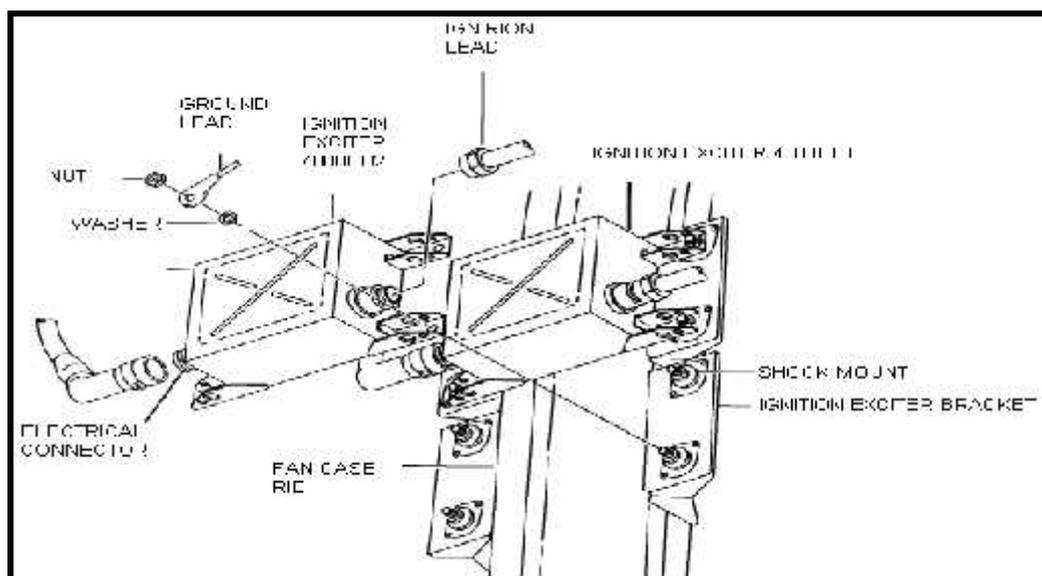


Figure : II-08 Les boîtiers d'allumage.

➤ **Endroit :**

Les deux boîtiers sont le choc monté, un au-dessus de l'autre sur l'arrière éventé à la position 8H.

➤ **Opération :**

Chaque boîtier d'allumage est du type de condensateur. Il exige des 115V-400Hz ont entré le courant de l'avion par l'intermédiaire de l'ECU. La tension de rendement est environ 18000 volts à l'fin des câbles d'allumage.

II.2.3.2. Câbles d'allumage :

➤ **Description :**

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

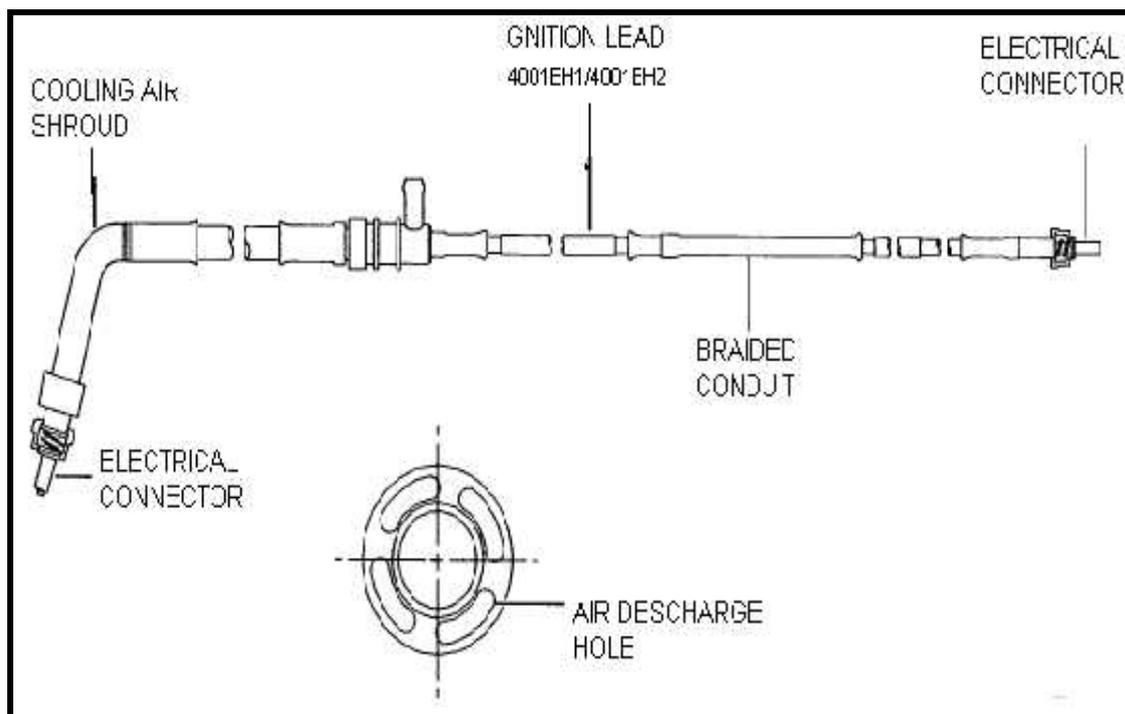


Figure : II-09 Le câble d'allumage.

➤ **Endroit :**

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

➤ **Opération :**

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

II.2.3.3. Bougies d'allumage :

➤ **Description :**

Les bougies d'allumage sont se composent d'une électrode centrale isolée de la face externe avec l'oxyde d'aluminium.

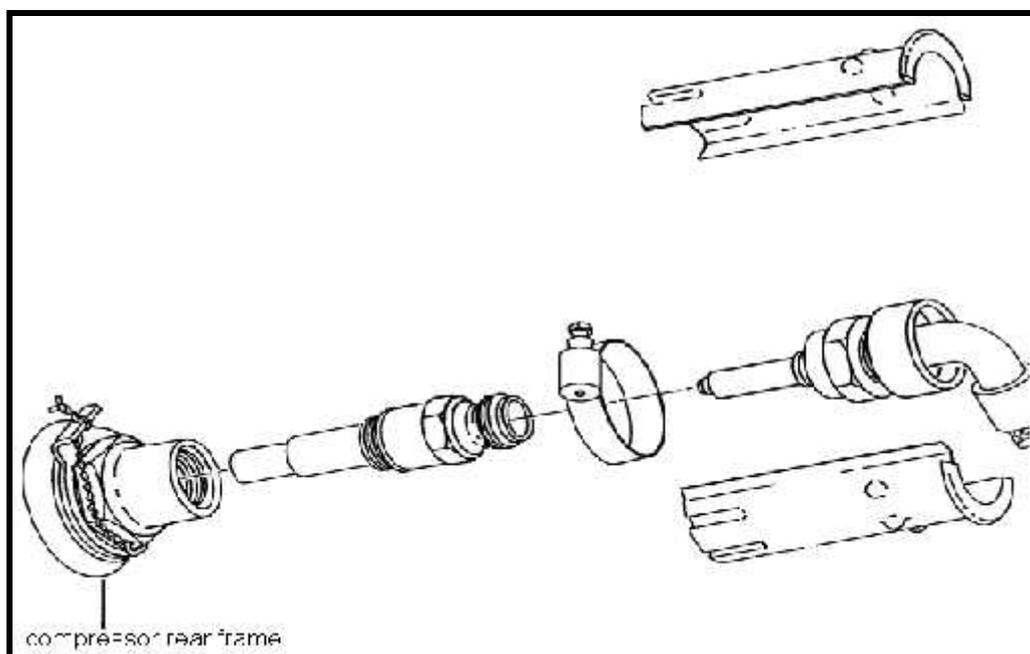


Figure : II-10 La bougie d'allumage.

➤ **Endroit:**

Les adaptateurs des bougies sont situées du côté droit du carter arrière du compresseur en position 3H30 et 5H.

➤ **Opération :**

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

II.2.4. Séquence de démarrage:

Il existe deux types de démarrage manuel et automatique.

II.2.4.1. Démarrage automatique:

Le mode normal du démarrage est une fonction des bougies d'allumage, FMV et la 50V elles seront commandées automatiquement par le système FADEC de l'EEC déterminée par les interfaces des panneaux de l'appareil.

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

➤ Les données d'EIVMU valides :

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

Ou bien

➤ Les données d'EIVMU sont invalides :

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

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

Les étapes du démarrage sont les suivantes :

- Configuration initiale des commandes (moteur ne tourne pas).
- Le Switch anti-retour du moteur principal est placé sur « OFF ».
- Identification du démarrage :
 - Affichage de la page moteur sur l'ECAM.
 - Augmentation de la vitesse de l'APU (si elle est utilisée).
 - PACK VALVES fermé si après 30 secondes le Switch du moteur principal n'est pas sur « ON », l'APU retournera à la normale et le PACK VALVES est ré ouvert.
- La valve de démarrage est ouverte.
- L'allumage débute quand $N_2 > 10\%$:
 - Au sol : utilisation d'allumage A ou B.
 - En vol utilisation d'allumage de A et B.
- La valve de carburant de la haute pression s'ouvre quand $N_2 > 15\%$.
- Quand $N_2 > 50\%$:
 - La valve de démarrage se ferme.
 - Les bougies éteintes.
 - La vitesse de l'APU redevient normale (si elle est utilisée).
 - PACK VALVES sera ré ouvert si le deuxième moteur n'a pas démarré à moins de 30 secondes.
- La page moteur disparaît de l'EGAM.
- Si après le démarrage du moteur le mode choisi n'est pas à la norme et de nouveau à l'allumage continué JGN/STRAT est activé sur le moteur courant.
- Après avoir commandé le panneau d'interruption il doit être modifié à la configuration initiale.

II.2.4.1. Démarrage manuel du moteur :

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

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

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

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

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

L'EEC assure la protection jusqu'à la vitesse du ralenti mais en vol elle n'a pas l'autorité d'échouer l'opération du démarrage manuel.

Les étapes suivantes décrivent le mode de démarrage manuel :

- Configuration initiale des commandes (le moteur ne tourne pas).
- Identification du démarrage :
 - Affichage de la page moteur sur l'ECAM.
 - Augmentation de la vitesse de l'APU (si elle est utilisée).
 - PACK VALVES fermé si après 30 secondes le Switch du moteur principal n'est pas sur « ON », l'APU retournera à la normale et le PACK VALVES est ré ouvert.
- La valve de démarrage est ouverte.
- Mettre le commutateur du moteur principal en position «ON» quand $N_2 > 15\%$.
 - L'allumage commence par employé A et B.
 - La valve de carburant de la haute pression s'ouvre.

- Quand $N_2 > 50\%$:
 - La valve de démarrage est fermée.
 - Les bougies éteintes (si au sol).
 - La vitesse de l'APU redevient normale (si elle est utilisée).

- Le commutateur de mode choisi a la norme quand $N_2 > 50\%$.
 - PACK VALVES ré ouvert après 30 secondes.
 - La page moteur disparaît de l'EGAM.

- Après avoir commandé le panneau d'interruption il doit être modifié à la configuration initiale.

II.3.1. Système d'air :

Le système d'air permet de contrôler le jeu de la turbine entre l'attelage rotor et le carter ainsi que le contrôle de l'écoulement d'air dans le compresseur HPC et LPT afin de prévenir l'attelage compresseur du pompage et d'augmenter le rendement de la turbine pour assurer une diminution de la consommation spécifique du carburant. il se compose de deux systèmes :

- Le système de control anti-pompage VBV, VSV, TBV.
- Le système de contrôle de jeu active HPTACC, LPTACC.

II.3.2. Le rôle du système d'air :

Le système d'air assure :

- La régulation du débit d'air de refroidissement.
- Le contrôle du débit à travers le compresseur.
- Le refroidissement des ailettes turbine basse pression et haute pression.
- Le refroidissement du réacteur et ses accessoires.
- La ventilation de : l'ECC, la nacelle, et la pressurisation des puisards.
- Le dispositif actif de contrôle des jeux turbine haute pression et basse pression.

II.3.3. Les composantes du système d'air :

Il se compose de deux sous systèmes principaux qui sont :

II.3.3.1. Le système de control anti-pompage VBV, VSV :

Ce sous système comprend :

II.3.3.1.1. Les vannes de décharge (VBV) :

Elles sont localisées à l'arrière du compresseur basse pression. La décharge du compresseur basse pression est réalisée par l'ouverture d'une série de (12) vannes VBV, elles sont interconnectés par un anneau de commande et actionnées par deux vérins hydrauliques. C'est le régulateur de carburant qui détermine la position des vannes de décharge.

Les vérins de commande des VBV sont montés sur le carter FAN, les VBV commande la quantité de décharge du compresseur basse pression pour optimisé l'exécution du compresseur et empêcher le décrochage de ce dernier.

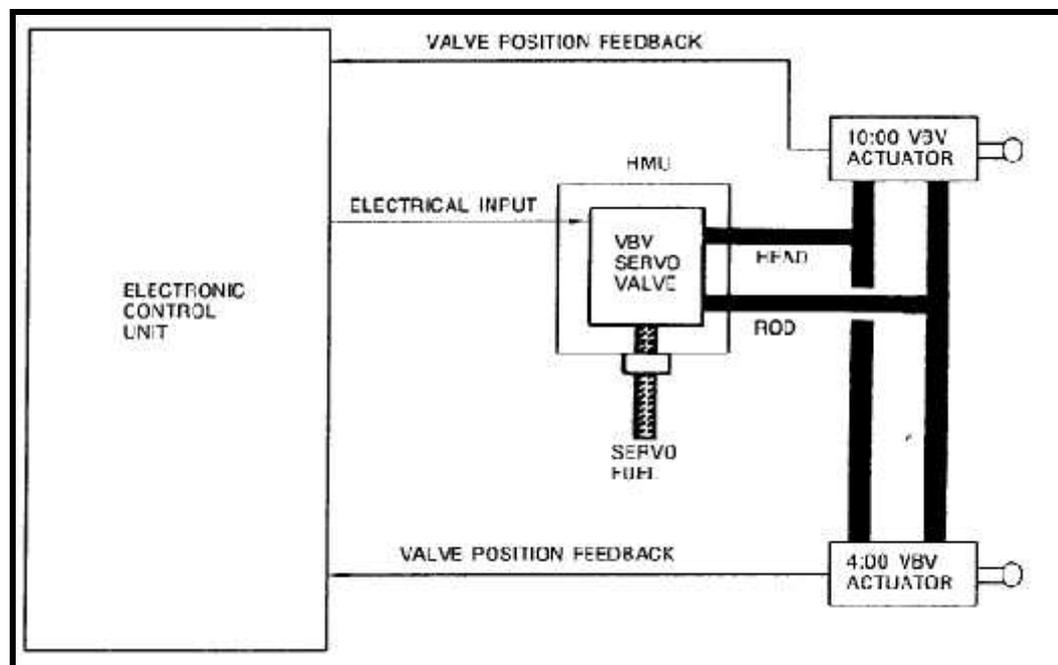


Figure : II-11 Les vannes de décharge (VBV).

➤ **Mode opératoire du VBV :**

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

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

II.3.3.1.2. Les stators à calages variables (VSV) :

Le système entoure le compresseur haute pression des 34 aubes de prérotation (IGV) sur les cinq premiers étages, l'ensemble des VSV et IGV constitue le système anti-pompage.

Se compose de deux vérins hydrauliques de commande de VSV, localisés à 3H et 9H reliés à un anneau de commande. Les six anneaux de commandes VSV sont entraînés par deux barres de commande disposée symétriquement de chaque coté du compresseur haute pression.

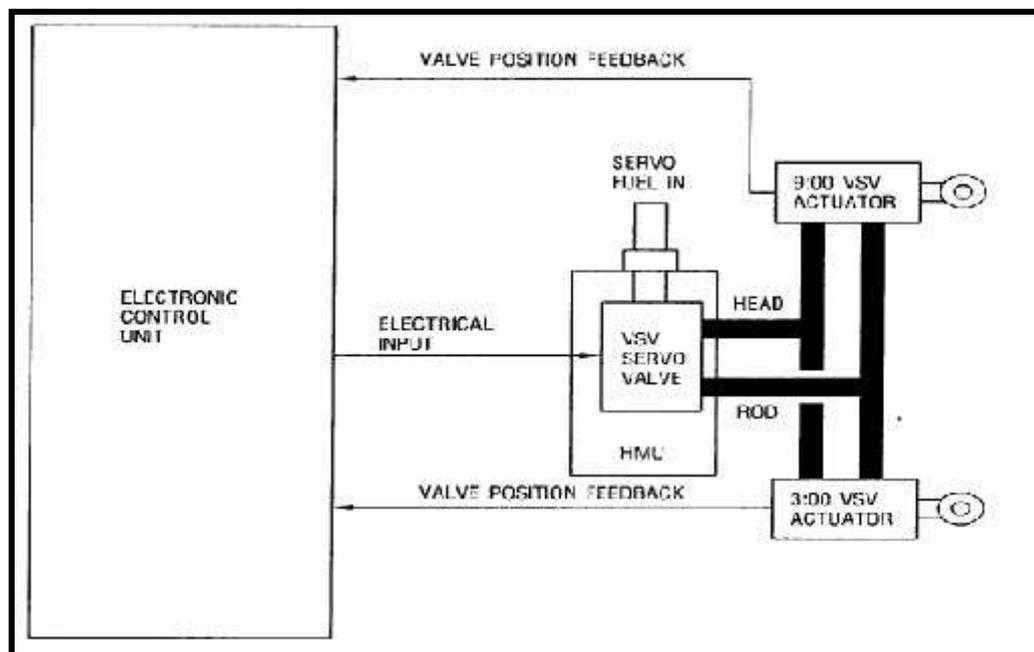


Figure : II-12 Les stators à calages variables (VSV).

➤ **Mode opératoire du VSV :**

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

A bas régime le compresseur s'éloigne du régime d'adaptation, les VSV sont en positions fermées.

II.3.3.2. Dispositif actif du contrôle jeux de turbine haute pression (HPTACC) et basse pression (LPTACC) :

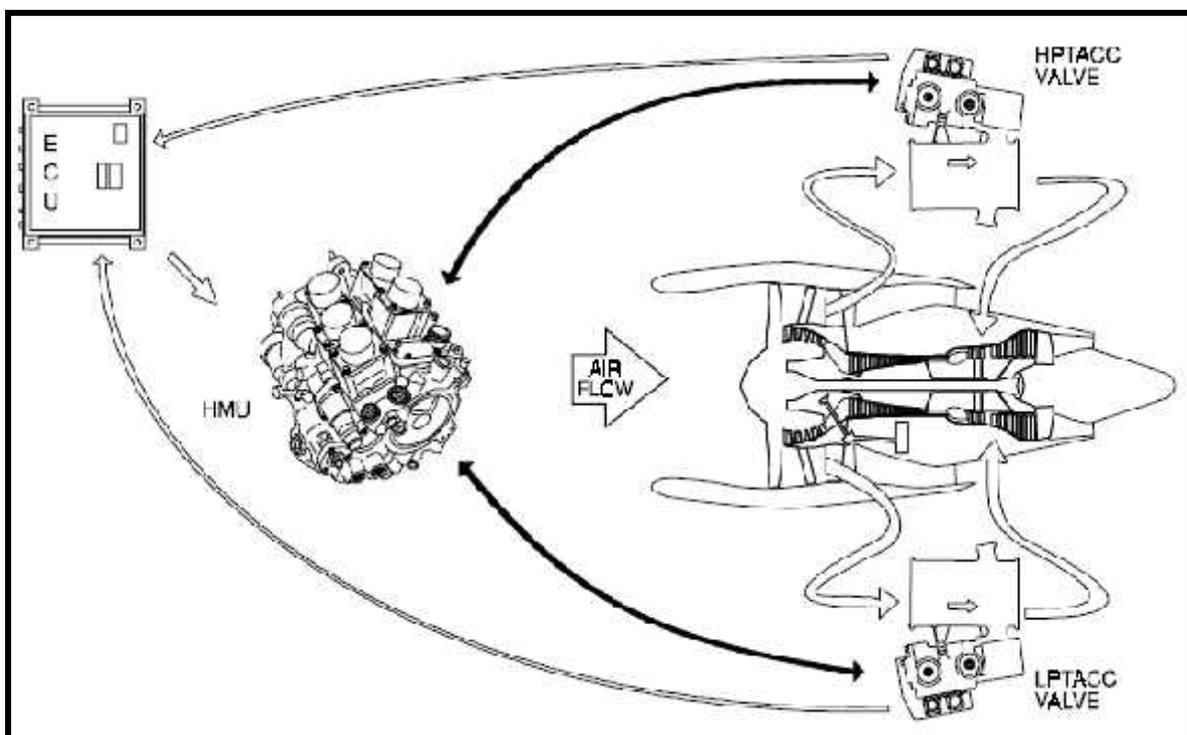


Figure : II-13 Déroulement du contrôle de jeux turbine BP et HP.

➤ **Description :**

Le circuit de refroidissement du carter turbine utilise deux collecteur séparés pour refroidir les carters haute pression et basse pression, en position 2H00 et 9H00.

Le refroidissement des carters turbine est assuré par une distribution annulaire ordonnée de tubulures percées uniformément, appelées rampe de distribution.

Celle-ci décharge l'air du Fan sur la surface des carters turbine haute pression et basse pression par des injections d'air frais, les flux de refroidissement réduisent le jeu radial entre le rotor et le stator et augmentent l'efficacité de la turbine ainsi que le rendement de la croix.

L'air en provenance du Fan pour chaque collecteur est contrôlé par des vannes de refroidissement:

- La vanne de refroidissement du carter turbine haute pression: elle est localisée sur le côté droit du moteur en position 2H00.
- La vanne de refroidissement du carter turbine basse pression elle est localisée sur le côté gauche du moteur en position 8H00 près de la chambre de combustion.

Les vannes de refroidissement des carters turbine haute pression et basse pression sont de type papillon, actionnées par un vérin hydraulique.

La modulation de la vanne de refroidissement est commandée par du carburant sous pression en provenance du régulateur principal carburant (HMU) à travers l'électro-hydraulique servo vanne (EHSV).

La vanne de refroidissement du carter turbine comprend :

- Deux (02) transducteurs linéaires de déplacement variable (linéaire variable déplacement transducteur, LVDT), qui envoient un signal de position de vanne vers l'unité électronique de contrôle moteur (ECU), chaque LVDT est équipé d'une prise électronique.
- Un LVDT est excité et lu par le canal A de l'ECU, l'autre est excité et lu par le canal B de l'ECU.
- La flèche qui est sur le corps de la vanne, indique le sens de l'écoulement facilitant ainsi son installation.

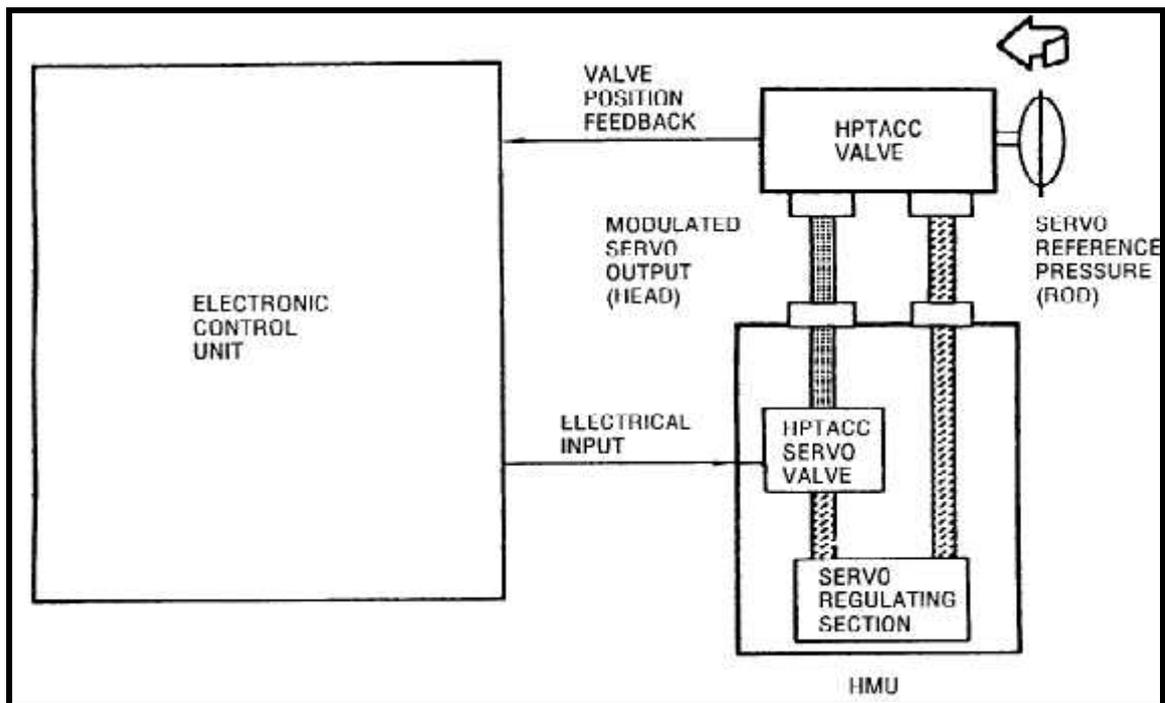


Figure : II-14 Contrôle actif du jeu turbine haute pression.

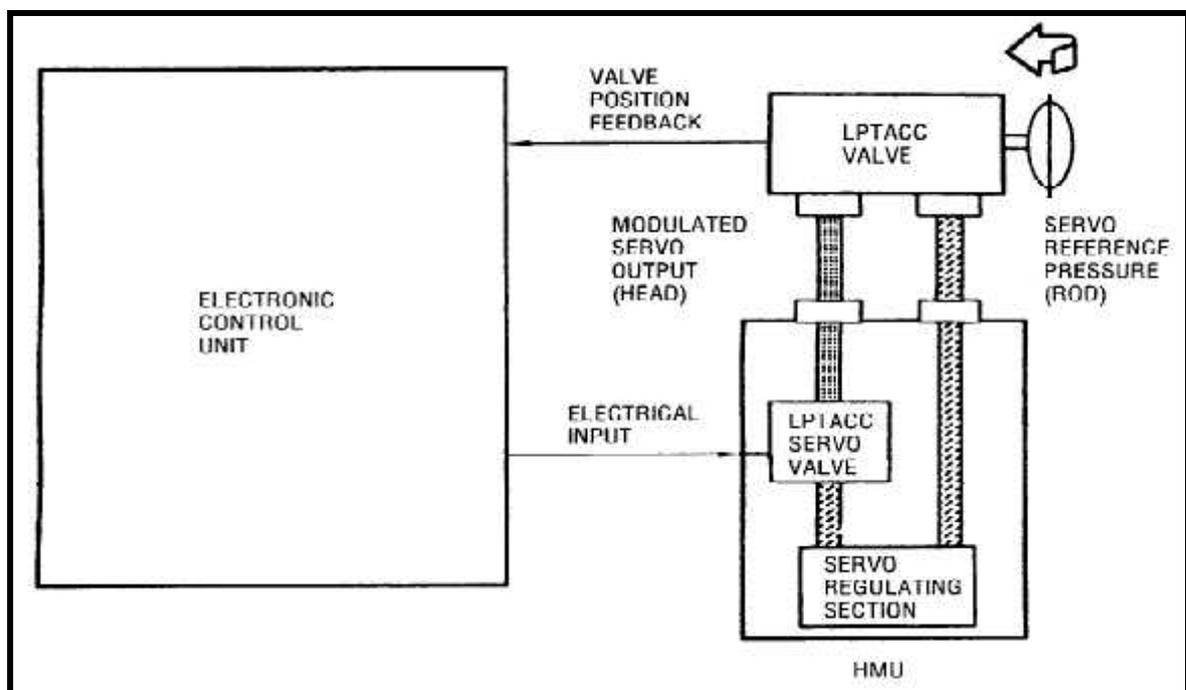


Figure : II-15 Contrôle actif du jeu turbine basse pression.

II.3.3.3. La vanne de refroidissement BCV :

C'est une vanne de refroidissement de type en douille, montée sur le carter fan en position 2H00, 5H30, 11H00, elle est de nombre de trois (3) contrôlées par un solénoïde est équipé de deux prises électroniques reliées aux canaux A et B de l'EEC.

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

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

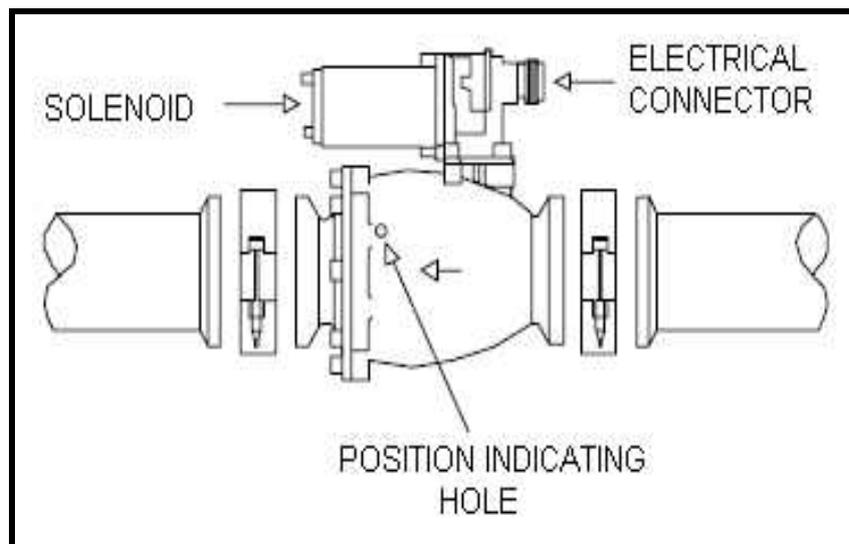


Figure : II-16 La vanne de refroidissement BCV.

II.3.3.4. La vanne de refroidissement du moteur et accessoires (CCCV) :

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

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

Elle est montée sur le carter du 4^{ème} étage du compresseur haute pression à 10H00.

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

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

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

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

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

II.4.1. Régulation du CF6-80 E1 FADEC : (Full Authority Digital Electronic Control) :

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

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

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

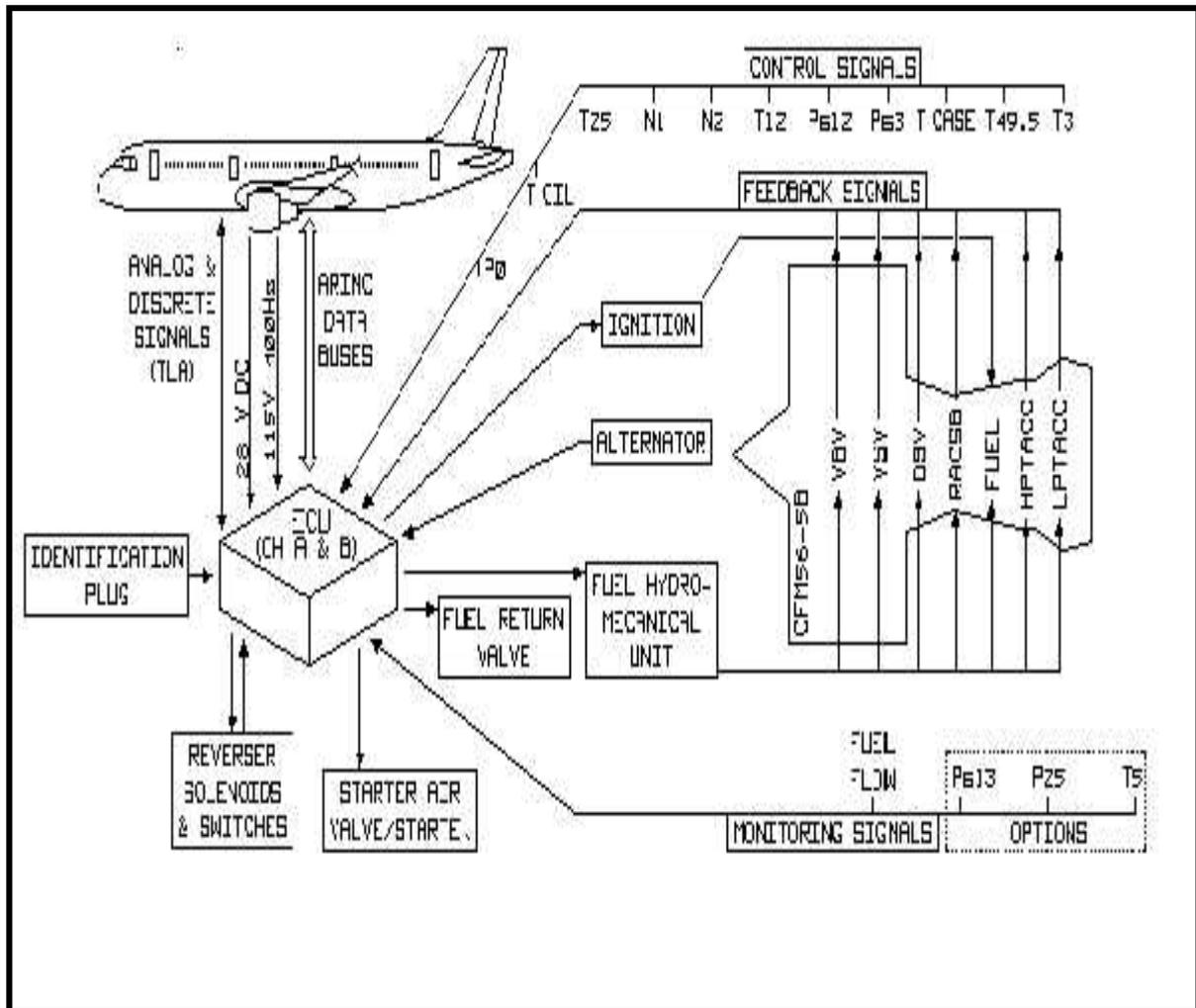


Figure : II-17 Le schéma représentatif du système FADEC.

II.4.2. Composition du système FADEC :

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

II.4.2.1. L'unité de contrôle électronique (EEC) :

➤ Description :

L'unité électronique de contrôle moteur (EEC) est un microprocesseur électronique digital, composé de deux (02) canaux identiques (A et B). Il est fixé en utilisant des isolateurs de vibration sur le coté gauche du carter fan position 8H30.

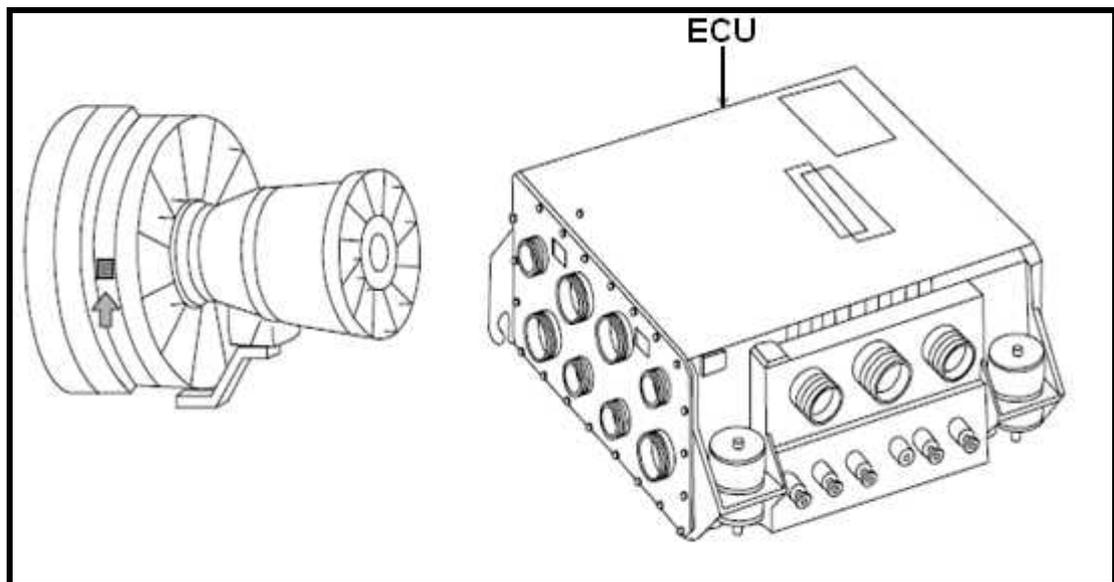


Figure : II-18 L'unité de contrôle électronique (EEC).

➤ Les fonctions de l'EEC :

L'EEC gère les fonctions suivantes :

- Le contrôle de la poussée réacteur.
- Le contrôle du débit d'air de compresseur.
- Le refroidissement des accessoires du réacteur.
- Le refroidissement des carters turbines haute et basse pression.
- L'interface réacteur / avion (ECAM... etc.).
- La protection des paramètres limites.
- Le système de test incorporé à l'équipement (BITE).
- La détection des pannes.

- Les indications statut réacteur.
- Le contrôle du circuit reverse.
- Le contrôle du circuit de démarrage.

Il existe onze (11) prises électriques dans I coté face de EEC, identifié de « JI » à « JI 1 », et il existe quatre (04) connexions pour les pour les sondes de pression dans le coté bas de l'unité. Le montage des connexions des capteurs moteurs est codé avec des couleurs pour faciliter leur identification. La prise d'identification se relie au connecteur « J11 ».

L'unité électronique de contrôle moteur (EEC) est refroidie par convection naturelle.

L'EEC est désigné pour supporter une variété de combinaisons avion/moteur et les différentes évaluations de la poussée.

Un bouchon d'identification dans le connecteur « JI 1 » programme l'EEC pour les applications désirées, le bouchon est attaché au carter fan par une aiguillette et il reste sur le moteur en cas d'un changement d'EEC. Il doit être connecté à l'EEC pour le contrôle de l'avion.

L'unité électronique de contrôle moteur (EEC) a deux modes de fonctionnement:

- Le mode « contrôle » : le test habituellement en mode contrôle.
- Le mode « test » : le EEC est en mode test si :
 - L'avion est au sol.
 - La manette de démarrage est en position « ARRET ».
 - Le commutateur de test au sol d'EEC est en position « TEST ».

Une variété de systèmes avion et moteur communiquent avec l'EEC et ils ont des connexions de redondance avec les deux canaux (A et B).

Les onze (11) prises électriques de L'unité électronique de contrôle moteur (EEC) sont groupées par:

- Les interfaces avion (J1-J2-J3-J4).
- Les composants moteurs (J5-J6-J7-J8-J9-J10).
- La prise d'identification (J11).

- **Les connexions de EEC aux systèmes avion et moteur :**
- **Les connexions d'EEC aux systèmes moteurs :**

L'EEC se relie à ces systèmes et composants moteurs:

- Prise d'identification.
- Le régulateur principal carburant (HMU).
- Système de contrôle d'air moteur.
- Sondes de moteur.
- Commande de carburant.
- Alternateur EEC.
- Circuit d'allumage.

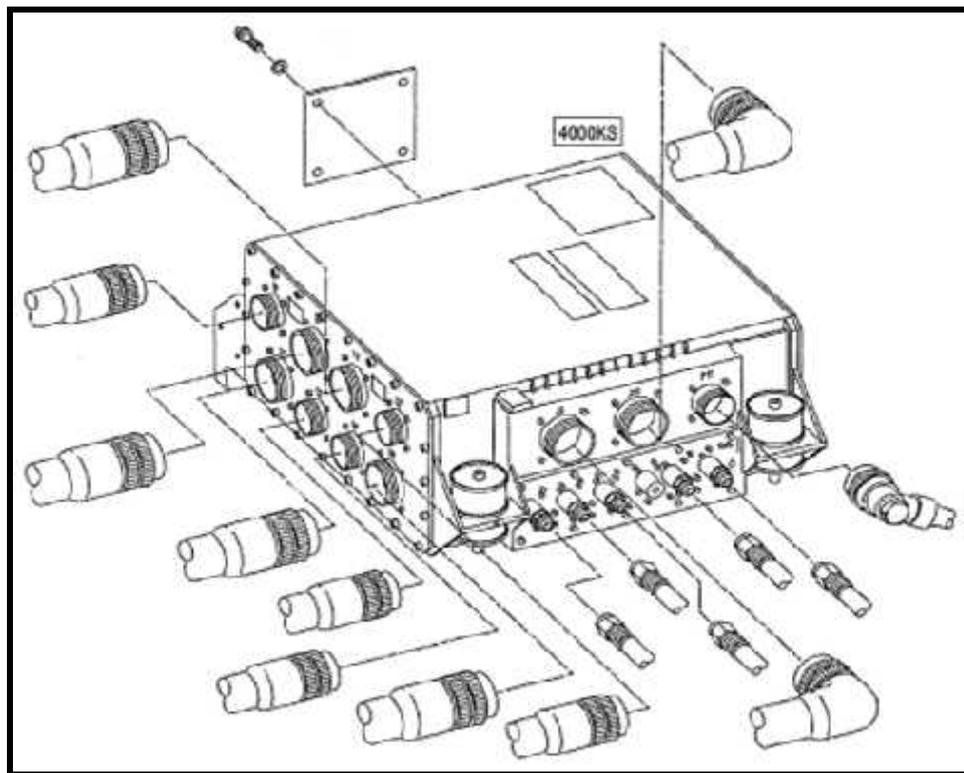


Figure : II-19 Les connexions d'EEC aux systèmes moteurs.

➤ **Prise d'identification :**

L'unité électronique du contrôle moteur (EEC) utilise la prise d'identification pour l'estimation de la poussée et toute autres informations du moteur. La prise d'identification du moteur fournit ces données à l'EEC:

- Type de moteur.
- L'équilibre NI.
- L'estimation de la poussée du moteur.
- Surveillance l'état du moteur.
- Configuration de la chambre de combustion (SAC ou DAC).
- Les chip detector inhibé.

II.4.2.2. Le régulateur principal carburant (HMU) :

➤ **Description :**

Le sub-système de carburant d'asservissement est complètement contenu dans 1 régulateur principal carburant (HMU). L'HMU est monté sur la face de l'AGB coté droit, elle entraînée par la boîte d'entraînement d'accessoire (AGB).

L'HMU répond aux signaux électriques envoyés par l'unité électronique de contrôle moteur (EEC) pour mesurer la quantité de carburant de la combustion et moduler la quantité de carburant d'asservissement pour opérer le système d'air moteur. L'HMU reçoit aussi des signaux de système de contrôle carburant avion pour contrôler la vanne de carburant haute pression (HPSOV).

Il existe quatre (04) prises électriques externes pour les interfaces électriques avec l'avion et l'EEC, quatre (04) tuyauteries de carburant connectent l'HMU à la pompe carburant et aux injecteurs, cinq (05) connections hydrauliques pour les interfaces de contrôle avec le carburant moteur et le système d'air moteur. Chaque interface hydraulique est contrôlée par un électro-hydraulique servo vanne (EHSV) qui varie la pression de carburant d'asservissement en répondant aux signaux du EEC.

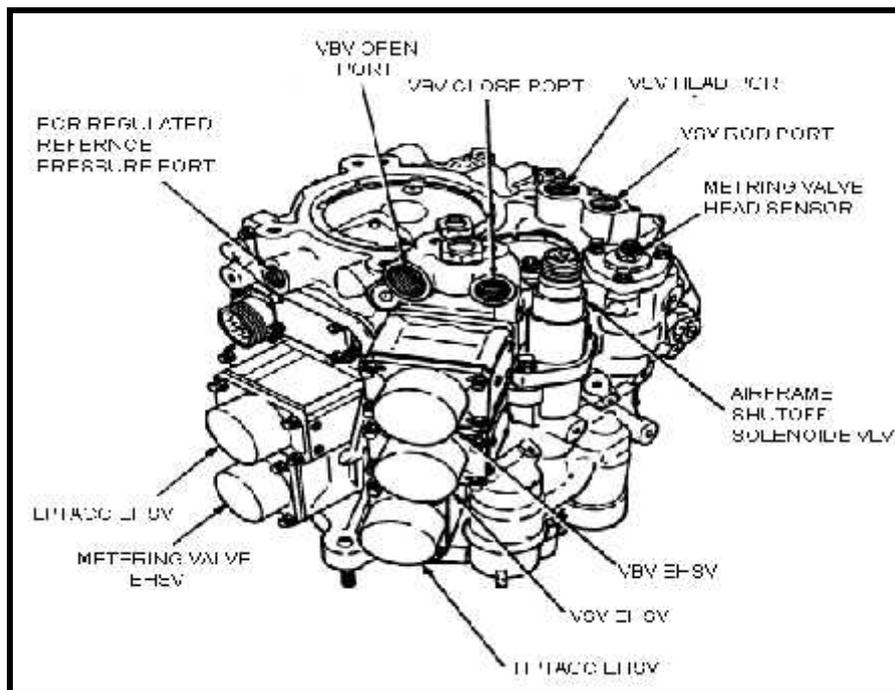


Figure : II-20 Le régulateur principal carburant (HMU).

Les connexions de carburant de l'HMU sont:

- L'entrée de carburant de la pompe carburant.
- La décharge de carburant aux injecteurs.
- La décharge de carburant de dérivation vers la pompe carburant.
- L'entrée de carburant d'asservissement.

L'HMU comprend cinq (05) électro-hydrauliques servo vanne:

- Un (01) pour le galet doseur (FMV).
- Un (01) pour les vérins des vannes de décharge (VBV).
- Un (01) pour les vérins des stators à calage variable (VSV5).
- Un (01) pour la vanne de refroidissement du carter turbine haute pression.
- Un (01) pour la vanne de refroidissement du carter turbine basse pression.

Les connexions électriques de l'HMU sont:

- Les signaux de canal A de ECU.
- Les signaux de canal B de EC.
- L'entrée de solénoïde HPSOV de la vanne de contrôle carburant.

➤ Opération :

L'HMU contient trois (03) circuits hydrauliques, un circuit de mesure de quantité de carburant, un circuit de dérivation et un circuit de contrôle d'asservissement.

Le circuit de mesure de quantité de carburant contrôle la quantité de carburant envoyé aux injecteurs, il a un galet doseur (FMV) et une vanne carburant haute pression (HPSOV).

Le galet doseur (FMV) contrôle la quantité de carburant qui sera envoyée à la vanne HPSOV.

Si la vanne HPSOV est ouverte, la quantité de carburant mesurée sera envoyée aux injecteurs de carburant.

Le circuit de dérivation est composé d'une vanne de dérivation, d'un régulateur différentiel de pression (**P**) et gouverneur de survitesse.

Si la pompe carburant refoule plus que la quantité désirée pour le galet doseur (FMV), le circuit de by-pass retourne l'excès de carburant à la pompe.

II.5. Système carburant :**II.5.1. Description du système carburant :**

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

Ce système est devisé en trois (3) sous système :

- Système de régulation.
- Système de distribution.
- Les indicateurs.

II.5.2. Le but du circuit de carburant :

Le circuit de carburant a pour rôle de :

- Alimenter et pressuriser le carburant aux 30 injecteurs.
- Filtrer et réchauffer le carburant.
- Mesurer le débit carburant.

- Assurer le fonctionnement des systèmes valves/accessoires (VBV, VSV,...).
- Contrôler le débit fuel par l'unité hydromécanique.
- Refroidir l'huile de l'IDG.
- Refroidir l'huile de graissage du moteur.

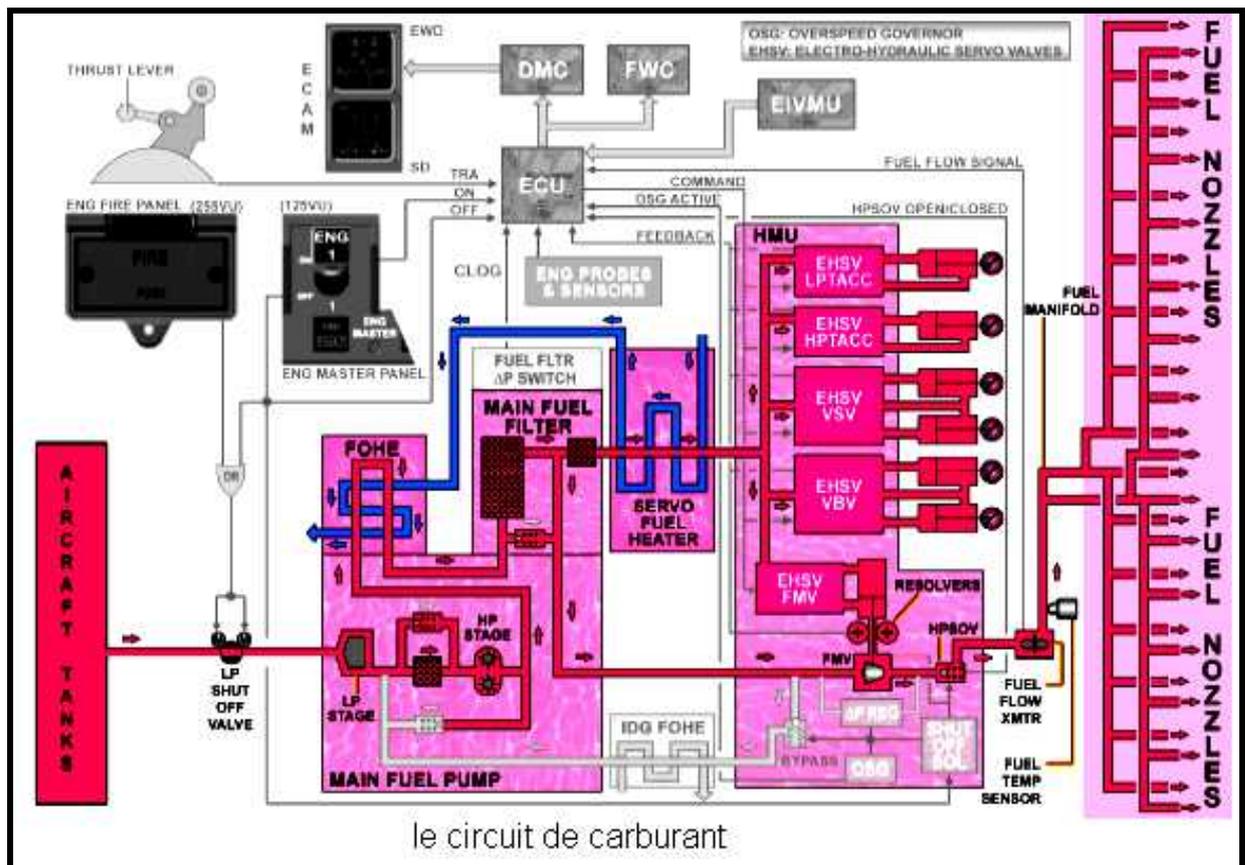


Figure : II-21 Le circuit de carburant.

II.5.3. Composition :

Le circuit carburant du réacteur CF6-80 E1 comporte :

II.5.3.1. La pompe carburant haute pression :

La pompe de carburant est montée du côté arrière de l'AGB en position 5H.c'est une pompe à deux étages. Le premier est une pompe centrifuge qui permet de gaver le seconde étage afin d'éviter le phénomène de cavitation. Le seconde étage est une pompe à engrenages haute pression ; à pour rôle d'augmenter la pression.

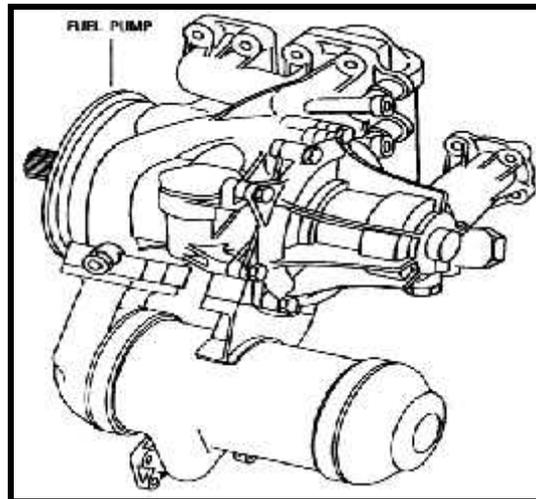


Figure : II-22 La pompe carburant.

II.5.3.2. L'échangeur de chaleur :

L'échangeur de chaleur de fuel est monté sur l'inférieur, main gauche côté de la pompe.

Il est conçu pour employer le carburant du moteur pour refroidir le lubrifiant du moteur huile pendant toutes les conditions de fonctionnement de moteur. Un deuxième avantage de l'échangeur est celui dans des conditions de fonctionnement de carburant froid, le lubrifiant du moteur l'huile chauffe l'approvisionnement en carburant du moteur pour éviter des conditions de givrage de carburant dans hydromécanique (HMU).

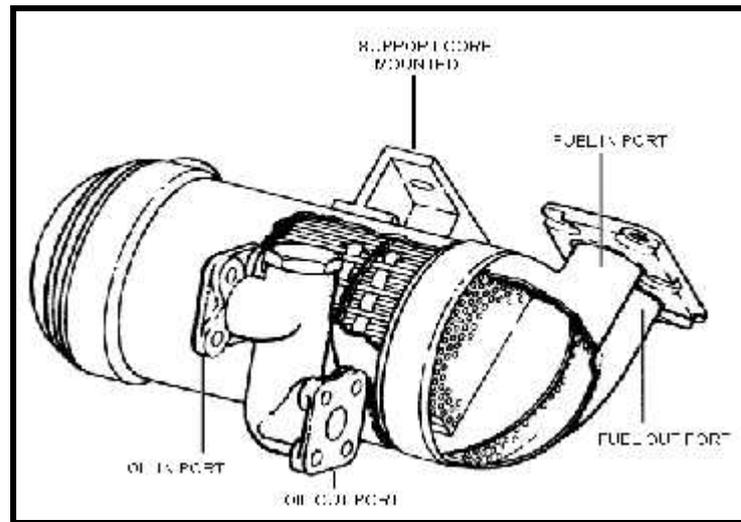


Figure : II-23 L'échangeur de chaleur.

II.5.3.3. Le filtre de carburant :

Le filtre de carburant est monté sur la pompe de carburant. Il reçoit le rendement écoulement de la pompe de carburant. Il filtre dehors des contaminants pour protéger les composantes d'installation carburant.

En cas de colmatage de filtre une étiquette de couleur ambre apparait sur l'afficheur EWD **FILTRE CLOGGED**.

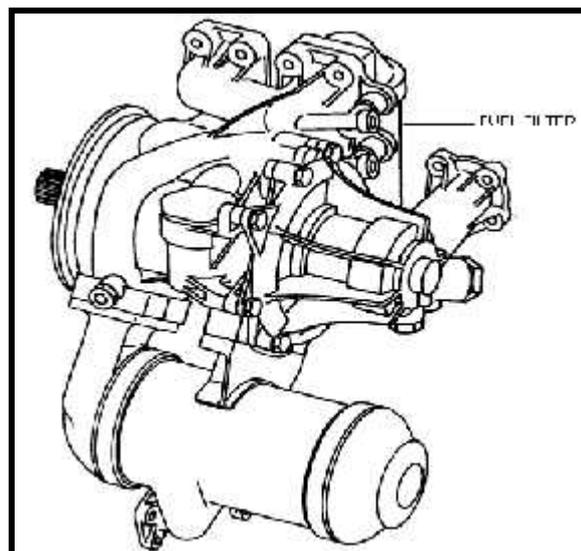


Figure : II-24 Le filtre de carburant.

II.5.3.4. Le réchauffeur servo carburant :

Le réchauffeur servo carburant est monté sur une parenthèse soutenue de la droite extrémité de main de l'AGB.

Le réchauffeur servo carburant emploie le lubrifiant de moteur pour chauffer le servo carburant avant d'entrer à l'HMU, pour éviter la formation de givres qui peuvent entrainer un mauvais fonctionnement des servo commandes.

Le réchauffeur servo carburant est équipé d'un by-pass. Ce dernier concerne l'huile seulement, elle est ouvert à pression entre 65 à 110 PSID.

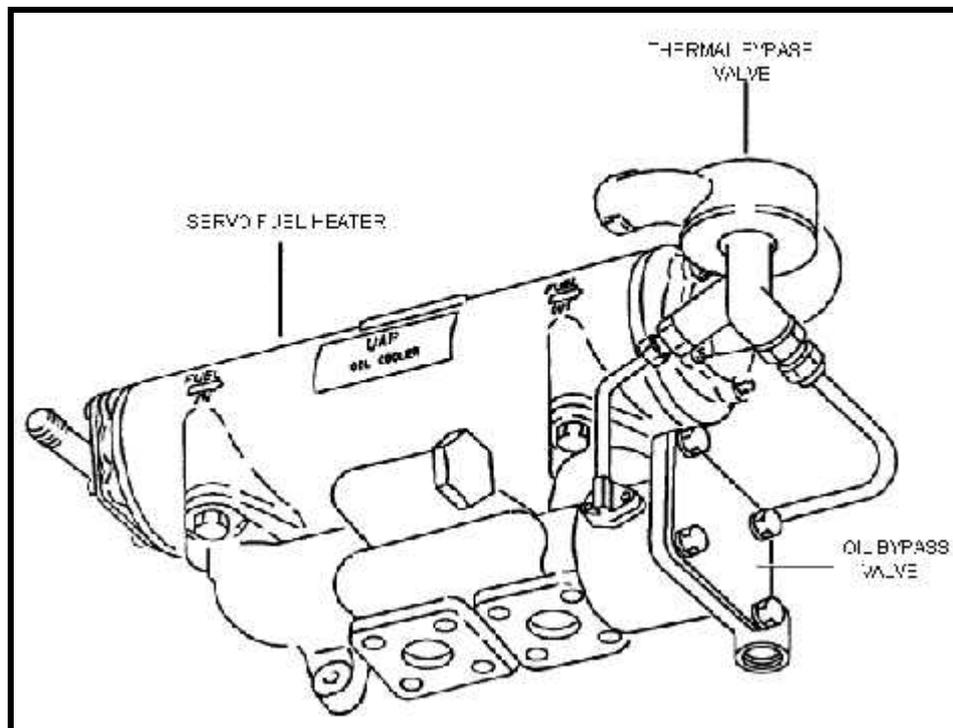


Figure : II-25 Le réchauffeur servo carburant.

II.5.3.5. Le régulateur principal du carburant (HMU) :

Le HMU est monté à la partie antérieure de l'AGB, Elle reçoit les signaux électriques à partir de l'unité de commande électronique (ECU) et convertit ces signaux d'entrée électriques par le servo électro-hydraulique valves à l'écoulement

de carburant et aux signaux hydrauliques à des divers systèmes externes.

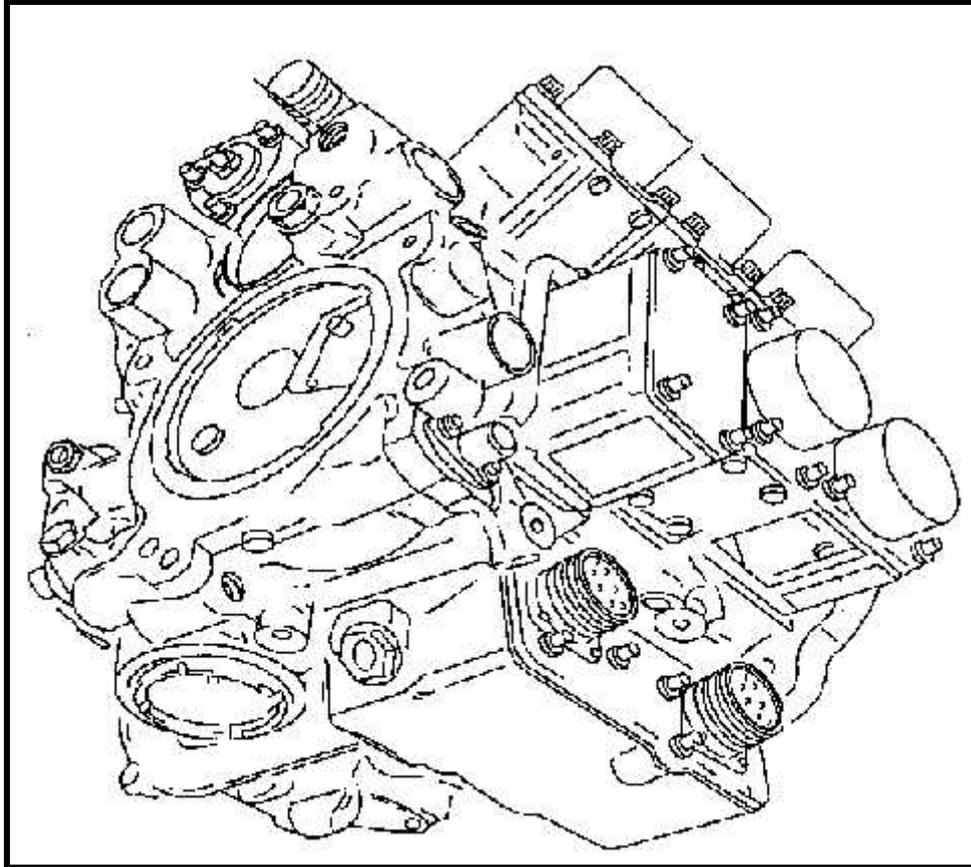


Figure : II-26 Le régulateur principal du carburant (HMU).

Le HMU exécute les fonctions suivantes :

- La régulation du débit carburant à tous les régimes moteur.
- L'alimentation des électro-hydrauliques servo-vannes.

II.5.3.6. Le débitmètre :

Son rôle est de mesurer la quantité de carburant envoyée vers les injecteurs.

II.5.3.7. Les injecteurs :

Trente (30) injecteurs de type duplex ; sont montés sur l'armature arrière de compresseur. Ils sont équidistant circonférentiellement autour de l'enveloppe interne de la chambre de combustion. Ils distribuent et pulvérisent le carburant dosé du HMU pour fournir les caractéristiques acceptables d'allumage dans la chambre de combustion dans l'enveloppe.

- Vingt huit (28) injecteurs a débit normal 70PPH codifiés par une bande en aluminium.
- Deux (02) injecteurs (15^{ème} et 16^{ème}) a débit élevé 115PPH codifiés par une bande bleue.

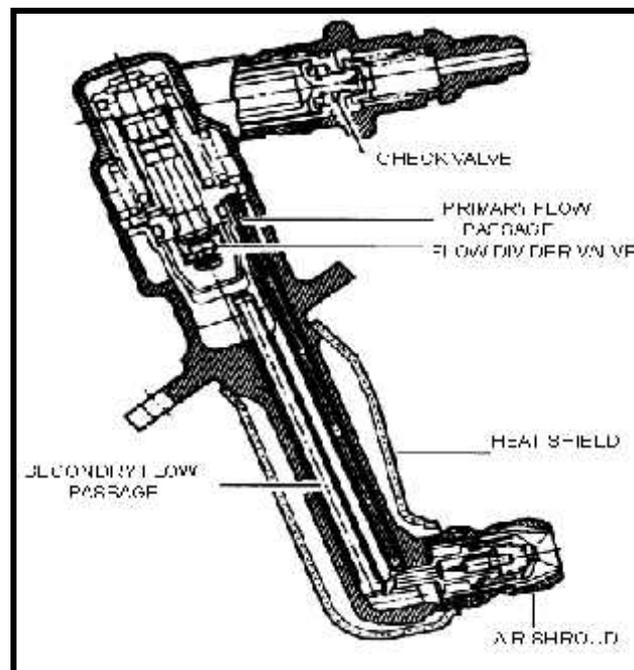


Figure : II-27 L'injecteur du carburant.

II.5.4. Le fonctionnement du circuit de carburant :

Le carburant arrive des réservoirs avion vers l'entrée de la pompe carburant. Le carburant passe à travers le 1^{er} étage de la pompe, cette dernière augmente sa pression.

Du 1^{er} étage de la pompe le carburant passe par un filtre métallique qui est équipé d'un by-pass et va directement vers le 2^{eme} étage de la pompe.

De la pompe le carburant passe dans l'échangeur huile/carburant afin de refroidir l'huile de graissage récupéré et de réchauffer le carburant pour faciliter sa détonation.

De l'échangeur, le carburant passe à travers un filtre principal qui est équipé d'un by-pass.

A la sortie du filtre carburant il passe par :

- Le régulateur carburant pour aller vers les trente (30) injecteurs.
- Le servo réchauffeur ou il sera réchauffé par l'huile moteur dans le but est d'éviter le givrage carburant pour le fonctionnement des servo valves du régulateur principal (HMU).

A la sortie du régulateur, le carburant passe à travers le débitmètre puis vers l'échangeur carburant alternateur afin de réchauffer l'huile alternateur pour ensuite s'acheminer vers les trente (30) injecteurs

II.5.5. le contrôle du circuit de carburant :

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

Les différentes sondes du moteur sont les suivantes :

- | | |
|-----------------------|------------------|
| -La sonde N1. | -La sonde Ps1.4. |
| -La sonde N2. | -La sonde Ps3. |
| -La sonde T49.5(EGT). | -La sondeP4.9. |
| -La sonde T1.2. | -La sonde T5. |
| -La sonde Pt2.5. | -PMA. |
| -La sonde P0. | -ECU. |
| -La sonde Ps1.2. | -HMU. |

II.5.6. L'indication :

La surveillance du système carburant est assurée par :

1. Indicateur de colmatage filtre carburant :

Quand la pression différentielle est supérieure à 25Psi, le message colmatage filtre apparait sur l'écran EICAS inférieur quand :

- La page STATUS est sélectionnée.
- La page ECS/MSC est sélectionnée.
- Un voyant ENG VALVE.
- Un voyant SPAR VALVE.

2. Consommation carburant est affichée sur l'écran EICAS inférieur quand la page sélectionnée, l'indication sous forme :

- Digitale.
- Analogique.

3. La pression carburant du 1^{er} étage de la pompe carburant, la pression est affichée sur l'écran EICAS inférieure quand la page PERF/APU.

La surveillance du fonctionnement des réacteurs est effectuée à partir des indications N1, N2, EGT, mesure de débit carburant, paramètres de l'huile (pression, température, et quantité), et les vibrations ; tous ces indications apparaissant sur l'ECAM (indicateur des paramètres moteur et alarmes).

III.1. Les paramètres du moteur :

III.1.1. Paramètres primaires :

Les paramètres primaires de moteur sont de manière permanente affichés sur l'affichage supérieur d'ECAM.

Ils sont de haut en bas :

- N1.
- EGT.
- N2.
- Écoulement de carburant.

D'autres indications sont également montrées comme :

- Poussée de limite.
- La température flexible de décollage.

En particulier des phases, des indications spécifiques sont montrées. Il y a :

- Indication de plancher d'alpha.
- Message à vide.
- Indications renversées.

III.1.2. Paramètres secondaires :

Les paramètres secondaires sont montrés sur l'affichage inférieur d'ECAM.

Ils sont de haut en bas :

- Carburant utilisé.
- Quantité d'huile.
- Pression d'huile.
- La température d'huile.
- vibration (N1 et N2).
- La température de nacelle.

Le dernier est remplacé par des indications commençantes pendant le début de moteur.

Il y a également des acquéreurs d'attention comme :

- Filtre de carburant obstruant.
- Filtre d'huile obstruant.

III.1.3. Page de croisière :

Quelques paramètres de moteur sont montrés à la page de croisière d'ECAM.

Ces paramètres sont :

- Carburant utilisé.
- Quantité d'huile.
- Vibration de niveau (N1 et N2).

III.2. Indication des paramètres :

III.2.1. L'accélération :

Tachymètre N1 :

Cet équipement assure une indication du régime N1 sur l'ECAM.

100%=3320.6tr/min.

Tachymètre N2 :

Cet équipement assure une indication du régime N2 sur l'ECAM.

100%=9827tr/min.

Le réacteur CF6-80 E1 a deux ralenti moteurs :

-ralenti minimum.

-ralenti d'approche.

Le ralenti minimum est généralement utilisé en vol.

Le ralenti d'approche est utilisé pendant la procédure d'approche et d'atterrissage .il est aussi utilisé en vol quand le système antigivrage est allumé.

L'unité électronique de control moteur (EEC) commande le ralenti d'approche lorsque une de ces conditions soit vérifiées :

- L'avion est en vol et les ailerons sont sorties (procédure d'approche).
- L'avion est en vol et le système antigivrage est allumé.

III.2.2. La vibration :**Capteur de vibration :**

L'indication de vibration permet de mettre en évidence une dégradation interne du réacteur. Chaque réacteur est équipé de deux accéléromètres pour détecter les vibrations.

L'un dans la zone du FAN au palier N° 1 qui détecte les vibrations de l'attelage basse pression, l'autre est fixé sur le carter réacteur à l'arrière de la compresseur haute pression qui détecte les vibrations de l'attelage haute pression.

L'indication de vibration apparait sur l'ECAM, le niveau de vibration est donné entre 0 et 10 pour chaque réacteur.

III.2.3. La température de gaz d'échappement (EGT) :

Il y a deux harnais de câblage T49.5 (EGT). Et il y a quatre sondes d'EGT pour chaque harnais. Les quatre sondes d'EGT sont dans un circuit parallèle pour fournir un signal ramené à une moyenne de thermocouple à l'ECU de chaque harnais de thermocouple. Chaque canal de l'ECU reçoit les entrées de signal supérieures et inférieures d'EGT. Le signal reçu des thermocouples est digitalisé par l'ECU et envoyé à DMC 1, 2 et 3 pour l'affichage d'ECAM, et à FWC 1 et 2 pour l'activation et l'affichage d'avertissement à la page de réserve.

III.2.4. Ecoulement de carburant :

Le signal de débitmètre de carburant est digitalisé par l'ECU qui l'envoie à DMC 1, 2 et 3 pour l'affichage d'ECAM, et à FWC 1 et 2 pour l'affichage à la page de réserve.

III.2.5. Carburant utilisé :

Le carburant utilisé est calculé par l'ECU du signal d'écoulement de carburant et est envoyé à DMC 1, 2 et 3 pour l'affichage d'ECAM.

III.2.6. Colmatage de filtre carburant :

Le signal d'entrave de filtre d'essence est envoyé à l'ECU qui l'envoie à DMC 1, 2 et 3 pour l'affichage d'ECAM, et à FWC 1 et 2 pour l'activation d'avertissement.

III.2.7. Quantité d'huile :

Le signal de quantité d'huile est envoyé à l'ECU (Manche A et creuser des rigoles B).

Une fois que digitalisé, il est envoyé à DMC 1, 2 et 3 par chaque ordinateur pour l'affichage d'ECAM avec un ordre prioritaire contrôlé par le DMCs.

III.2.8. La pression d'huile :

Le signal de pression d'huile est envoyé à l'ECU (Manche A et creuser des rigoles B).

Une fois que digitalisé, il est envoyé à DMC 1, 2 et 3 pour l'affichage d'ECAM avec un ordre prioritaire ont contrôlé par le DMCs.

III.2.9. Le colmatage de filtre d'huile :

Le signal d'entrave de filtre d'huile est envoyé à l'ECU qui l'envoie à DMC 1, 2 et 3 pour l'affichage d'ECAM et à FWC 1 et 2 pour l'activation d'avertissement.

III.2.10. La température d'huile :

Le signal de la température d'huile est digitalisé par l'ECU qui l'envoie à DMC 1, 2 et 3 pour l'affichage d'ECAM, et à FWC 1 et 2 pour l'activation d'avertissement.

III.3. Le point fixe du moteur :**III.3.1. Définition d'un point fixe :**

Un point fixe, il est réalisé au sol. C'est l'ensemble des testes à effectuer sur le moteur (testes des performances (la puissance, l'accélération, la vibration), testes d'étanchéités (les fuites dans les tuyauteries), testes fonctionnelles (teste d'allumage, teste de VBV), teste de ventilation,.... Il consiste à étudier le comportement des éléments composant le moteur suite aux opérations d'entretien tels que le remplacement des accessoires moteur ou lors de l'installation du moteur ou suite à une recherche de panne.

III.3.2. Point fixe de performances :

Dans ce cas on teste : la puissance délivrée par le moteur, l'accélération du moteur aux différents régimes de fonctionnement (bas régimes et haut régimes), et la vibration des attelages moteur haute pression (HP) et basse pression (BP).

III.3.3. Teste d'étanchéités :

Dans ce teste on fait un contrôle à vide minimum de fuite du moteur pour le fonctionnement correct, les raccordements étanches, le bruit fonctionnant normal, et les indications correctes de tous les instruments relatifs de moteur.

III.3.4. Testes de ventilation :

Une ventilation est une séquence de démarrage.

On distingue deux types de ventilation : le premier est faire ventiler le moteur sans carburant (une ventilation sèche). L'autre est faire ventiler le moteur avec le carburant (une ventilation humide).

Une ventilation humide doit être toujours suivie d'une ventilation sèche, avant de procéder une tentative normale de démarrage.

Une ventilation de moteur est employée pour les actions d'entretien qui ont besoin de la rotation de l'attelage HP et de l'écoulement de carburant sans allumage.

III.3.5. Testes fonctionnelles :

On vérifie l'état fonctionnel du système d'allumage et les dispositifs anti-pompages (VBV).

On control dans ce teste la valve de démarrage, VBV actuator, système d'allumage.

Le tableau suivant représente le relevé du point fixe du moteur de la compagnie d'AIR ALGERIE :

| | | | | | | | |
|---|--|--|-------------------------------------|---|--|--|---------------|
|  <p>AIR ALGÉRIE AH TECHNICS</p> | <p>AIRBUS A330-202 / GE CF6-80E1A4 ENGINE RUN UP RECORD SHEET <i>Relevé Point Fixe</i></p> | <p>Issue: 1 Rev : 00, APR 07 N°</p> | | | | | |
| - AIRCRAFT - | | | | | | | |
| Customer : | Registration : | MSN : | TSN : | CSN : | Station : | Reason for ground run : | |
| - ENGINE DATA - | | | | | | | |
| Pos | Model | S/N | TSN | CSN | HMU S/N | ECU S/N | |
| # 1 | | | | | | | |
| # 2 | | | | | | | |
| - INDICATED FLUID LEVELS - | | | | | | | |
| Eng #1: | Total Fuel On Board | | Hydraulic G | Hydraulic B | Hydraulic Y | | |
| | Before start | After shut Down | Pressure: | Pressure: | Pressure: | | |
| Eng #1: | Qty: | Qty: | Qty: | Qty: | Qty: | | |
| TEST 3, TEST 5, TEST 7, TEST 8.1, TEST 9 & TEST 10 | | | | | | | |
| ENG. POS. | TEST 3 Min Idle leak check | TEST 5 Vibration check | TEST 7 Acceleration Check | TEST 8.1 Run UP Leak Check | TEST 9 FADEC Motoring test | TEST 10 FADEC non Motoring | |
| # 1 | No Leaks Yes <input type="checkbox"/> No <input type="checkbox"/> | Vib N1 =..... Vib N2 =..... | Acceleration time=.....s | No Leaks Yes <input type="checkbox"/> No <input type="checkbox"/> | Test OK Yes <input type="checkbox"/> No <input type="checkbox"/> | Test OK Yes <input type="checkbox"/> No <input type="checkbox"/> | |
| # 2 | No Leaks Yes <input type="checkbox"/> No <input type="checkbox"/> | Vib N1 =..... Vib N2 =..... | Acceleration time=.....s | No Leaks Yes <input type="checkbox"/> No <input type="checkbox"/> | Test OK Yes <input type="checkbox"/> No <input type="checkbox"/> | Test OK Yes <input type="checkbox"/> No <input type="checkbox"/> | |
| TEST 4 - POWER ASSURANCE CHECK - | | | | | | | |
| MPA Power Lever 35 % | OAT :°C | | ALT =ft | N1 TRIM =% | N1 TARGET =% | ALT Adj MAX FF = | |
| | ENG #1. | VALUES | MAX VALUES | INDICATED VALUES | ADJ MAX VALUES | FULLY ADJ MAX VALUES | MARGIN VALUES |
| | | N2 | | | | | |
| | | EGT | | | | | |
| | FF | | | | | | |
| MPA Power Lever 83 % | OAT :°C | | ALT =ft | N1 TRIM =% | N1 TARGET =% | ALT Adj MAX FF = | |
| | ENG #1. | VALUES | MAX VALUES | INDICATED VALUES | ADJ MAX VALUES | FULLY ADJ MAX VALUES | MARGIN VALUES |
| | | N2 | | | | | |
| | | EGT | | | | | |
| | FF | | | | | | |
| FTS Raised | | | PERFORMED BY | | CONTROLLED BY | | |
| YES <input type="checkbox"/> NO <input type="checkbox"/> | | | Nom : | | Nom : | | |
| N° : | | | Date : | | Date : | | |
| | | | Signature : | | Signature : | | |

AHDT/098/2007

Une ventilation est comptabilisée comme une séquence de démarrage ou l'on distingue deux types de ventilation nommés respectivement :

- La ventilation humide.
- La ventilation sèche.

IV.1. La ventilation humide :

Une ventilation humide est une séquence de démarrage avec ouverture du robinet HP, mais en condamnant l'allumage .Elle est réalisé lorsque une intervention a eu lieu sur le circuit carburant HP fin de purger ce circuit.

Une ventilation humide doit être toujours suivie d'une ventilation sèche, avant de procédé une tentative normale de démarrage .D'autre part cette fonction est utilisée lors de dépose d'un moteur pour une durée relativement longue afin de projeter sur ces composantes une fine pellicule de carburant qui assure ainsi, une protection contre l'oxydation.

❖ Avertissements :

Pour éviter tous les dommages et les risques aux personnes, au moteur, et à l'avion alors :

- Ne pas exécuter la ventilation humide dans un hangar ou dans un secteur fermé. Une grande quantité de vapeurs du carburant fortement inflammables viennent dehors du moteur pendant ce procédé et il y a un risque.
- Assurer que toutes les régions de fonctionnement de moteur sont aussi propres comme possible. Toutes les pompes, pistes de roulement et d'autres régions de fonctionnement doivent être très propres.
- Ne pas essayer d'arrêter le ventilateur rotatif à la main.
- Assurer que les suretés –serrures sont correctement installées sur le train d'atterrissage. Ceci empêche le mouvement non désiré de ce dernier.
- Le point fixe du moteur avec des capots d'inverseur de poussée ouverts est interdits.

➤ Le point fixe du moteur avec des capots de ventilateur s'ouvrent et ont fixé par la prise rods qu'ouverts est interdit à la puissance plus haut que le ralenti.

❖ **Attention :**

➤ Ne pas excéder les limitations ouvertes de capotages pendant les courses de moteur ou les capotages seront endommagés.

➤ Assurer que tu es complètement au courant des limites opérantes de moteur avant que tu mettes le moteur en marche.

➤ Assurer qu'il n'y a aucun approvisionnement hydraulique de groupe de parc relié à l'avion quand tu fais ce procédé. Si un approvisionnement est relié, il y a un risque de dommages aux pompes.

IV.1. 1. La raison du travail :

Une ventilation humide de moteur est employée pour les actions d'entretien qui ont besoin de la rotation de l'attelage HP et de l'écoulement de carburant sans allumage. Elle peut être utilisée pour examiner l'installation carburant pour des fuites et pour déstocker et amorcer l'installation carburant après l'entretien

IV.1.2. Installation de travail :

A. Activer le réseau au sol de service.

B. Obtenir l'accès à la soute électronique :

1-A mis la plateforme d'accès en position à la porte d'accès 811.

2-Ouvrir la porte d'accès 811.

3-Ouvrir la porte protectrice du power-center 740VU de secours d'AC/DC.

C. Assurer que le disjoncteur est fermé :

Pour 4030EM1 :

| PANNEAU | DÉSIGNATION | FIN | ENDROIT |
|---------|---------------|-------|---------|
| 721VU | EIVMU 1 | 14KS1 | P05 |
| 721VU | FADEC B ENG 1 | 13KS1 | D44 |
| 742VU | FADEC A ENG 1 | 12KS1 | Q73 |

Pour 4030EM 2 :

| PANNEAU | DÉSIGNATION | FIN | ENDROIT |
|---------|---------------|-------|---------|
| 721VU | EIVMU 2 | 14KS2 | P06 |
| 722VU | FADEC B ENG 2 | 13KS2 | K49 |
| 742VU | FADEC A ENG 2 | 12KS2 | Q74 |

D. ouvrir, sûreté et étiqueter ce disjoncteur.

Pour 4030EM1 :

| PANNEAU | DÉSIGNATION | FIN | ENDROIT |
|---------|-----------------|------|---------|
| 721VU | IGN SYS B ENG 1 | 2EH1 | G03 |
| 722VU | IGN SYS A ENG 1 | 1EH1 | Q70 |

Pour 4030EM 2 :

| PANNEAU | DÉSIGNATION | FIN | ENDROIT |
|---------|-----------------|------|---------|
| 722VU | IGN SYS B ENG 2 | 2EH2 | F50 |
| 742VU | IGN SYS A ENG 2 | 1EH2 | Q71 |

E. Continuer à se préparer à l'essai.

1-Font le procédé de début d'EIS .

2-Fournir le système pneumatique d'avion par:

- Le connecteur de HP ou :
- D'APU.

❖ **Note :**

Assurer que la pression atmosphérique d'approvisionnement est entre la barre 25 Psi (1.7236 barre) et 55 Psi (3.7921 barre).

3- Assurer que le personnel de lutte contre l'incendie est présent.

4- Vérifier la pression hydraulique :

❖ Attention :

Ne pas ventiler, ne pas mettre en marche ou ne pas faire fonctionner le moteur à moins que la valeur hydraulique de pression de réservoir soit dans la plage de fonctionnement normale ou les dommages peuvent se produire. Les pompes hydrauliques motorisées sont lubrifiées avec le fluide hydraulique.

a- Sur le panneau de commande d'ECAM, pousser la clef de l'hydraulique pour obtenir l'hydraulique page sur le système display.

- Assurer que la pression de la pompe hydraulique est correcte.

POUR le vert 4030EM1, réservoir bleu.

POUR le vert 4030EM2, réservoir jaune.

- Assurer que le niveau du fluide de réservoir est correct.

5- Assurer que la pompe à carburant du moteur 1(2) est utile (sur lambrasser 245VU, la légende de défaut du moteur 1(2), bouton-poussoir de pompe, le commutateur doit être éteint).

F. Faire un essai opérationnel.

Font l'essai opérationnel du système de détection de feu de moteur.

IV.1.3.Procédures :

A. Faire cet essai :

- Assurer que le commutateur d'ENG/MASTER 1(2) (sur le panneau 125VU) est place a au loin avant que tu mettes en marche les pompes à carburant d'avion. Les dommages au moteur ont pu se produire.

- Ne pas ventiler, ne pas mettre en marche ou ne pas faire fonctionner le moteur à moins que les pompes à carburant d'avion fonctionnent ou les dommages peuvent se produire. La pompe à carburant de moteur et l'élément hydromécanique sont lubrifiés.

➤ Assurer que l'indication d'écoulement de carburant n'est pas plus de 682 kg/h après 15 secondes ou dommages au moteur peut se produire. Un écoulement de carburant de plus de 682 kg/h est une indication d'un problème interne dans l'élément hydromécanique qui pourrait avoir comme conséquence l'écoulement élevé de carburant pendant un début.

| ACTION | RESULTAT |
|--|--|
| 1. Sur le panneau 245VU : ➤ Pousser le commutateur de la pompe à carburant du moteur 1(2). | ➤ Au Loin la légende de ce bouton poussoir va au loin. |
| 2. Assurer que le levier de commande de puissance du moteur 1(2), est en position d'arrêt à vide (zéro sur le secteur gradué). | puissance du moteur 1(2), est en position d'arrêt à vide (zéro sur le secteur gradué). |
| 3. Sur le panneau 145VU : ➤ Placer le sélecteur de démarrage moteur dans la position détraquée. | Sur le SD : ➤ Assurer que la pression atmosphérique disponible est entre 25 livres/pouce carré (1.7236bar) et 55 livres/pouce carré (barre 3.7921) ➤ assurer que la quantité d'huile dans le réservoir d'huile du moteur 1, (2) est correcte. ➤ remplir au besoin réservoir d'huile |
| 4. Sur le panneau 212VU : ➤ Appuyer "Marche" du commutateur d'ENG/MAN 1(2). | ➤ Dessus la légende de ce commutateur s'allume. Sur l'écart-type, page de moteur : ➤ Le symbole pour la valve de démarreur est en position d'ouverture. |
| 5. Quand la vitesse de N2 est entre 15% et 20%, sur le panneau 125VU : ➤ Placer le commutateur d'ENG/MASTER 1 (2), au dessus. | Sur l'EWD : ➤ Augmentations de FF d'indication d'écoulement de carburant. Sur le SD : ➤ Assurer que l'indication de pression d'huile est positive. |
| 6. ventiler le moteur pour le maximum de 60 secondes et surveiller l'indication d'écoulement de carburant. L'écoulement indiqué de carburant tandis que ventiler devrait être entre 227 kg (500.4491 livres) à 318 kg (701.0697 livres) par heure. | |
| 7. Sur le panneau 125VU : ➤ Placer le commutateur d'ENG/MASTER 1(2) au dessus. | ➤ La valve de démarreur clôture la remise suivante de l'ECU. |

❖ **Note :**

Après remise de l'ECU commandera la valve de démarreur pour s'ouvrir quand la vitesse de core est de 20% et le procédé sec est exécuté.

| | |
|---|---|
| 8. Ventiler le moteur pour que 30 secondes davantage évacuent le carburant de la chambre de combustion. | |
| 9. Après 30 secondes sur le panneau 212VU : ➤ Libérer le DÉBUT commutateur d'ENG/MAN1(2) . | ➤ Dessus la légende de ce commutateur va au loin. Sur le SD : ➤ Le symbole pour l'Isin de valve de démarreur la position fermée |
| 10. Sur le panneau 145VU : ➤ Placer le commutateur ENG de début dans la position de norme. | Sur le SD : ➤ La page de moteur sort de la vue. |
| 11. Sur le panneau 245VU : ➤ Libérer le commutateur de pompe à carburant du Moteur 1 (2), | ➤ Au loin la légende de ce commutateur s'allume. |

B. Pendant la côte de moteur vers le bas, détectent le bruit anormal des éléments mobiles.

❖ **Note :**

Le bruit de rotation normal est un bruit cliquetant qui vient des lames de compresseur, des lames de turbine, du bruit de vitesse, et des bandes de frottement de joint.

C. Obtenir L'Accès :

1- Ouvrent les portes de capot de ventilateur.

- POUR 4030EM1 41AL, 41AR.
- POUR 4030EM2 42AL, 42AR.

2- Installer une plateforme réglable d'accès.

D. Rendre l'inverseur de poussée inutile.

E. Obtenir L'Accès :

1- Ouvrent les portes d'inverseur de poussée :

- POUR 4030EM1 417AL, 41AR
- POUR 4030EM2 427AL, 42AR

F. Faire une inspection visuelle générale :

1-Font une inspection visuelle des lignes, des garnitures, et des accessoires d'installation carburant pour la fuite des fluides.

2-Font une inspection visuelle de la monture concentrique de carburant pour la fuite. Le carburant dans la monture concentrique de carburant est une indication d'une fuite dans l'installation carburant et exige la modalité de reprise.

IV.1.4. Fin du travail :

A. Mettre l'avion de nouveau à son configuration initiale :

Arrêtent l'approvisionnement pneumatique à l'avion :

- Débrancher l'unité de groupe de parc de HP ou arrêter APU.

B. Accès Étroit :

1-Assurer que la zone de travail est propre et dégagée des outils et d'autres articles.

2- Fermer les portes de capot d'inverseur de poussée.

- POUR 4030EM1 417AL, 41AR.
- POUR 4030EM2 427AL, 42AR.

C. Rendre l'inverseur de poussée utile.

D. Enlever l'agrafe de sûreté et l'étiquette et fermer ce disjoncteur :

- POUR 4030EM1 EH1, 1EH1
- POUR 4030EM2 EH2, 1EH2

E. Accès Étroit :

1-Assurer que la zone de travail est propre et dégagée des outils et d'autres articles.

2-Fermer la porte protectrice du centre 740VU d'alimentation de secours d'AC/DC.

3-Fermer la porte d'accès 811.

4-Fermer les portes de capot de ventilateur :

- POUR 4030EM1 41AL, 41AR.
- POUR 4030EM2 42AL, 42AR.

5- Enlever la plateforme d'accès.

F. Désactiver le réseau au sol de service.

IV.2. La ventilation sèche :

Une ventilation sèche est une séquence de démarrage sans ouverture du robinet haute pression(HP).Elle doit être entreprise, après une tentative infructueuse de démarrage .Dans laquelle le robinet HP a été ouvert.

Cette action permet de chasser les vapeurs de carburant vers l'extérieur alors que le carburant liquide est évacué dans le circuit de drainage de la chambre de combustion.

IV.2. 1. La raison du travail :

Une ventilation sèche du moteur peut être nécessaire pendant ou après une inspection ou un entretien. Elle s'assurera que le moteur tourne librement, l'instrumentation fonctionne correctement, et cela l'opération du démarreur répond aux exigences de vitesse pour des débuts réussis. Elle peut être utilisée pour amorcer le système de lubrification.

IV.2.2. Installation du travail :

A. Préparation pour l'essai :

1-Assurer que l'avion est dirigé dans le vent pour empêcher ingestion des gaz d'échappement dans le moteur.

B. Activer le réseau au sol de service.

C. Obtenir l'accès à la soute électronique :

1- A mis la plateforme d'accès en position à la porte d'accès 811.

2- Ouvrir la porte d'accès 811.

3- Ouvrir la porte protectrice du puissance-centre 740VU de secours d'AC/DC.

D. Assurer que ce disjoncteur est fermé :

Pour 4030EM1 :

| PANNEAU | DÉSIGNATION | | ENDROIT |
|---------|-------------------|-------|---------|
| 721VU | IGN SYS B ENG 1 | 2EH1 | G03 |
| 721VU | EIVMU 1 | 14KS1 | P05 |
| 722VU | FADEC B ENG 1 | 13KS1 | D44 |
| 742VU | HP FUEL SOV ENG 1 | 1KC1 | C68 |
| 742VU | FADEC A ENG 1 | 12KS1 | Q73 |
| 742VU | IGN SYS A ENG 1 | 1EH1 | Q70 |

Pour 4030EM2 :

| PANNEAU | DÉSIGNATION | AILERON | ENDROIT |
|---------|-------------------|---------|---------|
| 721VU | EIVMU 2 | 14KS2 | P06 |
| 722VU | IGN SYS B ENG 2 | 2EH2 | F50 |
| 722VU | FADEC B ENG 2 | 13KS2 | K49 |
| 742VU | HP FUEL SOV ENG 2 | 1KC2 | D70 |
| 742VU | FADEC A ENG 2 | 12KS2 | Q74 |
| 742VU | IGN SYS A ENG 2 | 1EH2 | Q71 |

E. Continuer à se préparer à l'essai :

1-Fournir le système pneumatique d'avion par :

- Le connecteur moulu de HP.

Ou :

- Avec APU.

2-Vérifier la pression hydraulique.

❖ Attention :

➤ Assurer que la pression de la pompe hydraulique est dans la plage de fonctionnement correcte avant que tu mettes le moteur en marches (le fluide hydraulique est nécessaire pour lubrifier les pompes hydraulique actionnées par le moteur.

a. Assurer que la pression de la pompe hydraulique est correcte.

➤ Pour 4030EM1: Réservoir vert et bleu.

➤ Pour 4030EM2: Réservoir vert et jaune.

3-Sur le panneau 245VU :

a-Assurer que les pompes a carburant sont utiles (le défaut des légendes des commutateurs de bouton-poussoir de la pompe doivent être éteintes).

4-Font le procédé de début d'EIS.

IV.2.3. Procédures :

Afin d'éviter les dommages qui peuvent se produire sur le moteur.

➤ Assurer que les commutateurs de l'ENG / MASTER 1(2) (sur le panneau 125VU) sont fermés avant mettre les pompes carburant en marche.

➤ Ne pas ventiler le moteur sèchement avant qu'assurer que les pompes carburant fonctionnent car la pompe à carburant et l'unité hydromécanique sont lubrifiés avec l'huile

➤ Assurer que tu suis les limitations pour le démarreur pneumatique.

➤ Ne pas arrêter les pompes à carburant d'A/C si le moteur est en rotation.

| ACTION | RESULTAT |
|---|--|
| 1. Sur le panneau 245VU : ➤ Pousser le commutateur de la pompe à carburant du moteur 1(2). | ➤ Le commutateur va éteindre. |
| 2. Ouvrir le disjoncteur 1KC1(2) pour ouvrir la valve LP de carburant. | Sur l'EWD le message suivant hérite la vue : FUEL ENG 1(2) LP VALVE FAULT: ➤ Le carillon simple fonctionne- la lumière du MAÎTRE CAUT s'allume. |

➤ **Note :**

➤ En cas d'un feu de moteur, le robinet d'isolement du feu a une fonction de priorité pour fermer la valve LP de pylône s'il était ouvert.

➤ L'activation des pompes de carburant et l'ouverture de la valve LP ne sont pas nécessaires si tu pas débrancher/enlever aucune ligne de carburant ou équipement de carburant en aval de la valve LP, avant la ventilation sèche.

| ACTION | RESULTAT |
|---|--|
| 3. Assurer que le levier de commande de | puissance du moteur 1(2) est en position d'arrêt à vide (zéro sur le secteur gradué). |
| 4. Sur le panneau 145VU : ➤ Placer le commutateur moteur du mode SEL dans la position détraquée. | Sur le SD : ➤ La page de moteur hérite la vue assurent que l'air disponible la pression est entre 25 livres/pouce carré (1.7236bar) et 55 livres/pouce carré (barre 3.7921). Assurer que la quantité d'huile dans le réservoir du moteur 1(2) est correcte remplir au besoin réservoir. |
| 5. Sur le panneau 212VU : - Mettre le commutateur d'ENG/MAN VALVE/1(2) en MARCHE. | ➤ Dessus la légende de ce commutateur s'allume. Sur le SD, page de moteur : ➤ Le symbole pour la valve de démarreur est en position d'ouverture. |

❖ **Note :**

Si la soupape de commande de début ne s'ouvre pas automatiquement, ce peut être ouvert manuellement.

6. Ventiler le moteur aussi longtemps qu'il est nécessaire (en conformité avec les limites de démarreur).

❖ **Note :**

L'opération de démarreur est limitée au de 5 minutes.

Le démarreur peut être soumis à tout nombre de cycles de début durant 5 minutes. Un minimum d'une période de refroidissement de 2 minutes est requis après les 5 premières minutes faire un cycle, et un refroidissement de 10 minutes la période après des 5 minutes suivantes commencent le cycle.

| ACTION | RESULTAT |
|--|--|
| 7. Assurer que : <ul style="list-style-type: none"> ➤ Le moteur tourne ➤ L'indication de pression d'huile est positive. | |
| 8. Sur le panneau 212VU : Libérer le commutateur de valve de début d'ENG/MAN1(2). | <ul style="list-style-type: none"> ➤ Dessus la légende de ce commutateur va au loin. ➤ A la page de moteur du SD : Le symbole pour la valve de démarreur est en position fermée. |
| 9. Sur le panneau 145VU : <ul style="list-style-type: none"> ➤ Placer le sélecteur en mode de fonctionnement dans la position normale. | Sur le SD : La page de moteur sort vue. |
| 10. Sur le panneau de commande d'ECAM : <ul style="list-style-type: none"> ➤ Pousser la clef de moteur pour obtenir la page de moteur sur le SD. | Sur le SD : <ul style="list-style-type: none"> ➤ La page de moteur hérite la vue. |
| 11. Sur le SD, page de moteur : <ul style="list-style-type: none"> ➤ Après 5 minutes au minimum de l'extrémité de l'essai, regarder l'indication de niveau d'huile. | <ul style="list-style-type: none"> ➤ Au besoin, remplir réservoir d'huile. |
| 12. Quand le moteur est arrêté, sur le panneau 245VU : | Au Loin les légendes de ce commutateur s'allume. |

| | |
|--|---|
| <ul style="list-style-type: none"> ➤ Libérer l'ENG1, (2) pompe à carburant le commutateur | |
| <p>13. Fermer le disjoncteur 1KC1(2) pour fermer la valve LP.</p> | <p>Sur l'unité d'affichage supérieure d'ECAM :</p> <ul style="list-style-type: none"> ➤ Le message de : ENG1 (2) LP VALVE FAULT sort de la vue. <p>La lumière du master CAUT s'éteint.</p> |

IV2.4. Fin du travail :

A. Mettre l'avion de nouveau à son configuration initiale :

1- Arrêter l'approvisionnement pneumatique à l'avion :

- Débrancher l'unité de groupe de parc de HP ou arrêter APU.

B. Accès Étroit :

1-Assurer que la zone de travail est propre et dégagée des outils et d'autres articles.

2-Fermer la porte protectrice du centre 740VU d'alimentation de secours d'AC/DC.

3-Fermer la porte d'accès 811.

4-Enlever la plateforme d'accès.

C. Désactiver le réseau au sol de service.

VI.1.Généralité :

Le système de détection de fuite détecte n'importe quelle surchauffe ambiante à proximité de chaud conduits d'air qui fonctionnent par les pylônes de moteur, les ailes, la climatisation aéroport et le fuselage pour la purge d'APU. Le système de détection de fuite est divisé en deux sous-ensembles :

La main droite et les sous-ensembles de main gauche.

Chaque sous-ensemble fonctionne indépendamment et est surveillé par des les deux purge Surveillance Des Ordinateurs (BMCs).

VI.2.Cheminement: (Figure VI-1)

Les pylônes de moteur sont surveillés par une boucle simple.

Seuil De Détection : $200C \pm 5C$.

Chaque aile et paquet est surveillée par une double boucle de sentir des éléments.

Les boucles sont reliées ensemble dans le BMCs avec ET la logique pour empêcher faux avertissements.

Seuil De Détection : $124C \pm 7C$.

Le conduit d' APU est surveillé par une boucle simple de sentir des éléments.

Seuil De Détection : $124C \pm 7 C$.

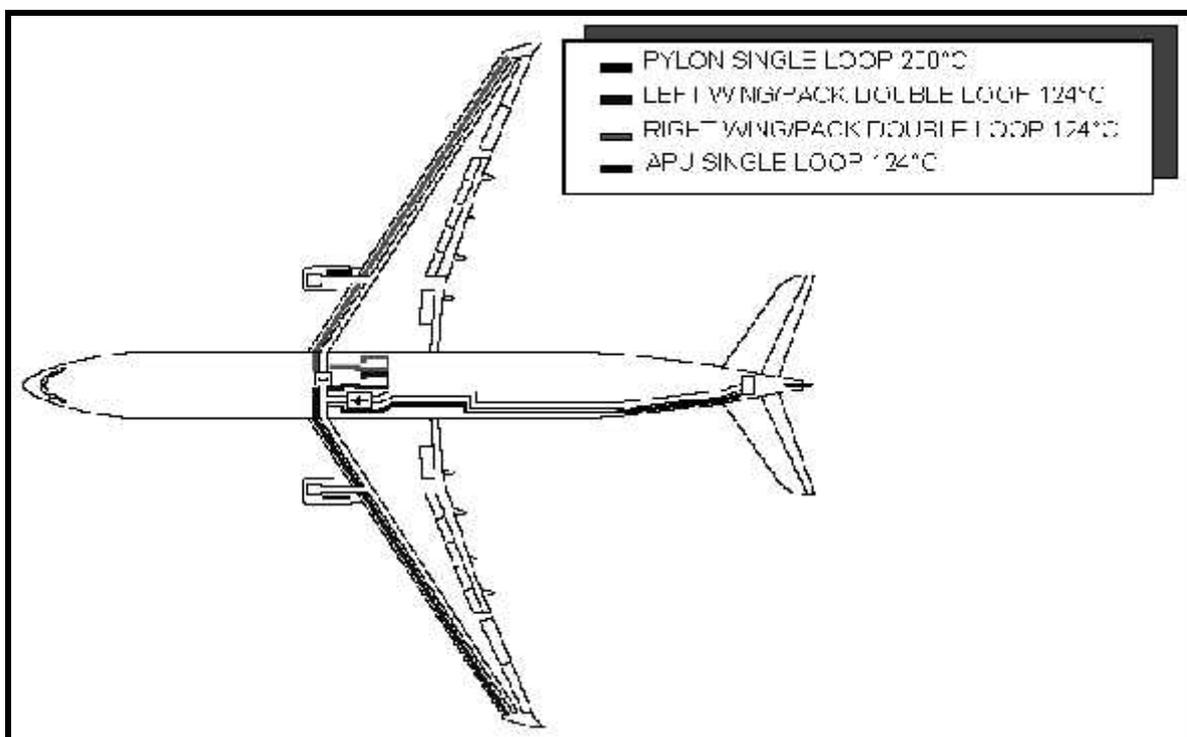


Figure VI-1 Cheminement.

VI.3. Architecture: (FIGURE VI-2)

Le moniteur de deux BMCs et détectent les fuites le long des conduits d'air chauds.

Chaque BMC surveille trois boucles de détection :

- Un dans le pylône de moteur,
- Un dans l'aile de Rhésus et au-dessus du paquet de Rhésus,
- Un dans l'aile de main gauche et au-dessus du paquet de main gauche.

BMC 1 surveille également la boucle d'APU.

Les deux données de statut de boucle d'échange de BMCs par l'intermédiaire des autobus d'ARINC.

BMC 1 envoie à une fuite d'APU le signal discret à BMC 2. Une logique opposée de fuite est également employée pour le clapet de purge d'APU et la croix commande de fermeture de clapet de purge.

Si une opération de BMC est perdue, l'autre BMC succède pour l'aile et le paquet la surveillance de fuite mais la détection correspondante de fuite de pylône est perdue.

Si BMC 1 échoue, la détection de fuite d'APU est perdue.

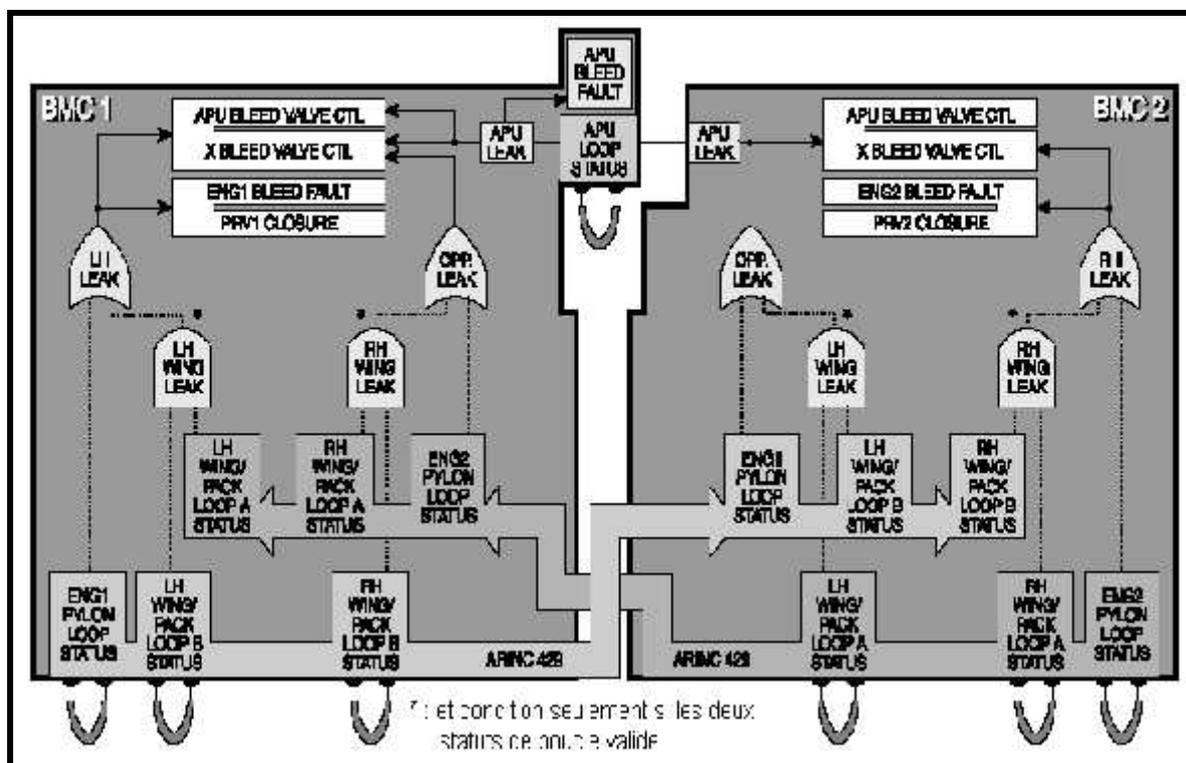


Figure VI-2 Architecture.

VI.4. Logique de défaut:

La lumière de défaut de purge de moteur s'allume quand une fuite de Wing/pack ou un pylône la fuite est détecté selon la logique montrée.

Si une boucle de Wing/pack est inopérante, la surchauffe est détectée par le restant.

Si l'autre boucle de Wing/pack est inopérante, la détection correspondante de fuite le système est perdu.

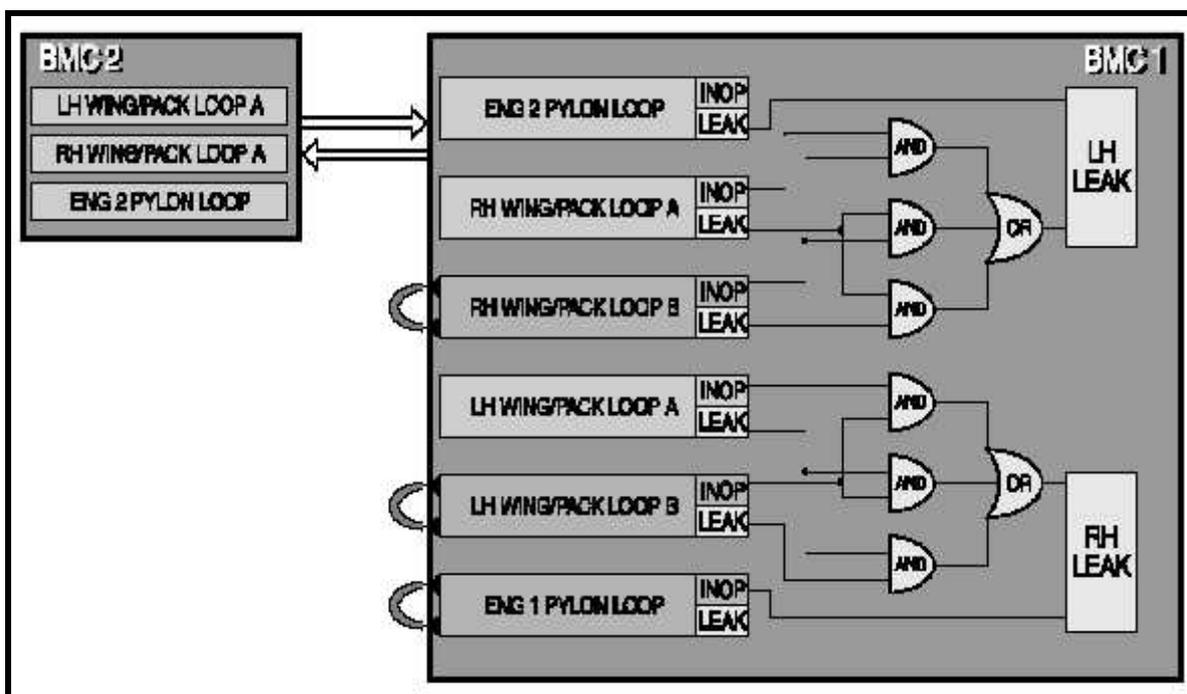


Figure VI-3 Logique de défaut.

La lumière de soutirage de défaut d'APU s'allume quand une fuite d'APU est détectée.

❖ Note :

Système échoué en peuvent être remis à zéro quand aucune fuite n'est détectée et seulement près changement outre du p/b correspondant.

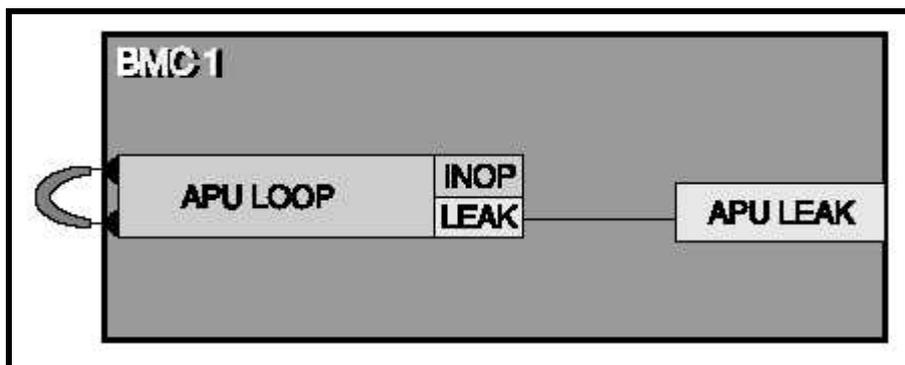


Figure VI-4 Logique de défaut.

VI.5. Conséquences de fuite :

Les conséquences d'une fuite sont les suivantes :

- La lumière de défaut dans le p/b correspondant s'allume,
- Les voyants principaux d'alarme s'allument,
- Bruits simples de carillon,
- Message sur l'affichage d'avertissement de moteur,
- Page de soutirage sur l'affichage de système.
- La seule action de remise nécessaire doit couper le bouton-poussoir correspondant, si le défaut de fuite plus de.

| LEAK | LH LEAK | | RH LEAK | APU LEAK |
|---|--|---|---|--|
| FAULT comes on as long as the fault exists. | IF PYLON 1 LEAK : | IF LEFT WING/PACK LEAK : | SAME AS LH LEAK WITH ENG 2 | APU BLEED P/B : |
| AUTOMATIC CLOSURE | PRV 1 if APU BLEED VALVE and engine start not initiated | CROSS BLEED VALVE if cross bleed valve in AUTO mode | SAME AS LH LEAK EXCEPT FOR APU BLEED VALVE | APU BLEED VALVE if APU BLEED and engine start not initiated |

Figure VI-5 Conséquences de fuites.

VI.5. Contrôle à vide minimum de fuite :**VI.5. 1. Raison du travail :**

Faire un contrôle à vide minimum de fuite du moteur pour le fonctionnement correct, les raccordements étanches, le bruit fonctionnant normal, et les indications correctes de tous les instruments relatifs de moteur. Le contrôle visuel de fuite est exigé si les lignes de moteur ont été débranchées pendant l'action et pas plus tard la pression d'entretien vérifiées statiquement.

VI.5.2. Installation de travail :

A. Obtenir L'Accès :

1- Ouvrir les portes de capot de ventilateur.

- POUR 4030EM1 41AL, 41AR.
- POUR 4030EM2 42AL, 42AR.

2- Obéir aux mesures de sécurité :

- Assurer que le système pneumatique est dépressurisé avant commencer le travail. L'air pressurisé peut causer des dommages au personnel.
- Ne pas toucher les composants de soutirage juste après l'arrêt de moteur. Les composants restent chauds pendant un certain temps et peuvent te brûler.

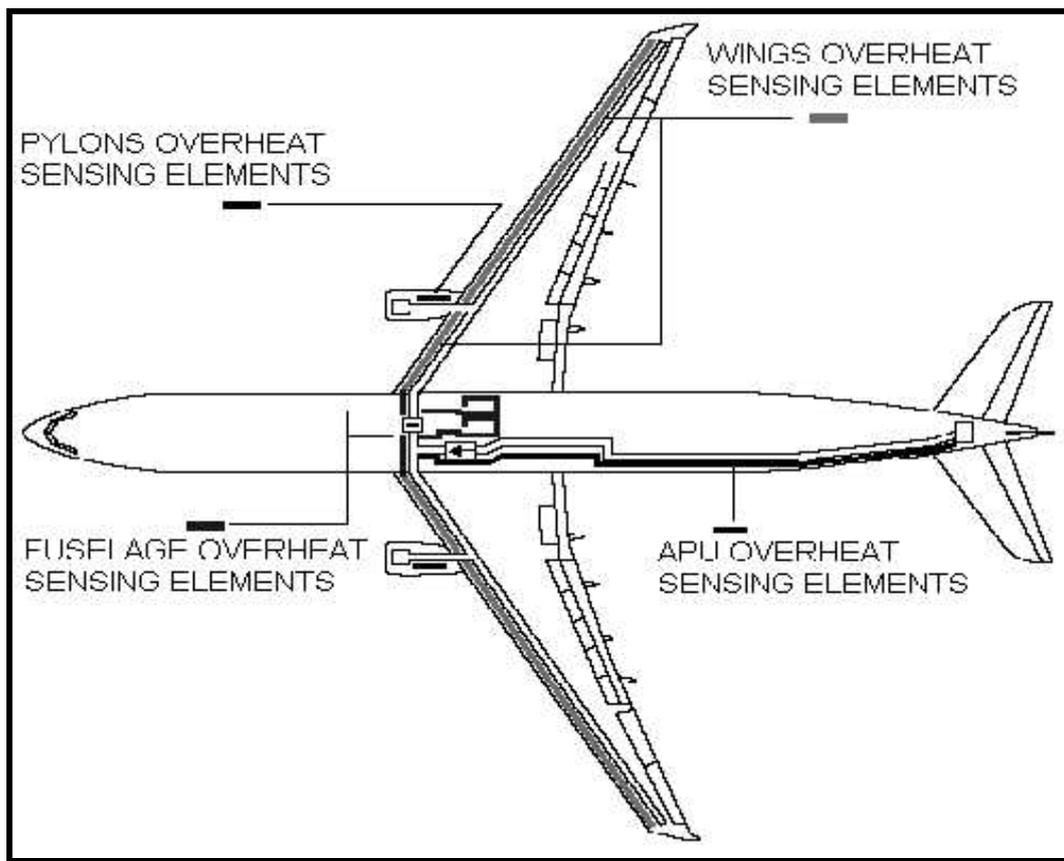


Figure VI-6 Mesures de sécurité.

B. Activer le réseau au sol de service.

C. Mettre le moteur en marche.

VI.5.3. Procédures :

A. Faire le procédé suivant :

1- Vérifier la pression d'huile.

❖ **Note :**

Dans le fonctionnement par temps quand l'huile est froide, la pression d'huile pourrait entrer plus de 105 livres/pouce carré (7.2394 barre) pendant le début. Le temps froid est de 0°C (32.00 °F) et ci-dessous.

a- Si la pression d'huile à moteur est plus de 108 livres/pouce carré (7.4463 barre) pendant l'opération stable, un défaut de fonctionnement de moteur est possible.

b- La pression d'huile qui flotte plus de 10 livres/pouce carré (0.6894 barre) de pression stable lors du fonctionnement est une indication d'un défaut de fonctionnement.

c- Opération de moteur quand la pression d'huile va moins de 10 livres/pouce carré (0.6894 barre) pendant plus de 30 secondes à lieu une indication d'un défaut de fonctionnement.

2-Vérifier le EGT 220°C (428.00 °F) référence de 420°C (788.00 °F) seulement.

3- Pression hydraulique :

Assurer que la pression hydraulique est entre 2800 livres/pouce carré (193.0531 barre) et 3200 livres/pouce carré (barre 220.6322).

4- Arrêter le moteur.

5- Si une inspection visuelle du carburant, la lubrification et les lignes, les garnitures et les accessoires pneumatiques pour des fuites est exigée, faire les étapes suivantes.

B. Ouvrir, sûreté de circuit breaker d'étiquette :

Pour 4030EM1 :

| PANNEAU | DÉSIGNATION | AILERON | ENDROIT |
|--------------|---------------|---------|---------|
| 722VU | FADEC B ENG 1 | 13KS1 | D44 |
| 742VU | FADEC A ENG 1 | 12KS1 | Q73 |

Pour 4030EM1 :

| PANNEAU | DÉSIGNATION | AILERON | ENDROIT |
|--------------|---------------|---------|---------|
| 722VU | FADEC B ENG 2 | 13KS2 | K49 |
| 742VU | FADEC A ENG 2 | 12KS2 | Q74 |

C. Rendre l'inverseur de poussée inutile.

C. Obtenir L'Accès :

1- Ouvrir les portes d'inverseur de poussée:

- POUR 4030EM1 417AL, 41AR.
- POUR 4030EM2 427AL, 42AR.

2-Installer une plateforme réglable d'accès.

E. Faire une inspection visuelle pour des fuites de carburant et de pétrole.

VI.5.5. Fin du travail :

A. Accès Étroit :

1- Assurer que la zone de travail est propre et dégagée des outils et d'autres articles.

2- Fermer les portes de capot d'inverseur de poussée. Si ouvert

- POUR 4030EM1 417AL, 41AR.
- POUR 4030EM2 427AL, 42AR.

B. Rendre l'inverseur de poussée utile.

C. Enlever le CLIP de sûreté et le TAG et fermer le circuit breaker :

- POUR 4030EM1 12KS1, 13KS1.
- POUR 4030EM2 12KS2, 13KS2.

D. Accès Étroit :

1- Fermer la porte protectrice du centre 740VU d'alimentation de secours d'AC/DC.

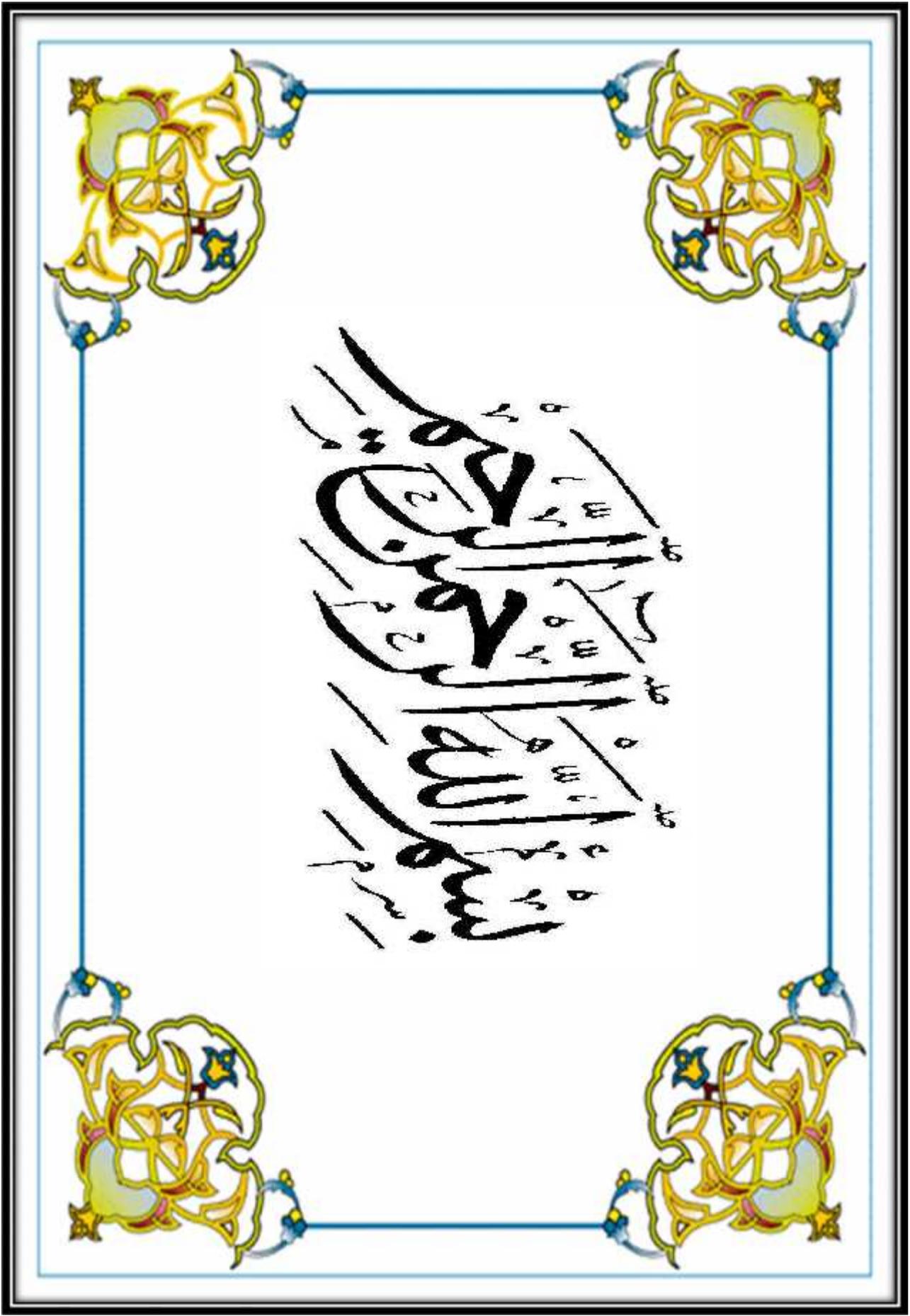
2- Fermer la porte d'accès 811.

3- Fermer les portes de capot de ventilateur :

- POUR 4030EM1 41AL, 41AR.
- POUR 4030EM2 42AL, 42AR.

4- Enlever le platform d'accès.

E. Désactiver le réseau au sol de service.



بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ
الْحَمْدُ لِلَّهِ الَّذِي
خَلَقَ السَّمَوَاتِ وَالْأَرْضَ
وَالَّذِي جَعَلَ مِنَ
النَّارِ سَمُوكًا
وَالَّذِي جَعَلَ
الْقَمَرَ نُورًا
وَالَّذِي جَعَلَ
النَّجْمَ كَالْمُؤَنَّنِ
وَالَّذِي جَعَلَ
النَّجْمَ كَالْمُؤَنَّنِ
وَالَّذِي جَعَلَ
النَّجْمَ كَالْمُؤَنَّنِ

Le point fixe de performances contient trois principaux testes qui sont : le teste d'accélération, le teste de vibration, et le teste de puissance.

V.1. Le teste d'accélération :

V. 1.1. Raison du travail :

Ce teste à pour but de savoir les limites d'accélération qui peut atteinte par notre moteur et aussi de connaitre la durée nécessaire pour que le moteur passe par le ralenti à la croisière.

V. 1.2. Installation de travail :

A. Activer les circuits électriques d'avion.

B. la préparation à l'essai :

1-Mesurer et noter la température de l'air extérieur.

Note :

➤ Mesurer la température de l'air extérieur a bien mis un thermomètre dans la nuance du train avant.

➤ Il est également possible d'employer l'indication de TAT du CDA (montré sur le système d'ECAM).Sur l'ADIRS MSU (panneau 221VU), placer les trois OFF/NAV/ATT commutateurs à NAV.

2- Sur le panneau 225VU :

➤ Pousser sur le bouton-poussoir de soutirage moteur1 (2) (le OFF légende venez ON).

3-Sur le panneau 235VU :

➤ Pousser sur le bouton-poussoir de l'GEN 1 (2) (le OFF légende venez ON).

C. Se préparer à l'essai :

1-Assurer que l'avion est garé sur un secteur plat sec propre. Il ne doit y avoir aucune huile, graisse ou tout autre matériel glissant sur cette surface.

Le trottoir doit être en béton parce que l'asphalte peut endommager le moteur.

2-Assurer que l'avion n'est pas dans un charretier arrière de la pesanteur condition (aucune ne charge dans la soute arrière).

3-Assurer que les cales en face de chaque roue externes.

4-Sur le panneau 117VU :

➤ Assurer que le commutateur qui commande le frein de stationnement est position de fonctionnement réglée de tothe.

❖ **Note :**

➤ Sur le panneau 312VU, assurer que l'indication de pression de frein sur l'indicateur bleu de triple de Frein-pression est correcte. Pressuriser au besoin l'accumulateur de frein avec la pompe bleue.

5- Sur le panneau 312VU :

➤ Assurer que le commutateur d'A/SKID et de NWS est dans la position de fonctionnement.

6- Assurer que les volants de commande de N/WS et le palonnier sont dans position neutre.

7- Mettre en marche les moteurs et les ont laissés devenir stables au ralenti minimum.

8- Trouver 95% de la vitesse de ventilateur de cible (N1) plaçant pour l'extérieure température de l'air d'OAT.

9- Exécuter l'étape suivante pour choisir le ralenti d'approche pour le moteur examiné.

D. Ouvrir, sûreté et étiqueter ce disjoncteur :

POUR 4030EM1:

| PANNEAU | DÉSIGNATION | FIN | ENDROIT |
|---------|-------------|-------|---------|
| 721VU | EIVMU | 14KS1 | P05 |

POUR 4030EM2:

| PANNEAU | DÉSIGNATION | FIN | ENDROIT |
|---------|-------------|-------|---------|
| 721VU | EIVMU 2 | 14KS2 | P06 |

V. 1.3- Procédures:

A. Faire l'essai suivant :

1-Laisser le moteur examiné devient stable au ralenti d'approche.

2-Déplacer le levier de commande de puissance du moteur non-examiné à 80 cible N1%.

3-Déplacer le levier de commande de puissance du moteur examiné dans moins de 1 en second lieu de la puissance stable de ralenti d'approche à la puissance de décollage.

4-Mettre en marche le chronomètre au mouvement de levier de commande de puissance.

5-Arrêter le chronomètre quand N1 atteint la cible 95 % enregistrée dans l'étape 3.C. (8).

6- Déplacer rapidement le levier de commande de puissance à l'arrière à la puissance à vide quand le moteur N1 t/mn a atteint la cible N1 de 95 %.

7-Marquer un disque du moment pour le mouvement initial du N1 réel jusqu'au N1 réel le t/mn est de 95% de la cible N1. Le temps normal pour cette accélération est de 5 à 7 secondes.

8-Assurer que le moteur accélère et ralentit sans à-coup.

9-Laisser le moteur devenir stable au ralenti d'approche.

B. Enlever l'agrafe de sûreté et l'étiquette et fermer ce disjoncteur :

- POUR 4030EM1 : 14KS1.
- POUR 4030EM2 : 14KS2.

C. Arrêter les moteurs.

V.1.4. Fin du travail :

A. Plan rapproché :

1-Sur le panneau 225VU :

a-Libérer le bouton-poussoir de soutirage de la GEN 1(2)

2-Sur le panneau 235VU :

a-Libérer le bouton-poussoir de la GEN 1(2).

A. Désactiver les circuits électriques d'avion.

V.2. Le teste de vibration :

V. 2.1. La raison du travail :

Il existe deux sondes de vibration au niveau de N1 et N2 alors il y a une certaine limite de vibration à ne pas dépasser. Si atteint cette limite nous accède la zone de danger pour cela en cas de vibration on doit suivre certaines étapes pour le teste de vibration qui sont expliquées là.

V. 2.2. Installation de travail :

A. Activer les circuits électriques d'avion.

B. Faire le procédé des données pour montrer la vibration de N1, et de N2 pendant une acquisition de course au sol, sur les deux accéléromètres.

➤ **Note :**

Les unités de vibration sont montrées sur le système display comme unités d'habitacle converties de la vibration de moteur en milli-pouce pour N1 et en pouce/seconde pour le N2.

C. Mesures de sécurité :

1-Assurent que l'avion est garé dans un secteur plat sec propre. Là ne doivent être aucune huile, graisse ou matériel glissant sur cette surface. Trottoir doit être en béton parce que l'asphalte peut endommager le moteur.

2-Assurent que l'avion n'est pas à un centre de la gravité arrière condition (aucune ne charge dans la soute arrière).

3- Assurent que les cales en face de chaque roue externe.

4-Sur le panneau 117VU :

➤ Assurer que le commutateur qui commande le frein de stationnement est placé à la position de fonctionnement.

❖ **Note :**

Sur le panneau 312VU : assurer que l'indication de pression de frein sur le triple bleu de Frein-pression l'indicateur est correcte. Pressuriser au besoin l'accumulateur de frein avec la pompe bleue.

5-Sur le panneau 312VU :

➤ Assurer que le commutateur d'A/SKID et de NWS est dans la position de fonctionnement.

6-Assurer que les volants de commande de N/WS et le palonnier sont dans position neutre.

D. Mettre en marche les moteurs et les laisser devenir stables au ralenti minimum.

V. 2.3- Procédures :

A. Faire cet essai :

Tandis que l'avion est sur la terre, ne pas laisser le moteur actionner plus de 5 minutes aux vitesses de ventilateur entre 74% (2457 t/mn) et 93% (2756 t/mn). Les dommages monture d'envergure de pale de ventilateur au mi peuvent se produire.

1-Accélérer lentement le moteur de non-essai au réglage de la puissance de N1 de 50%.

2-Pour le moteur examiné, faire une accélération 2 minutes du minimum tourné au ralenti le réglage au réglage maximum d'assurance de puissance. Suivre ceci accélération avec une décélération 2 minute.

3-Sur le MCDU, surveiller les lectures de vibration et imprimer en bas du maximum pour l'accéléromètre A et du maximum pour l'accéléromètre B.

4-Vérifier que la vibration est seulement une crête passagère en le surveillant pendant 1 minute.

5-Ralentir lentement le moteur à vide minimum et stabiliser pendant 5 minutes.

6- Arrêter les deux moteurs.

7-Les valeurs limites de vibration sont 5.7 unités pour N1 et 5.6 unités pour le N2.

8-La modalité de reprise des valeurs limites de vibration pour N1 et N2 sont As suit :

| UNITÉS DE LA VIBRATION N1 | ACTION CORRECTIVE |
|---------------------------------------|--------------------------------------|
| Moins de 5.0 unités | Aucune action d'entretien |
| 5.0 à 5.6 unités | Dépanner à la convenance d'opérateur |
| Décalage plus grand que de 3.0 unités | Dépanner avant prochain vol |
| plus grandes que 5.7 unités | Dépanner avant prochain vol |

❖ **Note :**

Se référer au procédé de la vibration N1 au-dessus du dépannage Seuil.

| UNITÉS DE VIBRATION DE N2 | ACTION CORRECTIVE |
|---------------------------------------|--------------------------------------|
| Moins de 4.0 unités | Aucune action d'entretien |
| 4.0 à 5.5 unités | Dépanner à la convenance d'opérateur |
| Décalage plus grand que de 2.0 unités | Dépanner avant prochain vol |
| plus grandes que 5.6 unités | Dépanner avant prochain vol |

❖ **Note :**

Se référer au procédé de la vibration de N2 au-dessus du dépannage Seuil.

V.3. Le teste de puissance :

V. 3.1. La raison du travail :

Ce contrôle assure que le moteur peut aller enlever la puissance tandis que les séjours de EGT et de vitesse de N2 dans des limites d'opération. Ce contrôle est employé quand l'action d'entretien de moteur s'est produite qui a pu avoir eu un effet sur l'opération de moteur. Ce contrôle peut mieux être employé pour trouver de grands changements de marge par des comparaisons à d'autres courses d'assurance de puissance, assurer les marges sera acceptable, ou examinera des soucis d'équipage de vol.

Puisque les courses d'assurance de puissance ne sont habituellement pas stables, d'autres procédures de contrôle de qualité peuvent donner une évaluation plus précise de marge. Ces autres contrôles de qualité incluent un banc d'essai couru comme donné dans le manuel de moteur, et/ou l'inspection des données de vol reçues pendant le décollage et de l'analyse en utilisant des algorithmes d'OEM.

❖ **Note :**

Les arrangements d'assurance de puissance utilisés dans ce contrôle sont:

- 35 % de puissance.
- 83 % de puissance.

V.3.2. Installation du travail :

A. Activer les circuits électriques d'avion.

B. Se préparer à l'essai :

1-Assurer que l'avion est garé sur un secteur plat sec propre. Il ne doit y avoir aucune huile, graisse ou tout autre matériel glissant sur cette surface.

Le trottoir doit être en béton parce que l'asphalte peut endommager le moteur.

2-Assurer que l'avion n'est pas à un centre de la gravité arrière configuration (aucune ne charge dans la soute arrière).

3- Assurer que les cales en face de chaque roue externe.

4-Sur l'ADIRS MSU (panneau 221VU), placer les trois commutateurs d'OFF/NAV/ATT dans la position de NAV.

5-Sur le panneau 225VU :

➤ Libérer le bouton-poussoir de soutirage du moteur 1(2). au loin la légende avance.

6-Sur le panneau 235VU :

➤ Libérer le bouton-poussoir le moteur 1(2). Au loin la légende avance.

7- sur le panneau 117VU :

- Assurer que le commutateur qui commande le frein de stationnement est placé à la position de fonctionnement.

❖ **Note :**

Sur le panneau 312VU, assurer que l'indication de pression de frein sur l'indicateur bleu de triple de Frein-pression est correcte. Si nécessaire pressuriser l'accumulateur de frein avec la pompe bleue

8- Sur le panneau 312VU assure que le commutateur d'A/SKID et de NWS est dans la position de fonctionnement.

9- Assurent que les roues de main de N/WS et le palonnier sont en position neutre.

10- Font le procédé de début d'EIS.

11- Obtiennent le rapport LRU d'identification. Lire et acquérir l'équilibre N1 de niveau (0 à 7) et la configuration de matériel de famille de moteur. L'équilibre N1 de niveau sera employé pour ajuster des limites maximum de N2, d'EGT, et de FF. La famille de moteur sera employée pour identifier la table de MPA à employer.

12- Mesurent la température de l'air extérieur (OAT).

❖ **Note :**

Mesurer la température de l'air extérieur a mis un thermomètre dedans la nuance de la roue de train avant.

13- à cette (OAT), lire les valeurs maxima pour la cible N1, le N2 maximum, l'EGT maximum et le FF maximum pour les puissances de 35 % et de 83 %.

Exemple :

L' (OAT) mesurée : 20°C, le moteur E1A2 modèle avec la famille de moteur de 10 et le niveau de l'équilibre N1 sont 7.35 % de puissance de réglage d'assurance.

Le tableau V-3 :

- Cible N1 :71.03
- N2 maximum : 96.32
- EGT MAXIMUM : 605° C
- FF MAXIMUM : 7809 livres (3542 kg/h).

❖ Note :

- Diminuer le carburant maximum a volé par 683 lb/h (310kg/h) pour chaque 1000 pi (305 m) au-dessus de niveau de la mer.
- L'écoulement maximum de carburant est seulement une directive et n'est pas prévu pour être limite.

83 % de puissance de réglage d'assurance. Le tableau V-9 :

- Cible N1 :98.71%.
- N2 maximum : 106.96 %.
- EGT MAXIMUM : 859 °C.
- FF MAXIMUM : 20014 livres (9078 kg/h).

14- Mettre le moteur à examiner en marche et le laisser devenir stable au ralenti minimum :

❖ Note :

- La stabilisation chronomètre plus longtemps que les 2 minutes recommandées peuvent avoir comme conséquence EGTs plus frais et vitesses plus élevées de core.

V.3.3. Procédures :

A. Faire le contrôle d'assurance de puissance de 35 :

1-Accélèrent lentement le moteur à examiner à la cible N1 que tu as trouvée pour 35 % de puissance. Laisser le moteur devenir stable pendant 2 minutes pour la stabilisation de courant ascendant de moteur.

2-Enregistrer le N1, le N2, l'EGT et le FF moyens indiqués.

❖ Note :

- L'enregistrement des paramètres de moteur peut être fait par le manuel choisi par le MCDU du numéro 01 de rapport du moteur ACMS ou du numéro 05.

➤ L'indication d'écoulement de carburant est une directive et ne doit pas être employée comme limite.

3- Ralentir le moteur à vide minimum et stabiliser pendant 5 minutes.

4- Diminuer FF maximum pour l'altitude à l'endroit d'essai par 265 lb/h (120 kg/h) pour chaque 1000 pi (305 m) au-dessus du niveau de la mer.

5- Si N1 indiqué est moins qu'ou plus que la CIBLE N1, ajuster le N2 maximum, EGT maximum, et valeurs maximum de FF par tableau 2.

6- Ajuster le N2 maximum, EGT maximum, et FF maximum à l'effet du niveau de l'équilibre N1 par tableau 3.

7- Comparer le N2 indiqué, des valeurs de EGT, de FF pleinement les valeurs ajustées du N2 maximum, EGT maximum, et FF maximum.

a-Si le N2 indiqué et les valeurs de EGT sont moins que des valeurs maximum ajustées, le moteur ne sera pas EGT ou N2 limité et peut obtenir à la puissance de décollage. L'assurance de puissance examinant à 83% n'est pas nécessaire et tu peu procéder au plan rapproché.

b-Si le N2 indiqué et les valeurs d'EGT sont davantage que des valeurs maximum ajustées, faire les étapes qui suivent :

- Faire le balayage au sol de système de FADEC.
- Corriger tous les défauts par TSM.
- Faire le contrôle d'assurance de puissance de 83%.

8- Au besoin pour la planification de vol, la marge du décollage EGT d'un aéroport d'altitude élevée peut être estimée comme suit :

a- Se référer au tableau 1 et trouver la valeur d'ajustement d'EGT pour altitude de l'aéroport à visiter.

b- Soustraire la valeur trouvée dans le tableau 1 d'EGT entièrement ajusté Maximum trouvé dans l'étape 4. (A) .6

c- Soustraire l'EGT maximum trouvé dans l'étape ci-dessus d'EGT indiqué avéré dans l'étape 4. (A).2 ci-dessus pour obtenir la marge estimée d'EGT.

9- L'exemple qui suit des expositions un calcul d'échantillon pour le contrôle d'assurance de puissance de 35%.

a- Le moteur E1A2 modèle avec la famille de moteur du niveau de l'équilibre 10 N1 est 7.

b-La température de l'air extérieur (OAT) est de 20°C.

c-À cette (OAT), les valeurs de la table d'assurance de puissance de 35% sont : Le tableau V-5.

- CIBLE N1 :71.03%
- EGT MAXIMUM : 605°C.
- N2 maximum : 96.32 pour cent
- FF MAXIMUM: 7809lb/h (3542kg/h).

| PIEDS D'ALTITUDE D'AÉROPORT | EGT ADUJUSTMENT (°C) | | | | |
|-----------------------------------|----------------------|------|------|----------------------------|-----------------------------------|
| | E1A2 | E1A4 | E1A3 | E1A4/B BOSSE CAPABLE | E1A4/B NON CAPABLE BOSSE |
| 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 1000 | 4 | 2 | 0 | 0 | 2 |
| 2000 | 5 | 2 | 0 | 0 | 2 |
| 3000 | 7 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 4000 | 5 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 5000 | 4 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 6000 | 4 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 7000 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 8000 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 10000 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 12000 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 14000 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |

Tableau 1

➤ A chaque 0.1% qui ont indique que N1 est plus qu'ou à moins que la cible N1, ajuster le N2 maximum, EGT maximum, et FF maximum par la quantité montrée dans le tableau 2 :

| | ASSURANCE DE PUISSANCE DE 35% | ASSURANCE DE PUISSANCE DE 83% |
|---|----------------------------------|----------------------------------|
| EGT (°C) | 0.8 | 1.0 |
| %N2 | 0.04 | 0.035 |
| ÉCOULEMENT De CARBURANT Lb/h (Kg/h) | 26.2 (11.9) | 57.4 (26.0) |

Tableau 2

❖ **Note :**

Si le N1 indique est plus que le N2 maximum de la cible N1, de l'augmentation, le EGT maximum, et le FF maximum par les montants montres dans le tableau 2. Si l'indication N1 est moins que cible N1, diminuer les niveaux maximum par les montants montres dans le tableau 2.

Ajustement De Valeurs Maximum tableau 1et 2

➤ Pour N1 l'équilibre nivelle 0 à 3, diminue les valeurs de tableau d'assurance de puissance du N2 maximum, EGT maximum, et FF maximum par les montants montres ci-dessous :

| DIMINUER LES VALEURS MAXIMUM DE TABLEAU D'ASSURANCE DE PUISSANCE PAR : | | | | | | | |
|--|----------|------------------|----------------|----------|------------------|----------------|--|
| | | 35% DE PUISSANCE | | | 83% DE PUISSANCE | | |
| NIVEAU DE L'ÉQUILIBRE N1 | EGT (°C) | % N2 | FF lb/h (kg/h) | EGT (°C) | % N2 | FF lb/h (kg/h) | |
| 0 | 5 | 0.25 | 161(73) | 1 | 0 | 0 | |
| 1 | 3 | 0.16 | 107(49) | 0 | 0 | 0 | |
| 2 | 1.5 | 0.08 | 54(25) | 0 | 0 | 0 | |
| 3 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | |

➤ Pour N1 l'équilibre de niveau 4 à 7, diminue les valeurs de tableau d'assurance de puissance du N2 maximum, EGT maximum, et FF maximum par les montants montrés ci-dessous :

| | | Diminuer les valeurs maximum de tableau d'assurance de puissance par : | | | | | |
|--------------------------|----|--|------|----------------|------------------|------|----------------|
| | | 35% de puissance | | | 83% de puissance | | |
| niveau de l'équilibre N1 | de | EGT (°C) | % N2 | FF lb/h (kg/h) | EGT (°C) | % N2 | FF lb/h (kg/h) |
| 4 | | 1.5 | 0.08 | 54(25) | 0 | 0 | 0 |
| 5 | | 3 | 0.16 | 107(49) | 0 | 0 | 0 |
| 6 | | 5 | 0.25 | 161(73) | 1 | 0 | |
| 7 | | 6.5 | 0.32 | 214(97) | 1 | 0.06 | 0 |

Tableau 3

d- Le moteur a été actionné à la cible N1 et stabilisé avec indications comme suit :

- N1 :70.53%.
- N2:95.10 %.
- EGT: 580°C.
- FF: 6950lb/hr (3153 kg/hr).

e- À l'endroit d'essai, l'altitude est de 2000 pis (610 m).Ajuster maximum FF par apostille de la table d'assurance de puissance de 35% : Tableau V-2

- Ajustement de FF : $2 \times 265 = 530$ lb/h (240 kg/h).
- Maximum Ajusté FF: $7809 - 530 = 7279$ lb/h (3302 kg/h).

f- Le N1 indiqué était de 0.5 pour cent moins que la CIBLE N1, ajuste ainsi les valeurs maximum par tableau 2 comme suit : tableau 2.

- Ajustement de EGT : $5 \times 0.8 = 4$ °C.
- Ajustement de N2 : $5 \times 0.04 = 0.20$ %.
- Ajustement de FF : $5 \times 26.2 = 131$ lb/h (59 kg/h).

Puisque N1 indiqué est moins que la CIBLE N1, les valeurs maxima sont diminuées :

- Maximum EGT: $605 - 4 = 601^{\circ}\text{C}$.
- N2 maximum: $96.32 - 0.20 = 96.12 \%$.
- Maximum FF: $7279 - 131 = 7148 \text{ lb/h}$ (3242 kg/h).

g-Ajuster les valeurs maximum à l'équilibre N1 de niveau (7) effet de niveau par tableau 3 comme suit : Tableau 3.

- Ajustement d'EGT: 6.5°C .
- Ajustement de N2 : 0.32% .
- Ajustement de FF : 214 lb/h (97 kg/h).

Pour les niveaux 3 plus grands que de l'équilibre N1, les valeurs sont augmentées :

- EGT entièrement ajusté maximum : $601 + 6.5 = 607.5^{\circ}\text{C}$
- N2 entièrement ajusté maximum : $96.12 + 0.32 = 96.44 \%$.
- FF entièrement ajusté maximum : $7148 + 214 = 7362 \text{ lb/h}$ (3339 kg/h)

h-Comparer a indiqué des valeurs de données aux valeurs maxima complètement ajustées :

| | VALEUR MAXIMUM | VALEUR INDIQUÉE | DIFFÉRENCE |
|-------------------------|-------------------|-----------------|------------|
| EGT °C | 607.5 | 580 | 27.5 |
| N2 Percent | 96.44 | 95.1 | 1.34 |
| Fuel Flow lb/h(kg/h) | 7362 (3339) | 6950 (3152) | 412 (187) |

❖ Le calcul ci-dessus indique que ce moteur ne sera pas EGT ou le N2 a limité et peut obtenir à la puissance de décollage.

❖ **Note :**

L'écoulement de carburant doit être employé pour l'analyse de panne seulement.

i- Pour la planification de vol, la marge du décollage EGT est exigée pour aéroport avec une altitude de 5000 pi 1525 (m).

i.1. A cette altitude lire la valeur du tableau 1

EGT Ajustement = 4.0°C

i. 2. Soustraire cette valeur de la valeur maximum ajustée de table d'assurance de puissance de l'étape 4.A. (7) :

Maximum EGT à 5000 pi 1525(m) : $607.5 - 4.0 = 603.5^{\circ}\text{C}$

i. 3. Soustraire l'EGT indiqué de la valeur maximum juste calculée ci-dessus pour trouver une évaluation :

Marge estimée de EGT à 5000 pi 1325(m) : $603.5 - 580 = 23.5^{\circ}\text{C}$

A. Faire le contrôle d'assurance de puissance de 83%.

1- Mettre en marche le moteur opposé de celui à examiner et l'ont laissé devenir stable au ralenti minimum. Tableau 1.

2- Accélérer lentement les deux moteurs à 50% de réglage de puissance.

3- Accélérer le moteur examiné.

❖ **Attention :**

Tandis que l'avion est sur la terre, ne pas laisser le moteur actionner plus de 5 minutes aux vitesses de ventilateur entre 74% (2457 t/mn) et 93% (2756 t/mn). Endommager à monture d'envergure de pale de ventilateur le mi peut se produire.

a- Accélérer lentement le moteur examiné à la cible N1 que tu as trouvée pour les 83 de réglage de puissance.

4-Laisser le moteur examiné devient stable pendant 2 minutes et enregistrer le N1, le N2, le EGT et le FF moyens indiqués.

❖ Note :

L'indication d'écoulement de carburant est une directive et ne doit pas être employée comme limite.

- 5- Ralentir les deux moteurs à vide minima et stabilisent pendant 5 minutes.
- 6- Diminuer FF maximum pour l'altitude à l'endroit d'essai par 683 lb/h (310 kg/h) pour chaque 1000 pi (305 m) au-dessus du niveau de la mer. Le tableau (V-3).
- 7- Si N1 indiqué est moins qu'ou plus que la CIBLE N1, ajuster le N2 maximum, EGT maximum, et valeurs maximum de FF par tableau 2.
- 8- Ajuster le N2 maximum, EGT maximum, et FF maximum à l'effet du niveau de l'équilibre N1 par tableau 3.
- 9- Comparer le N2 indiqué, des valeurs de EGT, de FF pleinement les valeurs ajustées du N2 maximum, EGT maximum, et FF maximum.
 - a- Si le N2 indiqué et les valeurs de EGT sont moins que des valeurs maximum ajustées, le moteur ne sera pas EGT ou N2 limité et peut obtenir à la puissance de décollage. Procéder au plan rapproché.
 - b- Si le N2 indiqué et les valeurs d'EGT sont davantage que des valeurs maximum ajustées, le moteur peut être N2 ou EGT limité et ne peut pas obtenir la puissance de décollage.
- 10- Au besoin pour la planification de vol, la marge du décollage EGT d'un aéroport d'altitude élevée peut être estimée comme suit :
 - a- Se référer au tableau 1 et trouver la valeur d'ajustement d'EGT pour altitude de l'aéroport à visiter.
 - b- Soustraire la valeur trouvée dans le tableau 1 d'EGT entièrement ajusté maximum trouvé dans l'étape 4.B. (8).
 - c- Soustraire le EGT maximum trouvé dans l'étape ci-dessus d'EGT indiqué avéré dans l'étape 4.B. (4) ci-dessus pour obtenir la marge estimée d'EGT.

11- l'exemple qui suit des expositions un calcul d'échantillon pour le contrôle d'assurance de puissance de 83%.

a- Le moteur E1A2 modèle avec la famille 10 de moteur et le niveau de l'équilibre N1 est 7.

b- La température de l'air extérieur (OAT) est de 20°C.

c- À cette (OAT), les valeurs de la table d'assurance de puissance de 83% sont :

- CIBLE N1 : 98.71 %.
- EGT MAXIMUM : 859 °C.
- N2 maximum : 106.96 %.
- FF MAXIMUM: 20014 lb/h (9078kg/hr).

d- Le moteur a été actionné à la CIBLE N1 et comme suit stabilisé avec des indications :

- N1 :98.11 %.
- N2:105.71 %.
- EGT: 825°C.
- FF: 17700 lb/h (8029 kg/h).

e- À l'endroit d'essai, l'altitude est de 2000 pis (610 m).Ajuster maximum FF par apostille de la table d'assurance de puissance de 83 %:

- Ajustement de FF : $2 \times 683 = 1366$ lb/h (620 kg/h).
- Maximum Ajusté FF: $20014 - 1366 = 18648$ lb/h (8459 kg/h).

f- Le N1 indiqué était de 0.6 moins que la CIBLE N1, ajuste ainsi les valeurs maxima par tableau 2. Comme suit :

- Ajustement de EGT : $6 \times 1 = 6$ °C.
- Ajustement de N2 : $6 \times 0.035 = 0.21$ %.

- Ajustement de FF : $6 \times 57.4 = 344$ lb/h (156 kg/h).

Puisque N1 indiqué est moins que la CIBLE N1, les valeurs maxima sont diminuées :

- Maximum EGT: $859 - 6 = 853$ °C.
- N2 maximum: $106.96 - 0.21 = 106.75$ %.
- Maximum FF: $18648 - 344 = 18304$ lb/h (8303 kg/h).

g- Ajuster les valeurs maximum à l'équilibre N1 de niveau (7) effet de niveau par tableau 3. Comme suit :

- Ajustement d'EGT : 1.0 °C
- Ajustement de N2 : 0.06 %.
- Ajustement de FF : 0.0 lb/h (0 kg/h)

Pour les niveaux 3 plus grands que de l'équilibre N1, les valeurs maxima sont accrues :

- EGT entièrement ajusté maximum : $853 + 1.0 = 854^{\circ}\text{C}$
- N2 entièrement ajusté maximum : $106.75 + 0.06 = 106.81 \%$.
- FF entièrement ajusté maximum : $18304 + 0 = 18304 \text{ lb/h (8303 kg/h)}$.

h- Comparer a indiqué des valeurs de données aux valeurs maxima complètement ajustées :

| | VALEUR MAXIMUM | VALEUR INDIQUÉE | DIFFÉRENCE |
|--------------------------|-------------------|-----------------|------------|
| EGT °C | 854 | 825 | 29 |
| N2 % | 106.81 | 105.71 | 1.10 |
| Fuel Flow lb/hr(kg/h) | 18304 (8303) | 17700 (8029) | 604 (274) |

Le calcul ci-dessus indique que ce moteur ne sera pas EGT ou le N2 a limité et peut obtenir à la puissance de décollage.

❖ **Note :**

L'écoulement de carburant doit être employé pour l'analyse de panne seulement.

i- Pour la planification de vol, la marge du décollage EGT est exigée pour aéroport avec une altitude de 5000 pi 1525 (m).

1)- À cette altitude lire la valeur du tableau 1. EGT Ajustement = 4.0°C .

2)- Soustraire cette valeur de la valeur maximum ajustée de table d'assurance de puissance de l'étape 4.A. (7) :

Maximum EGT à 5000 pi 1525(m) : $607.5 - 4.0 = 603.5^{\circ}\text{C}$

3)- Soustraire l'EGT indiqué de la valeur maximum juste calculée ci-dessus pour trouver une évaluation :

Marge estimée de EGT à 5000 pi 1325(m) : $603.5 - 580 = 23.5 \text{ }^{\circ}\text{C}$

B. Faire le contrôle d'assurance de puissance de 83%.

1- Mettre en marche le moteur opposé de celui à examiner et l'ont laissé devenir stable au ralenti minimum.

2- Accélérer lentement les deux moteurs à 50% de réglage de puissance. Tableau V-10.

3- Accélérer le moteur examiné.

❖ Attention :

Tandis que l'avion est sur la terre, ne pas laisser le moteur actionner plus de 5 minutes aux vitesses de ventilateur entre 74% (2457 t/mn) et 93% (2756 t/mn). Endommager à monture d'envergure de pale de ventilateur le mi peut se produire.

a- Accélérer lentement le moteur examiné à la cible N1 que tu as trouvée pour les 83 pour cent de réglage de puissance.

4- Laisser le moteur examiné devienne stable pendant 2 minutes et enregistrer le N1, le N2, le EGT et le FF moyens indiqués.

❖ Note :

L'indication d'écoulement de carburant est une directive et ne doit pas être employée comme limite.

5- Ralentir les deux moteurs à vide minima et stabiliser pendant 5 minutes.

6- Diminuer FF maximum pour l'altitude à l'endroit d'essai par 683 lb/h (310 kg/h) pour chaque 1000 pi (305 m) au-dessus du niveau de la mer.

7- Si N1 indiqué est moins qu'ou plus que la cible N1, ajuster le N2 maximum, EGT maximum, et valeurs maximum de FF par tableau 2.

8- Ajuster le N2 maximum, EGT maximum, et FF maximum à l'effet du niveau de l'équilibre N1 par tableau 3.

9- Comparer le N2 indiqué, des valeurs d'EGT, de FF pleinement les valeurs ajustées du N2 maximum, EGT maximum, et FF maximum.

a- Si le N2 indiqué et les valeurs d'EGT sont moins que des valeurs maximum ajustées, le moteur ne sera pas EGT ou N2 limité et peut obtenir à la puissance de décollage. Procéder au plan rapproché.

b- Si le N2 indiqué et les valeurs d'EGT sont d'avantage que des valeurs maximum ajustées, le moteur peut être N2 ou EGT limité et ne peut pas obtenir la puissance de décollage.

10- Au besoin pour la planification de vol, la marge du décollage EGT d'un aéroport d'altitude élevée peut être estimée comme suit :

a- Se référer au tableau 1 et trouver la valeur d'ajustement d'EGT pour altitude de l'aéroport à visiter.

b- Soustraire la valeur trouvée dans le tableau 1 d'EGT entièrement ajusté maximum trouvé dans l'étape 4.B. (8).

c- Soustraire le EGT maximum trouvé dans l'étape ci-dessus d'EGT indiqué avéré dans l'étape 4.B. (4) ci-dessus pour obtenir la marge estimée d'EGT.

11- L'exemple qui suit des expositions un calcul d'échantillon pour le contrôle d'assurance de puissance de 83%.

a- Le moteur E1A2 modèle avec la famille 10 de moteur et le niveau de l'équilibre N1 est 7.

b- La température de l'air extérieur (OAT) est de 20°C.

c- À cette (OAT), les valeurs de la table d'assurance de puissance de 83% sont :

- CIBLE N1 : 98.71 %
- EGT MAXIMUM : 859 °C
- N2 maximum : 106.96 pour cent
- FF MAXIMUM: 20014 lb/h (9078kg/hr).

d- Le moteur a été actionné à la cible N1 et comme suit stabilisé avec des indications :

- N1 :98.11 %.
- N2:105.71 %.
- EGT: 825°C
- FF: 17700 lb/h (8029 kg/h).

e- À l'endroit d'essai, l'altitude est de 2000 pis (610 m).Ajuster maximum FF par apostille de la table d'assurance de puissance de 83 :

- Ajustement de FF : $2 \times 683 = 1366$ lb/h (620 kg/h)
- Maximum Ajusté FF: $20014 - 1366 = 18648$ lb/h (8459 kg/h).

f- Le N1 indiqué était de 0.6 moins que la cible N1, ajuste ainsi les valeurs maxima par tableau 2. Comme suit :

- Ajustement de EGT : $6 \times 1 = 6$ °C.
- Ajustement de N2 : $6 \times 0.035 = 0.21$ %.
- Ajustement de FF : $6 \times 57.4 = 344$ lb/h (156 kg/h).

Puisque N1 indiqué est moins que la CIBLE N1, les valeurs maxima sont diminuées :

- Maximum EGT: $859 - 6 = 853$ °C
- N2 maximum: $106.96 - 0.21 = 106.75$ %.
- Maximum FF: $18648 - 344 = 18304$ lb/h (8303 kg/h).

g- Ajuster les valeurs maximum à l'équilibre N1 de niveau (7) effet de niveau par tableau 3. Comme suit :

- Ajustement d'EGT : 1.0 °C.
- Ajustement de N2 : 0.06 %.
- Ajustement de FF : 0.0 lb/h (0 kg/h).

Pour les niveaux 3 plus grands que de l'équilibre N1, les valeurs maxima sont accrues :

- EGT entièrement ajusté maximum : $853 + 1.0 = 854^{\circ}\text{C}$.
- N2 entièrement ajusté maximum : $106.75 + 0.06 = 106.81 \%$.
- FF entièrement ajusté maximum : $18304 + 0 = 18304 \text{ lb/h}$ (8303 kg/h).

h- Comparer les valeurs de données a indiqué aux valeurs maxima complètement ajustées :

| | Valeur maximum | valeur indiquée | Différence |
|--------------------------|----------------|-----------------|------------|
| EGT °C | 854 | 825 | 29 |
| N2 % | 106.81 | 105.71 | 1.10 |
| Fuel Flow lb/hr(kg/h) | 18304 (8303) | 17700 (8029) | 604 (274) |

Le calcul ci-dessus indique que ce moteur ne sera pas EGT ou le N2 a limité et peut obtenir à la puissance de décollage.

❖ **Note :**

L'écoulement de carburant doit être employé pour l'analyse de panne seulement.

i- Pour la planification de vol, la marge du décollage EGT est exigée pour aéroport avec une altitude de 5000 pi 1525 (m).

1-À cette altitude relevée la valeur de la table. EGT Ajustement = 4.0°C

2-Différence cette valeur de la valeur maximum ajustée de table d'assurance de puissance de l'étape 4.B. (7) : Maximum EGT à 5000 pi 1525 (m) : $854.0 - 4.0 = 850^{\circ}\text{C}$.

3-Différence que l'EGT indiqué de la valeur maximum juste a calculée en haut pour trouver une évaluation :

Marge estimée de EGT à 5000 1325(m) : $850 - 825 = 25^{\circ}\text{C}$.

V.3.4- Fin du travail :

A. Mettre l'avion de nouveau à sa configuration initiale.

1- Arrêter le moteur.

2- Sur le panneau 235VU :

Pousser le bouton-poussoir de GEN1(2) Sur le panneau 225VU :

➤ Pousser 1(2) le commutateur de soutirage moteur.

4- Sur l'ADIRS MSU (panneau 221VU), placer les trois commutateurs d'OFF/NAV/ATT à la position de repos.

B. Activer les circuits électriques d'avion.

❖ Note :

Diminuer le carburant maximum a volé par 683 lb/h (310kg/h) pour chaque 1000 pi (305 m) au-dessus de niveau de la mer.

L'écoulement maximum de carburant est seulement une directive et n'est pas prévu pour être limite.

83 % de puissance de réglage d'assurance. Tableau V-9.

- Cible N1 :98.71
- N2 maximum : 106.96
- EGT MAXIMUM : 859 °C
- FF MAXIMUM : 20014 livres (9078 kg/h).

14- Mettre le moteur à examiner en marche et le laisser devenir stable au ralenti minimum :

❖ Note :

La stabilisation chronomètre plus longtemps que les 2 minutes recommandées peuvent avoir comme conséquence EGTs plus frais et vitesses plus élevées de core.

V.3.3. Procédures:

A. Faire le contrôle d'assurance de puissance de 35 :

1- accélérer lentement le moteur à examiner à la cible N1 que tu as trouvée pour 35 % de puissance. Laisser le moteur devenir stable pendant 2 minutes pour la stabilisation d'courant ascendant de moteur.

2- enregistrer le N1, le N2, l'EGT et le FF moyens indiqués.

❖ Note :

L'enregistrement des paramètres de moteur peut être fait par le manuel choisi par le MCDU du numéro 01 de rapport du moteur ACMS ou du numéro 05.

L'indication d'écoulement de carburant est une directive et ne doit pas être employée comme limite.

3- Ralentir le moteur à vide minimum et stabiliser pendant 5 minutes.

4- Diminuer FF maximum pour l'altitude à l'endroit d'essai par 265 lb/h (120 kg/h) pour chaque 1000 pi (305 m) au-dessus du niveau de la mer.

5- Si N1 indiqué est moins qu'ou plus que la CIBLE N1, ajuster le N2 maximum, EGT maximum, et valeurs MAXIMUM de FF par tableau 2.

6- Ajuster le N2 maximum, EGT maximum, et FF maximum à l'effet du niveau de l'équilibre N1 par tableau 3.

7- Comparer le N2 indiqué, des valeurs d'EGT, de FF pleinement les valeurs ajustées du N2 maximum, EGT maximum, et FF maximum.

a- Si le N2 indiqué et les valeurs de EGT sont moins que des valeurs maximum ajustées, le moteur ne sera pas EGT ou N2 limité et peut obtenir à la puissance de décollage. L'assurance de puissance examinant à 83% n'est pas nécessaire et tu peu procéder au plan rapproché.

b- Si le N2 indiqué et les valeurs d'EGT sont davantage que des valeurs maximum ajustées, faire les étapes qui suivent :

- Faire le balayage au sol de système de FADEC.
- Corriger tous les défauts par TSM.
- Faires le contrôle d'assurance de puissance de 83%.

8- Au besoin pour la planification de vol, la marge du décollage EGT d'un aéroport d'altitude élevée peut être estimée comme suit :

a- Se référer au tableau 1 et trouver la valeur d'ajustement d'EGT pour altitude de l'aéroport à visiter.

b- Soustraire la valeur trouvée dans le tableau 1 d'EGT entièrement ajusté Maximum trouvé dans l'étape 4. (A) .6

c- Soustraire le EGT maximum trouvé dans l'étape ci-dessus de l'EGT indiqué avéré dans l'étape 4.(A).2 ci-dessus pour obtenir la marge estimée d'EGT.

9- L'exemple qui suit des expositions un calcul d'échantillon pour le contrôle d'assurance de puissance de 35%.

a- Le moteur E1A2 modèle avec la famille de moteur du niveau de l'équilibre 10 N1 est 7.

b- La température de l'air extérieur (AVOINE) est de 20°C

c- À cette AVOINE, les valeurs de la table d'assurance de puissance de 35% sont : Le tableau V-5.

- CIBLE N1 :71.03%
- EGT MAXIMUM : 605° C
- N2 maximum : 96.32 .
- FF MAXIMUM: 7809lb/h (3542kg/h).

| PIEDS D'ALTITUDE D'AÉROPORT | EGT ADUJUSTMENT (°C) | | | | |
|-----------------------------------|----------------------|------|------|----------------------------|--------------------------|
| | E1A2 | E1A4 | E1A3 | E1A4/B BOSSE CAPABLE | E1A4/B NON CAPABLE |
| 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 1000 | 4 | 2 | 0 | 0 | 2 |
| 2000 | 5 | 2 | 0 | 0 | 2 |
| 3000 | 7 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 4000 | 5 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 5000 | 4 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 6000 | 4 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 7000 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 8000 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 10000 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 12000 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 14000 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |

TABLEAU 1

A chaque 0.1% qui ont indique que n1 est plus qu'ou a moins que la cible N1, ajuster le N2 maximum, EGT maximum, et FF maximum par la quantité montrée dans le tableau 2 :

❖ **Note :**

Si le n1 indique est plus que le N2 maximum de la cible N1, de l'augmentation, le EGT maximum, et le ff maximum par les montants montres dans le tableau 2. Si l'indication N1 est moins que cible N1, diminuer les niveaux maximum par les montants montres dans le tableau 2.

| | ASSURANCE DE PUISSANCE DE 35% | ASSURANCE DE PUISSANCE DE 83% |
|---|----------------------------------|----------------------------------|
| EGT (°C) | 0.8 | 1.0 |
| %N2 | 0.04 | 0.035 |
| ÉCOULEMENT De CARBURANT Lb/h (Kg/h) | 26.2 (11.9) | 57.4 (26.0) |

TABLEAU 2

Ajustement Des Valeurs Maximum

Pour N1 l'équilibre nivelle **0** à **3**, diminue les valeurs de tableau d'assurance de puissance du N2 maximum, EGT maximum, et FF maximum par les montants montrés ci-dessous :

| DIMINUER LES VALEURS MAXIMUM DE TABLEAU D'ASSURANCE DE PUISSANCE PAR : | | | | | | |
|--|----------|------|----------------|------------------|------|----------------|
| 35% DE PUISSANCE | | | | 83% DE PUISSANCE | | |
| NIVEAU DE L'ÉQUILIBRE N1 | EGT (°C) | % N2 | FF lb/h (kg/h) | EGT (°C) | % N2 | FF lb/h (kg/h) |
| 0 | 5 | 0.25 | 161(73) | 1 | 0 | 0 |
| 1 | 3 | 0.16 | 107(49) | 0 | 0 | 0 |
| 2 | 1.5 | 0.08 | 54(25) | 0 | 0 | 0 |
| 3 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |

Pour N1 l'équilibre nivelle **4** à **7**, diminue les valeurs de tableau d'assurance de puissance du N2 maximum, EGT maximum, et FF maximum par les montants montrés ci-dessous :

| diminuer les valeurs maximum de tableau d'assurance de puissance par : | | | | | | |
|--|----------|------|----------------|------------------|------|----------------|
| 35% DE PUISSANCE | | | | 83% DE PUISSANCE | | |
| NIVEAU DE L'ÉQUILIBRE N1 | EGT (°C) | % N2 | FF lb/h (kg/h) | EGT (°C) | % N2 | FF lb/h (kg/h) |
| 4 | 1.5 | 0.08 | 54(25) | 0 | 0 | 0 |
| 5 | 3 | 0.16 | 107(49) | 0 | 0 | 0 |
| 6 | 5 | 0.25 | 161(73) | 1 | 0 | |
| 7 | 6.5 | 0.32 | 214(97) | 1 | 0.06 | 0 |

TABLEAU 3

Ajustement De Valeurs Maximum.

d- Le moteur a été actionné à la cible N1 et stabilisé avec indications comme suit :

- N1 :70.53%
- N2:95.10 %
- EGT: 580°C

- FF: 6950lb/hr (3153 kg/hr)

e- À l'endroit d'essai, l'altitude est de 2000 pi (610m). Ajuster maximum FF par apostille de la table d'assurance de puissance de 35%

- Ajustement de FF : $2 \times 265 = 530 \text{ lb/h}$ (240 kg/h)
- Maximum Ajusté FF: $7809 - 530 = 7279 \text{ lb/h}$ (3302 kg/h).

f- Le N1 indiqué était de 0.5 pour cent moins que la CIBLE N1, ajuste ainsi les valeurs maximum par tableau 2 comme suit :

- Ajustement de EGT : $5 \times 0.8 = 4 \text{ }^\circ\text{C}$
- Ajustement de N2 : $5 \times 0.04 = 0.20 \%$
- Ajustement de FF : $5 \times 26.2 = 131 \text{ lb/h}$ (59 kg/h).

Puisque N1 indiqué est moins que la CIBLE N1, les valeurs maximum sont diminuées :

- Maximum EGT: $605 - 4 = 601^\circ\text{C}$.
- N2 maximum: $96.32 - 0.20 = 96.12 \%$.
- Maximum FF: $7279 - 131 = 7148 \text{ lb/h}$ (3242 kg/h).

g- Ajuster les valeurs maximum à l'équilibre N1 de niveau (7) effet de niveau par tableau 3 comme suit :

- Ajustement d'EGT: 6.5°C
- Ajustement de N2 : 0.32%
- Ajustement de FF : 214 lb/h (97 kg/h)

Pour les niveaux 3 plus grands que de l'équilibre N1, les valeurs sont augmentées :

- EGT entièrement ajusté maximum : $601 + 6.5 = 607.5^\circ\text{C}$
- N2 entièrement ajusté maximum : $96.12 + 0.32 = 96.44 \%$.
- FF entièrement ajusté maximum : $7148 + 214 = 7362 \text{ lb/h}$ (3339 kg/h)

h- Comparer a indiqué des valeurs de données aux valeurs maximum complètement ajustées :

| | VALEUR MAXIMUM | VALEUR INDIQUÉE | DIFFÉRENCE |
|-------------------------|-------------------|-----------------|------------|
| EGT °C | 607.5 | 580 | 27.5 |
| N2 Percent | 96.44 | 95.1 | 1.34 |
| Fuel Flow lb/h(kg/h) | 7362 (3339) | 6950 (3152) | 412 (187) |

-Le calcul ci-dessus indique que ce moteur ne sera pas EGT ou le N2 a limité et peut obtenir à la puissance de décollage.

❖ Note :

L'écoulement de carburant doit être employé pour l'analyse de panne seulement.

i- Pour la planification de vol, la marge du décollage EGT est exigée pour aéroport avec une altitude de 5000 pi 1525(m).

1 A cette altitude lire la valeur du tableau 1.

EGT Ajustement = 4.0°C

2 Soustraire cette valeur de la valeur maximum ajustée de table d'assurance de puissance de l'étape 4.A. (7) :

Maximum EGT à 5000 pi 1525(m) : $607.5 - 4.0 = 603.5^{\circ}\text{C}$

3 Soustraire le EGT indiqué de la valeur maximum juste calculée ci-dessus pour trouver une évaluation :

Marge estimée de EGT à 5000 pi 1325(m) : $603.5 - 580 = 23.5^{\circ}\text{C}$

B. Faire le contrôle d'assurance de puissance de 83%.

1- Mettre en marche le moteur opposé de celui à examiner et l'ont laissé devenir stable au ralenti minimum.

2- Accélérer lentement les deux moteurs à 50% de réglage de puissance. Tableau V-10.

3- Accélérer le moteur examiné.

❖ **Note :**

➤ Diminuer le carburant maximum a volé par 265 lb/h (120kg/h) pour chaque 1000 pi (305 m) au-dessus de niveau de la mer.

➤ L'écoulement maximum de carburant est seulement une directive et n'est pas prévu pour être limite.

❖ **Note :**

➤ Diminuer le carburant maximum a volé par 265 lb/h (120kg/h) pour chaque 1000 pi (305 m) au-dessus de niveau de la mer.

➤ L'écoulement maximum de carburant est seulement une directive et n'est pas prévu pour être limite.

❖ **Note :**

➤ Diminuer le carburant maximum a volé par 265 lb/h (120kg/h) pour chaque 1000 pi (305 m) au-dessus de niveau de la mer.

➤ L'écoulement maximum de carburant est seulement une directive et n'est pas prévu pour être limite.

❖ Note :

➤ Diminuer le carburant maximum a volé par 265 lb/h (120kg/h) pour chaque 1000 pi (305 m) au-dessus de niveau de la mer.

➤ L'écoulement maximum de carburant est seulement une directive et n'est pas prévu pour être limite.

❖ **Note :**

➤ Diminuer le carburant maximum a volé par 683 lb/h (310kg/h) pour chaque 1000 pi (305 m) au-dessus de niveau de la mer.

➤ L'écoulement maximum de carburant est seulement une directive et n'est pas prévu pour être limite.

❖ Note :

- Diminuer le carburant maximum a volé par 683 lb/h (310kg/h) pour chaque 1000 pi (305 m) au-dessus de niveau de la mer.

- L'écoulement maximum de carburant est seulement une directive et n'est pas prévu pour être limite.

❖ **Note :**

➤ Diminuer le carburant maximum a volé par 683 lb/h (310kg/h) pour chaque 1000 pi (305 m) au-dessus de niveau de la mer.

➤ L'écoulement maximum de carburant est seulement une directive et n'est pas prévu pour être limite.

Tableau de MPA pour E1A2 83 % d'estimation de puissance (75degres fermes)

| OAT (°F) | OAT (°C) | CIBLE %N1 | MAX%N2 | EGT MAX | FF MAX(PPH) | FF MAX (kg/h) |
|----------|----------|-----------|--------|---------|-------------|---------------|
| -40 | -40 | 88.02 | 95.47 | 638 | 17.25 | 7.809 |
| -38 | -39 | 88.20 | 95.67 | 641 | 17.22 | 7.830 |
| -36 | -38 | 88.39 | 95.87 | 645 | 17.39 | 7.851 |
| -35 | -37 | 88.57 | 96.06 | 649 | 17.36 | 7.873 |
| -33 | -36 | 88.76 | 96.26 | 652 | 17.43 | 7.894 |
| -31 | -35 | 88.94 | 96.46 | 656 | 17.40 | 7.915 |
| -29 | -34 | 89.12 | 96.66 | 660 | 17.47 | 7.936 |
| -27 | -33 | 89.30 | 96.86 | 664 | 17.54 | 7.958 |
| -26 | -32 | 89.48 | 97.05 | 667 | 17.50 | 7.979 |
| -24 | -31 | 89.67 | 97.25 | 671 | 17.67 | 8.000 |
| -22 | -30 | 89.85 | 97.45 | 675 | 17.63 | 8.021 |
| -20 | -29 | 90.03 | 97.64 | 679 | 17.70 | 8.042 |
| -18 | -28 | 90.21 | 97.84 | 682 | 17.77 | 8.063 |
| -17 | -27 | 90.39 | 98.03 | 686 | 17.83 | 8.085 |
| -15 | -26 | 90.57 | 98.23 | 690 | 17.81 | 8.106 |
| -13 | -25 | 90.75 | 98.42 | 694 | 17.98 | 8.127 |
| -11 | -24 | 90.93 | 98.61 | 697 | 17.95 | 8.149 |
| -9 | -23 | 91.11 | 98.80 | 701 | 18.02 | 8.170 |
| -8 | -22 | 91.29 | 98.99 | 705 | 18.09 | 8.191 |
| -6 | -21 | 91.47 | 99.19 | 709 | 18.16 | 8.213 |
| -4 | -20 | 91.64 | 99.38 | 712 | 18.13 | 8.234 |
| -2 | -19 | 91.82 | 99.57 | 716 | 18.19 | 8.255 |
| 0 | -18 | 92.00 | 99.76 | 720 | 18.26 | 8.276 |
| 1 | -17 | 92.18 | 99.95 | 724 | 18.23 | 8.298 |
| 3 | -16 | 92.36 | 100.14 | 727 | 18.30 | 8.319 |
| 5 | -15 | 92.54 | 100.34 | 731 | 18.38 | 8.340 |
| 7 | -14 | 92.72 | 100.53 | 735 | 18.45 | 8.362 |
| 9 | -13 | 92.90 | 100.72 | 738 | 18.42 | 8.383 |
| 10 | -12 | 93.08 | 100.91 | 742 | 18.59 | 8.405 |
| 12 | -11 | 93.25 | 101.10 | 746 | 18.56 | 8.426 |
| 14 | -10 | 93.43 | 101.29 | 750 | 18.62 | 8.447 |
| 16 | -9 | 93.61 | 101.48 | 753 | 18.69 | 8.468 |
| 18 | -8 | 93.79 | 101.67 | 757 | 18.76 | 8.489 |
| 19 | -7 | 93.96 | 101.86 | 761 | 18.72 | 8.510 |
| 21 | -6 | 94.14 | 102.05 | 764 | 18.89 | 8.532 |
| 23 | -5 | 94.32 | 102.24 | 768 | 18.86 | 8.553 |
| 25 | -4 | 94.49 | 102.43 | 772 | 18.92 | 8.574 |
| 27 | -3 | 94.67 | 102.62 | 775 | 18.99 | 8.595 |
| 28 | -2 | 94.85 | 102.81 | 779 | 18.95 | 8.616 |
| 30 | -1 | 95.02 | 103.00 | 783 | 19.02 | 8.637 |
| 32 | 0 | 95.20 | 103.19 | 786 | 19.08 | 8.658 |
| 34 | 1 | 95.37 | 103.38 | 790 | 19.14 | 8.679 |
| 36 | 2 | 95.55 | 103.57 | 794 | 19.10 | 8.700 |
| 37 | 3 | 95.73 | 103.75 | 797 | 19.26 | 8.721 |
| 39 | 4 | 95.90 | 103.94 | 801 | 19.22 | 8.742 |

Tableau V-8 : 83 % de puissance de l'arrangement d'assurance (E1A2).

| TAMBDF OAT (°F) | TAMBDF OAT (°C) | BCN12 (CIBLE %N1) |
|--------------------|--------------------|----------------------|
| -40 | -40 | 73.88 |
| -38 | -39 | 74.04 |
| -36 | -38 | 74.20 |
| -35 | -37 | 74.36 |
| -33 | -36 | 74.52 |
| -31 | -35 | 74.67 |
| -29 | -34 | 74.83 |
| -27 | -33 | 74.99 |
| -26 | -32 | 75.15 |
| -24 | -31 | 75.30 |
| -22 | -30 | 75.46 |
| -20 | -29 | 75.61 |
| -18 | -28 | 75.77 |
| -17 | -27 | 75.92 |
| -15 | -26 | 76.08 |
| -13 | -25 | 76.23 |
| -11 | -24 | 76.39 |
| -9 | -23 | 76.54 |
| -8 | -22 | 76.70 |
| -6 | -21 | 76.85 |
| -4 | -20 | 77.01 |
| -2 | -19 | 77.16 |
| 0 | -18 | 77.31 |
| 1 | -17 | 77.47 |
| 3 | -16 | 77.62 |
| 5 | -15 | 77.77 |
| 7 | -14 | 77.93 |
| 9 | -13 | 78.08 |
| 10 | -12 | 78.23 |
| 12 | -11 | 78.38 |
| 14 | -10 | 78.53 |
| 16 | -9 | 78.69 |
| 18 | -8 | 78.84 |
| 19 | -7 | 78.99 |
| 21 | -6 | 79.14 |
| 23 | -5 | 79.29 |
| 25 | -4 | 79.44 |
| 27 | -3 | 79.60 |
| 28 | -2 | 79.75 |
| 30 | -1 | 80.90 |
| 32 | 0 | 80.05 |
| 34 | 1 | 80.21 |
| 36 | 2 | 80.36 |
| 37 | 3 | 80.51 |
| 39 | 4 | 80.66 |

| TAMBDF OAT (°F) | TAMBDF OAT (°C) | BCN12 (CIBLE %N1) |
|--------------------|--------------------|-------------------------|
| 41 | 5 | 80.82 |
| 43 | 6 | 80.97 |
| 45 | 7 | 81.12 |
| 46 | 8 | 81.27 |
| 48 | 9 | 81.43 |
| 50 | 10 | 81.58 |
| 52 | 11 | 81.74 |
| 54 | 12 | 81.89 |
| 55 | 13 | 82.05 |
| 57 | 14 | 82.20 |
| 59 | 15 | 82.36 |
| 61 | 16 | 82.51 |
| 63 | 17 | 82.67 |
| 64 | 18 | 82.82 |
| 66 | 19 | 82.97 |
| 68 | 20 | 83.12 |
| 70 | 21 | 83.28 |
| 72 | 22 | 83.43 |
| 73 | 23 | 83.58 |
| 75 | 24 | 83.73 |
| 77 | 25 | 83.88 |
| 79 | 26 | 84.04 |
| 81 | 27 | 84.19 |
| 82 | 28 | 84.34 |
| 84 | 29 | 84.49 |
| 86 | 30 | 84.64 |
| 88 | 31 | 84.54 |
| 90 | 32 | 84.42 |
| 91 | 33 | 84.31 |
| 93 | 34 | 84.19 |
| 95 | 35 | 84.07 |
| 97 | 36 | 84.02 |
| 99 | 37 | 83.96 |
| 100 | 38 | 83.90 |
| 102 | 39 | 83.82 |
| 104 | 40 | 83.74 |
| 106 | 41 | 83.61 |
| 108 | 42 | 83.49 |
| 109 | 43 | 83.63 |
| 111 | 44 | 83.23 |
| 113 | 45 | 83.07 |
| 115 | 46 | 82.90 |
| 117 | 47 | 82.71 |
| 118 | 48 | 82.50 |
| 120 | 49 | 82.29 |

Tableau V-10 : 50 % de puissance de l'arrangement d'assurance.

Conclusion générale

Dans le domaine aéronautique le souci majeur est de connaître le comportement d'un réacteur et assurer le bon fonctionnement de ce dernier (la sécurité). C'est sur cette base qu'était venu se poser notre sujet.

Notre travail, nous permet de prendre connaissance sur le point fixe et les différents tests (testes de ventilation, tests de performances, et point fixe d'étanchéités) à effectuer sur le moteur CF6-80E1 ainsi que les différentes procédures à suivre dans ces tests, le but de chaque type de test, et les différents circuits moteur.

En fin, nous espérons avoir apporté par ce modeste travail un complément d'information sur ce type de moteur, et à notre institut une bonne méthode d'étude pratique.

Bibliographie :

❖ **Le dictionnaire technique de l'Aéronautique.**

❖ **Thèses :**

1-Etude comparative de la recherche de pannes des réacteurs CF6-80 E1 et CF6-80 C2.

Promotion : 2004/2005

2-Etude technologique et structurale de l'attache moteur CF6-80 E1 Promotion : 2005/2006

3-Entretien et suivi d'un moteur CF6-80 E.

Promotion : 2004/2005

❖ **Les CD :**

1- CD du TSM A330 (Trouble Shooting Manual).

2- CD de l'AMM A330 (Aircraft Maintenance Manual).

❖ **Sites d'internet**

Glossaire

| Symbole | Anglais | Français |
|---------|---------|----------|
|---------|---------|----------|

A :

| | | |
|-------------|---|--|
| A/C | Aircraft | Avion |
| AIDS | Aircraft Integrated Data System. | Système de données intégré par avion. |
| AGB | Accessory Gearbox | La boîte d'accessoires. |
| AMM | Aircraft Maintenance Manual | Manuel de dépannage. |
| APU | Auxiliary Power Unit | Groupe auxiliaire de puissance. |

B :

| | | |
|------------|-----------------------------------|---|
| | Bleed valve | La vanne de soutirage. |
| | Booster | Le compresseur basse pression. |
| BMC | Bleed Monitoring Computer. | Ordinateur de surveillance de soutirage. |

C :

| | | |
|-------------|-------------------|-------------------|
| CAUT | Caution. | Attention. |
| CH A | Channel A. | Canal A. |
| CH B | Channel B. | Canal B |

D :

| | | |
|------------|------------------------------------|---|
| DEG | Degree | Degree. |
| DMC | Display Management Computer | Ordinateur de gestion d'affichage. |

E :

| | | |
|-------------|--|--|
| ECAM | Electronic Centralized Aircraft Monitoring. | Surveillance centralisée électronique d'avion. |
| ECU | Electronic Control Unit | Unité électronique de contrôle moteur. |
| EGT | Exhaust Gas Temperature | Température des gaz d'échappement. |
| EHSV | Electro-Hydraulic Servo Valve | Electrohydraulique servo vane. |
| ENG | Engine | Moteur. |
| EWD | Engine and Warning Display Unit | Moteur et unité de visualisation d'avertissement. |

F :

| | | |
|--------------|--|---|
| FF | Fan Frame | L'Armature du FAN. |
| FADEC | Full Authority Digital Engine Control | Système de régulation électronique numérique plein autorité. |
| FIN | Functional Item Number. | Nombre fonctionnel d'article. |
| FMV | Fuel Metering Valve. | Galet doseur carburant. |
| FWD | Forward. | Vers l'avant. |
| FWC | Flight Warning Computer. | Ordinateur d'avertissement de vol. |

Glossaire

H :

| | | |
|------------|----------------------------------|---|
| HMU | Hydromechanical Unit. | Régulation principale carburant. |
| HP | High Pressure. | Haute pression. |
| HPC | High Pressure Compressor. | Compresseur haute pression. |
| HPT | High Pressure Turbine. | Turbine basse pression. |

I :

| | | |
|------------|------------------------------------|---------------------|
| IGN | Ignition | Allumage. |
| IDG | Integrated Drive Generator. | Alternateur. |

L :

| | | |
|------------|---------------------------------|------------------------------------|
| LP | Low Pressure. | Basse pression. |
| LPC | Low Pressure Compressor. | Compresseur basse pression. |
| LPT | Low Pressure Turbine. | Turbine basse pression. |

M :

| | | |
|-------------|---|--|
| MPA | Maximum Power Assurance. | Assurance maximum de puissance. |
| MAX | Maximum. | Maximum . |
| MCDU | Multipurpose Control Display Unit. | Unité de visualisation universelle de commande. |
| MSG | Message. | Message . |

N :

| | | |
|-----------|-----------------------------------|--|
| N1 | Low Pressure Rotor Speed. | Vitesse de rotation de l'attelage basse pression. |
| N2 | High Pressure Rotor Speed. | Vitesse de rotation de l'attelage haute pression. |

O :

| | | |
|------------|---------------------------------|--|
| OAT | Outside Air Temperature. | Température de l'air extérieur. |
|------------|---------------------------------|--|

S :

| | | |
|------------|------------------------|-----------------------------|
| SD | System Display. | Système d'affichage. |
| STA | Station. | Station. |

T :

| | | |
|-------------|---|---|
| TGB | Transfer Gearbox. | La boîte de transfert. |
| T4.9 | Temperature at Station 4.95 (EGT). | Température des gaz d'échappement. |
| TSM | Trouble Shouting Manual. | Manual de recherche de panne. |

V :

| | | |
|------------|------------------------------|-------------------------------------|
| VBV | Variable Bleed Valve. | Vanne de décharge. |
| VSV | Variable Stator Vane. | Stators à calages variables. |
