

**République Algérienne Démocratique et Populaire**  
**Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche scientifique**  
**Université Saad Dahleb de blida**  
**Faculté des sciences de l'ingénieur**



**Etablissement**



**Département d'Aéronautique de Blida**

**Organisme d'Accueil**



**Direction des Opérations Aériennes**



**Projet de Fin d'Etudes**

**En vue de l'obtention du Diplôme des études universitaires appliquées (DEUA) en  
aéronautique**

**Option : PROPULSION**

**Thème**

## **ETUDE DES FONCTIONS DE L'ECU DU REACTEUR CF6 80-E1 EQUIPANT L'A330-200**

**Réalisé par : SAFIA Mahiaddine**

**GASSEN Abdelouahab**

**Dirigés par : Mr. A. BENOMAR**

**Mr. H.KEBBAB**

**PROMOTION 2007.2008**

# Sommaire

Résumé	
Introduction	
Historique	

## CHAPITRE I : DESCRIPTION DU MOTEUR CF6 80-E1

I.1 description du réacteur CF6 80-E1 .....	01
I.1.1 Module Fan.....	02
I.1.2 Module core.....	03
I.1.3 Module turbine haute pression.....	05
I.1.4 Module turbine basse pression .....	06
I.1.5 Module boîte d'entraînement d'accessoires.....	07
I.2 Caractéristiques principales du réacteur CF6 80-E1 FADAC.....	08
I.2.1 Capotages de moteur.....	08
I.2.2 Les régimes .....	08
I.3 Repérage de différentes stations du réacteur.....	09

## CHAPITRE II : LES DIFFERENTS CIRCUITS DU MOTEUR

II.1 le circuit carburant .....	11
II.1.1 Rôle du circuit carburant.....	11
II.1.2 Les composants du circuit carburant.....	11
II.1.3 Contrôle du circuit carburant.....	12
II.2 Le circuit de graissage.....	13
II.2.1 Le rôle de circuit du graissage.....	13
II.2.2 Les composants du circuit de graissage.....	13
II.2.3 Contrôle du circuit de graissage.....	14
II.3 Circuit d'air du réacteur CF6 80-E1.....	15
II.4 Circuit reverse.....	16
II.5 Circuit de démarrage et allumage.....	16
II.5.1 Démarrage réacteur.....	16
II.5.2 Allumage réacteur.....	17
II.5.3 Commandes et contrôles.....	17
II.6 Circuit de contrôle.....	18
II.7 Système d'affichage ECAM.....	19
II.8 Unité électronique de contrôle moteur (ECU).....	19

## CHAPITRE III : ETUDE DES FONCTIONS DE L'ECU

III.1 L'unité électronique du contrôle moteur (ECU).....	21
III.1.1 Les données de la centrale aérodynamique.....	22
III.1.2 L'alimentation électrique.....	23
III.2 Les fonctions de l'ECU du réacteur CF6 80-E1.....	24
III.2.1 Le contrôle de la poussée moteur.....	25
III.2.2 Le contrôle du débit d'air à travers le compresseur.....	25
III.2.2.1 Le contrôle de débit d'air.....	25
III.2.2.2 Fonctionnement des vannes de décharge (VBV).....	26
III.2.2.3 Fonctionnement des stators à calage variable (VSV).....	27
III.2.3 Refroidissement du moteur et des accessoires.....	28
III.2.3.1 Fonctionnement de vanne de refroidissement du moteur et des accessoires(CCCV).....	29
III.2.4 Dispositif actif de contrôle des jeux des turbines haute et basse pression.....	30
III.2.5 Circuit de démarrage et allumage.....	32
III.2.5.1 le contrôle du circuit de démarrage et allumage.....	33
III.2.5.1.1 Le contrôle.....	33
III.2.5.1.2 Indications.....	33
III.2.5.1.3 Fonctionnement.....	34
III.2.6 Le circuit reverse.....	40
III.2.7 La protection des paramètres limites.....	42
III.2.8 Les indications moteur.....	43
III.2.9 L'interface avec les autres calculateurs.....	45
III.2.10 Mémoires des anomalies du moteur.....	48
III.2.11 L'affichage des anomalies moteur.....	48

## CHAPITRE IV : LA MAINTENANCE

IV La maintenance.....	49
IV.1 Politique de maintenance.....	49
IV.1.1 La maintenance préventive.....	49
IV.1.2 La maintenance corrective.....	49
IV.2 Généralités sur la maintenance aéronautique.....	49
IV.3 Influence de la fiabilité.....	50
IV.4 Les modes d'entretien.....	50
IV.4.1 Entretien avec temps limite.....	50
IV.4.2 Entretien avec surveillance du comportement en service.....	50
IV.4.3 Entretien selon vérification de l'état.....	51
IV.5 Stratégie de la maintenance du moteur.....	51
IV.5.1 Entretien en ligne.....	52
IV.5.1.1 Inspection journalière.....	52
IV.5.1.2 Inspection hebdomadaire.....	52
IV.5.1.3 Inspection 1/2 CHECK A.....	53
IV.5.1.4 Inspection CHECK A.....	53
IV.5.1.5 Inspection boroscopique.....	53

<b>IV.5.2</b> Entretien en atelier.....	54
<b>IV.5.2.1</b> Protocole d'inspection préliminaire.....	54
<b>IV.5.2.2</b> Protocole d'inspection boroscopique.....	55
<b>IV.5.3</b> Atelier des accessoires.....	56
<b>IV.5.3.1</b> Atelier électricité.....	56
<b>IV.5.3.2</b> Servicing.....	56
<b>IV.5.3.3</b> Révision générale.....	56

# LISTE DES FIGURES

## Chapitre I

Figure (I.1) : Les modules moteur.....	01
Figure (I.2) : Module FAN.....	02
Figure (I.3.1) : Compresseur haute pression.....	04
Figure (I.3.2) : La chambre de combustion.....	04
Figure (I.4) : Module Turbine Haute Pression.....	05
Figure (I.5) : Module Turbine Basse Pression.....	06
Figure (I.6) : Module Boite D'entraînement D'accessoires .....	07
Figure (I.7) : Repérage des différentes stations du réacteur .....	10

## Chapitre II

Figure (II.1) : Le circuit carburant de moteur CF6-80 E1.....	12
Figure (II.2) : Le circuit de graissage.....	14
Figure (II.3) : Circuit de démarrage et d'allumage.....	18
Figure (II.4) : Unité électronique de contrôle moteur (ECU).....	20

## Chapitre III

Figure (III.1) : L'alimentation électrique de l'ECU.....	24
Figure (III.2) : Les dispositifs de control du débit d'air.....	28
Figure (III.3) : Le fonctionnement de la vanne CCCV.....	30
Figure (III.4) : Dispositif actif de contrôle des jeux des HPT et LPT.....	32
Figure (III.5) : Démarrage automatique.....	35
Figure (III.6) : Démarrage manuel.....	37
Figure (III.7) : Le control de Circuit reverse.....	41
Figure (III.8) : Le schéma électrique de la reverse.....	42
Figure (III.9) : Les indications moteur.....	45
Figure (III.10) : Les interfaces de l'ECU.....	48

## Résumé

Avoir un bon fonctionnement d'un moteur c'est assurer un contrôle permanent des différents mécanismes et circuits. Pour cela, le constructeur GENERAL ELECTRIC a développé une technologie, s'agit de l'unité électronique de contrôle ECU du moteur CF6 80-E1 qui sert a gestion et le contrôle grâce à ces divers fonctions. En ce qui suit, on va décrire et étudier ses fonctions.

## ملخص:

تعتبر المتابعة والمراقبة الدائمة لمختلف الميكانيزمات والدارات من أصعب المهام لكونها تتطلب وسائل متطورة وتكنولوجيات حديثة من اجل ضمان تشغيل أفضل واستجابة للمحرك فان شركة "جنرال الكتريك" تسعى لتطوير تقنيات المراقبة والصيانة وذلك بتدعيم فرقها بوسائل حديثة، فهنا يتعلق الأمر بتوفير وحدة الكترونية (ECU) لمراقبة المحرك CF6 80-E1 والتي يتمثل دورها في تسيير حسن ومراقبة دقيقة.

## Summary

To have a good engine operation is to ensure a permanent control of the deferments mechanisms and circuits. For that, the electric general manufacturer has developed a technology; it is about the electronic unit of control ECU of the engine

CF6 80-E1 which is used for management and the control thanks to its various functions. In what follows, one goes describe and study these functions.

# INTRODUCTION

Pour avoir un moteur plus léger et plus économique et un meilleur marché le géant mondiale des moteurs avions GENERAL ELECTRIC (GE) a assemblé la plus récente technologie pour construire un moteur **CF6 80-E1** qui va équiper les gros porteurs grâce à sa poussée très élevée.

Ce dernier a mis en place un accessoire électronique « l'unité électronique de contrôle moteur **ECU** » qui va servir au contrôle et au suivi du fonctionnement des différents circuits constituant le moteur. Cet équipement permet aussi l'indication de différents paramètres et anomalies qui peuvent se produire grâce à sa liaison aux calculateurs et systèmes d'affichage et d'indication.

Pour remédier aux anomalies du moteur et l'**ECU** il vaut mieux d'abord connaître les fonctions assurées par ce dernier avec les systèmes et les circuits qui constituent le moteur ainsi les circuits eux-mêmes.

Pour cela notre étude est subdivisée en quatre parties distinctes dont :

La première partie fera objet une description et généralités sur le moteur **CF6 80-E1**.

Dans la deuxième partie on va décrire les différents circuits qui constituent le moteur.

Une étude détaillée sur les fonctions assurées par l'unité électronique du contrôle moteur dans la troisième partie.

Et enfin dans la dernière partie la maintenance et l'entretien du moteur et l'**ECU**.

# *Historique*

## **GENERAL ELECTRIC CONSTRUCTEUR DE MOTEURS D'AVION**

### **Neuf décennies qui ont changé le monde :**

Quand les ETAT UNIS se sont impliqués dans la première guerre mondiale de 1917, son gouvernement a lancé une campagne de développement du premier moteur d'avion "propulseur " pour équiper les avions militaires.

Ce propulseur, qui est un moteur à piston a employé les gaz d'échappement du moteur pour entraîner un compresseur d'air à puissance de poussée élevée.

La compagnie General Electric a été la première à accepter le défi, mais une autre équipe a également demandé la chance de développer ce moteur.

Des contrats ont été attribués dans ce projet qui est la première concurrence de moteur d'avion militaire aux Etats-Unis.

Sous le secret de temps de guerre, les deux compagnies ont examiné, développé diverses conceptions jusqu'à ce que l'armée ait réclamé une démonstration d'essai.

General Electric a relevé le défi, elle a mis au point un turbopropulseur volant a 14000 pieds au dessus de la mer d'une puissance de 350 (ch), ce qui a donné plus d'autonomie et de puissance aux avions de cette époque. L'essai de MOINTAINTOP a propulsé General Electric à devenir le leader mondial des constructeurs de moteur d'avion.

Pendant plus de deux décennies, GE a produit les turbopropulseurs qui ont permis au avions durant la deuxième guerre mondiale de voler plus haut, avec des charges utiles plus lourdes.

Depuis cette période l'aviation a connue la naissance de plusieurs inventions ; le premier moteur a piston de l'Amérique, le premier turboréacteur qui a permis de



voler a des vitesses trois fois supérieures à celle du son.

Aujourd'hui, la division moteurs d'avion du transport de GE, avec des revenus de \$10,97 milliards \$ dans 2003, conçoit, développe, des moteurs a piston pour une multitude avion militaire et commercial aussi bien que des turbines à gaz appliquées dans la marine. En outre, GE est le premier mondial dans le domaine d'entretien de moteur, en offrant des services de grande qualité.

## **GENERAL ELECTRIC**

### **Premier fournisseur mondial du moteur d'avion :**

En se basant sur la technologie du moteur TF39 militaire, GE est entré agressivement dans le marché civil en 1971, avec un moteur sophistiqué ; le turboréacteur CF6-6 équipant le DC-10 de Douglas.

La famille CF6 s'est agrandie avec le CF6 50, le CF6 80-A, le CF6 80-C2, et CF6 80-E1.

Dans les années 80, la famille des CF6 est devenue le moteur plus utilisé sur les avions long courrier citant le Boeing 747 et 767, l'Airbus A300, A310, A330 et le McDonnell Douglas

MD-11.

Le moteur CF6-80C2, qui a été mis en service en 1984, a fixé de nouvelles normes de fiabilité dans le service commercial et a été instrumental dans l'élévation de GE en tant que principal fournisseur de grands moteurs commerciaux.

### **Naissance de la famille des CFM :**

Le succès de GE avec la famille CF6 a mis en parallèle la naissance et l'élévation de CFM international, une compagnie commune entre Snecma Moteurs constructeur français et GE ce qui est devenu l'un des grands succès de l'histoire d'aviation.

Bien que CFM ait été formellement établie en 1974, la compagnie n'a reçu sa

première commande qu'en 1979, quand le turboréacteur CFM56-2 a été choisi pour équiper 60 avions DC-8 70.

Au cours des années, GE et Snecma ont gagné la prééminence mondiale dans les affaires d'avions commerciaux court et moyen courrier. Le moteur CFM56 est une réussite sans précédent de ces dernières années.

Le CFM56-2 a été commandé pour motoriser plus de 550 avions commerciaux et militaires dans le monde entier.

Le CFM 56-3 a équipé 2000 avions de la gamme des BOEING 737 300 /400 /500.

AIR BUS a commandé près de 1300 CFM 56-A/5B pour équiper sa gamme des A318, A319, A320, A321.

Le CFM56-5c a été commandé par AIRBUS pour équiper 300 avions de la gamme des longs courriers des A340.

Le CFM56-7b, équipe la deuxième génération de Boeing les 737-600/-700/-800/-900

Toutes les quatre secondes de chaque jour, un avion de propulser par un CFM décolle quelque part dans le monde.

CFM international continue sa progression dans le développement des moteurs a réaction, en 1995, la compagnie fait un pas de géant quand le premier moteur équipé d'une double chambre de combustion annulaire (DAC), le CFM56-5b lancé sur SWISSAIR. Ce programme a été lancé en 1989, grâce a des recherches très poussées et la volonté du respect de l'environnement.

Il a fini par voir le jour, le DAC réduit le taux d'émission du NOx (oxydes de l'azote) par 35 pour cent comparés aux émissions des CFM56 équipés d'une simple chambre de combustion (SAC).

## **Vers un développement colossal:**

Au début des années 90, la GE a développé le moteur GE90, un turboréacteur pour équiper le grand, biréacteur Boeing 777.

La famille des GE90, équipant le 777 lancé en 1995, a fait le tour du monde sans escale. Elle développe une poussée de 122.965 livres.

Pour honorer cette prouesse technique, le GE90-115b a été récemment baptisé " **le moteur à réaction le plus puissant du monde** " par le livre de Guinness.

Le dernier GE90, leGE90-115b, a le plus grand fan du monde (128 pouces), avec rapport de compression le plus élevé (91) pour produire la plus grande efficacité de propulsion que n'importe quel moteur commercial de transport.

En juillet 1999, Boeing Company a choisi le GE90-115b comme moteur exclusif pour leur long courrier 777-200LR et l'avion de -300ER.

Le GE90-115b représente le point culminant de la réussite de la stratégie de GE dans la construction d'un nouveau moteur de la ligne centrale GE90 spécifiquement conçu pour la famille des avions de Boeing 777, il a été mis service sur 777-300ER en 2004.

La GE et le Pratt et le Whitney ont créé une compagnie commune. L'alliance motrice de GE - P&W, continue d'innover de nouvelles technologies pour augmenter la vitesse d'exécution, le poids, la fiabilité, cette alliance à donner comme fruit le GP7200 équipant l'Airbus A380, ce moteur est une réussite pour tous ces avantages.

L'alliance, qui a été formée en août 1996, incorpore une partie de la plus nouvelle technologie de propulsion de moteur à réaction de l'aviation commerciale aujourd'hui.

Dès son entrée en service le GP7200 a fait ces preuves y compris la fiabilité extrême et une meilleure conservation d'exécution et ainsi que de meilleurs critères économiques et fonctionnels globales.

# *CHAPITRE I*

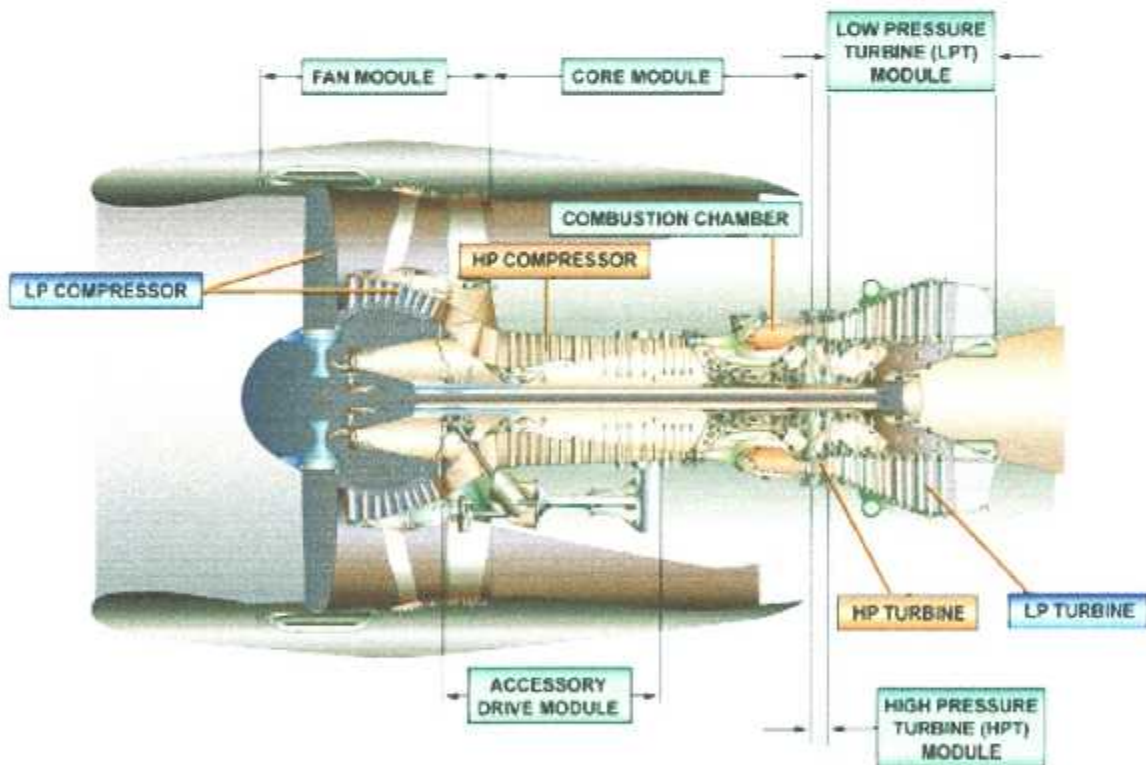
## *Description du moteur*

## I.1. DESCRIPTION DU REACTEUR CF6 80-E1

Le réacteur Général Electric CF6 80-E1 FADEC équipe l'airbus A330-200 ;  
C'est un moteur double corps, double flux et à taux de dilution élevé.

Le CF6 80-E1 FADEC est composé de cinq (05) modules principaux :

- Module FAN.
- Module core.
- Module turbine haute pression.
- Module turbine basse pression.
- Module boîte d'entraînement d'accessoires.



**Fig. I.1 : Les modules moteur**

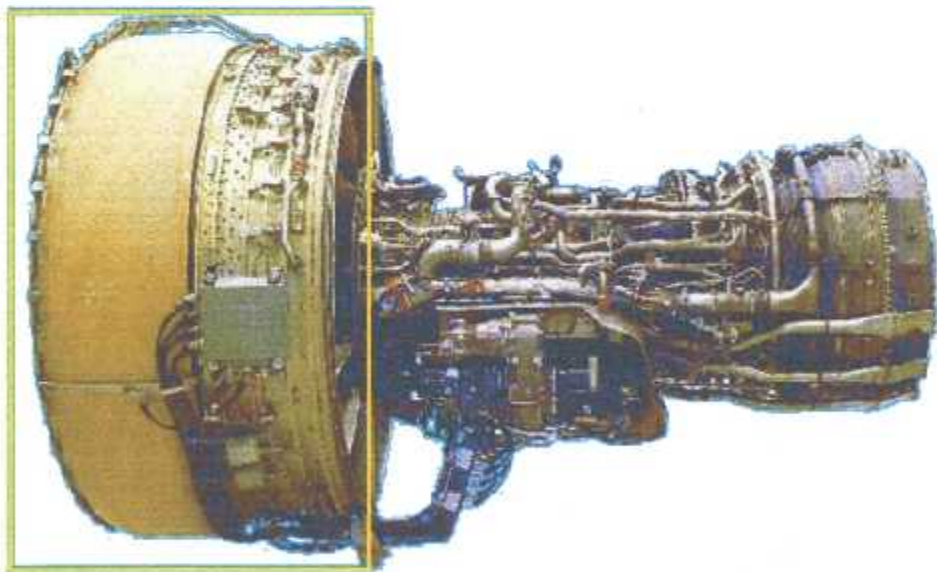
**I.1.1. MODULE FAN**

Ce module est constitué de cinq (05) étages compresseur basse pression dont le premier étage constitue le FAN. Le FAN engendre à lui seul le flux secondaire.

Le module FAN est entraîné par la turbine basse pression.

	ROTOR	STATOR	OGV	MATERIAUX UTILISES	
				ROTOR	STATOR
FAN	34	96	80	Titane	Titane
2 <sup>ème</sup> étage	62	130		Titane	Titane
3 <sup>ème</sup> étage	71	130		Titane	Titane
4 <sup>ème</sup> étage	80	140		Titane	Titane
5 <sup>ème</sup> étage	71	108		Titane	Titane

**Tableaux I.1 Matériaux utilisés pour les ailettes de module FAN.**



**Fig. I.2 : Module FAN.**

### I.1.2 MODULE CORE

Ce module est constitué d'un compresseur haute pression à quatorze (14) étages, d'une chambre de combustion de type annulaire équipée de trente (30) injecteurs et de deux (02) allumeurs à haute tension positionnés à 3h:30 et 5h:30.

L'entrée d'air du compresseur haute pression est équipée de trente quatre (34) aubes de pré rotation à calage variable.

Les cinq (05) premiers étages du compresseur haute pression comportent des aubes de stator à calage variable.

L'ensemble des aubes de pré rotation et des stators à calage variable constitue le dispositif anti-pompage du compresseur haute pression.

Le compresseur haute pression est entraîné par la turbine haute pression.

	ROTOR	STATOR	MATERIAUX UTILISES	
			ROTOR	STATOR
1 <sup>er</sup> étage	36	36	Titane	A-286
2 <sup>ème</sup> étage	26	40	Titane	A-286
3 <sup>ème</sup> étage	42	46	Titane	A-286
4 <sup>ème</sup> étage	45	50	Titane	A-286
5 <sup>ème</sup> étage	48	58	Titane	A-286
6 <sup>ème</sup> étage	54	64	Titane	A-286
7 <sup>ème</sup> étage	56	72	Titane	A-286
8 <sup>ème</sup> étage	64	68	Titane	A-286
9 <sup>ème</sup> étage	66	76	Titane	A-286
10 <sup>ème</sup> étage	66	80	Titane	A-286
11 <sup>ème</sup> étage	76	80	Inconel 718	A-286
12 <sup>ème</sup> étage	76	84	Inconel 718	A-286
13 <sup>ème</sup> étage	76	80	Inconel 718	A-286
14 <sup>ème</sup> étage	76	112	Inconel 718	A-286

**Tableaux I.2 Matériaux utilisés pour les ailettes de module core.**

La figure ci-dessous (I.3) représente le module core

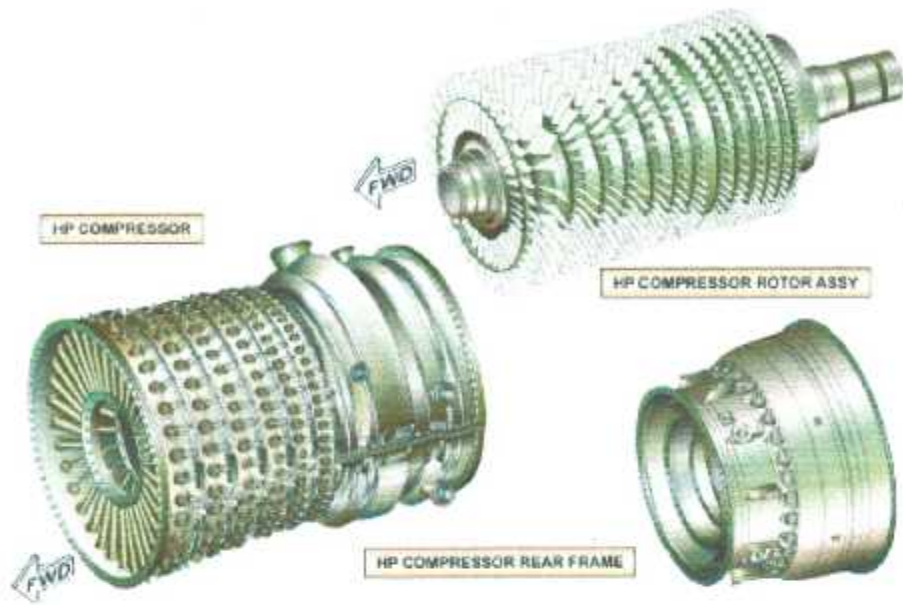


Fig. I.3.1: Compresseur haute pression.

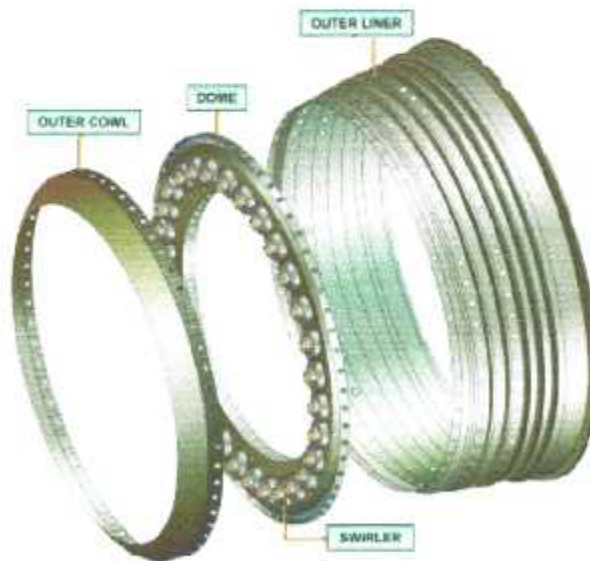


Fig. I.3.2. Chambre de combustion

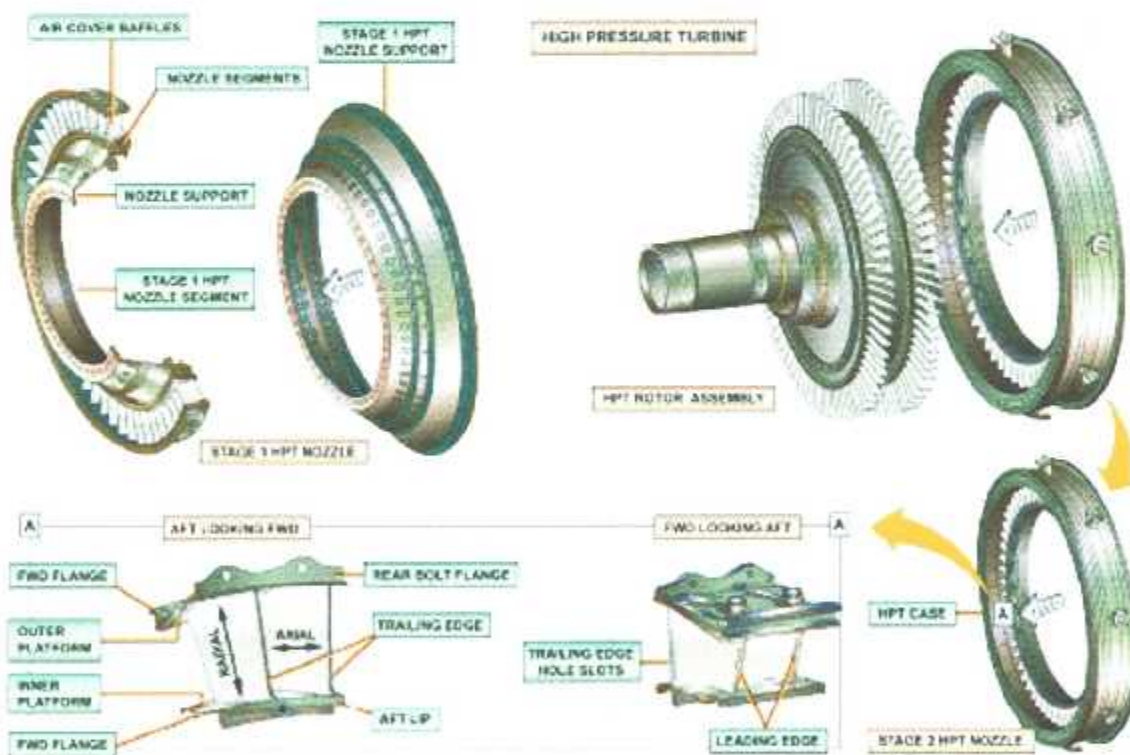


**I.1.3 MODULE TURBINE HAUTE PRESSION**

Ce module est constitué de deux (2) étages. La turbine haute pression entraîne le compresseur haute pression et la boîte d'entraînement d'accessoires.

			MATERIAUX UTILISES	
	ROTOR	STATOR	ROTOR	STATOR
1 <sup>er</sup> étage	46	80	X-40	RENE 80
2 <sup>ème</sup> étage	48	74	RENE 80	RENE 80

**Tableaux I.3 Matériaux utilisés pour les ailettes de module THP.**



**Fig. I.4 Module turbine haute pression**

**I.1.4 MODULE TURBINE BASSE PRESSION**

Ce module est constitué de cinq (05) étages. La turbine basse pression entraine le compresseur basse pression.

	ROTOR	STATOR	MATERAUX UTILISES	
			ROTOR	STATOR
1 <sup>er</sup> étage	54	118	Inconel 718	RENE 77
2 <sup>ème</sup> étage	96	124	Inconel 718	RENE 77
3 <sup>ème</sup> étage	120	88	Inconel 718	RENE 77
4 <sup>ème</sup> étage	126	88	Inconel 718	RENE 77
5 <sup>ème</sup> étage	144	98	Inconel 718	RENE 77

Tableaux I.4 Matériaux utilisés pour les ailettes de module TBP.

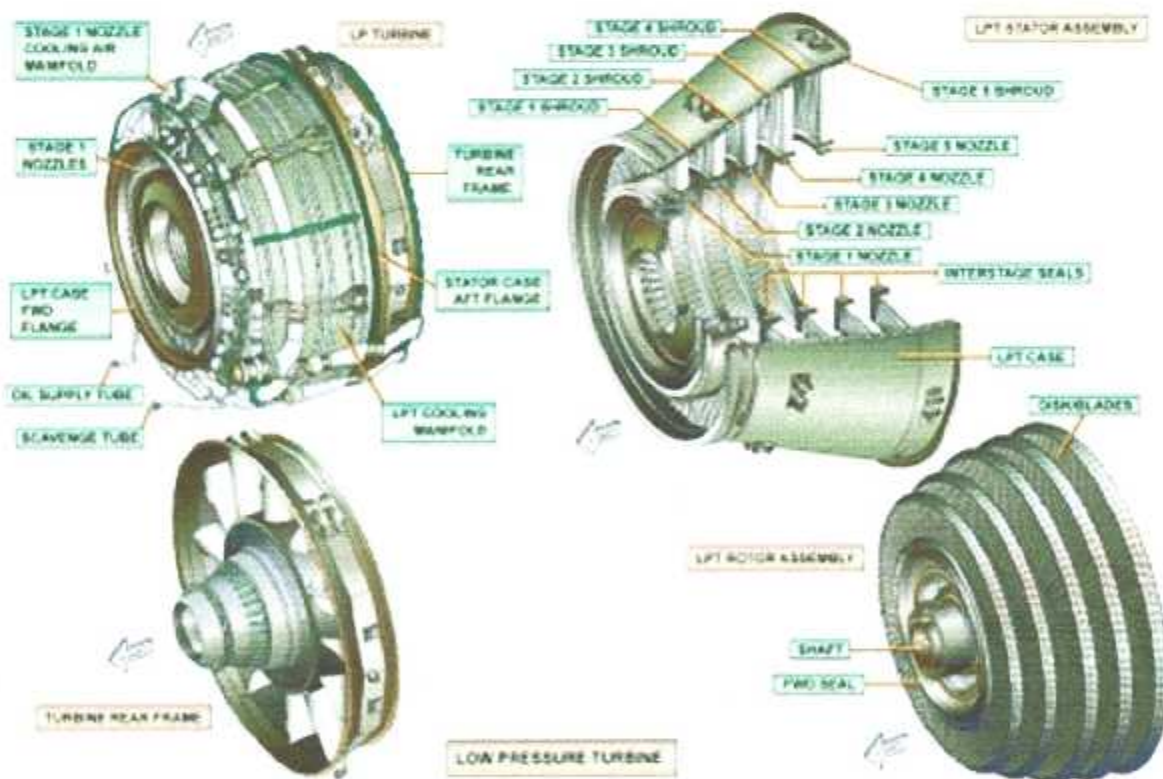


Fig. I.5 Module turbine basse pression

### I.1.5 MODULE BOITE D'ENTRAINEMENT D'ACCESSOIRES

L'attelage haute pression entraîne le boîtier des accessoires et reçoit le mouvement du démarreur par l'intermédiaire d'une prise de mouvement et d'une boîte de transfert. Le boîtier des accessoires est fixé à la partie inférieure du carter stator compresseur.

Les différents accessoires qui équipent le boîtier sont :

❖ **Sur la face avant :**

- Un régulateur principal carburant (HMU).
- Une pompe de pression et cinq pompes de récupération d'huile.
- Deux (02) pompes hydrauliques.
- Un tachymètre N2.
- Un alternateur (pour l'alimentation de l'ECU).

❖ **Sur la face arrière :**

- Une Pompe carburant haute pression.
- Un démarreur pneumatique.
- Un générateur (IDG) (génération de courant électrique).

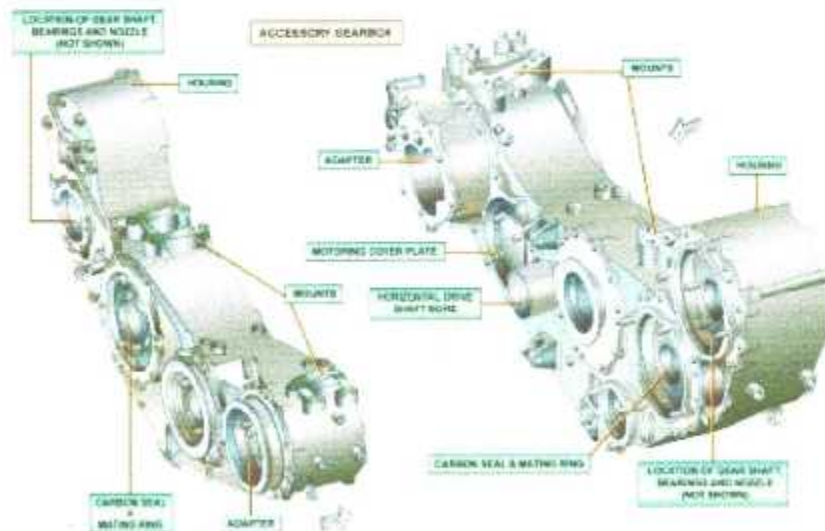


Fig. I.6 : Module boîte d'entraînement d'accessoires.

## I.2 CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DU REACTEUR CF6 80-E1 FADAC

Le réacteur CF6 80-E1 FADEC présente les caractéristiques suivantes :

- La poussée statique maximale :(F)  
Z=0 température ambiante < 32.2°C  
F=67000 à 72000Ibs (30000 à 32700Kgs).
- La Poussée assurée par le flux primaire : **20%** de la poussée totale.
- La Poussée assurée par le flux secondaire : **80%** de la poussée totale.
- La Poussée inverse : **40%** de la poussée directe du FAN.
- La masse de réacteur nu : **5100 Kg.**
- Le Diamètre de l'entrée d'air : **3.03 m.**
- La Longueur du moteur : **7.33 m.**
- Le Taux de dilution : **5.1/1.**
- Le Rapport manométrique de compresseur : **34.8/1.**

### I.2.1 CAPOTAGES DE MOTEUR

Le réacteur CF6 80-E1 est équipé de trois capots suivants :

- Capot FAN.
- Capot REVERSE.
- Capot CORE.

### I.2.2 LES REGIMES

❖ **Le régime N1 :**

100% : 3320,6 tr/mn.

120% : 3984,7 tr/mn (Maximum)

❖ **Le régime N2 :**

100% : 9827,0 tr/mn.

120% : 11792,4 tr/mn.

❖ **EGT :**

975°C max.

750°C maximum au démarrage.

**I.3 REPERAGE DE DIFFERENTES STATIONS DU REACTEUR**

▪ Station 0 : Condition ambiantes.

▪ Station 1.2 : Entrée d'air.

❖ **Les stations du flux primaire**

▪ Station 2.5 : Entrée du compresseur haute pression.

▪ Station 3 : Sortie du compresseur haute pression.

▪ Station 4.9 : Entrée turbine basse pression.

▪ Station 5 : Sortie ensemble basse pression.

❖ **Les stations du flux secondaire**

▪ Station 1.2 : Entrée FAN.

▪ Station 1.4 : Sortie stator FAN.

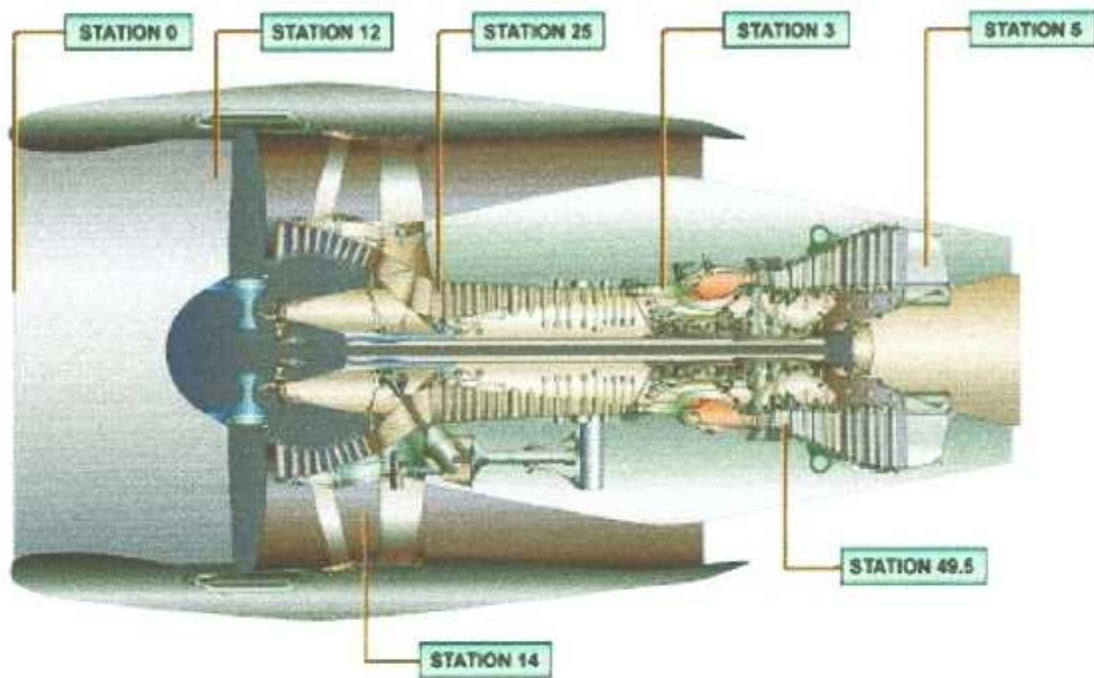


Fig. I.7 : Repérage des différentes stations du réacteur.

## *CHAPITRE II*

### *Les différents circuits du moteur*

## **II.1 LE CIRCUIT CARBURANT**

### **II.1.1 ROLE DU CIRCUIT CARBURANT**

Le circuit carburant a pour rôle :

- L'alimentation des trente (30) injecteurs de la chambre de combustion.
- La régulation du débit de carburant à tous les régimes moteur.
- L'alimentation des deux (02) vérins de la vanne de décharge(VBV)
- L'alimentation des deux (02) vérins des stators à calage variable(VSV)
- L'alimentation de la vanne de refroidissement du carter turbine basse pression (LPTCCV).
- L'alimentation de la vanne de refroidissement du carter turbine haute pression (HPTCCV).
- Le refroidissement de l'huile de graissage moteur.
- Le refroidissement de l'huile de graissage de l'alternateur (IDG).

### **II.1.2 LES COMPOSITION DU CIRCUIT CARBURANT**

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

- Une (01) pompe carburant haute pression.
- Un (01) échangeur thermique principal (huile/carburant).
- Un (01) filtre principal carburant.
- Un (01) régulateur principal carburant (Hydromecanical Unit).
- Un (01) servo-fuel heater
- Un (01) transmetteur du débit carburant.
- Un (01) échangeur thermique secondaire (huile/ carburant) alternateur (IDG)
- Une (01) rampe d'injection carburant.
- Trente (30) injecteurs.



### II.1.3 CONTROLE DU CIRCUIT CARBURANT

La surveillance du circuit carburant est réalisée à partir

- D'un indicateur de débit carburant.
- D'une indication de pression carburant.
- De colmatage filtre carburant.

Toutes ces indications apparaissent sur l'ECAM.

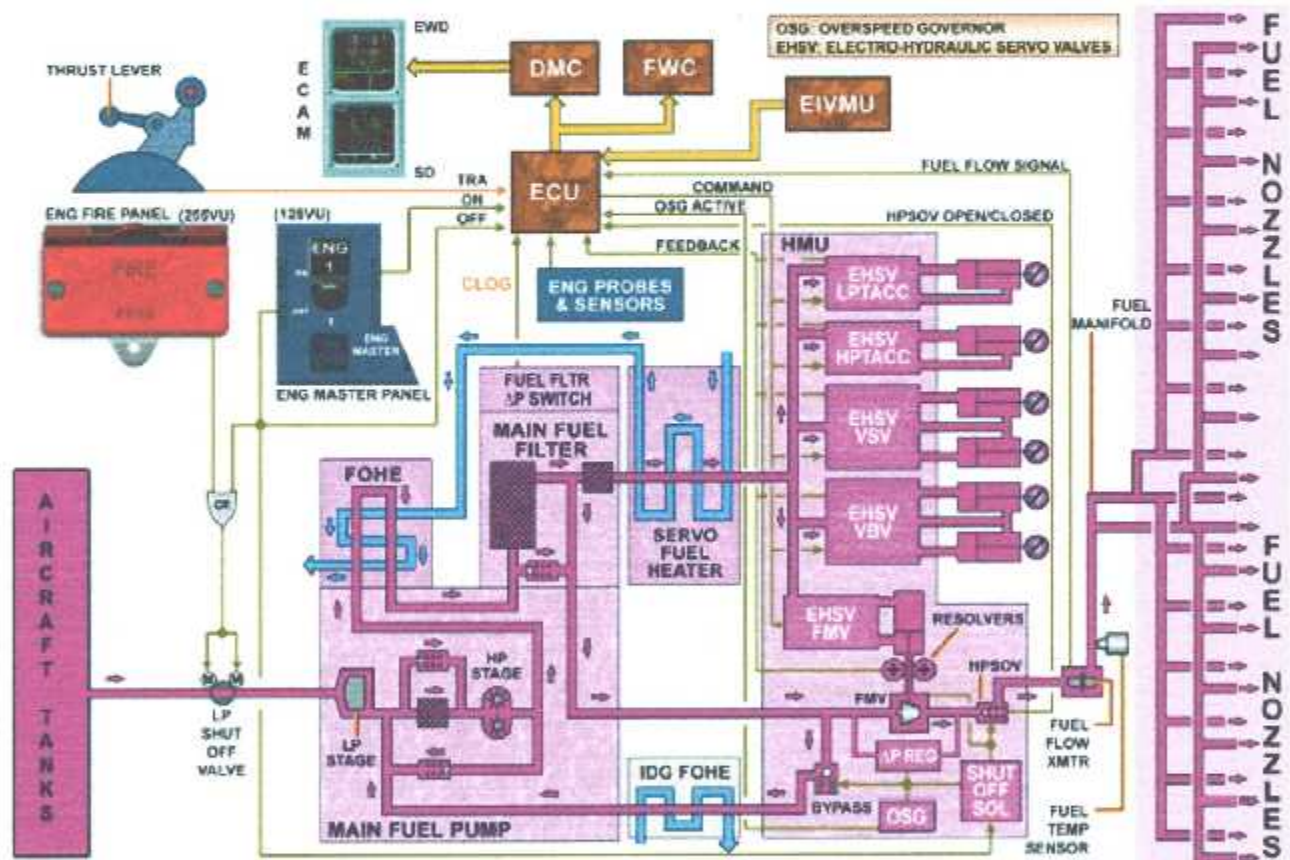


Fig. II.1 : Le circuit carburant de moteur CF6 80-E1

## **II.2 LE CIRCUIT DE GRAISSAGE**

### **II.2.1 LE ROLE DE CIRCUIT DU GRAISSAGE**

Le rôle de circuit du graissage est:

- Lubrifier.
- Refroidir.
- Nettoyer.

Des sept (07) paliers, et le boîtier des accessoires.

Il assure :

- La lubrification par gicleurs de tous les roulements, pignons, cannelures du réacteur et des boîtiers de transmission.
- Le refroidissement des puisards et boîtiers de transmission.
- Le drainage des impuretés vers les filtres.
- Le réchauffage du carburant

### **II.2.2 LES COMPOSANTS DU CIRCUIT DE GRAISSAGE**

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

- Un (01) réservoir.
- Une (01) pompe de pression d'huile.
- Cinq(05) pompes de récupération.
- Un (01) filtre principal de récupération équipé d'un BY-PASS.
- Un transmetteur de pression d'huile.
- Un manocontact de baisse de pression d'huile.
- Un détecteur magnétique principal de limaille.
- Une sonde de température d'huile de récupération.
- Un filtre de récupération équipé de BY-PASS.
- Un manocontact détecteur de colmatage.

### II.2.3 CONTROLE DU CIRCUIT DE GRAISSAGE

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

- Un (01) transmetteur de pression d'huile.
- Un (01) transmetteur de quantité d'huile.
- Une (01) sonde de température d'huile.
- Un (01) manocontact de baisse de pression d'huile.
- Un (01) manocontact de colmatage filtre.

Toutes les indications du circuit de graissage apparaissent sur l'ECAM.

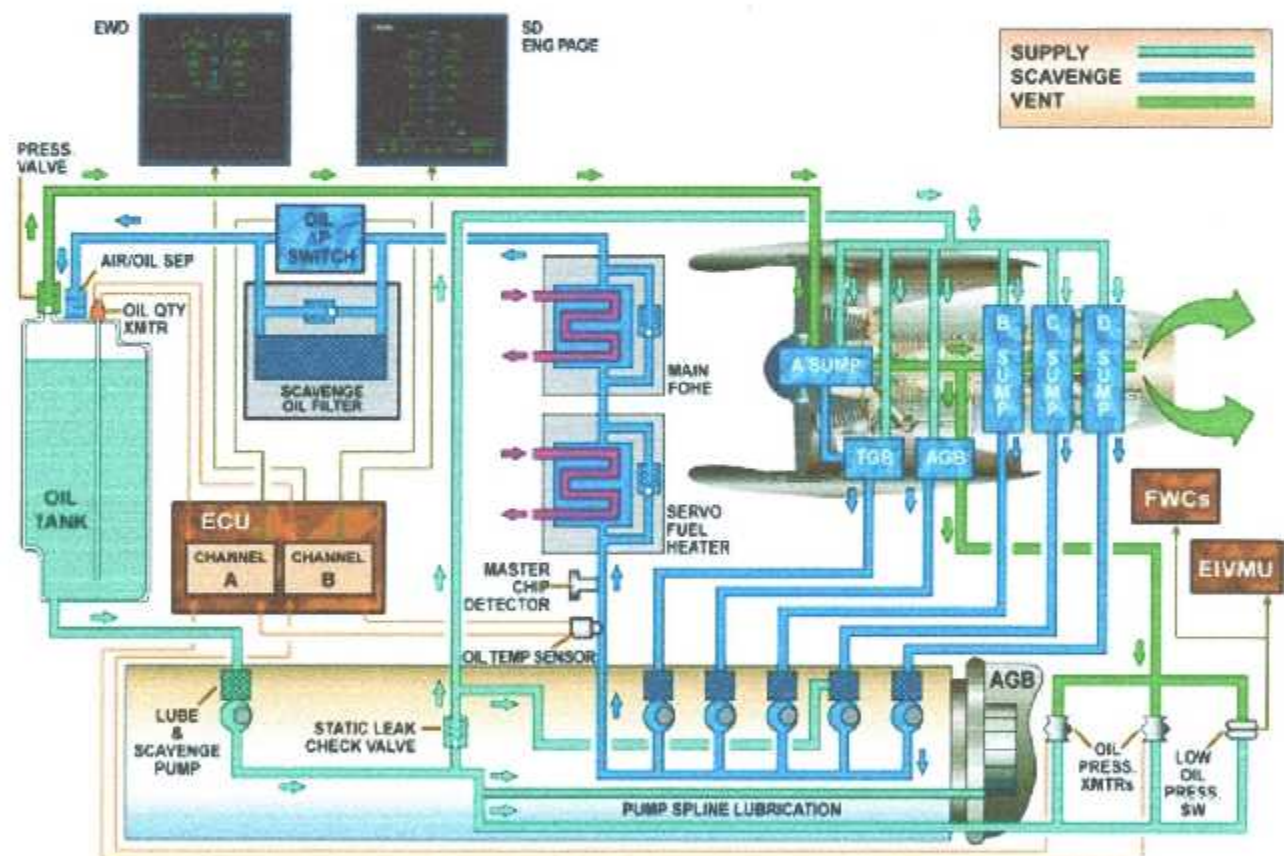


Fig. II.2 : Le circuit de graissage

### **II.3 CIRCUIT D'AIR DU REACTEUR CF6 80-E1 FADEC**

Le circuit d'air du CF6 80-E1 FADEC contrôle le débit d'air à travers le compresseur et assure le refroidissement du réacteur et ses accessoires.

L'unité électronique de contrôle moteur (ECU) et le régulateur principal carburant (HMU) contrôle ses systèmes.

#### **❖ Le circuit d'air assure**

- Le contrôle du débit d'air à travers le compresseur du réacteur CF6-80-E1 FADEC.
- Régulation du débit d'air de refroidissement.
- Le système de refroidissement du moteur et des accessoires (CCCV).
- Refroidissement de la chambre de combustion.
- Refroidissement des ailettes turbine haute pression.
- Refroidissement des ailettes turbine basse pression.
- Dispositif actif de contrôle du jeu turbine haute pression (HPTACC) et basse. Pression (LPTACC).
- Dispositif passif de contrôle du jeu turbine haute pression.
- Refroidissement des bougies.
- Refroidissement de l'huile de l'alternateur (IDG).
- Ventilation de l'unité électronique de contrôle moteur (ECU).
- Ventilation nacelle.
- Refroidissement et pressurisation des puisards.
- Pressurisation des réservoirs.

## **II.4 CIRCUIT REVERSE**

### **Dispositif d'éjection :**

Ils assurent :

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

### **Principe :**

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

La tuyère secondaire, est constituée de deux (02) demi-couronnes.

En configuration normale la détente du flux secondaire assure 80% de la poussée totale.

### **Inversion de poussée :**

L'énergie utilisée pour déplacer les demi-couronnes mobiles de l'inverseur est fournie par le circuit pneumatique avion. Suivant le régime c'est le 14<sup>ème</sup> étage.

## **II.5 CIRCUIT DE DEMARRAGE ET ALLUMAGE**

### **II.5.1 DEMARRAGE REACTEUR**

Le circuit de démarrage réacteur utilise la pression du circuit de génération pneumatique de bord. Il peut-être alimenté par :

- L' APU
- Un des réacteurs déjà en fonctionnement.
- Un ou deux groupes du parc pneumatique (pression comprise entre 25 et 55 PSI).

Chaque réacteur est équipé d'un démarreur pneumatique à turbine qui entraîne l'attelage haute pression. L'alimentation du démarreur est commandée par une vanne électropneumatique.

## II.5.2 ALLUMAGE REACTEUR

Le dispositif d'allumage est utilisé pour provoquer l'inflammation du mélange air/carburant dans la chambre de combustion ou éviter l'extinction en cours de fonctionnement. L'ensemble est constitué par deux circuits identique A et B indépendants.

## II.5.3 COMMANDES ET CONTROLES

### ❖ Panneau de démarrage :

Il est situé sur le panneau supérieur pilotes.

### ❖ Sélecteur de démarrage :

Un sélecteur de démarrage « **ENG START** » pour le démarrage automatique permet la sélection du programme de fonctionnement du démarreur et des circuits d'allumage. Il comprend trois (03) positions :

- **NORM.**
- **IGN START.**
- **CRANK.**

Un bouton poussoir **ENG MAN START** permet la sélection du programme de fonctionnement pour le démarrage manuel.

Le démarrage manuel est utilisé en cas de panne de système du démarrage automatique.

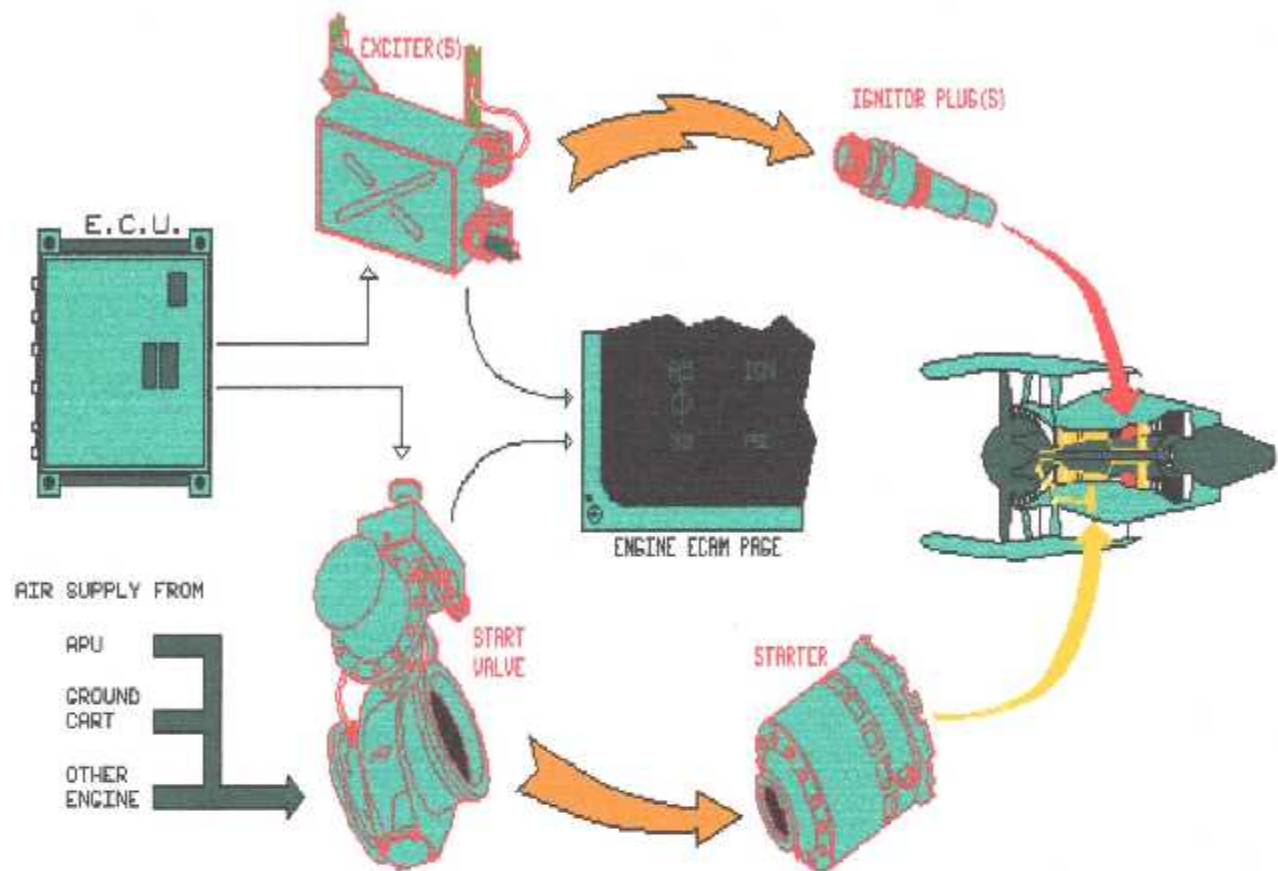


Fig. II.3 : Circuit de démarrage et d'allumage.

## II.6 CIRCUIT DE CONTROLE

### ❖ GENERALITES

La surveillance du fonctionnement des réacteurs est effectuée à partir des indications N1, EGT, N2, mesure du débit carburant, paramètre de l'huile (pression, température et quantité) la température nacelle, le totaliseur et les vibrations N1 et N2 ; toutes ces indications apparaissent sur ECAM.

**Tachymètre N1 :** Cet équipement assure une indication du régime N1 sur ECAM.

**Indicateur EGT :** Cet équipement assure une indication de température entre les turbines haute pression et basse pression.

## Capteur de vibrations

L'indication de vibration permet de mettre en évidence une dégradation interne du réacteur. Chaque réacteur est équipé de deux (02) 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 fixé sur le carter réacteur à l'arrière du compresseur haute pression qui détecte les vibrations de l'attelage haute pression.

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

## II.7 SYSTEME D’AFFICHAGE ECAM

La surveillance du fonctionnement des réacteurs est effectuée à partir d'un système électronique sophistiqué appelé ECAM (Electronic Centralized Aircraft Monitoring). Ce système facilite la tâche aux pilotes et au personnel de la maintenance.

Cette assistance opérationnelle est apportée par des messages et des données visualisées sur deux tubes cathodiques.

Le traitement des données est entièrement automatique et en tant que tel ne demande aucune action ou sélection particulière de la part de l'équipage.

## II.8 UNITE ELECTRONIQUE DE CONTROLE MOTEUR (ECU)

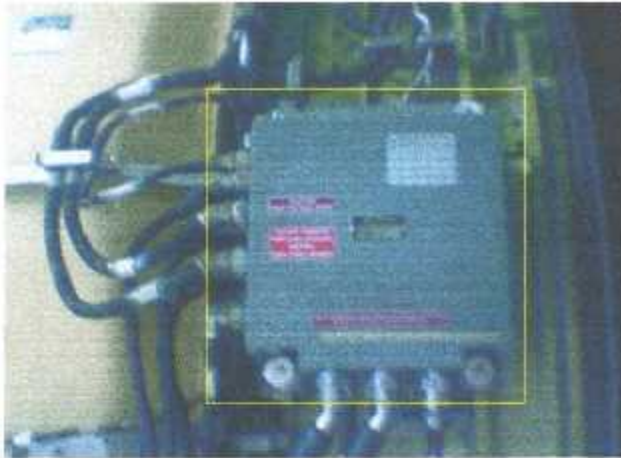
L'unité de contrôle électronique réacteur (ECU) est un microprocesseur électronique digital.

Il est fixé sur le coté gauche du carter FAN position 8 h:30. Il est composé de deux (02) canaux identique.

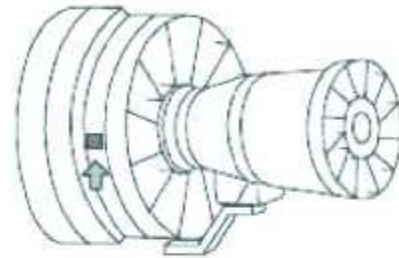
- Canal A.
- Canal B.

Il comporte quinze (15) prises électriques.

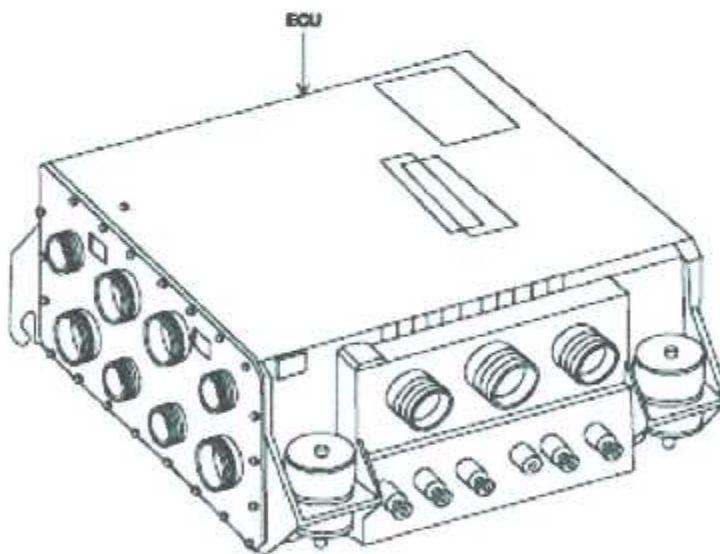




Vue de L'ECU



Emplacement



Le boîtier de l'ECU

Fig. II.4 : Unité électronique de contrôle moteur (ECU)

## *CHAPITRE III*

### *Etude des fonctions du l'ECU*

### **III.1. L'UNITE ELECTRONIQUE DU CONTROLE MOTEUR (ECU)**

L'unité électronique du contrôle moteur (ECU) est un microprocesseur électronique digital, composé de deux (02) canaux identiques :

- Canal A.
- Canal B.

Une bielle électronique permet l'échange d'informations en permanence entre les deux canaux.

L'unité électronique du contrôle moteur (ECU) est fixée sur le carter fan, côté gauche en position **8h :30** par quatre (04) points d'attache chaque point d'attache est muni d'un amortisseur de vibration. Il comporte quinze (15) prises électriques codifiées de **J 1 à J 15**.

L'unité électronique du contrôle moteur (ECU) est refroidit par convection naturelle.

#### **❖ CARACTÉRISTIQUES DE L'ECU**

- Poids **20.4 KG (45lbs)**.
- Longueur **452 mm (17.8 in)**.
- Hauteur **162 mm (6.4 in)**.
- Largeur **372mm (14.66in)**.

L'unité électronique du contrôle moteur (ECU) a deux (02) modes de fonctionnement.

- Mode **CONTROLE**
- Mode **TEST**

### ❖ MODE CONTROLE

Le mode contrôle est valide lorsque le moteur est tournant (en fonctionnement).

### ❖ MODE TEST

Le mode test est valide lors du test moteur au sol seulement.

En fonctionnement un seul canal est actif l'autre est en mode surveillance. La permutation des canaux se fait à l'arrêt moteur manette de démarrage sur ARRET.

Lors du fonctionnement si le canal actif tombe en panne, le canal qui était en mode surveillance prend le relais automatiquement.

L'unité électronique du contrôle moteur (ECU) reçoit les données moteur suivantes :

- T12, T25, T3, T5
- P25, P3, P49, P0, PS3, PS14.
- N1, N2, EGT.
- Débit carburant, pression, température et quantité d'huile.

### III.1.1 LES DONNEES DE LA CENTRALE AERODYNAMIQUE

Les centrales aérodynamiques ADIRU1 et ADIRU2 envoient les données suivantes aux ECU 1 et ECU 2:

- Pression totale (Pt).
- La température totale de l'air (TAT).
- La pression ambiante (P0).

L'unité électronique du contrôle moteur (ECU) utilise la pression totale pour calculer à partir de :

- La pression dynamique ; le nombre de Mach.
- La pression statique ; l'altitude.

### III.1.2 L'ALIMENTATION ELECTRIQUE

L'unité électronique du contrôle moteur (ECU) est alimentée électroniquement par :

- Son alternateur entraîné par le boîtier d'entraînement des accessoires.
- Le réseau électrique avion.

L'unité électronique du contrôle moteur (ECU) est alimentée par Son alternateur quand le moteur est tournant et que le  $N2 > 15\%$

L'unité électronique du contrôle moteur (ECU) est alimentée par le réseau électrique avion quand :

- Le moteur est à l'arrêt.
- $N2 < 15\%$ .
- Alternateur de l'ECU en panne.

L'unité électronique du contrôle moteur (ECU) a trois (03) modes de fonctionnement :

❖ **Mode NORMALE** : le mode normale est valide lorsque l'ECU reçoit toutes les données moteur et celles en provenance de l'ADIRU (Pt, TAT, P0)

❖ **Mode SOFT** : si la pression totale (Pt) n'est pas valide, l'ECU ira en mode SOFT.

❖ **Mode HARD** : après la perte de la pression totale le pilote doit mettre les deux (02) ECU sur OFF. La position OFF met les deux (02) ECU en mode HARD.

Il est à souligner avec le mode HARD, la poussée n'est plus optimisée et par conséquence la consommation carburant augmentera.

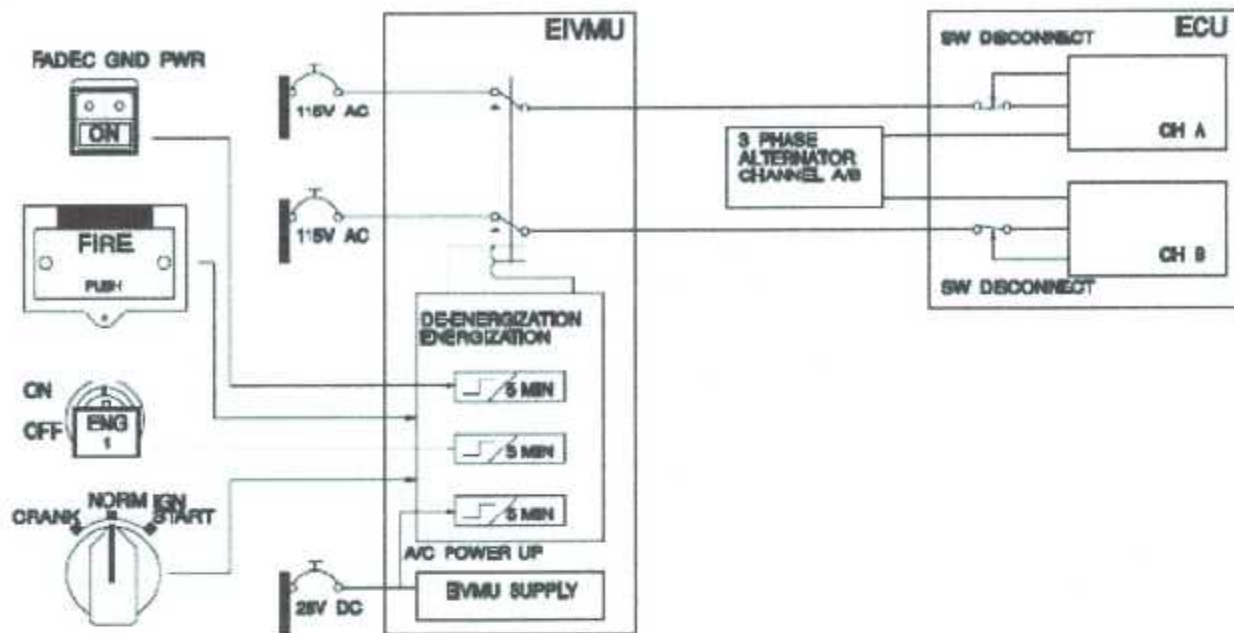


Fig. III.1 l'alimentation électrique de l'ECU.

### III.2 LES FONCTIONS DE L'ECU DU REACTEUR CF6 80-E1

L'unité électronique du contrôle moteur (ECU) assure les fonctionnements suivants :

- Le contrôle de la poussée moteur.
- Le contrôle du débit d'air à travers le compresseur.
- Le refroidissement des accessoires moteur.
- Le refroidissement des carters turbines haute et basse pression.
- Le contrôle du circuit de démarrage et allumage.
- Le contrôle du circuit de la reverse.
- La protection des paramètres limites.
- Les indications du moteur.
- L'interface moteur et les autres calculateurs avions.
- Mémorise les anomalies moteur.
- Affiche les anomalies moteur lors du test au niveau du MCDU.

### **III.2.1 LE CONTROLE DE LA POUSSEE MOTEUR**

L'unité électronique de contrôle moteur (ECU) utilise :

- La **T2** température à l'entrée du compresseur basse pression.
- La **T25** température à l'entrée du compresseur haute pression.
- La **T3** température à la sortie du compresseur haute pression.
- La position mannette de poussée.
- La **Pt2**, la **TAT** et **P0** en provenance des **ADIRU1** et **ADIRU2**.

En fonction de toute ces données, l'ECU commande électro-hydraulique servo-vanne du galet doseur qui se trouve dans le régulateur principal carburant, pour doser le carburant nécessaire à tous les régimes moteur, un retour d'asservissement permet à l'ECU de recevoir la position du galet doseur.

### **III.2.2 LE CONTROLE DU DEBIT D'AIR A TRAVERS LE COMPRESSEUR.**

L'unité électronique de contrôle moteur (ECU) et le régulateur principal carburant (HMU) assurent le contrôle de ces systèmes.

#### **III.2.2.1 LE CONTRÔLE DE DÉBIT D'AIR**

Le contrôle de débit d'air a travers le compresseur de réacteur CF6 80-E1 est réalisé par le dispositif anti-pompage.

Le dispositif anti-pompage évite le pompage et améliore l'efficacité du réacteur

L'unité électronique de contrôle moteur (ECU) utilise les signaux des capteurs moteur (N1, N2, TAT, P0, P25) pour contrôler les électro-hydrauliques servo-vannes du régulateur principal carburant (HMU).

Les électro-hydrauliques servo-vannes utilisent la pression carburant pour actionner les vérins :

- Des vannes des décharges (VBV)
- Des stators à calage variable (VSV)

L'unité électronique de contrôle moteur (ECU) augmente le courant électrique vers les électro-hydrauliques servo-vannes proportionnellement au régime de l'attelage haute pression N2.

Les électro-hydrauliques servo-vannes dirigent la pression carburant vers les vérins des VSV et VBV pour les mettre dans la position commandée par l'ECU.

### **III.2.2.2 FONCTIONNEMENT DES VANNES DE DÉCHARGE VBV**

Il y a douze (12) vannes de décharge situées à la périphérie du carter compresseur basse pression.

Deux (02) vérins en position **2h30** et **8h30** commandent les douze (12) vannes de décharge. Les deux vérins sont fixés à une roue dentée. Cette dernière entraîne les douze vannes de décharge quand les vérins se déplacent.

Les vannes de décharge sont ouvertes à bas régime, l'unité de contrôle moteur ECU agit sur l'électro-hydraulique servo-vanne des vérins VBV pour les ouvrir quand le N1 est faible c'est-à-dire lors du démarrage jusqu'au N1 égale à 67%.

Quand le N1 dépasse 67% l'unité de contrôle moteur (ECU) ferme les vannes de décharge.

Les vannes de décharge ont pour but d'éviter le pompage à bas régime.

L'unité de contrôle moteur (ECU) utilise les signaux suivants pour le fonctionnement des vérins VBV des vannes de décharge.

- N1
- N2
- Pt 25
- Ps3
- Position des VSV
- TAT
- Pt
- P0



### **III.2.2.3 FONCTIONNEMENT DES STATORS À CALAGE VARIABLE (VSV)**

L'unité électronique de contrôle moteur (ECU) emploie les données des signaux des capteurs moteurs (N1, N2, TAT, P0, P25, Pt, Ps3) pour envoyer un signal électrique à l'électro-hydraulique servo-vanne de l'ordre milliampère (0 à 160 milliampère).

Suivant le signal envoyé par l'ECU, le régulateur principal carburant (HMU) contrôle la pression des stators à calage variable en réglant les deux (02) vérins des VSV dans des pressions désirées :

- Les VSV sont en positions ouvertes :

Au régime élevé le compresseur fonctionne à un régime d'adaptation qui lui assure un rendement optimum.

- Les VSV sont en position fermée :

A bas régime le compresseur s'éloigne de son régime d'adaptation, l'angle d'incidence des aubes augmente progressivement pour conserver l'angle d'incidence rotor constant. Pour un régime inférieur au ralenti, les VSV sont dites en position fermées.

Un connecteur électrique de chaque vérin envoie le signal d'un transducteur linéaire à déplacement variable qui se trouve à l'intérieur du vérin à l'ECU.

Les transducteurs des vérins des VSV envoient le signal de position des vérins aux canaux A et B de l'ECU.

L'angle de pivotement des VSV varie entre 0° et 4°.

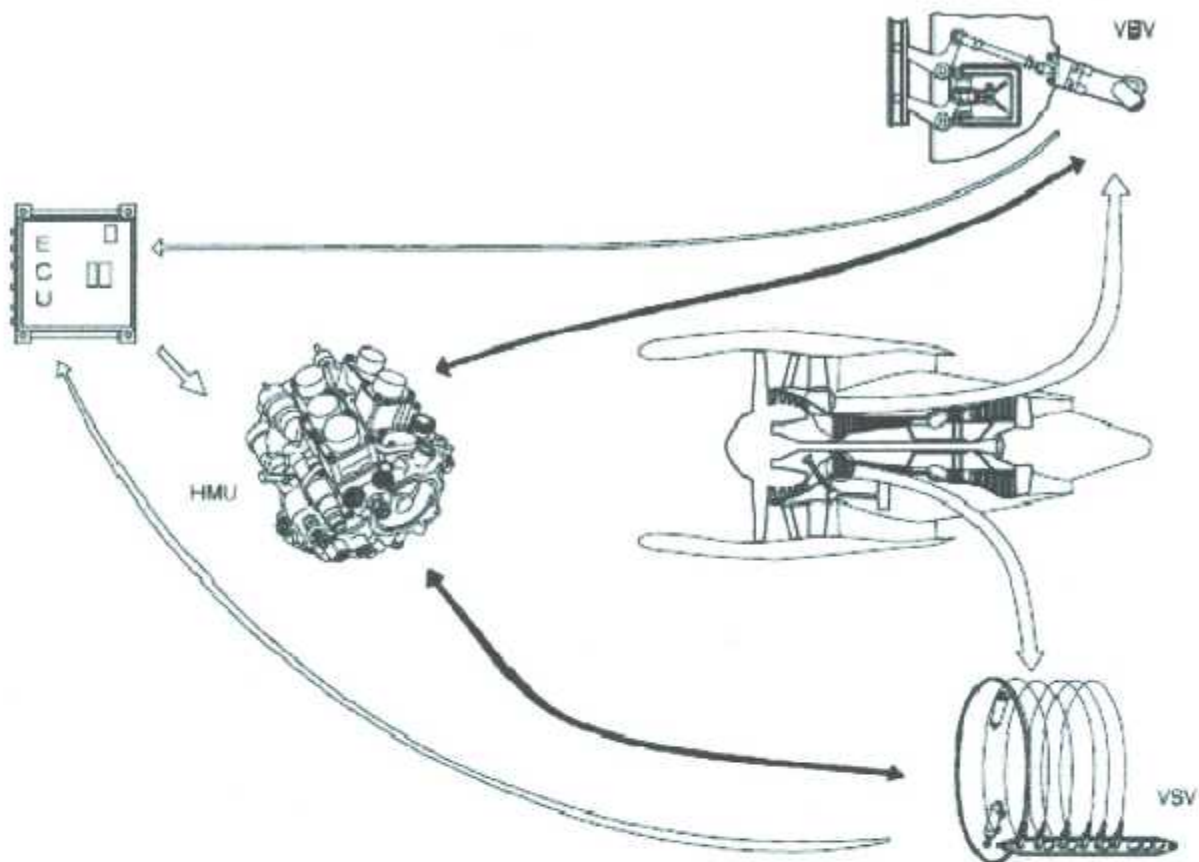


Fig. III.2 Les dispositifs de control du débit d'air.

### III.2.3 REFROIDISSEMENT DU MOTEUR ET DES ACCESSOIRES

La vanne de refroidissement du moteur et accessoires CCCV (Core Compartment Cooling Valve) est une vanne de type papillon.

Elle permet le refroidissement du carter du compresseur haute pression, l'alternateur, les pompes hydrauliques, la pompe carburant, la pompe d'huile, démarreur et l'alternateur ECU. L'air de refroidissement provient du FAN.

### **III.2.3.1 FONCTIONNEMENT DE LA VANNE DE REFROIDISSEMENT DU MOTEUR ET DES ACCESSOIRES (CCCV)**

Le system de refroidissement du moteur et des accessoires utilise de l'air frais en provenance du FAN pour refroidir le carter du compresseur haute pression, l'alternateur et accessoires.

La vanne de refroidissement du moteur et des accessoires (CCCV) est ouverte au sol et à basse altitude pour permettre un maximum de refroidissement, elle est fermée à haute altitude et en croisière.

La position de la vanne de refroidissement du moteur et des accessoires est contrôlée par l'unité électronique du control moteur (ECU).

Le moteur et les accessoires sont refroidis lors de la phase de décollage. Il est à noter que lors de cette phase le moteur travail dans des conditions de température très élevée. Il est impératif de refroidir le moteur durant cette phase pour :

- Eviter la détérioration.
- Augmenter la durée de vie du moteur.

Pour le fonctionnement, l'ECU utilise les signaux suivants :

- Vitesse (N1, N2).
- Température des gaz d'échappement (EGT).
- Altitude (pression).

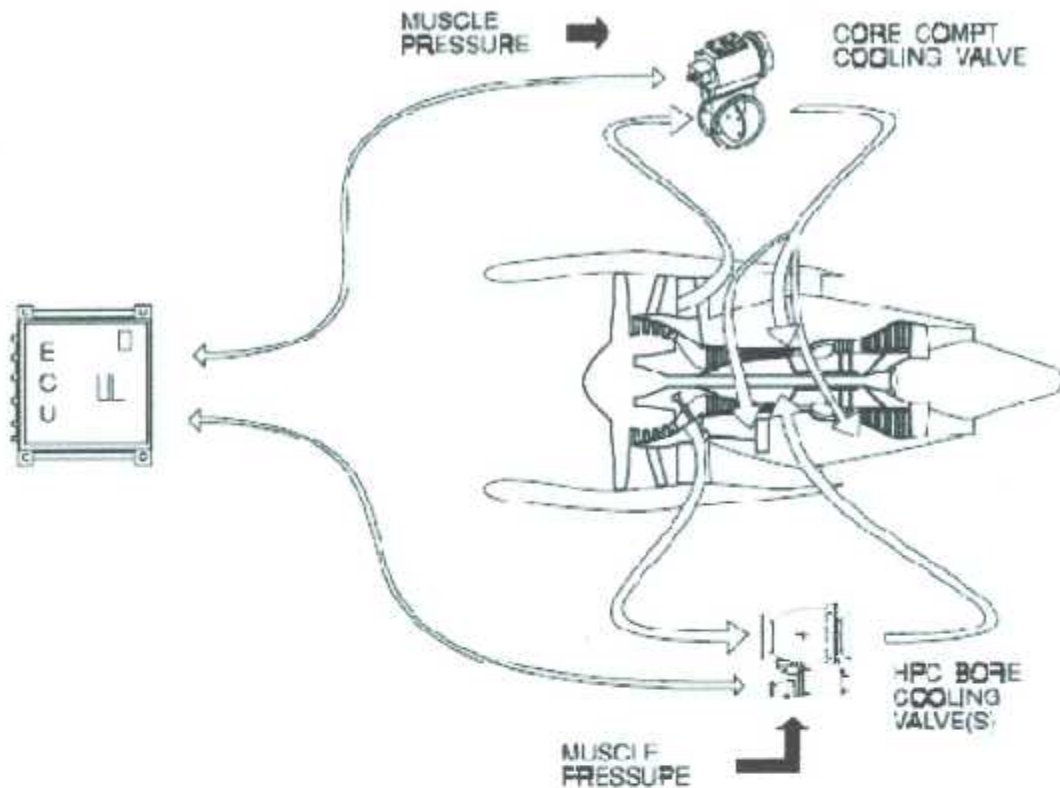


Fig. III.3 Le fonctionnement de la vanne CCCV.

### III.2.4 DISPOSITIF ACTIF DE CONTROLE DES JEUX DES TURBINES HAUTE ET BASSE PRESSION

Les vannes de refroidissement sont contrôlées par les électro-hydrauliques servovannes (EHSV) qui se trouvent dans le régulateur principal (HMU) via l'ECU.

Une vanne de refroidissement du carter turbines haute et basse pression comprend deux transducteurs linéaires à déplacement variables (LVDT) qui envoient un signal de position de la vanne vers l'ECU au canal A et B.

Les composants du logiciel de contrôle actif des jeux turbines de l'unité électronique de control moteur sont :

- Les calculateurs dimensionnels.
- Les calculateurs de commande.
- Les calculateurs de demande.
- Les vannes de commande.

Les calculateurs dimensionnels envoient un signal de la valeur de l'erreur à chaque fois qu'ils déterminent que le jeu entre le carter turbine et les ailettes est incorrecte.

Pour faire ses calculs, le calculateur dimensionnel utilise plusieurs paramètres :

- les températures (TAT, T25, T3, EGT).
- Les pressions (P0, Pt0, Ps3).
- Les vitesses de rotation (N1 réel et N2 réel).

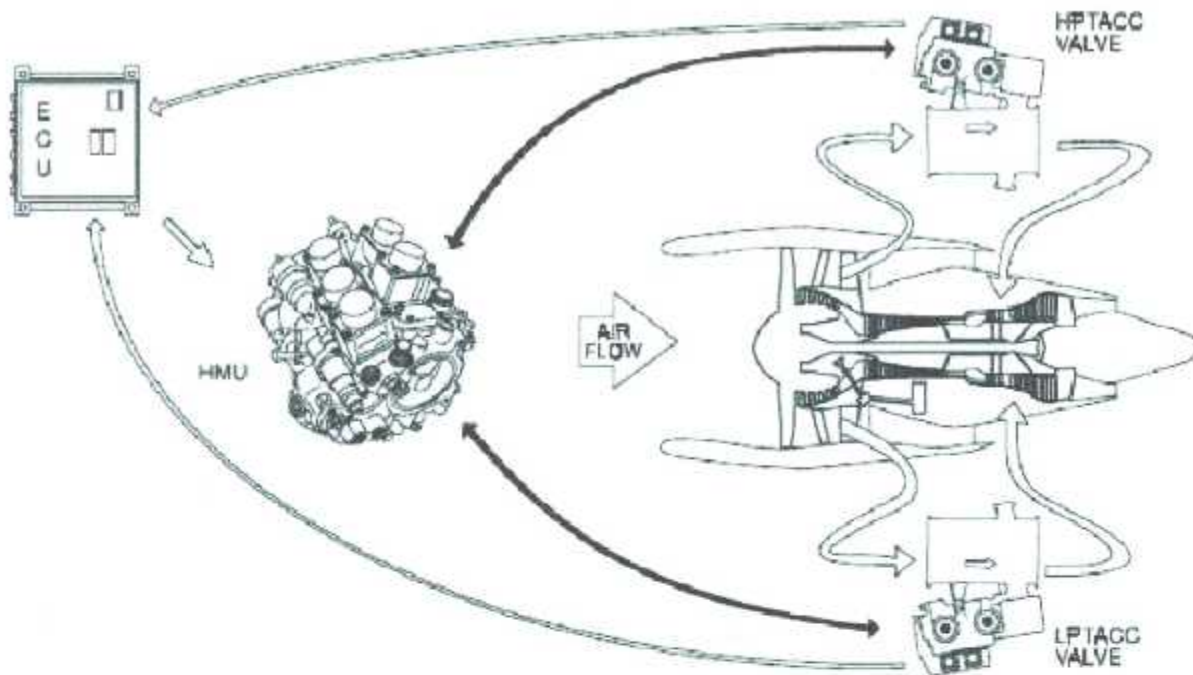
Les calculateurs de commande reçoivent les signaux de la valeur de l'erreur et les convertissent en signaux de commande de la position de la vanne de refroidissement qui est donnée en pourcentage (%).

- 0% : la vanne de refroidissement est complètement fermée.
- 100% : la vanne de refroidissement est complètement ouverte.

Les calculateurs de demande utilisent les signaux de retours d'asservissement pour déterminer l'erreur entre les commandes de la position de la vanne de refroidissement et génèrent les signaux égaux à la valeur de l'erreur.

Les signaux de la valeur de l'erreur sont envoyés aux vérins de commande de la vanne de refroidissement qui convertissent les signaux digitaux en signaux électriques (courant continu). Ces signaux électriques vont aux électro hydrauliques servo-vannes du régulateur principal carburant (HMU) pour Controller les positions des vannes de refroidissement des carters des turbines hautes et basse pression.

Le fait de refroidir les carters turbines haute et basse pression permet de minimiser le jeu entre les ailettes et les carters turbines et forcer toute l'énergie calorifique sortant de la chambre de combustion à subir la transformation en énergie mécanique, augmenter aussi la poussée et réduisant la consommation spécifique.



**Fig. III.4 Dispositif actif de contrôle des jeux des HPT et LPT.**

### III.2.5 CIRCUIT DE DEMARRAGE ET ALLUMAGE

Pour démarrer un réacteur trois conditions sont nécessaires :

- Carburant.
- Air.
- Etincelle.

Le circuit de démarrage réacteurs comprend :

- Un circuit de démarrage.
- Un circuit d'allumage.

L'air sous pression nécessaire pour le démarrage réacteur peut provenir de :

- L'APU.
- Un groupe à air.
- Un moteur déjà en fonctionnement.

### **III.2.5.1 LE CONTROLE DU CIRCUIT DE DEMARRAGE ET ALLUMAGE**

Le panneau de commande du circuit de démarrage et allumage est localisé dans le cockpit, il comprend :

- Un sélecteur rotatif **ENG START** à trois positions:
  - CRANK.
  - NORM.
  - IGN START.
- Un bouton poussoir **ENG MAN START1**.
- Un bouton poussoir **ENG MAN START2**.
- Une manette **ENG MASTER** pour le réacteur 1.
- Une manette **ENG MASTER** pour le réacteur 2.

#### **III.2.5.1.1 LE CONTROLE**

Le circuit de démarrage et d'allumage comprend :

- Le démarrage et allumage en mode automatique.
- Le démarrage et allumage en mode manuel.

Le moteur peut être démarré :

- Au sol.
- En vol.

L'unité électronique de contrôle réacteur (ECU) et le calculateur de vibration et interface moteur (EIVMU) gèrent le circuit de démarrage et d'allumage.

#### **III.2.5.1.2 INDICATIONS**

Toutes les indications réacteur apparaissent sur les ECAM.

### **III.2.5.1.3 FONCTIONNEMENT**

Le démarrage réacteur en mode automatique est possible que si :

- L'unité électronique de contrôle réacteur (ECU) est opérationnelle.
- Les données du calculateur de vibration et d'interface réacteurs sont valides.

Le démarrage réacteur en mode automatique est possible au sol et en vol.

#### **❖ DEMARRAGE AUTOMATIQUE AU SOL**

Avant de démarrer le réacteur on effectue :

- Le test de détection incendie.
- On démarre l'APU quand le RPM APU atteint 95%.
- On met le Switch de la vanne de soutirage sur MARCHE:
  - ◆ La vanne de soutirage s'ouvre.
  - ◆ La vanne d'intercommunication s'ouvre.

Les vannes du groupe de conditionnement d'air se ferment.

- On met le sélecteur rotatif sur position IGN START.
- La manette ENG MASTER sur ON.
- Le signal de démarrage va vers l'EIVMU, ce dernier commande l'unité électronique du contrôle moteur (ECU) à effectuer le démarrage, ce dernier :
  - L'ECU ouvre la vanne de démarrage, le démarreur tourne et entraîne la boîte d'entraînement des accessoires, le N2 augmente.
  - La vanne carburant basse pression s'ouvre.
  - La vanne carburant haute pression s'ouvre.

Quand la vitesse de rotation réacteur N2 atteint 10% :

L'unité électronique de commande moteur (ECU) excite une boîte d'allumage A ou B.

- A 15% N2 : Le galet doseur s'ouvre, c'est le début de combustion.
- A 50% N2 : La vanne de démarrage se ferme et le démarreur s'arrête.
- A 54% N2 : La boîte d'allumage est désexcitée.
- A 63% N2 : C'est le ralenti moteur.



Le sélecteur rotatif de démarrage est mis en position NORM. En mode automatique au sol, l'unité électronique de contrôle moteur permet de protéger et éviter la surchauffe réacteur lors du démarrage (démarrage chaud).

Si L'ECU détecte un démarrage chaud lors du démarrage il fait une première tentative.

Il réduit le débit carburant de 7% pendant six secondes et fait une ventilation de 30 secondes, si après cette première tentative le démarrage chaud persiste, l'ECU engage une deuxième tentative, il réduit le débit carburant de 7% pendant six secondes et fait une ventilation de 30 secondes, si l'ECU évite le démarrage chaud du réacteur, ce dernier va vers le ralenti, si après deux tentatives le démarrage chaud persiste, l'ECU arrête le moteur.

La protection d'éviter le démarrage chaud lors du démarrage en mode automatique n'est possible qu'au sol seulement.

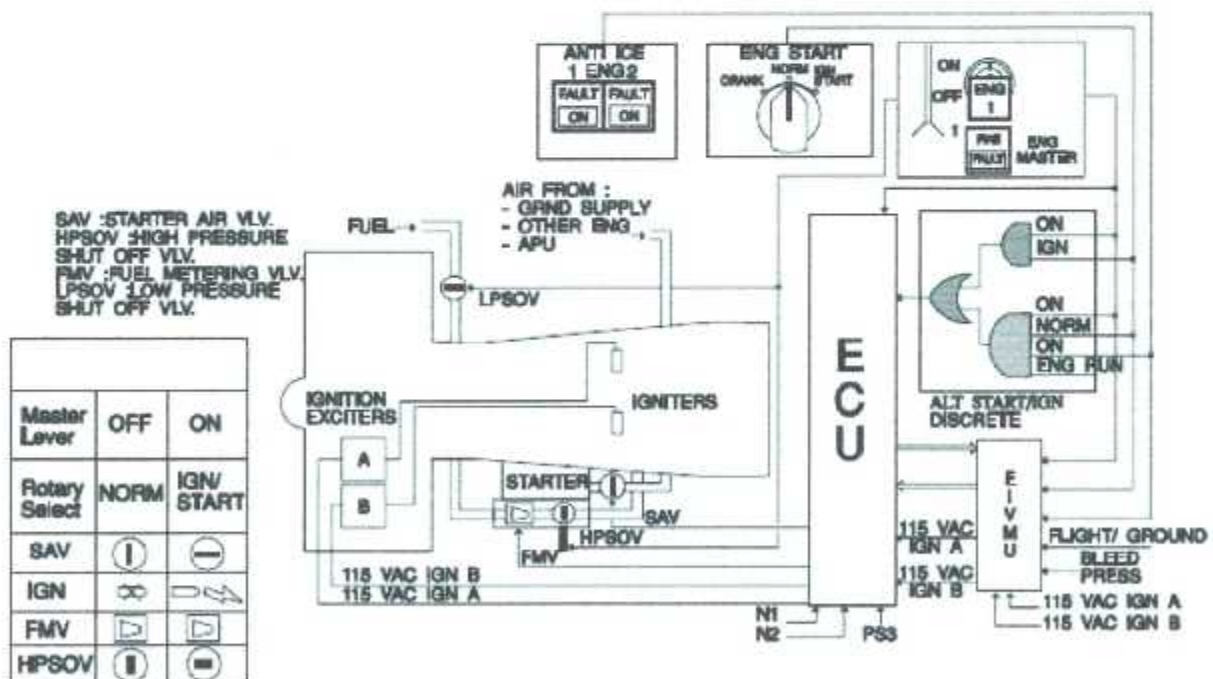


Fig. III.5 Démarrage automatique.

Si l'ECU détecte un démarrage humide lors du démarrage c'est-à-dire vingt secondes après avoir mis la manette de démarrage il n'y a pas d'augmentation d'EGT, l'ECU fait une première tentative :

- Il excite la boîte d'allumage pendant 5 secondes.
- Il ouvre le galet doseur pendant 15 secondes.
- Il fait une ventilation si le moteur démarre c'est bon mais si le moteur ne démarre pas, l'ECU fait une deuxième tentative suivie d'une ventilation si le moteur ne démarre pas l'ECU fait une troisième tentative pour démarrer le moteur, si après la troisième tentative le moteur ne démarre pas L'ECU fait une ventilation de 30 secondes et arrête le moteur.

La protection démarrage humide n'est valide qu'au sol seulement en démarrage automatique ou manuel.

### ❖ DÉMARRAGE MANUEL AU SOL

Si les données du calculateur de vibration et d'interface réacteur ne sont pas valides, le démarrage réacteur en mode automatique n'est plus possible donc pour démarrer le réacteur il faut le faire en mode manuel.

Avant de démarrer le réacteur on effectue :

Le test de détection incendie.

- On démarre l'APU quand le RPM atteint 95%.

On met le SWITCH de la vanne de soutirage sur ON :

- La vanne de soutirage s'ouvre.
- La vanne d'intercommunication s'ouvre.
- Les vannes de groupe de conditionnement d'air se ferment.

On met le bouton poussoir ENG MAN START réacteur 1 sur ON :

- La vanne de démarrage s'ouvre, le démarreur tourne et entraîne la boîte d'entraînement d'accessoire, le N2 augmente.
- ✓ A 15% N2 : On met la manette ENG MASTER sur ON :
  - L'ECU excite les deux boîtes d'allumage (A et B).
  - L'ECU ouvre le galet doseur
  - la vanne carburant basse pression, la vanne carburant haute pression s'ouvrent c'est le début de combustion :
- ✓ A 50% N2 : L'ECU ferme la vanne de démarrage, le démarreur s'arrête.
- ✓ A 54% N2 : L'ECU désexcite les deux boîtes d'allumage (A et B).
- ✓ A 63% N2 : C'est le ralenti réacteur, le bouton poussoir ENG START et mis sur OFF.

Durant le démarrage en mode manuel au sol l'ECU assure la protection de surchauffe (démarrage chaud) et démarrage humide.

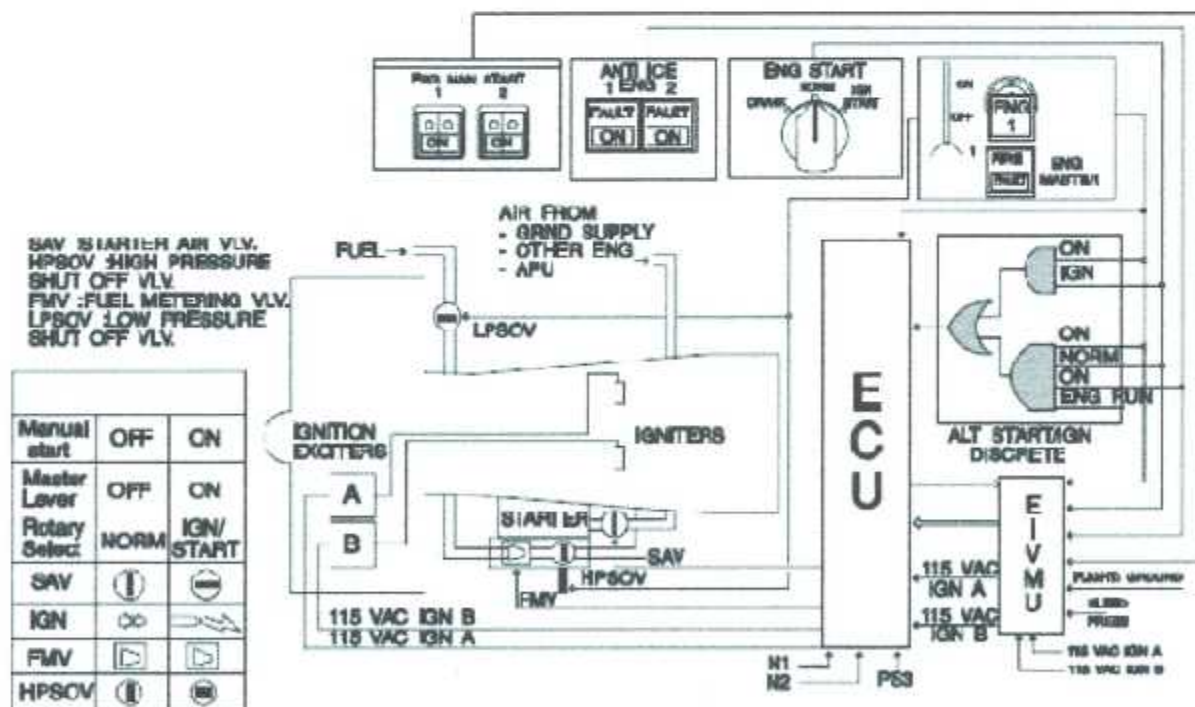


Fig. III.6 Démarrage manuel.

### ❖ RÉ ALLUMAGE EN VOL

Quand un réacteur s'arrête en vol, il est impératif de le ré-allumer le plus rapidement possible. Pour cela le ré-allumage en vol est possible dans les cas suivants :

- Sans assistance du démarreur en mode automatique.
- Sans assistance du démarreur en mode manuel.
- Avec assistance du démarreur en mode automatique.
- Avec assistance du démarreur en mode manuel.

### ❖ SANS ASSISTANCE DU DÉMARREUR EN MODE AUTOMATIQUE

Le ré-allumage réacteur est possible sans assistance du démarreur en mode automatique si les conditions existent en prenant en considération les paramètres moteurs, le nombre de Mach et l'altitude.

- $N2 \geq 12\%$ .
- Altitude avion  $\leq 20000$  pieds.
- Vitesse avion  $\geq 300$  nœuds.
- $N2 \geq 15\%$ .
  - Altitude avion  $\geq 20000$  pieds.
  - Vitesse avion  $\geq 300$  nœuds.
- La procédure de ré-allumage est la suivante :
- Un sélecteur rotatif sur IGN / START.
- Manette ENG MASTER sur ON.
- Les deux boîtes d'allumage sont excitées :
  - **A 15% N2** : Le galet doseur s'ouvre.
  - **A 54% N2** : Les deux boîtes d'allumage sont désexcitées.

Lors du ré-allumage en vol sans assistance du démarreur en mode automatique, l'ECU n'a pas de protection de démarrage chaud ni de protection de démarrage humide.

**❖ AVEC ASSISTANCE DU DÉMARRAGE EN MODE AUTOMATIQUE**

Ce type de démarrage est identique à celui du démarrage au sol en mode automatique sauf que l'ECU n'a pas la protection de surchauffe (démarrage chaud). Le démarrage avec assistance du démarreur n'est possible que si la vitesse avion  $\leq 200$  k nœuds.

Dans ce type de démarrage les protections de démarrage chaud et humide ne sont pas valides

**❖ AVEC ASSISTANCE DU DÉMARREUR EN MODE MANUEL**

Ce type de démarrage est identique à celui du démarrage au sol avec assistance du démarreur :

- La vitesse avion  $\leq 200$  k nœuds.
- Les données de l'EIVMU non valides.

L'ECU n'assure pas les protections de démarrage chaud et démarrage humide.

**❖ SANS ASSISTANCE DU DÉMARREUR EN MODE MANUEL**

Ce type de démarrage est possible :

- Si la vitesse avion  $\geq 300$  k nœuds.
- Les données de l'EIVMU non valides.

L'ECU n'assure pas les protections de démarrage chaud ni de démarrage humide.

### **III.2.6 LE CIRCUIT REVERSE**

L'unité électronique du contrôle moteur ECU gère la reverse d'après :

- Le solénoïde de la vanne de régulateur de poussée et d'arrêt (TRPV) Thrust Revers Pressurizing Valve.
- Switch de pression.
- Switch de pleine ouverture / pleine fermeture reverse.
- Le transducteur rotatif à déplacement variable.
- La position de la manette reverse.

Quand l'avion est au sol, le signal sol provient du :

- L'LGCIU1 - 2 (Landing Gear Control Interface Unit) Les calculateurs du train d'atterrissage.
- FCPC1 - 3 (Flight Control Primary Controller) Contrôleur des commandes de vol primaires.

Quand on met la manette reverse sur sortie 7,2°.

L'unité électronique du contrôle moteur (ECU) excite Le solénoïde de la vanne de régulateur de poussée et d'arrêt TRPV (Thrust Revers Pressurized Vane), cette dernière s'ouvre et régule l'air en provenance du collecteur pneumatique à 90 PSI et l'envoie vers le moteur pneumatique (CDU) ce dernier étant commandé en position extension , dès que la reverse quitte sa position pleine rentrée l'ECU reçoit le signal via les switches de proximité (stow/deploy = rentrée/sortie) et allume le voyant REV en couleur ambre quand la reverse est en transit.

Quand la reverse atteint la position sortie et verrouillée, l'ECU allume le voyant REV en couleur verte et il augmente la poussée inverse en agissant sur le galet doseur (manette REV à 38°).

A la rentrée reverse l'ECU excite la TRPV l'air passe à travers le CDU pour faire rentrée la reverse lors de la rentrée et durant tout le transit l'ECU allume le voyant REV en couleur ambre. Lors que la reverse est complètement rentrée et verrouillée, l'ECU éteint le voyant REV.

L'ECU fait le suivi de :

- Solénoïde de la TRPV.
- Switch de pression.
- Switch de proximité.
- RVDT.

Pour détecter les anomalies reverse.

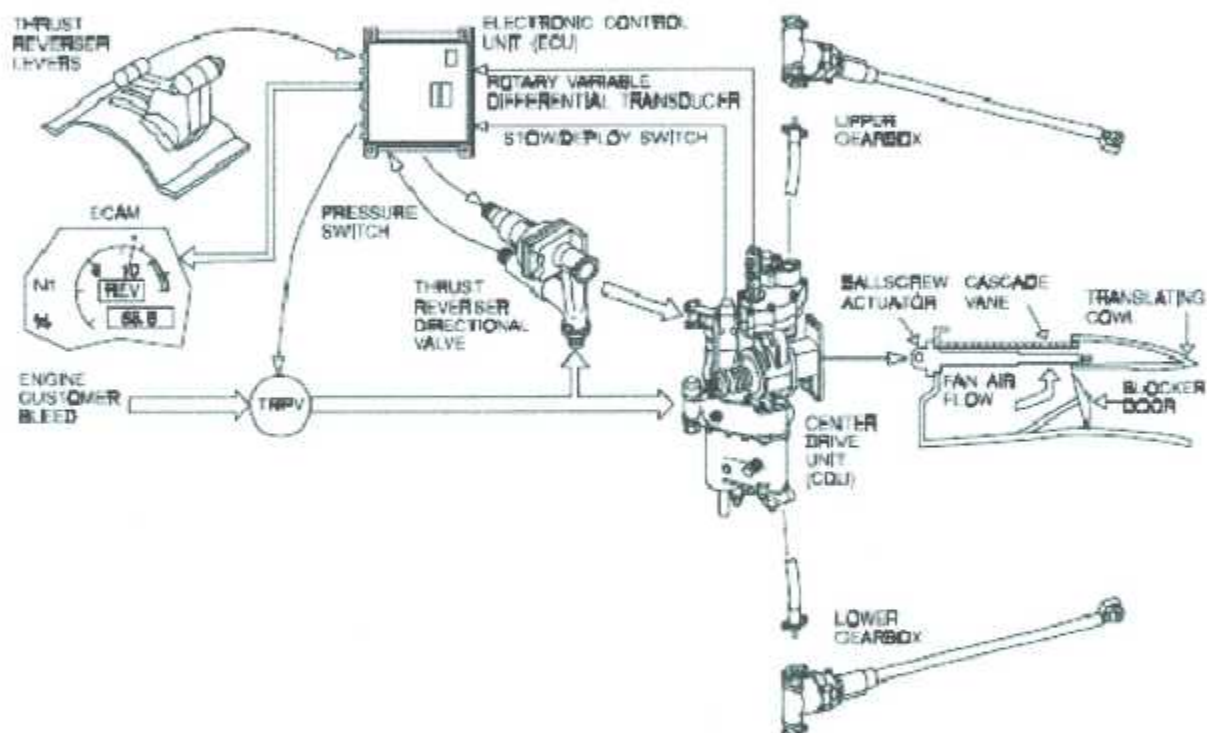


Fig. III.7 Le control de Circuit reverse.

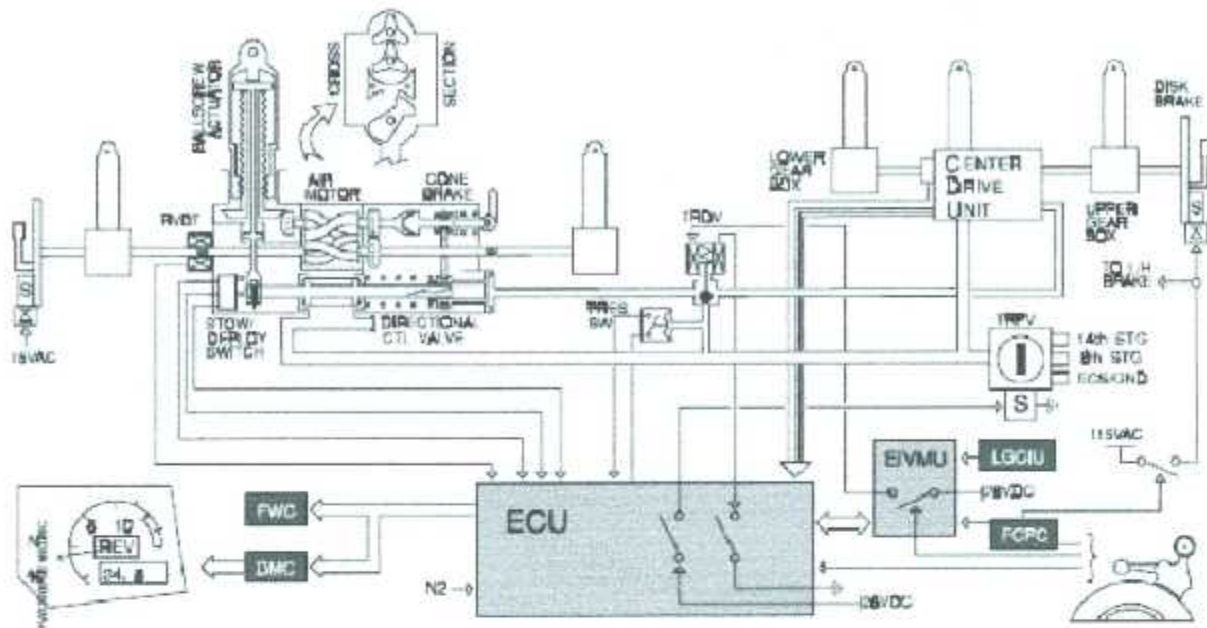


Fig. III.8 Le schéma électrique de la reverse.

### III.2.7 LA PROTECTION DES PARAMETRES LIMITES

L'ECU assure la protection des paramètres limites

- N1
- EGT
- N2

Il agit sur électro-hydraulique servo-vanne du galet doseur à tous les régimes, au niveau du régulateur principal on trouve un by-pass dont le rôle principal est de dériver l'excédent carburant vers le deuxième étage pompe carburant. Le by-pass est protégé par :

- Un clapet de pression différentiel ( $\Delta P$ ).
- Un gouverneur de survitesse.



### **III.2.8 LES INDICATIONS MOTEUR**

L'unité électronique de contrôle réacteur (ECU) assure les indications moteur suivantes :

- Le capteur de vitesse N 1.
- Le capteur de vitesse N 2.
- La température des gaz d'échappement.
- Débit carburant.
- La pression d'huile.
- La température d'huile.
- La quantité d'huile.
- La baisse de pression d'huile.
- La surchauffe d'huile.

Il envoie tous les paramètres aux :

- SDAC 1 -2 concentrateur de donnée.
- DMC 1-2-3 (calculateurs d'affichage).

Ces derniers affichent les paramètres primaires moteurs.

- N1.
- EGT.
- Débit carburant.
- N<sub>2</sub>.

Sur L'écran supérieur ECAM.

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

Sur l'écran inférieur ECAM.

En cas de survitesse N 1 et N 2, l'ECU envoie les signaux vers le FWC (flight warning computer) le Calculateur d'alarme ce dernier affiche N 1, N 2 en couleur rouge, valeur et aiguille plus message ECAM

En cas de dépassement EGT 975°C en fonctionnement FWC affiche la valeur plus aiguille en couleur rouge plus message ECAM.

Si l'EGT atteint 750°C lors du démarrage le calculateur d'alarme affiche la valeur EGT en couleur rouge avec le message ECAM.

Si la pression atteint 10 PSI c'est une baisse de pression.

La valeur de la pression devient rouge l'aiguille de pression devient rouge plus le message ECAM.

Si la température d'huile atteint 175°C la valeur devient ambre plus message ECAM.

Si la quantité d'huile atteint le niveau bas il y a une indication sur l'indicateur affichée sur l'ECAM.

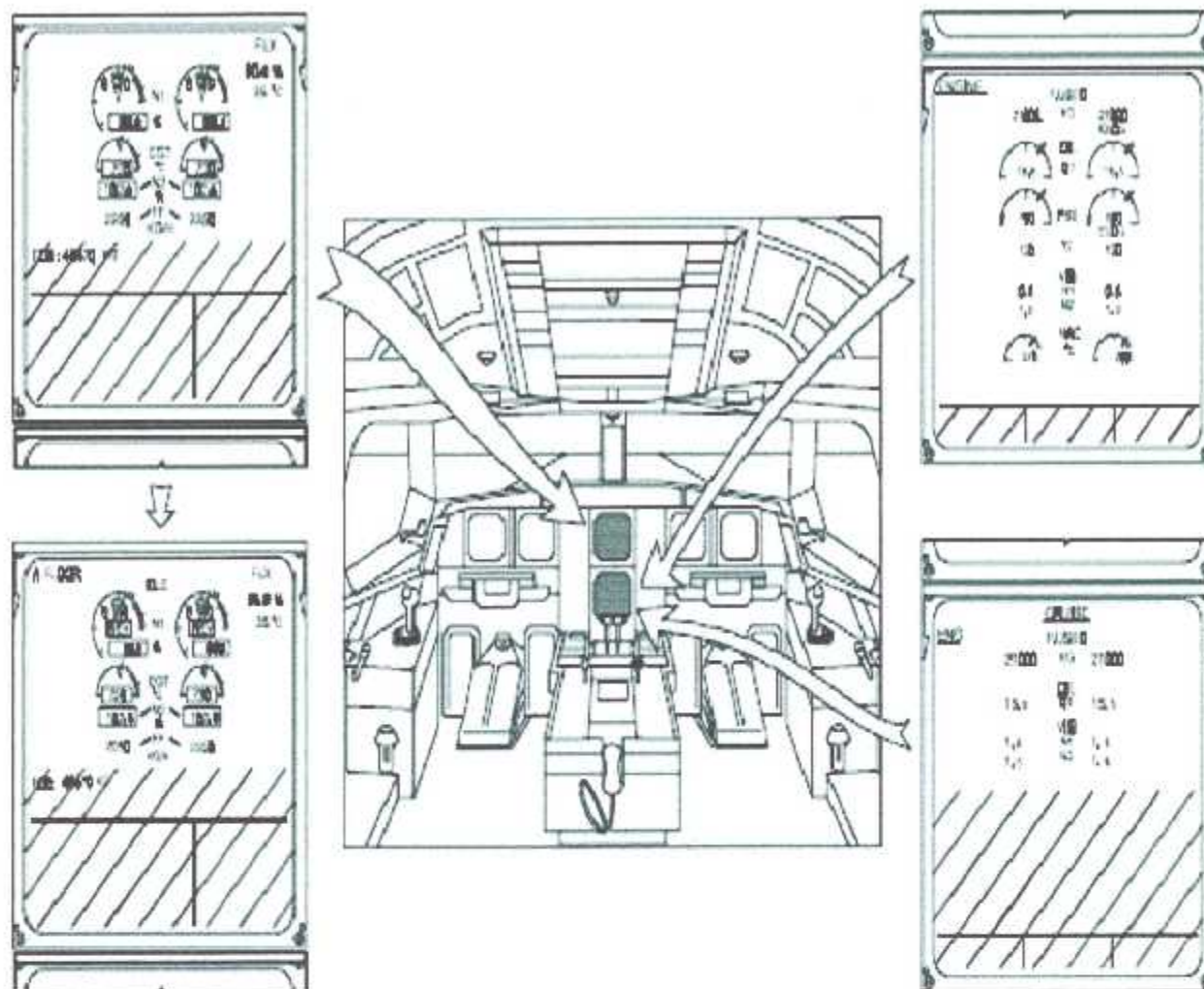


Fig. III.9 Les indications moteur.

### III.2.9 L'INTERFACE AVEC LES AUTRES CALCULATEURS

L'unité électronique de contrôle réacteur (ECU) fait l'interface avec les autres calculateurs via l'EIVMU et calculateurs sont :

- SDAC1- SDAC 2 (concentrateur de données).
- DMC1-2-3 (calculateur d'affichage).
- ECAM.

- CMC (calculateur de maintenance).
- FWC (calculateur d'alarme).
- Contrôleur de zone (conditionnement d'air).
- BMC (bleed monitor computer) calculateur de soutirage d'air moteur.
- FMGEC1 et 2 (calculateur de gestion de vol).

### **LES PROTECTIONS**

L'ECU assure les protections suivantes lors du démarrage automatique et démarrage manuel au sol seulement.

- Démarrage chaud.
- Démarrage humide.

### **PROTECTION DEMARRAGE HUMIDE**

L'unité électronique du contrôle moteur (ECU) assure la protection démarrage humide quand le RPM N2 a atteint 15 % et après 20 secondes il n'y a pas d'augmentation de l'EGT (pas de flamme) l'ECU fait :

Une première tentative.

- Une ventilation sèche pendant 30 secondes.
- Excite les deux bouquets pendant 5 secondes.
- Ouvre le galet pendant 15 secondes.

Si après la première tentative toujours pas de flamme l'ECU fait :

Une deuxième tentative.

- Une ventilation sèche pendant 30 secondes.
- Excite les deux bougés pendant 5 secondes.
- Ouvre le galet pendant 15 secondes.

Si après la deuxième tentative il n'y a rien l'ECU fait :

Une troisième tentative

- Une ventilation sèche pendant 30 secondes.
- Excite les deux boguets pendant 5 secondes.
- Ouvre le galet pendant 15 secondes.

Si après la troisième tentative il n'y a pas d'allumage l'ECU arrête le moteur

### **PROTECTION DEMARRAGE CHAUD**

Si l'ECU détecte un démarrage chaud lors du démarrage il fait une première tentative.

Il réduit le débit carburant de 7% pendant six secondes et fait une ventilation de 30 secondes, si après cette première tentative le démarrage chaud persiste, l'ECU engage une deuxième tentative, il réduit le débit carburant de 7% pendant six secondes et fait une ventilation de 30 secondes, si l'ECU évite le démarrage chaud le moteur ira au ralenti. Si après la deuxième tentative de réduction de débit carburant le démarrage chaud est toujours présent l'ECU arrête le moteur et fait une ventilation de 120 secondes.

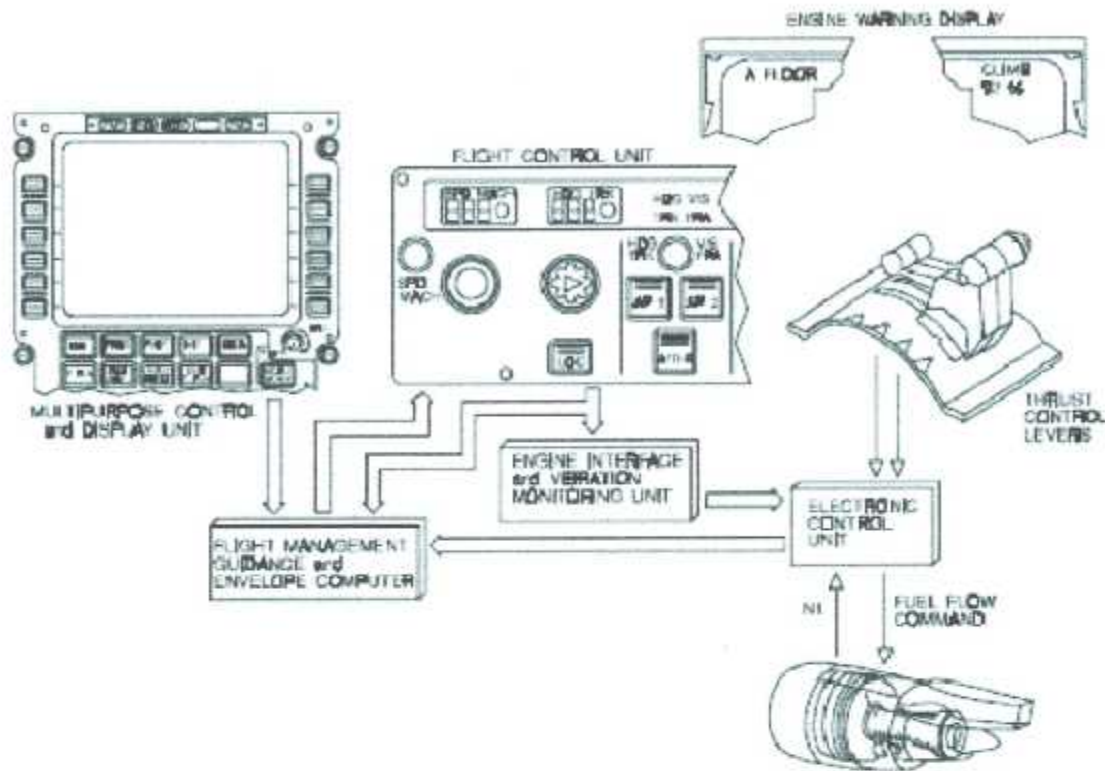


Fig. III.10 Les interfaces de l'ECU.

### III.2.10 MEMORISE LES ANOMALIES MOTEUR

L'unité électronique de control moteur mémorise toutes les anomalies du moteur et même celle de l'ECU et les envoie vers le CMC1 et 2 pour être affichés lors du test moteur au niveau du MCDU.

### III.2.11 L'AFFICHAGE DES ANOMALIES MOTEUR LORS DE TEST

L'unité électronique du contrôle moteur (ECU) affiche toutes les anomalies mémorisées au niveau du MCDU.

## *CHAPITRE IV*

### *La maintenance*

## **IV LA MAINTENANCE**

### **IV.1 POLITIQUE DE MAINTENANCE**

La maintenance est définie comme l'ensemble des actions permettant de maintenir ou d'établir un bien dans un état spécifique en mesure d'assurer un service déterminé.

Il y a plusieurs types de maintenance :

#### **IV.1.1 LA MAINTENANCE PREVENTIVE**

C'est la maintenance effectuée dans l'intention de réduire la probabilité d'un bien ou dégradation d'un service rendue.

C'est une intervention de maintenance prévue, préparées à programmer avant la date d'apparition d'une défaillance.

##### **❖ La maintenance systématique**

C'est une maintenance préventive selon échéancier suivant le temps ou le nombre d'unités d'usage.

##### **❖ La maintenance conditionnelle**

C'est la maintenance subordonnée à un type d'événement prédéterminé.

#### **IV.1.2 LA MAINTENANC CORRECTIVE**

C'est l'opération de maintenance effectuée en défaillance.

### **IV.2 GENERALITES SUR LA MAINTENANCE AERONAUTIQUE**

Ces notions fondamentales ont influé sur la conception des moteurs par l'adaptation

de ceux-ci aux niveaux des moyens et méthodes de détection (maintenance préventive) et la recherche des solutions économiques pour réaliser la maintenance corrective.

Pour les besoins de la maintenance la F.F.A à crée des réglementations, une grande partie font référence à la révision moteur programmée, les utilisateurs sont soumis à déposer, démonter, reconditionner, remonter et mettre en place chaque matériel de façon systématique et périodique.



### **IV.3 INFLUENCE DE LA FIABILITE**

La tâche la plus économique la plus rentable et de remplacer ou de réparer un élément avant qu'il ne tombe en panne, et si c'est possible juste avant.

Dans les travaux de fiabilités et de statisticiens, afin de déterminer le moment exacte pour effectuer la maintenance programmée, ils sont finalement arrivés à une conclusion, c'est que souvent le moment exact n'existe pas : donc tout système, module, sous module, ou ECU se trouve affaiblit d'un taux de panne en général quasiment aléatoire.

Les utilisateurs ont bien remarqué que les taux de défaillance sont les mêmes et parfois ils sont plus importants dans les 50 heures qui suivent une révision général, que dans les 50 heures précédente, c'est de là qu'est née l'idée de ne pas démonter inutilement.

Donc la recherche nous a permit d'éliminer les interventions inutiles, en assurant bien sure la sécurité des vols.

### **IV.4 LES MODES D'ENTRETIEN**

#### **IV.4.1 ENTRETIEN AVEC TEMPS LIMITE**

Dire qu'un élément fait l'objet d'un entretien avec temps limité, signifie que cet élément devra être déposé avant d'atteindre son potentiel (heurs de vol, fonctionnement, nombre de cycle).

- Soit pour subir certains travaux qui permettent de le libérer pour une nouvelle Période (potentiel de révision général ou partielle).

- Soit pour être retiré de service (vie limité).

#### **IV.4.2 ENTRETIEN AVEC SURVEILLANCE DU COMPORTEMENT EN SERVICE**

Dire qu'un élément fait l'objet d'un entretien avec surveillance de comportement en service, signifie que l'on interviendra sur cet élément qu'après indication de défaillance.

Ce mode d'entretien n'est applicable qu'aux éléments dans la détection ne va pas se répercuter sur l'état de navigabilité, cet entretien nécessite la mise en œuvre des moyens appropriés de suivi pour sélectionner les éléments dont le niveau de fonctionnement n'est pas satisfaisant (fiabilité, statistique, consommation).

La maintenance avec surveillance du comportement est en partie basée sur la connaissance statistique des comportements de l'élément dont on surveille la vie.

#### **IV.4.3 ENTRETIEN SELON VERIFICATION DE L'ETAT**

Signifie que cet élément subit des interventions périodiques ou éventuellement soumis à des observations continues pour déterminer son état.

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

- Possibilité d'évaluer la dégradation de l'état généralement sans dépose, par inspection visuelle, mesures des paramètres significatifs, essais... etc.
- Définition dans un document d'entretien de la valeur limite des paramètres significatifs, ces derniers ont des tolérances sur les qualités, les performances, l'usure, ou la diminution de la résistance ou défaillance, nécessite les travaux ultérieurs sur les éléments.

Cette politique nécessite la mise en œuvre des méthodes de détection et diagnostics des pannes éventuellement ainsi que les moyens d'interventions pour mener les actions collectives.

#### **IV.5 STRATEGIE DE LA MAINTENANCE DU MOTEUR**

Le moteur nécessite une maintenance préventive et curative pour augmenter sa durabilité ou diminuer les pannes en cours d'utilisation.

Cette maintenance consiste en deux méthodes utilisées régulièrement :

- Entretien en ligne.
- Entretien en atelier.

### **IV.5.1 ENTRETIEN EN LIGNE**

L'inspection en ligne est une inspection suivant des protocoles et des fiches des travaux établis par le Bureau Technique ex ENGINEERING suivant le manuel de maintenance établie par les constructeurs GENERAL ELECTRIC et AIRBUS.

Cette inspection consiste à faire des vérifications avant et après chaque vol suivant

un compte rendu matériel établi par l'équipage navigant.

En cas d'anomalies, on intervient suivant les fiches de travaux.

La maintenance à l'entretien en ligne engendre plusieurs inspections :

#### **IV.5.1.1 INSPECTION JOURNALIERE**

Cette inspection est réalisée quotidiennement. Elle consiste à faire des vérifications. En cas d'anomalie signalée par le pilote il faut dépanner. Sur l'AIRBUS A330-200 toute la maintenance est centralisée au niveau du MCDU.

Le menu du MCDU concernant le moteur comprend :

##### **❖ LAST LEG REPORT**

C'est le rapport du dernier vol. Si une anomalie a été mémorisée elle sera affichée.

##### **❖ PREVIOUS LEGS REPORT**

C'est les rapports des 63 derniers vols. On a la possibilité de connaître les anomalies moteur durant les 63 derniers vols

#### **IV.5.1.2 INSPECTION HEBDOMADAIRE**

Cette inspection est réalisée chaque semaine selon la carte de travail qui préconise :

- De relever les heures et les cycles moteur et de les porter sur AIRCRAFT TECHNICAL LOG dans la rubrique action.
- Vérifier les témoins de colmatage des filtres de d'huile et de récupération alternateur.

- Inspecter le filtre de la pompe de récupération alternateur.
- Vérifier le niveau d'huile moteur.

En cas d'anomalies signalées par le pilote, il faut aller au niveau du MCDU et faire le test

#### **IV.5.1.3 INSPECTION 1/2 CHECK A**

Cette inspection est réalisée toutes les 300 heures de fonctionnement avion. L'inspection est un peu plus approfondie.

#### **IV.5.1.4 INSPECTION CHECK A**

Cette inspection est réalisée toutes les 600 heures de fonctionnement avion. L'inspection du moteur est très approfondie.

NB/ Après 6000 heures de fonctionnement c'est la CHECK C.

#### **IV.5.1.5 INSPECTION BOROSCOPIQUE**

C'est une inspection qui nécessite un appareillage (le boroscope) et un éclairage qui varie entre 150 et 300 WATT.

Le but de cette inspection est de voir l'état interne du moteur c'est pour déceler de la corrosion, criques et déformations au niveau :

- Des compresseurs.
- De la chambre de combustion.
- De la turbine.

Le menu du MCDU concernant le moteur comprend :

- LAST LEG REPORT.
- PREVIOUS LEGS REPORT.
- ENGINE TESTS
- DISPLAY TEST
- FADEC
- START / IGN
- INDICATING

- REVERSER
- THRUST CTL

Concernant la maintenance de l'ECU il faut se référer au menu FADEC.

Le menu FADEC offre la possibilité de faire la maintenance suivante:

- Canal A de l'ECU
- Canal B de l'ECU
- Motoring test
- Test reverse
- Test circuit d'allumage
- Engine running test

Toutes les anomalies seront affichées au niveau du MCDU. Le personnel de la maintenance prendra note et utilisera la documentation de la maintenance tel que le TSM (TROUBLE SHOOTING MANUAL) afin de dépanner.

#### **IV.5.2 ENTRETIEN EN ATELIER**

La maintenance Du moteur au niveau de la S/Direction Révision Moteur de la Direction Technique d'AIR ALGERIE est régie par :

- Le protocole d'inspection préliminaire MOTEUR.
- Le protocole d'inspection boroscopique MOTEUR.

Les deux protocoles sont délivrés par le bureau technique de la direction technique en référence document :

- Manuel de Maintenance
- Manuel de Maintenance pour le protocole d'inspection boroscopique.

##### **IV.5.2.1 PROTOCOLE D'INSPECTION PRELIMINAIRE**

Le protocole d'inspection préliminaire consiste aux opérations suivantes :

- Effectuer un compte rendu de réception sur le formulaire.
- Relever le numéro de référence (P/N) et le numéro de série (S/N) sur le listing des accessoires.

- Noter les accessoires manquants.
- Inspecter l'entrée d'air.
- Inspecter les ailettes FAN.
- Inspecter le circuit carburant.
- Inspecter le circuit d'air.
- Inspecter l'ECU.
- Inspecter le circuit d'allumage.
- Inspecter le circuit de démarrage.
- Inspection des filtres d'huile (filtre de pression et filtre de récupération).
- Inspection du filtre d'huile de la pompe de récupération alternateur.
- Inspection du bouchon magnétique pour présence de particules métalliques.
- Vérifier l'état général du câblage électrique
- Inspection de la vanne de drainage de la chambre de combustion.
- Vérifier l'état des gougeons de l'alternateur pour endommagement.
- Inspection du filtre carburant.
- Vérifier l'échappement ainsi que les conduits de soutirage pour présence d'huile
- Inspection boroscopique selon protocole. Noter si anomalie.
- Déposer le couvercle du FAN pour inspection du FAN.
- Déposer la bougie d'allumage et inspecter pour érosion.
- Noter toute autre anomalie.

#### **VI.5.2.2 PROTOCOLE D'INSPECTION BOROSCOPIQUE**

Le protocole d'inspection boroscopique consiste aux opérations suivantes.

- Inspection boroscopique du compresseur basse pression.
- Inspection boroscopique du compresseur haute pression.
- Inspection boroscopique de la chambre de combustion.
- Inspection boroscopique de la turbine haute pression.
- Inspection boroscopique de la turbine basse pression.
- Noter toutes les constatations.

La maintenance de l'alternateur moteur se fait au niveau de la S/Direction des Ateliers de la Direction Technique d'AIR ALGERIE est régie par :

La maintenance des composants pneumatiques au niveau de la S/Direction des Ateliers de la Direction Technique d'AIR ALGERIE est régie par des protocoles :

Au niveau des ateliers il y a :

- L'atelier des accessoires.
- L'atelier électricité.

#### **IV.5.3/ATELIER DES ACCESSOIRES**

Dans cet atelier, les équipements pneumatiques sont réparés testés et remis en service.

Concernant le moteur les vannes électropneumatiques sont traitées dans cet atelier.

#### **IV.5.3.1 ATELIER ELECTRICITE**

Dans cet atelier on traite les équipements électriques tels que :

- L'alternateur MOTEUR.
- Les batteries AVION.

Dans cet atelier l'alternateur MOTEUR subit :

- Le servicing.
- La révision générale.

#### **IV.5.3.2 SERVICING**

Le servicing consiste à changer :

- Les filtres.
- L'huile.

#### **IV.5.3.3 REVISION GENERALE**

La révision générale consiste à changer les parties internes maîtresses de l'alternateur tel que le rotor, stator etc.

# CONCLUSION

L'unité électronique de contrôle moteur (ECU) présente plusieurs avantages depuis la mise en marche du moteur jusqu'à son arrêt et ça en assurant en permanence le bon déroulement des tâches liées au fonctionnement de ce dernier ainsi la sécurité pendant l'exécution des vols et fournir de l'aide au personnel de la maintenance lors de la recherche des pannes et l'entretien.

D'après ce modeste travail et le stage effectué au sein de la compagnie on a appris des notions importantes pour ce qui concerne le fonctionnement du moteur ainsi des connaissances fondamentales sur le fonctionnement de l'unité électronique du contrôle moteur et le rôle joué par cette récente technologie.

Enfin notre étude nous a permis de toucher à notre domaine « la maintenance des moteurs avions » en citant les démarches à suivre afin de remédier aux mal fonctionnement du moteur et de l'ECU et espérons que ce mémoire apporte un plus et un aide pour ceux qui s'intéressent au domaine.



# BIBLIOGRAPHIE

- ❖ Dictionnaire technique de l'aéronautique.
- ❖ Le TECHNICAL TRAINING MANUAL de l'A330-200.
- ❖ Engine manual.
- ❖ GENERAL ELECTRIC (GE).
- ❖ Manuel d'entretien de la compagnie AIR ALGERIE.
- ❖ Recherches sur sites internet :
  - [www.airbus.com](http://www.airbus.com)
  - [www.generalelectric.com](http://www.generalelectric.com)
- ❖ Les CD :
  - TSM de l'A330-200.
  - AMM de l'A330-200.

## CODES ET ABREVIATIONS

Acronyme	Abréviation
<b>A</b>	
• ADIRU	• Air Data Inertial Reference Unit
• APU	• Engine Contrôle Unit
<b>B</b>	
• BMC	• Bleed monitor computer
<b>C</b>	
• CMC	• Central Maintenance Computer
• CDU	• Control and Display Unit
• CCCV	• Core Compartment Cooling Valve
<b>D</b>	
• DMC	• Display Management Computer
<b>E</b>	
• ECU	• Electronic control unit
• EGT	• Exhaust Gas Temperature
• EHSV	• Electro-Hydropique Servo-Vane
• ECAM	• Electronic Centralized Aircraft Monitoring
• EIVMU	• Calculateur de vibration et interface moteur
<b>F</b>	
• FMGEC	• Calculateur de gestion de vol
• FWC	• Flight Warning Computer
• FCPC	• Flight Control Primary Controller
• FADEC	• Full Authority Digital Engine Control
• FFA	• Functional Failure Analysis
<b>G</b>	
• GE	• General Electric
<b>H</b>	
• HMU	• Hydro-micanical Unit
• HPT	• High Pressure Turbine Active Clearance control
• HPTACC	• High Pressure Turbine
• HPTCCV	• High Pressure Turbine Carter cooling Valve
<b>I</b>	
• IDG	• Integrated Drive Generator

**L**

- **LPTACC**
- **LPTCCV**
- **LPT**
- **LVDT**
- **LGCIU**

**M**

- **MCDU**

**N**

- **N1**
- **N2**

**R**

- **RPM**
- **REV**
- **RVDT**

**S**

- **SDAC**

**T**

- **TRPV**
- **TRDV**
- **TSM**

**V**

- **VSV**
- **VBV**

- **Low Pressure Turbine Active Clearance control**
- **Low Pressure Turbine Carter cooling Valve**
- **Low Pressure Turbine**
- **Linear Variable Differential Transducer**
- **Landing Gear Control Interface Unit**

- **Multipurpose Control and Display Unit**

- **Low Pressure Rotor Speed**
- **High Pressure Rotor Speed**

- **Révolutions Per Minute**
- **Revision**
- **Rotary Variable Differential Transformer**

- **Concentrateur de données**

- **Thrust Revers Pressurized Vane**
- **Thrust Reverser Directional Valve**
- **Trouble Shooting Manual**

- **Variable Stator Vane**
- **Variable Bleed Valve**