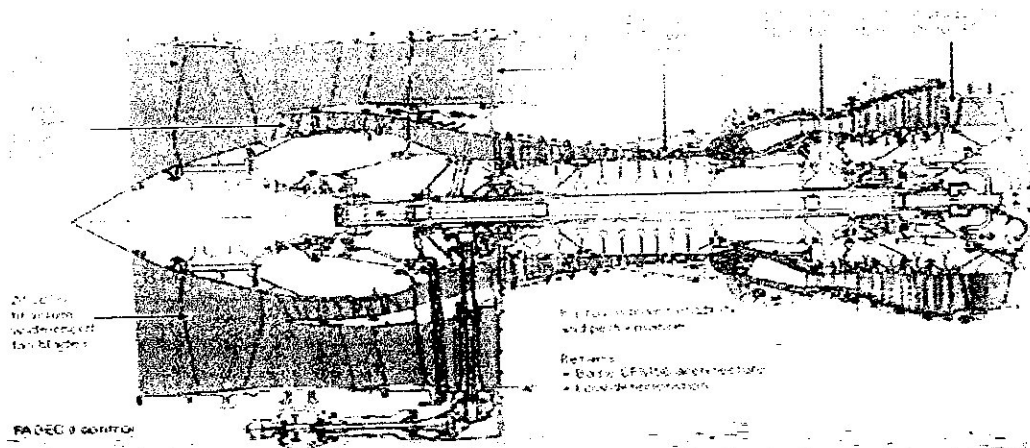


République Algérienne démocratique et populaire
Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique
Université SAAD Dahleb de Blida
Département de l'aéronautique
Mémoire de fin d'études

Pour l'obtention d'un diplôme d'études universitaires appliquées

Option: Propulsion



Thème

Méthodologie de dépannage du CF6-80 E1
équipant l'A330-200

Réalisé par:

Mr: HADDAD Hocine

Mr: AMOKRANE Abdenour

Promoteur:

Mr: GUELLATI Karim

CO-promoteur:

Mr: BENTRAD Hocine

Promotion: 2005/2006.

Remerciements :

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

الْحَمْدُ لِلَّهِ رَبِّ الْعَالَمِينَ

Notre travail a pu voir le jour grâce à la contribution et l'aide de plusieurs personnes que nous tenons à remercier.

Nous tenons tout d'abord à remercier M^r : GUELATI Karim et M^r : BENTRAD Hocine pour avoir accepté d'être, respectivement, notre promoteur et co-promoteur.

Nous tenons à présenter notre gratitude à M^r YENNEK Mouhand pour nous avoir prêté main forte pour la réalisation de ce travail.

Nous remercions également M^r : MAHIOUZ Ibrahim, M^r : BENSEMANE Karim, M^r : MOKHTARJ Mohamed, M^r : HAMDI Redha, et M^{elle} : ANANE Besma pour leurs gentillesse, leur conseils, et leur contribution précieuse à la réalisation de ce travail.

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail à toutes les personnes qui me sont chères et que j'aime.

Je le dédie tout d'abord à vous YEMMA et VAVA qui êtes les personnes que j'aime le plus au monde, et de ma nature réservé, je profite de cette occasion pour vous remercier pour tout ce que vous faites pour nous, et pour vous présenter ma reconnaissance pour toutes les souffrances que vous avez enduré pour nous élever et nous éduquer. En parlant de vous j'éprouve beaucoup d'émotion et ça va me prendre des pages, et moi je n'ai qu'une seule, donc brièvement, que dieu vous garde pour nous.

Puis, je le dédie aux personnes qui m'ont soutenu et qui font mon bonheur au quotidien dont mes sœurs, leurs maris, et leurs enfants ; dont : DJAMILA, DA DJAMEL, DOUDOÛ et NINA ; DRIFA, TAYEB, NASSA, et SYPHAX ; KHOUKHA, HAFID et ILÈS.

Puis, à mes frères et moi j'ai la chance d'en avoir quatre ; MALEK, DJAMEL, GANA et MOURAD.

Ensuite à ROSA, qui m'a aidé et porté la lueur du jour pendant toutes ces années de cauchemar à BLIDA.

Puis je le dédie à mes amis avec lesquels j'ai partagé mes moments de joie et de tristesse ; SAAD, AMMAR, HOCINE, MAHFOUD et leurs familles respectives ainsi qu'à tous mes amis du Bled et à tous ceux que j'ai connu à Blida.

Enfin, je le dédie à tous ceux que je connais et qui me connaissent.

Abdenour

DEDICACE

Je tiens à dédier ce modeste travail à toutes les personnes que j'aime

A mon père qui a fait de tout son possible pour que je puisse réussir ma formation

A ma mère qui veille sur mon éducation et mon confort

A ma sœur AYACHA qui m'a encouragé et aidé et que je respecte infiniment

A ma sœur NASSIMA qui m'a soutenu moralement et financièrement.

A son mari MOUHAMED qui m'a vraiment aidé pour l'accomplissement de ce travail

A mon frère AHMED qui me dérange mais qui est très serviable.

A WAHIBA qui m'a donné la force et le courage de supporter la misère de BLIDA.

A SAAD et AMMAR avec lesquels j'ai fait mon parcours universitaire et que j'apprécie beaucoup.

A mes amis SAID, MOUHAMED, REDHA.

A mon cher binôme ABDENOUR ainsi qu' a toute sa famille.

Et tous mes amis que je n'ai pas cité mais qui sont proches de moi.

HADDAD HOCINE

Sommaire

Introduction	
Historique	
Liste d'abréviations	
Mesures utilisées en aéronautiques	

CHAPITRE I : Description du moteur

I .	Description générale.....	06
I.1.	Caractéristique du CF6-80 E1.....	06
I.1.a	Caractéristiques physiques.....	06
I.1.b	Caractéristiques de puissance.....	07
I.2	Différents composants du moteur.....	07
I.2.1	Entrée d'air.....	07
I.2.2	Cône réacteur.....	08
I.2.3	Roulements et engrenages.....	09
I.3	Différents modules du moteur.....	09
I.3.1	Module Fan.....	10
I.3.1.1	Assemblage stator/rotor.....	11
I.3.1.1.a	Fan rotor.....	12
I.3.1.1.b	Fan stator.....	13
I.3.2	Module Core.....	15
I.3.2	Le compresseur haute pression.....	15
I.3.2	La chambre de combustion.....	16
I.3.3	La turbine haute pression.....	18
I.3.4	La turbine basse pression.....	21
I.3.5	Le module gearbox.....	22
I.4	Les stations aérodynamiques.....	25

CHPITRE II : Les différents circuits du moteur

II.1.1	Circuit de graissage.....	27
II.1.2	Fonctionnement.....	27
II.1.2.1.	Les différentes fonctions du système.....	27
II.1.2	Le stockage.....	27
II.1.2.1.1	Le réservoir d'huile.....	27
II.1.2.1.1.a	Caractéristiques.....	29
II.1.2.1.1.b	Indication de quantité.....	29
II.2	La distribution.....	29
II.1.2.2.1	les pompes de refoulement.....	31
II.1.2.2.2	Le réchauffeur servofuel.....	33
II.1.2.2.3	L'échangeur de chaleur huile/carburant.....	33
II.1.2.2.4	Le détecteur magnétique principal de débris.....	33
II.1.2.2.5	Le filtre de récupération.....	35
II.3	L'indication.....	36
II.1.2.3.1	Indication de quantité d'huile.....	38
II.1.2.3.2	Indication de température d'huile.....	39
II.1.2.3.3	Indication de pression d'huile.....	41
II.1.2.3.4	Indication de basse pression.....	42
II.1.2.3.5	Indication de colmatage du filtre d'huile.....	44
II.2	Circuit carburant.....	46

I.5.1. C G
I.5.2. C C

I.5.3. C. A

II.2.1.Rôle du circuit.....	46
II.2.2.Composition du circuit.....	46
II.2.2.1.La pipe d’approvisionnement en carburant.....	46
II.2.2.2.Une pompe carburant haute pression.....	47
II.2.2.3.Un échangeur de chaleur huile/carburant.....	48
II.2.2.4.Le filtre principal carburant.....	49
II.2.2.5.Le réchauffeur servofuel.....	50
II.2.2.6.Le régulateur principal carburant.....	51
II.2.2.7.Le débitmètre.....	52
II.2.2.8.Le capteur de température carburant.....	53
II.2.2.9.Le collecteur carburant.....	54
II.2.2.10.Les injecteurs.....	55
II.2.2.11.La valve de drainage de la chambre de combustion.....	56
II.2.3.Fonctionnement de la distribution.....	57
II.2.4.Le contrôle.....	60
II.2.5.L’indication.....	62
II.3.Le circuit d’air.....	65
II.3.1.Les différents systèmes du circuit.....	65
II.3.1.1.Système de control du jeu actif de la turbine haute pression.....	66
II.3.1.2.Le système du contrôle du jeu actif de la turbine basse pression.....	68
II.3.1.3.Système de refroidissement du 1 ^{er} étage du diffuseur de la LPT.....	70
II.3.1.4.Système de refroidissement du compartiment Core.....	72
II.3.1.5.La valve de refroidissement BCV.....	74
II.3.1.6.Système de refroidissement de l’IDG.....	75
II.3.1.7.Système des vannes de décharge.....	77
II.3.1.8.Système du stator à calage variable.....	79
II.3.2.Indication du système d’air.....	82
II.4.Le système de démarrage.....	84
II.4.1.Description du système de démarrage.....	84
II.4.2.Rôle du circuit de démarrage.....	85
II. Fonctionnement et description n des composants du circuit de démarrage.....	85
II.4.3.1.Le démarreur.....	86
II.4.3.3.La SAV.....	86
II.4.4.Les modes de démarrage.....	87
II.4.4.1.Démarrage sec.....	87
II.4.4.2.Démarrage humide.....	87
II.5.Circuit d’allumage.....	89
II.5.1.But du circuit.....	89
II.5.2.Description du circuit.....	89
II.5.2.1.Excitateur d’allumage.....	89
II.5.2.2.Bougie d’allumage.....	91
II.5.2.3.Les fils d’allumage.....	91
II.5.3.Fonctionnement du système.....	92
II.5.4.La distribution du courant.....	92
II.5.5.Les éléments de la distribution.....	92
II.5.5.1.Fil d’allumage.....	92
II.5.5.2.Les allumeurs.....	93
II.6.Inverseurs de poussée.....	94
II.6.1.Composant du circuit revers.....	94
II.6.2.Contrôle des revers.....	95

II.6.3.Signalisation.....	95
---------------------------	----

CHAPITRE III : Le système FADEC

III.Introduction.....	97
III.1.Description des différents constituants du système FADEC.....	98
III.1.1.L'ECU.....	98
III.1.2.L'unité hydromécanique.....	99
III.1.2.a.Le dosage carburant.....	99
III.1.2.b.Positionnement des vérins.....	99
III.1.2.c.Ouverture et fermeture de la HPSOV.....	99
III.1.2.d.Protection contre la survitesse.....	100
III.1.3.L'alternateur de l'ECU.....	100
III.1.4.Les différents capteurs (sondes) du moteur.....	100
III.1.4.1.La sonde T12✓.....	100
III.1.4.2.La sonde P/T25✓.....	100
III.1.4.3.La sonde EGT✓.....	101
III.1.3.5.Les capteurs de vitesse N1 et N2✓.....	101
III.1.3.6.La sonde de pression P0✓.....	101
III.1.3.7.Le capteur de pression PS12✓.....	101
III.1.3.8.Le capteur de pression PS3✓.....	101
III.1.3.9.Le capteur de température T3✓.....	102
III.1.3.10.La sonde de température T5✓.....	102
III.1.3.11.La sonde de pression PS14.....	102

CHAPITRE IV : Méthodologie de dépannage et recherche de pannes

IV.1.Maintenance.....	103
IV.1.1.La définition de la maintenance.....	103
IV.1.2.Objectifs de la maintenance.....	103
IV.1.2.1.La sécurité.....	103
IV.1.2.2.La disponibilité.....	103
IV.1.2.3.Le coût.....	103
IV.1.3.Les différentes politiques de maintenance.....	
IV.1.3.1.Entretien totalement effectué dans la compagnie.....	103
IV.1.3.1.aAvantages.....	104
IV.1.3.1.bInconvénients.....	104
IV.1.3.2.Entretien effectué dans la compagnie partiellement.....	104
IV.1.3.2.aAvantages.....	104
IV.1.3.2.BInconvénients.....	104
IV.1.3.3.Entretien sous traité totalement.....	104
IV.1.3.3.aAvantages.....	104
IV.1.3.3.bInconvénients.....	104
IV.1.4.Différents types de maintenances.....	104
IV.1.4.1.Maintenance préventive (programmée).....	105
IV.1.4.1.aService check.....	105
IV.1.4.1.b.Visite pré vol (Préflight).....	106
IV.1.4.1.c.Visite journalière (caily check).....	106
IV.1.4.1.dVisite demi A.....	106
IV.1.4.1.e.Visite A.....	106

IV.1.4.1.f. Visite C.....	107
IV.1.4.1.g. Visite D ou grande visite.....	107
IV.1.4.2. Maintenance curative (non programmée)	107
IV.1.5. Les différents modes d'entretien.....	108
IV.1.5.a. Limite de vie (Hard time-HT)	108
IV.1.5.b. Entretien selon état (On condition-OC)	108
IV.1.5.c. Surveillance du comportement (Condition Monitoring-CM).....	108
IV.1.6. Manuels de maintenance.....	108
IV.1.6.1. Définition des manuels de maintenance.....	109
IV.2. procédure de recherche de pannes.....	110
IV.2.1. Pannes observées.....	111
IV.2.1.1. Principe de recherche de pannes.....	111
IV.2.1.2. Etapes de dépannage.....	111
IV.2.2. Pannes enregistrées.....	112
IV.2.2.1. OMS (système de maintenance embarqué)	112
IV.2.2.2. CMS (système de maintenance centrale)	113
IV.2.2.3. Définition du système BITE.....	113
IV.2.2.4. Différents niveaux de maintenance.....	114
IV.2.2.5. Différentes classes de pannes.....	115
IV.2.2.6. Le MCDU.....	116
IV.2.2.7. Le AIRNAV.....	117
IV.2.2.8. AIRMAN.....	118
IV.2.2.9. Définition des SB (service bulletin)	119
IV.2.2.10. Exemples des SB concernant les CF6-80 E1 de la compagnie AIR ALGERIE.....	119
IV.2.2.9.1. Alternateur de l'ECU.....	119
IV.2.2.9.2. Fiabilité de l'accéléromètre du CRF.....	120
IV.2.2.10. Historique des pannes.....	120
IV. Tableau récapitulatif des événements affectant les systèmes	
IV.2.2.1.1. Etapes de dépannage.....	121
IV. Exemples de procédure de recherche de panne.....	122
IV. Exemple 1.....	122
IV. Diagramme d'isolation de la panne.....	
IV. Exemple 2.....	123
IV. Diagramme d'isolation de la panne	
Conclusion	126
Bibliographie	

LISTE DES ABREVIATIONS

A/C	Aircraft
A/THR	Autothrust
AC	Alternating Current
ACMS	Aircraft Condition Monitoring System
ACT	Active
ACTR	Actuator
ADIRS	Air Data/Inertial Reference System
AGB	Accessory Gearbox
AMM	Aircraft Maintenance Manual
APU	Auxiliary Power Unit
BITE	Built-in Test Equipment
BRG	Bearing
C/L	Check List
CDU	Control and Display Unit
CHAN	Channel
CMC	Central Maintenance Computer
COOL	Cooling, Cooler
CRZ	Cruise
DEU	Decoder/Encoder Unit
ECAM	Electronic Centralized Aircraft Monitoring
ENG	Engine
FADEC	Full Authority Digital Engine Control
FAIL	Failed, Failure
Flight	Management Guidance and Envelope Computer
FQ	Fuel Quantity
FR	Frame
HMU	Hydromechanical Unit
HPC	High Pressure Compressor

HPT	High Pressure Turbine
HPTACC	High Pressure Turbine Active Clearance Control
IGB	Inlet Gear Box
IGB	Inlet Gear Box
IPC	Illustrated Parts Catalog
JAR	Joint Airworthiness Requirements
LPT	Low Pressure Turbine
LPTACC	Low Pressure Turbine Active Clearance Control
LRU	Line Replaceable Unit
MAINT	Maintenance
MAN	Manual
MCDU	Multipurpose Control & Display Unit
MCU	Modular Concept Unit
MECH	Mechanic, Mechanical, Mechanism
MMEL	Master Minimum Equipment List
MTBF	Mean Time Between Failure
NVM	Non-Volatile Memory
N1	Low Pressure Rotor Speed
N2	High Pressure Rotor Speed
OGV	Outlet Guide Vane
PMA	Permanent Magnet Alternator
PSI	Pound per Square Inch
REF	Reference
REFUEL	Refueling
REG	Regulator
REV	Reverse
RSVR	Reservoir
SAT	Static Air Temperature
SEC	Secondary
SOL	Solenoid
SOV	Shut-Off Valve

SVCE	Service
SYS	System
T/R	Thrust Reverser
TBV	Transient Bleed Valve (applicable for CFM56-only)
TCAS	Traffic Alert and Collision Avoidance System
TCC	Turbine Case Cooling
TDS	Technical Data Sheet
TEC	Turbine Exhaust Case
THR	Thrust
TLA	Throttle Lever Angle
TRDV	Thrust Reverser Directional Valve
TRF	Turbine Rear Frame
TRPV	Thrust Reverser Pressurizing Valve
VBV	Variable Bleed Valve
VIB	Vibration
V1	Critical Engine Failure Speed
V2	Takeoff Safety Speed
V3	Flap Retraction Speed
V4	Slat Retraction Speed
W	Weight
WARN	Warning
X FEED	Crossfeed
Z	Zone
ZFCG	Zero Fuel Center of Gravity
ZFW	Zero Fuel Weight
3D	Three Dimensional
4D	Four Dimensional

Les unités utilisées en aéronautiques :

Système US CUSTOMARY		Système de mesure SI -METRIC	
ABRIVIATION	DEFINITION	ABRIVIATION	DEFNITION
lbf.ft	Pound Force-Foot(torque)	m.daN	Meter deca Newton
in.Hg	Inch de mercure	hPa	Hecto Pascal
oz	Ounce (Weight)	g	gramme
psi	Pound Square Inch	bar	Bar
lb.min	US Gallon par l min	l.min	Litre par minute
deg.F	degré Fahrenheit	Deg.C	Degré Celsius
ft	foot	m	mètre
US gal	Us gallon	l	litre
US quart	l	l	litre
in	Inch	mm	millimetre
In.2	Squart Inch	mm2	millimetre carré
In.2	Squart Inch	cm2	centimetre carré
lb	pound	Kg	kilogramme
lbf	pound force	daN	Deca Newton

Valeurs des unités :

Le tableau suivant est un tableau définissant les unités conventionnelles utilisées mondialement :

ystème de mesure international	ystème de mesure US	
1 psi	0.0689	bar
1 in.2	645.1600	mm2
1 in.2	6.4516	cm2
1 lbf	0.4448	daN
1 oz	28.3495	g
1 in.Hg	33.8640	hPa
1 lb	0.4536	Kg
1 lb.min	0.4536	Kg.min
1 USgal	3.7854	l
1 USgal.min	3.7854	l.min
1 USquart	0.9464	l
1 lbf.in	0.0113	mdaN
1 lbf.ft	0.1356	mdaN
1 ft	0.3048	m
1 in	25.4	mm
1 in3	16.3871	cm3
1 in.hg	0.491	psi



INTRODUCTION

INTRODUCTION

Un avion est un investissement très coûteux pour les compagnies aériennes.

L'existence et la prospérité d'une compagnie dépendent de plusieurs critères dont le critère économique et l'image de marque de la compagnie, une meilleure maintenance permet de préserver ces critères, ce qui influe directement sur la rentabilité de la compagnie.

Le moteur représente 30 % du coût d'un avion .Le bon fonctionnement de ce dernier, et son maintien en état est le but que les compagnies et constructeurs cherchent et tentent de préserver, et ce en mettant au point des techniques et procédés de maintenance bien définis.

Ce mémoire s'articule autours des chapitres suivants :

- Description générale du moteur CF6 80 E1, ou nous avons définis les différents modules du moteur et les stations aérodynamiques.
- Les différents circuits du moteur CF6 80 E1 , le circuit d'huile , le circuit d'air , le circuit carburant , le circuit d'allumage , le circuit de démarrage , et les RIVERS
- Le système de régulation FADEC, ou nous avons cité les composant du système ainsi que son fonctionnement.
- Maintenance et recherche de pannes, nous avons cité les différentes politiques de maintenance, les modes d'entretien et la méthodologie de dépannage.

HISTORIQUE

Historique

GENERAL ELECTRIC CREATEUR 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 à 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 turbopropulseur qui ont permis aux 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 à piston de l'Amérique, le premier turboréacteur qui a permis de voler à 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 à piston pour une multitude d'avions militaires et commerciaux 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.

Historique

GENERAL ELECTRIQUE 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 CF6-80A, le CF6-80C2, et CF6-80E1.

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 gammes 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.

Historique

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 pat de géant quand le premier moteur équipé d'une double chambre de combustion annulaire (DAC), le CFM56-5b lancé sur SWISAIR. 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 a 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 avion de Boeing 777, il a été mis service sur 777-300ER en 2004.

Historique

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 a donné 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.

Des 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

Introduction :

Le **CF6-80E1** est la solution de beaucoup de dilemmes opérationnels et quotidiens de lignes aériennes.

La question se pose, comment déplacer plus de personnes, le plus lointain, meilleur marché, et avec plus de confiance dans la fiabilité du produit ?

En concevant le **CF6-80E1** spécifiquement pour l'Airbus A330, GE a rassemblé la plus récente technologie pour fournir au marché un moteur avec le plus bas poids, la plus basse consommation de carburant. Ce moteur est de loin le plus fiable moteur de sa catégorie.

Évalué à 72.000 livres de poussée, le **CF6-80E1A4** est le plus puissant moteur de la gamme des CF6 fabriqués jusqu'ici.

Le **CF6-80E1** permet aux lignes aériennes exploitant l'A330-200/-300 d'adapter de quatre à quatorze sièges supplémentaires.

I. Description générale du moteur :

Le CF6 80 E1 est un moteur créé par le géant mondial des moteurs d'avion **GENERAL ELECTRIQUE**. C'est un turbofans double flux, double corps, à haut taux de déluges, et de conception modulaire, conçu pour équiper les longs courriers et gros porteurs grâce sa poussée très élevée.

I.1. Caractéristiques du CF6 80 E1 :

I.1.a. Caractéristique physique :

- Diamètre de l'entrée d'air : **2.70 m.**
- Longueur maximale de l'enveloppe : **2.90 m.**
- Hauteur maximale de l'enveloppe : **2.88 m.**
- Largeur de moteur : **4.28 m.**
- Poids à sec : **5074 kg.**

I.1.b. Caractéristique de puissance :

- Consommation de carburant spécifique à la puissance maximale (lb) : **0.332 - 0.345.**
- Puissance maximale au niveau de la mer (livre) : **67.500 - 72.000.**
- Puissance produite par le flux primaire **20%** de la poussée totale.
- Puissance produite par le flux secondaire **80%** de la poussée totale
- Rapport global de pression à la puissance maximale : **32.4 - 34.8.**
- Taux de déluges : **5 - 5.1.**
- Rapport manométrique de compression **5/2**

I.2. les différents composants du moteur :

Le CF6 80 E1 se constitue de différents modules, roulement et engrenages.

I.2.1. Entrée d'air :

L'entrée d'air est de forme annulaire en alliage d'Aluminium, fixée à l'arrière du carter FAN, elle augmente la rentabilité et l'efficacité du turboréacteur. Les filets d'air sont directement guidés vers les aubes du FAN, des orifices de dégivrage sont disposés sur la périphérie de l'entrée d'air. (Figure I.2.1.1)

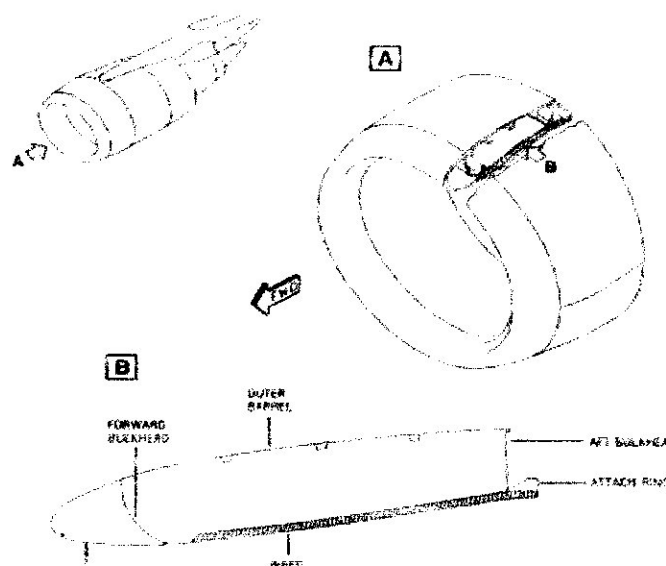


Figure (I.2.1.1) : entrée d'air

I.2.2. Cône réacteur :

Le cône réacteur se constitue de deux parties ; une partie arrière qui est fixée au rotor du FAN , et une partie avant qui se fixe sur la partie arrière , des masses d'équilibrage sont disposées a l'intérieur du cône .(figure I.2.1.2)

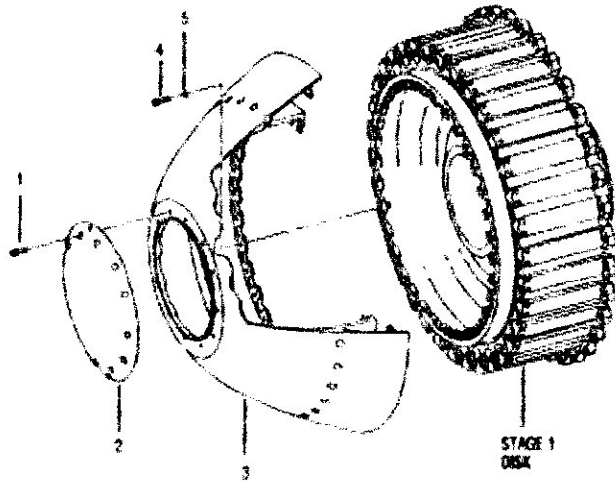


Figure (I.2.1.2) : cône réacteur

I.2.3. Roulements et engrenages: figure (L213)

Les rotors du moteur sont supportés par des roulements positionnés dans les cavités du carter

Le palier est un ensemble de roulements, sur le CF6 80 il y'a quatre paliers principaux :

Le palier 'A', se situe sur le support fan, il se compose de trois roulements **1B** ,**2R** et **3R**.

Les paliers 'B et C' se situent à l'arrière du support du compresseur, ils se composent de trois roulements **4B** ,**4R**et **5R**.

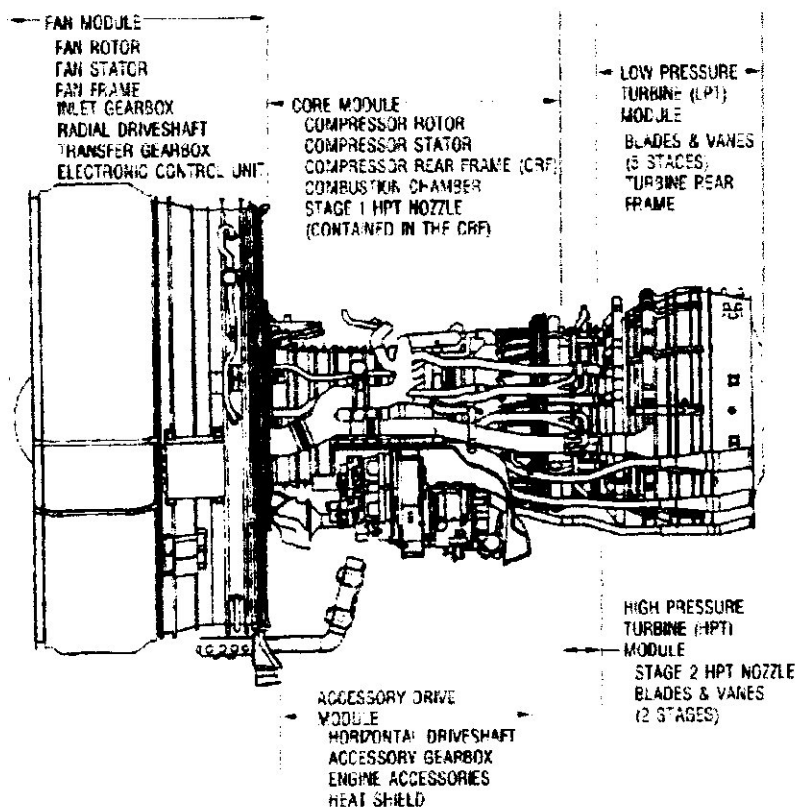
Le palier 'D' se compose d'un roulement **6R**.

La lubrification des roulement est très importante pour garder les caractéristique mécaniques des systèmes, car elle refroidit les paliers et diminue les frottement ce qui implique une diminution d'usure.

I.3. Différents modules du moteur CF6 -80 E1 :

Le CF6 80 E1 est composés de cinq modules principaux. : **Figure (I.3)**

- Module Fan.
- Module Core
- Module turbine haute pression
- Module turbine basse pression
- Module gearbox (boite d'entraînement des accessoires)



1142206-004

Figure (I.3) : les différents module du moteur cf6 80 E1

I.3.1. Module Fan :Figure(I.3.1)

Le module fan se constitue de cinq étages, un étage soufflante, et quatre étages du compresseur basse pression. Le flux secondaire qui est la source principale de la poussée du moteur, fournit 80 % de la poussée totale, comme il accélère aussi les filets d'air du flux primaire pour augmenter sa pression dynamique. Cet attelage est entraîné par une turbine basse pression de cinq étages. Les filets d'air sont précipités vers l'attelage haute pression avec une pression dynamique plus élevée.

Les principaux composants du module fan :

- Châssis du fan (fan frame).
- Carter avant et arrière Fan .
- Recouvrement acoustique (acoustic liners)
- Cône réacteur (fan spinner cone)
- Ailettes du fan.
- Tubulure du roulement N°1.
- Ailettes de guidage de la sortie du compresseur

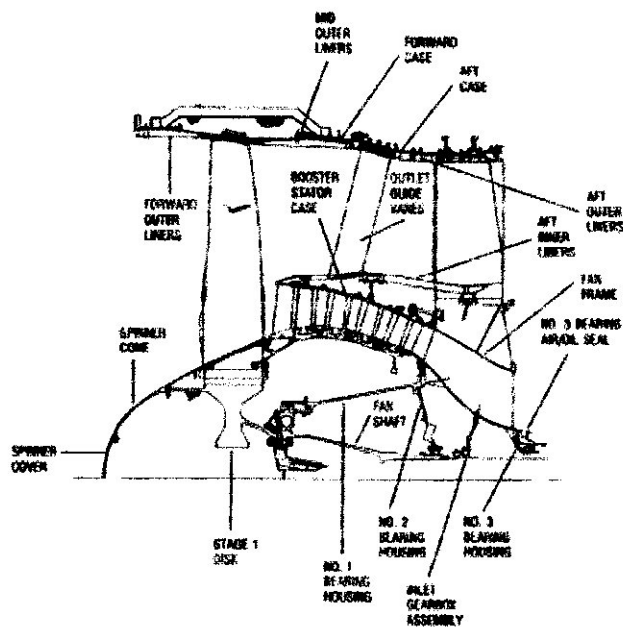


Figure (I.3.1) : module FAN

I.3.1.1. Assemblage stator et rotor :

Le module FAN est une succession d'étages ROTOR /STATOR :

1.3.1.1. a. Fan rotor : figure (I. 3.1.1.a)

- *La soufflante* : Elle est composée d'un seul étage, la partie tournante se compose de 34 aubes en TITANE d'une longueur de 32in, fixées en queue d'aronde.

figure (I.3.1.1.a)

- *Le compresseur basse pression (booster)* : Situé à l'arrière de la soufflante, le CBP est de type axial se compose de (4) étages rotor /stator en un seul bloc.

Sur le carter du compresseur basse pression (12) vanes de décharge (VBV) sont incorporées au 4^{ème} étage du compresseur pour éviter le phénomène de pompage.

Deux portes motrices sont commandées par une cloche qui est un vérin hydraulique Les 10 autres portes suivent l'ouverture des motrices.

Le tableau suivant donne le nombre d'aubes pour chaque étage du compresseur

étage	Nombre d'aube	Matériaux de constitution
1 ^{er} étage	62	titane
2 ^{ème} étage	71	titane
3 ^{ème} étage	80	titane
4 ^{ème} étage	71	titane

1.3.1.1.b. Fan stator :

Se constitue des éléments suivants :

- *Carter arrière du stator fan* :
- *Fan frame* :figure (I. 3.1.1.b)

Le Fan frame et le châssis du stator Fan assurent les fonctions suivantes :

- Guidage du flux primaire vers le module Core .
- Support des charges du carter avant de la soufflante, du stator du compresseur basse pression, et des inverseurs de poussée.
- Le soutien des accessoires de prélèvement du mouvement des axes.

- Logements des cavités de lubrification des roulements et de la gearbox, et le nettoyage du palier avant.
- Soutient des OGV (Outlet Guide Vane), et des panneaux antibruit.
- Support de la structure de la partie avant du moteur.

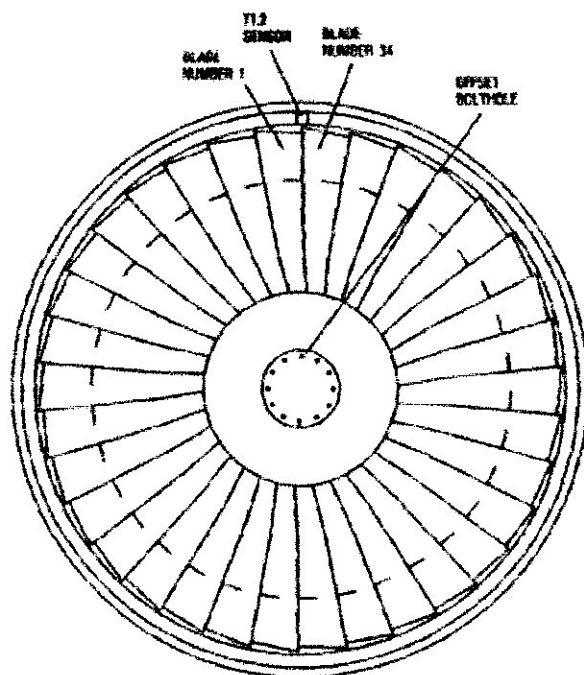


Figure (L3.1.1.a) : La soufflante

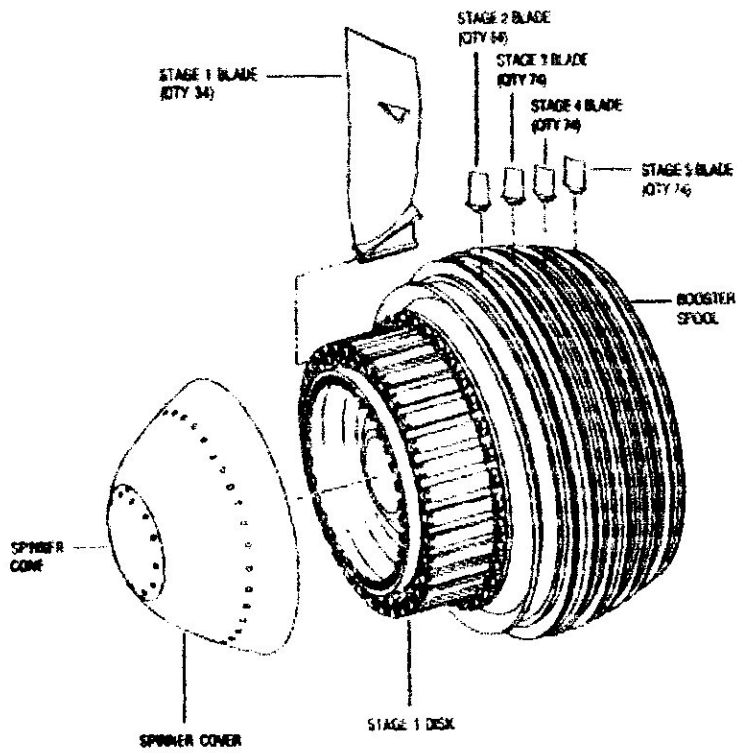


Figure (I.3.1.1.a) : Rotor fan et le compresseur basse pression

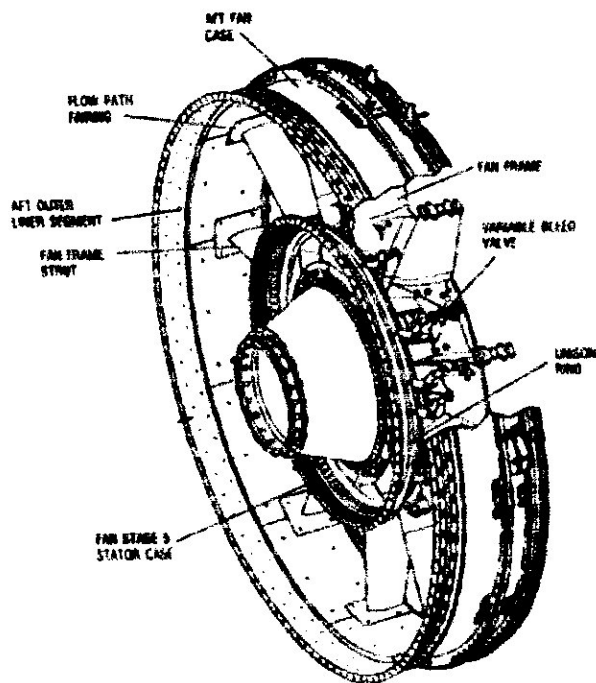


Figure (I.3.1.1.b): fan frame

I.3.2. Module Core :

Le module Core se compose des éléments suivants :

- Compresseur Haute Pression (**HPC**).
- Chambre de combustion.
- Un diffuseur de la turbine haute pression.

I.3.2.1. Le compresseur haute pression : figure (I.3.2.1)

Les composants principaux du compresseur sont les rotors, un redresseur, et le compresseur rear frame.

Les stators du compresseur sont soutenus par le châssis du réacteur (fan frame).

À l'avant les rotors sont soutenus par un roulements de type **3R** et à l'arrière, l'arbre des rotors est soutenu par deux roulements **4R** et **4B** qui sont positionnés au support arrière du compresseur.

Dans le module Core six (**06**) trous de boroscopie sont réalisés dans le carter pour l'inspection boroscopique des aubes du compresseur haute pression.

Le passage du flux primaire à travers les aubes des rotors du compresseur haute pression augmente sa pression statique et sa température le ramenant à des conditions adéquates à la combustion.

Les (**IGV**) (Inlet Guide Vane) et les stators du **5^{ème}** étage du compresseur, changent leurs positions angulaires, ils changent leur position en fonction de la température d'admission du compresseur et corrigent la vitesse du turboréacteur.

Le but de cette variabilité d'angle d'incidence du flux d'air et d'optimiser la température et la pression de l'air et sa quantité afin d'avoir un mélange combustible contrôlé et pour une combustion efficace.

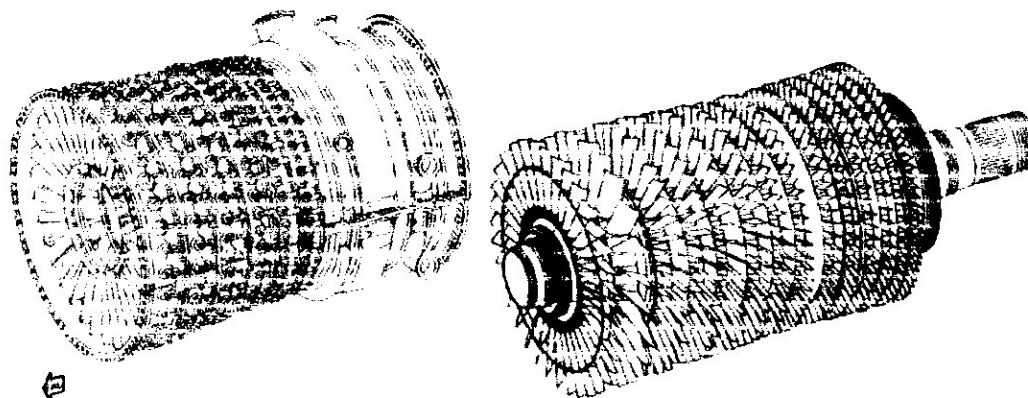


Figure (I.3.2.1): compresseur haute pression

I.3.2.2. La chambre de combustion : figure (I.3.2.2)

La combustion du mélange air carburant a lieu dans la chambre de combustion située dans la partie arrière du CRF (Compressor Rear Frame).

La chambre est de type annulaire contenant une zone de combustion et une deuxième qui permet le contrôle du mélange air carburant.

Elle est constituée de différents éléments :

- *L'ensemble capotage (cowl assembly)* : qui forme un bord qui admet l'air à la chambre de combustion.
- *Couche internes et externes (inner and outer liners)* : contenant des trous qui permettent d'optimiser le refroidissement et d'augmenter les performances de la combustion.
- *Un dôme (the dome)* : permet de stabiliser la flamme et enceinte du mélange air carburant.

Le moteur est équipé de (30) injecteurs de type duplex, répartis d'une manière équitable tout autour du CRF.

Les allumeurs sont au nombre de (02) disposés dans les positions (3 :00) et (5 :00).

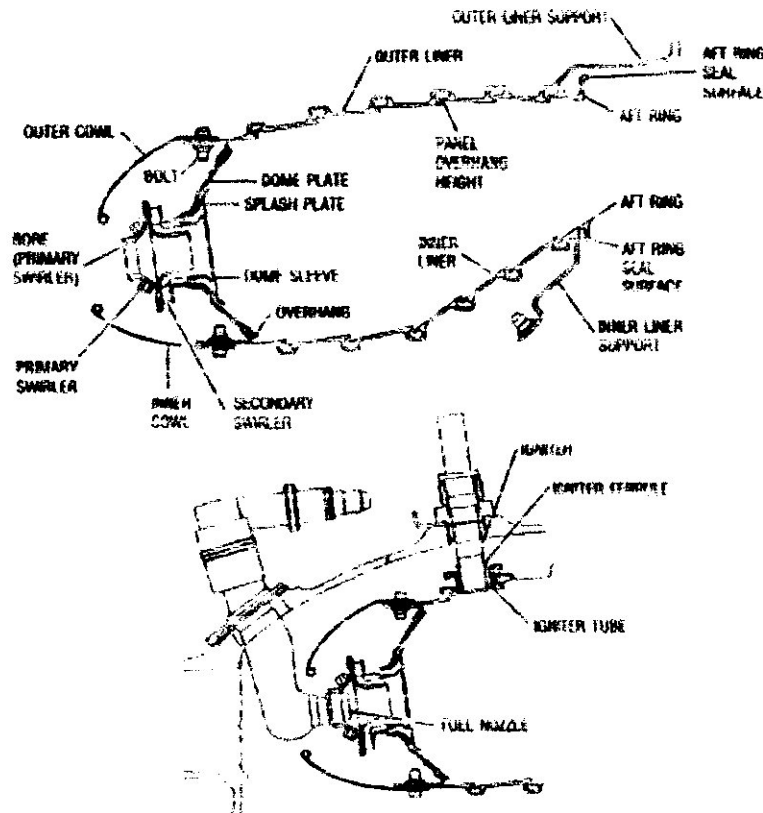


Figure (I.3.2.2) : chambre de combustion, injecteur et allumeur.

I.3.3. La turbine haute pression : figure (I.3.3)

La turbine haute pression est une turbine à deux (2) étages .L'ensemble rotor est lié au compresseur haute pression et supporté par les roulements **4R** et **5R**.

L'ensemble du 1^{er} étage diffuseur (stator) est boulonné à la partie intérieure du CRF et soutenu au diamètre extérieur avant par la structure de la couche extérieure de la chambre de combustion.

La turbine haute pression est composée des éléments suivants :

- 1^{er} étage diffuseur (stator) de la turbine haute pression :

Il permet de diriger les gaz chauds sortis de la chambre de combustion vers les aubes du rotor de la **THP** .

- **L'ensemble 2^{ème} étage diffuseur :**

Il fournit un support d'appui au 1^{er} étage, fournit le contrôle du jeu actif, ainsi que les chemins pour l'écoulement d'air.

- **L'ensemble rotor :**

Il est de (2) deux étages, permet la récupération de l'énergie cinétique des gaz chauds, leur transformation en énergie mécanique pour conduire l'attelage haute pression, et entraîner le système des accessoires moteurs.

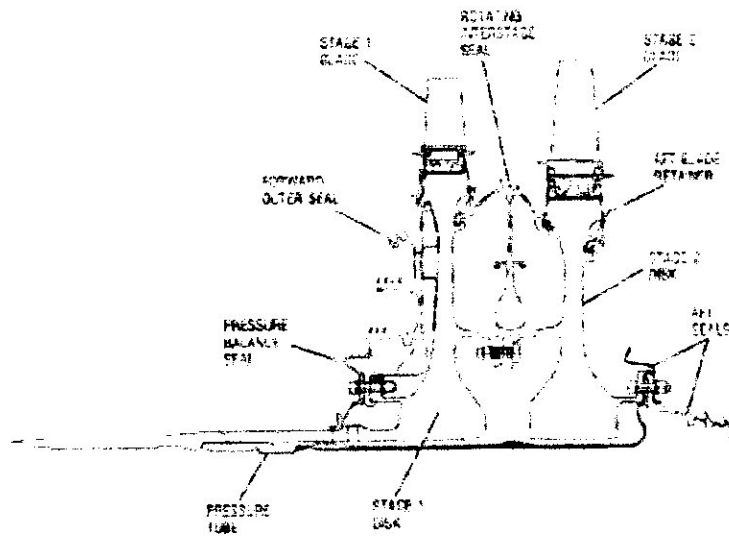
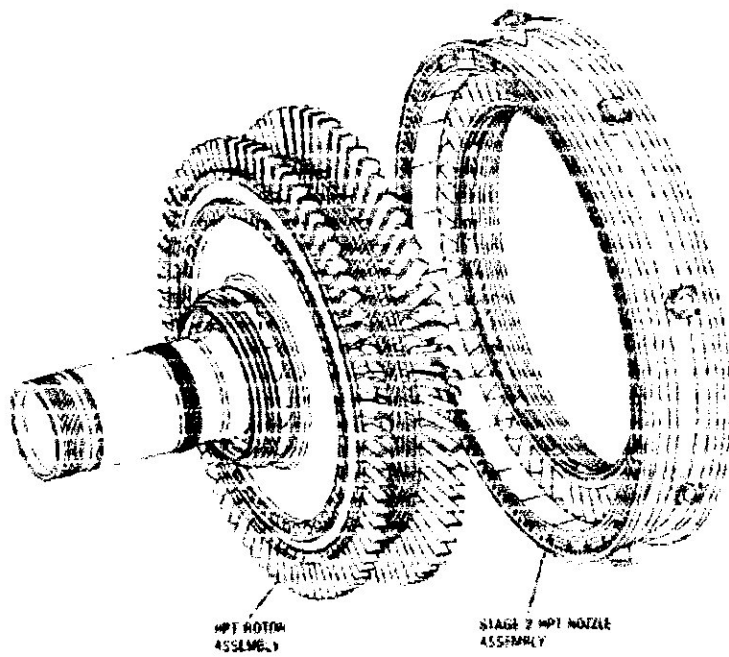


Figure (I.3.3) : turbine haute pression

1.3.4. Module turbine base pression : figure (1.3.4)

La turbine basse pression se constitue de 5 étages rotor / stator, entraînés par l'arbre N2, la turbine basse pression entraîne le Fan et le compresseur basse pression.

Les stators constituent un seul bloc, ainsi que le carter turbine qui est en seul corps. Le carter sert de carénage d'inter communication entre le support des stators de la turbine haute pression et l'arrière de la turbine, il retient aussi les stators de la turbine d'en haut.

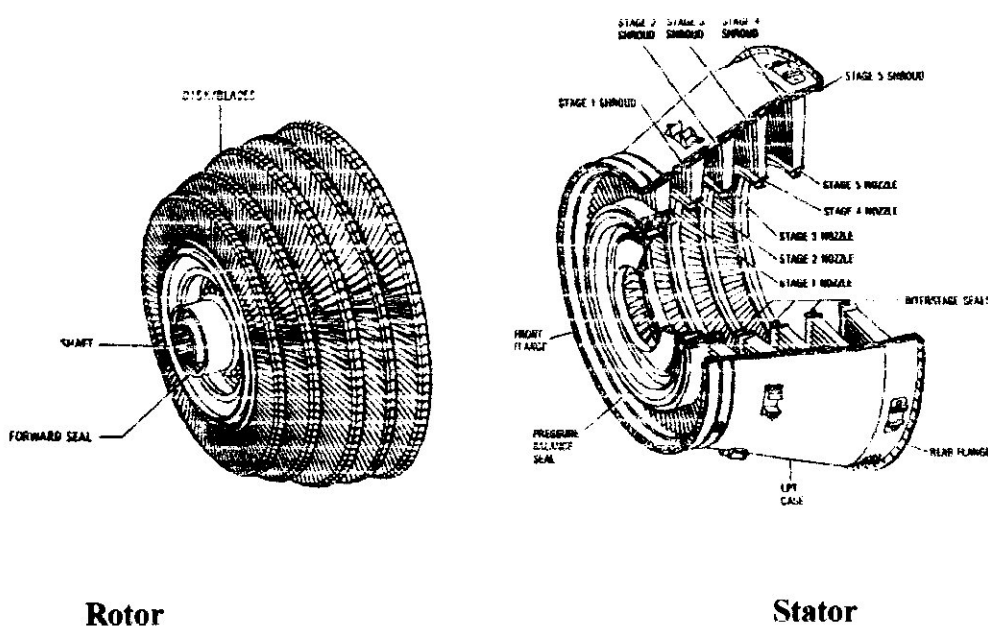
Le premier étage des stators est refroidi par cavité, la principale source d'air de refroidissement et l'air prélevé du 7^{ème} étage du compresseur haute pression.

L'air de refroidissement est transmis au joint d'équilibre de pression. L'air passe à travers une tuyauterie positionnée sur la périphérie du carter, l'air est ensuite éjecté à travers les cavités pour le contrôle de la température.

Les stators des étages 2 au 5 sont doublés. Les deux couches sont soudées et unies entre elles avec un assemblage en nid d'abeille, cet assemblage est utilisé pour augmenter la rigidité des stators.

Des ouvertures sont réalisées sur le carter pour la fixation des thermocouples, ainsi que des trous de boroscopie usiné sur le carter pour l'inspection des étages de la turbine.

Une tubulure de contrôle du jeu de la turbine fait une décharge d'air sur le carter de la turbine, c'est à travers des trous pré positionné sur le carter que l'air est éjecté pour diminuer la dilatation du carter et ainsi diminuer le jeu entre le carter et les aubes du rotors de la turbine afin de diminuer la consommation du carburant et augmenter le rendement de la turbine



Rotor

Stator

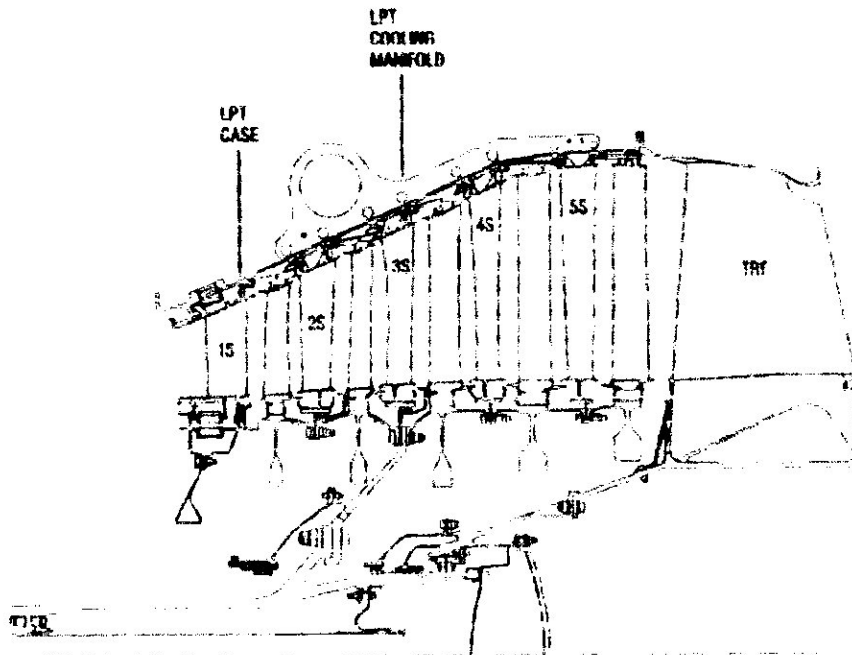


Figure (I.3.4) : turbine basse pression

I.3.5. Module Gearbox : figure (1.3.5)

L'énergie mécanique nécessaire pour le fonctionnement des accessoires de l'avion et du moteur est soutirée ou prélevée à travers un système de gearbox ou boîte de transfert de mouvements et des différents axes d'entraînement.

La boîte à engrenages d'entraînement des accessoires est soutenue par le carter de compresseur, cette dernière prélève la puissance mécanique de l'axe du compresseur.

Un arbre radial et incliné transmettent ce mouvement à la TGB (Transfert Gearbox), montée au dessous du carter des stators du compresseur. **Figure (1.3.5.a)**

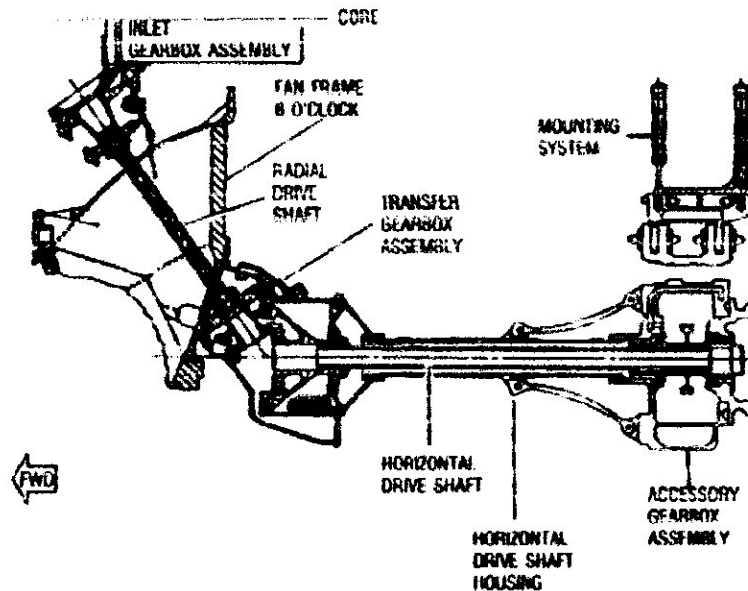


Figure (1.3.5.a)

La boîte à engrenages des accessoires entraîne les équipements suivants:

Les équipements qui se situent à l'avant de la gearbox :

- Unité hydromécanique. (HIMU).
- Cinq pompes de récupération d'huile.
- Une pompe de refoulement d'huile.
- Une pompe hydraulique.
- Un tachymètre N2.
- Un alternateur magnétique permanent (PMA) (génération de courant électrique de l'ECU). à

Ceux qui se situent à l'arrière :

- Le générateur (IDG) (génération du courant électrique d'avion).
- Pompe carburant.
- Démarreur pneumatique.

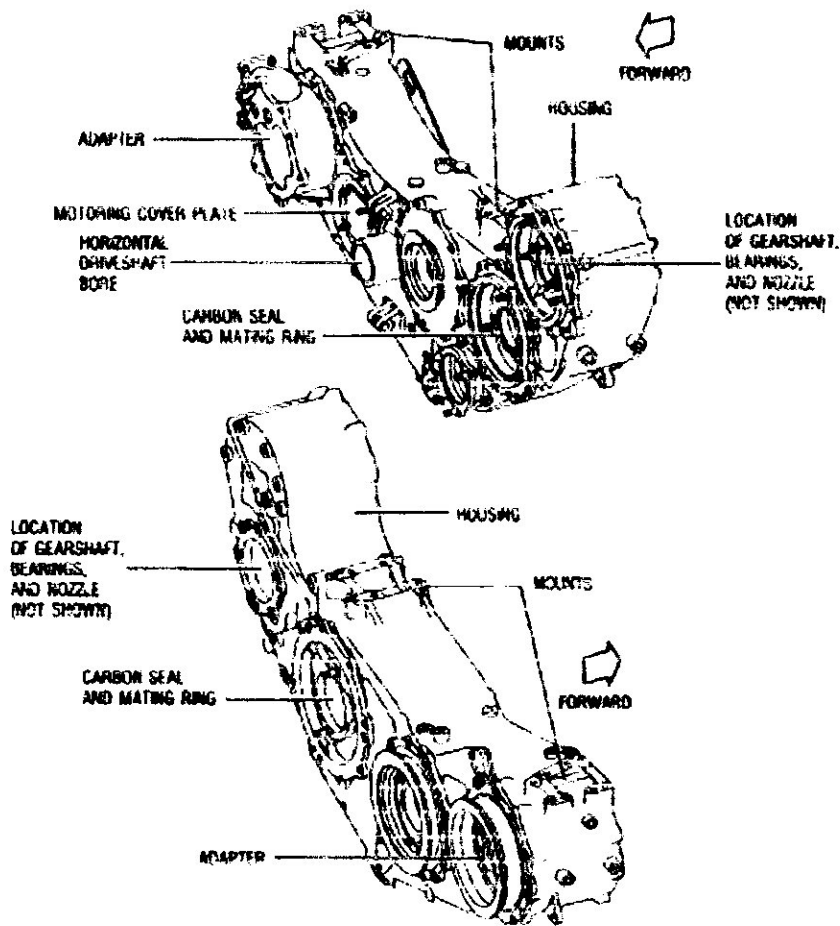


Figure (1.3.5) : Accessory Gearbox

I.4. Les stations aérodynamiques : figure (1.4)

Pour l'étude des performances du turboréacteur et le bon fonctionnement de ce dernier, le moteur a été reparti en plusieurs stations aérodynamiques, dans chacune des stations des capteurs et des sondes sont placés pour la détermination des températures et des pressions en chaque station et en temps réel.

- **La station 0** : atmosphère ambiante (température et pression ambiantes)
- **La station 1.2** : Entrée d'air

Les stations du 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 basse pression.
- **Station 49.5** : Entrée turbine haute pression.

Les stations du flux secondaire :

- **Station 1.2** : Entrée fan
- **Station 1.4** : Sortie stator fan.

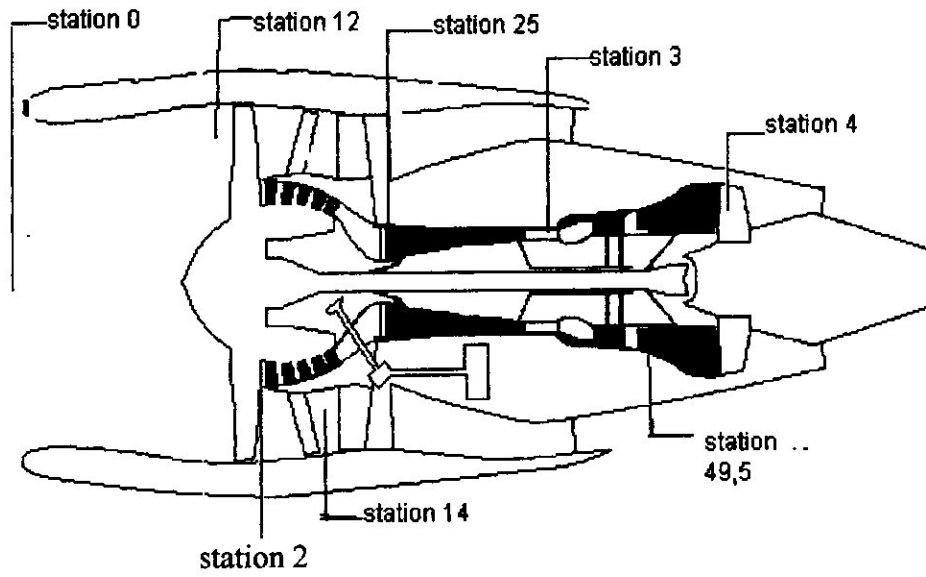


Figure (I.4) : Les stations aérodynamiques



CHAPITRE II :
Les différents circuits du
moteur

II.1. Le circuit de graissage:

Le circuit de graissage est autonome de tout autre système du moteur.

Le circuit a pour rôle:

- La lubrification des roulements, pignons, cannelures, boîte de transfert de mouvement, et la boîte d'entraînement des accessoires.
- Le refroidissement des différents éléments tournants.
- Le réchauffage du carburant.
- Le nettoyage des différents systèmes lubrifiés en évacuants les débris pouvant être produits par le frottement.

II.1.1. Fonctionnement :

L'huile est acheminée aux roulements, à la TGB et AGB pour les lubrifier et refroidir par la pompe de refoulement située dans le bloc de pompes (lube and scavenge pump). La distribution est contrôlée par les injecteurs qui envoient l'huile aux différents éléments. Les pompes de récupération situées dans le bloc (lube & scavenge pump) récupèrent l'huile des paliers et gearboxes , et retourne l'huile au réservoir en le faisant passer par un bouchon magnétique, le réchauffeur du servo fuel, l'échangeur de chaleur huile/carburant, et le filtre de récupération.

La surveillance du système de graissage est faite au moyen d'indications et d'alarmes.

II.1.2. Les différentes fonctions du système :

Le circuit se divise en trois fonctions :

1. Le stockage :

Le réservoir d'huile stocke l'huile utilisée par le moteur par la lubrification et le refroidissement des roulements et engrenages.

II.1.2.1.1. Le réservoir d'huile (oil tank) :figure (II.1.2.1.1)

Le réservoir d'huile est situé dans le côté droit sur le carter Fan, à la position 3 :00, au dessus du filtre de récupération.

Le réservoir consiste en deux cylindres disposés l'un à côté de l'autre et couverts à leurs deux extrémités.

Le réservoir comprend :

- Un bouchon de remplissage par pression
- Une bouche de remplissage par gravité
- Une valve de pressurisation
- Un séparateur d'huile/air
- Orifice de refoulement dans la partie basse du réservoir
- Un entonnoir de drainage de surplus et un bouchon de drainage
- Un support de fixation pour le transmetteur de quantité d'huile
- Une balle flottante vue d'une fenêtre d'indication, dont le niveau le plus bas visible est

2,84 litres. Figure (II.1.2.1.1)

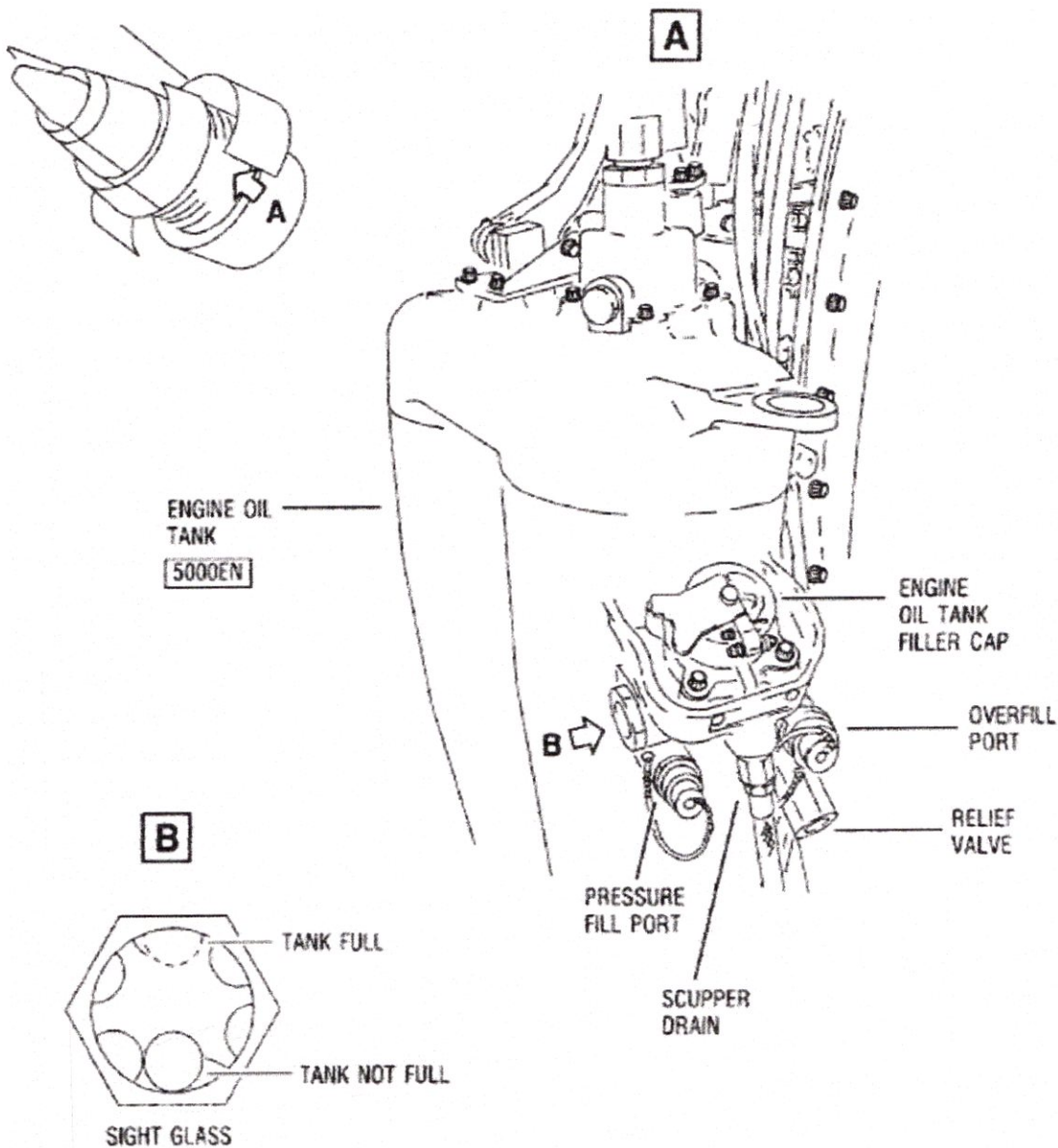


Figure (II.1.2.1.1) : Le réservoir d'huile.

II.1.2.1.1.a. Caractéristiques :

- ❖ Capacité : 30,3 litres.
- ❖ Niveau plein : 24,6 litres.
- ❖ Niveau nécessaire (util) : 13,6 litres.
- ❖ Le réservoir est en Aluminium.

En temps de fonctionnement normal, le réservoir est pressurisé par l'air inclut dans l'huile de récupération qui est extrait par la les pompes de récupération des paliers et gearbox.

L'orifice d'admission de la pompe de refoulement se situe en dessous du réservoir d'huile, ce qui permet l'admission de l'huile par gravité.

Durant le fonctionnement du moteur, le niveau d'huile diminue dû au phénomène d'engloutissement de cette dernière.

Le niveau d'huile retourne à son niveau initial dès l'arrêt moteur.

II.1.2.1.1.b. Indication de quantité d'huile :

La quantité d'hile peut être sue par :

- Une indication visuelle donnée par la balle flottante à travers la fenêtre d'indication transparente.
- Une indication donnée par le transmetteur de quantité d'huile à travers le SD.

2. La distribution : figure (II.1.2.2)

La fonction de distribution peut être répartie comme suit :

1. Les pompes de refoulement et de récupérations.
2. Le réchauffeur du servo fuel.
3. L'échangeur de chaleur huile/carburant.
4. Le détecteur magnétique principal de débris.
5. Le filtre de récupération.

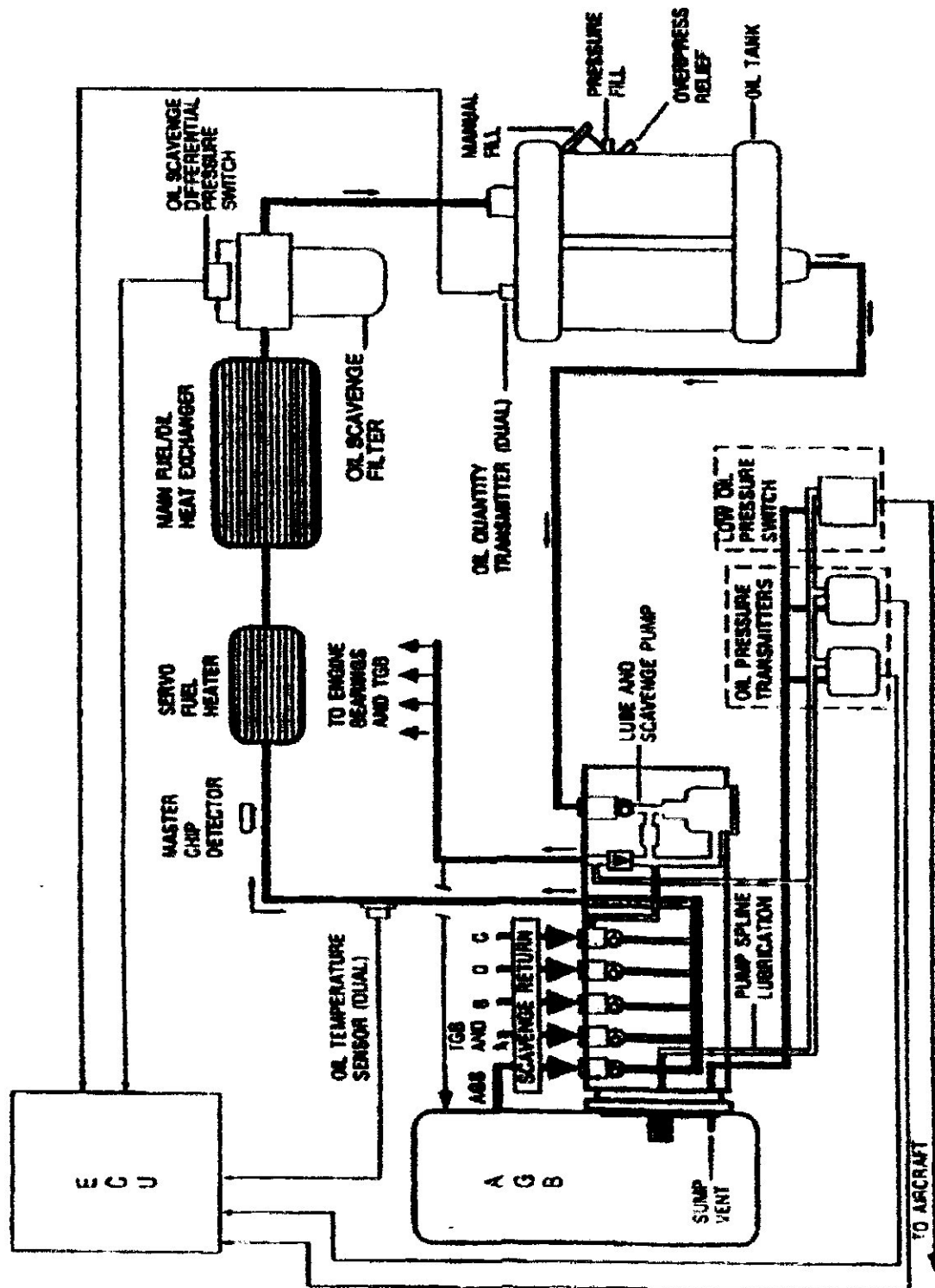


Figure (II.1.2.2) : Schéma de la distribution du circuit d'huile.

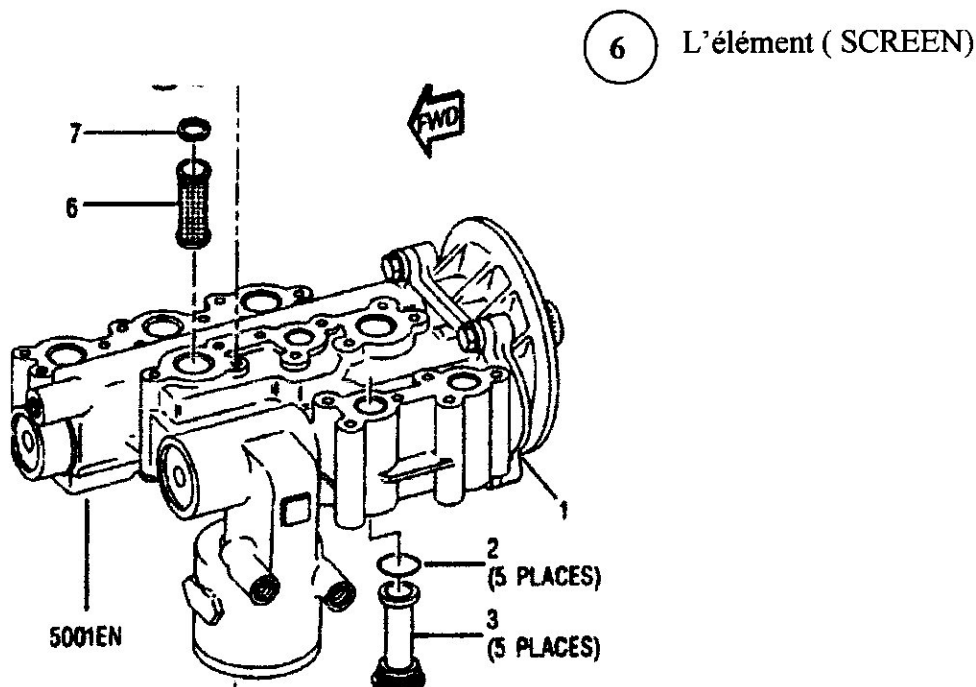
II.1.2.2.1. Les pompes de refoulement (1) et de récupération (5) : Figure (II.1.2.2.1)

Les pompes permettent de mettre l'huile sous la pression requise pour lubrifier les roulements et engrenages, et sa récupération une fois la lubrification faite. Comme elles permettent de faire passer l'huile à travers : le détecteur magnétique de débris, le réchauffeur du servo fuel, l'échangeur de chaleur huile/carburant, le filtre de récupération, puis le faire parvenir au réservoir.

La boîte de transfert de mouvement (transfert gearbox), la AGB, les paliers B, C et D sont indépendamment déchargé de l'huile utilisée par une pompe de récupération pour chacun, tandis que l'huile du palier A est déchargé par le fait de la gravité vers la TGB.

L'ensemble des pompes forme un seul bloc installé sur la face avant de la boîte d'entraînement des accessoires (gearbox). Ce bloc contient les éléments suivants :

- Six pompes de type à palettes (une (1) de refoulement et cinq (5) de récupération).
- Un dispositif appelé (screen) sur chaque pompe, pour capter les débris et filtrer l'huile à 724 microns.



- Une valve anti-retour s'ouvrant pour une pression 2,5 PSI et 6 PSI selon les moteurs. Cette dernière empêche l'huile de descendre dans le circuit lors de l'arrêt moteur et permet de garder l'huile dans le réservoir.

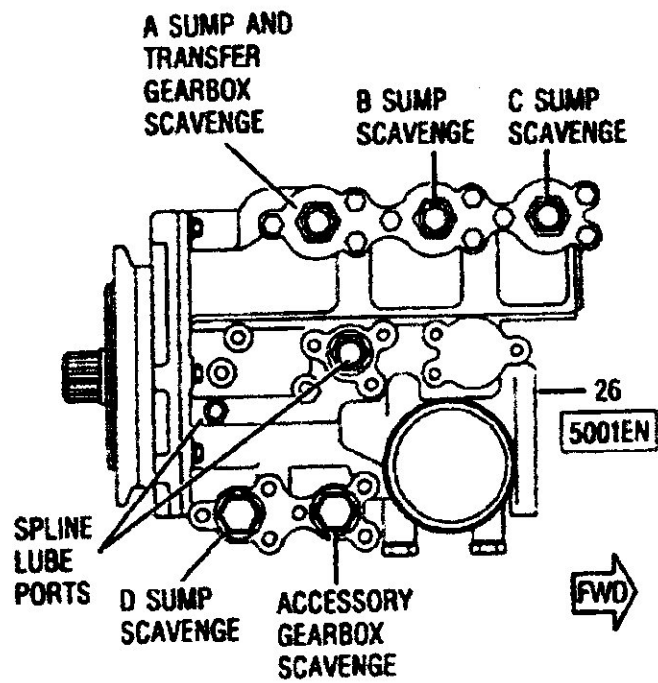
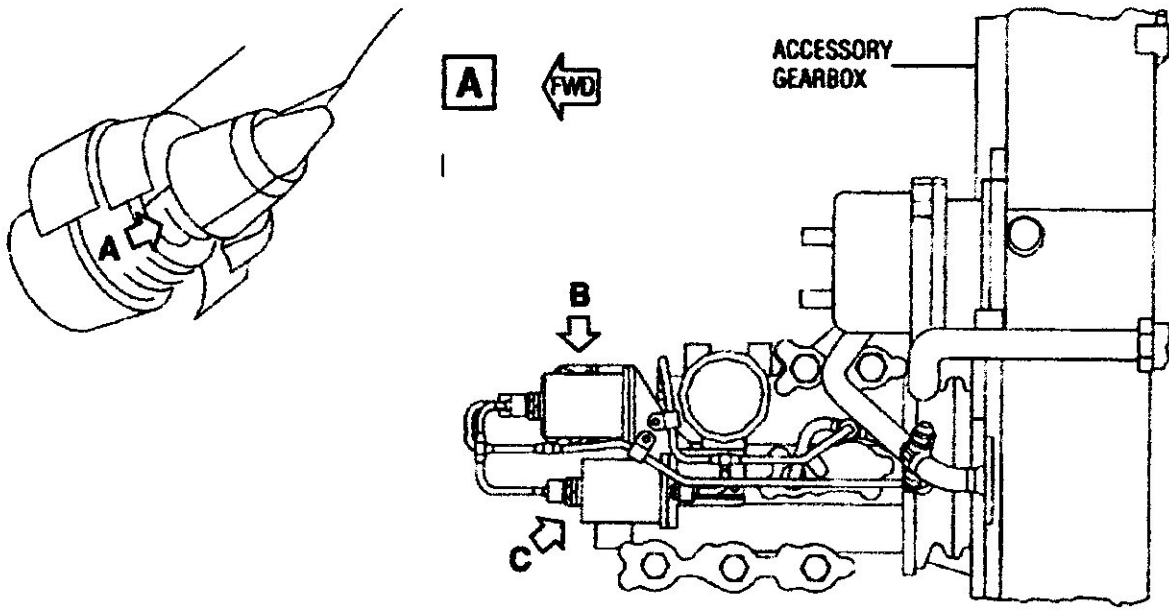


Figure (II.1.2.2.1) : Le bloc pompes.

II.1.2.2. Le réchauffeur servo fuel :

Le réchauffeur permet d'augmenter la température du carburant avant son entrée dans la HMU ,ce carburant est utilisé pour l'asservissement .

II.1.2.3. L'échangeur de chaleur huile/carburant :

L'échangeur de chaleur permet de refroidir l'huile utilisée pour la lubrification.

Durant un démarrage à froid, la différence de pression entre l'entrée et sortie de l'échangeur peut être considérable, ceci dû à la viscosité importante de l'huile. Pour éviter le chargement lent de la pompe, une valve de by-pass permet à l'huile de contourner l'échangeur. Cette valve s'ouvre pour une pression de **85 PSI**.

II.1.2.4. Le détecteur magnétique principal de débris : figure (II.1.2.2.4)

Le détecteur magnétique est de type baïonnette. Le détecteur incorpore un aimant permanent monté à l'extrémité de la sonde démontable de ce dernier.

Le détecteur est installé sur la ligne qui collecte l'huile des différents tubes de récupération. Le détecteur est situé en aval du bloc pompes, et en amont de l'échangeur de chaleur huile/carburant.

L'équipe de maintenance peut accéder à ce dernier, pour les opérations de maintenance régulières, par le biais de la porte d'accès de l'**IDG** située sur la porte gauche des inverseurs de poussée.

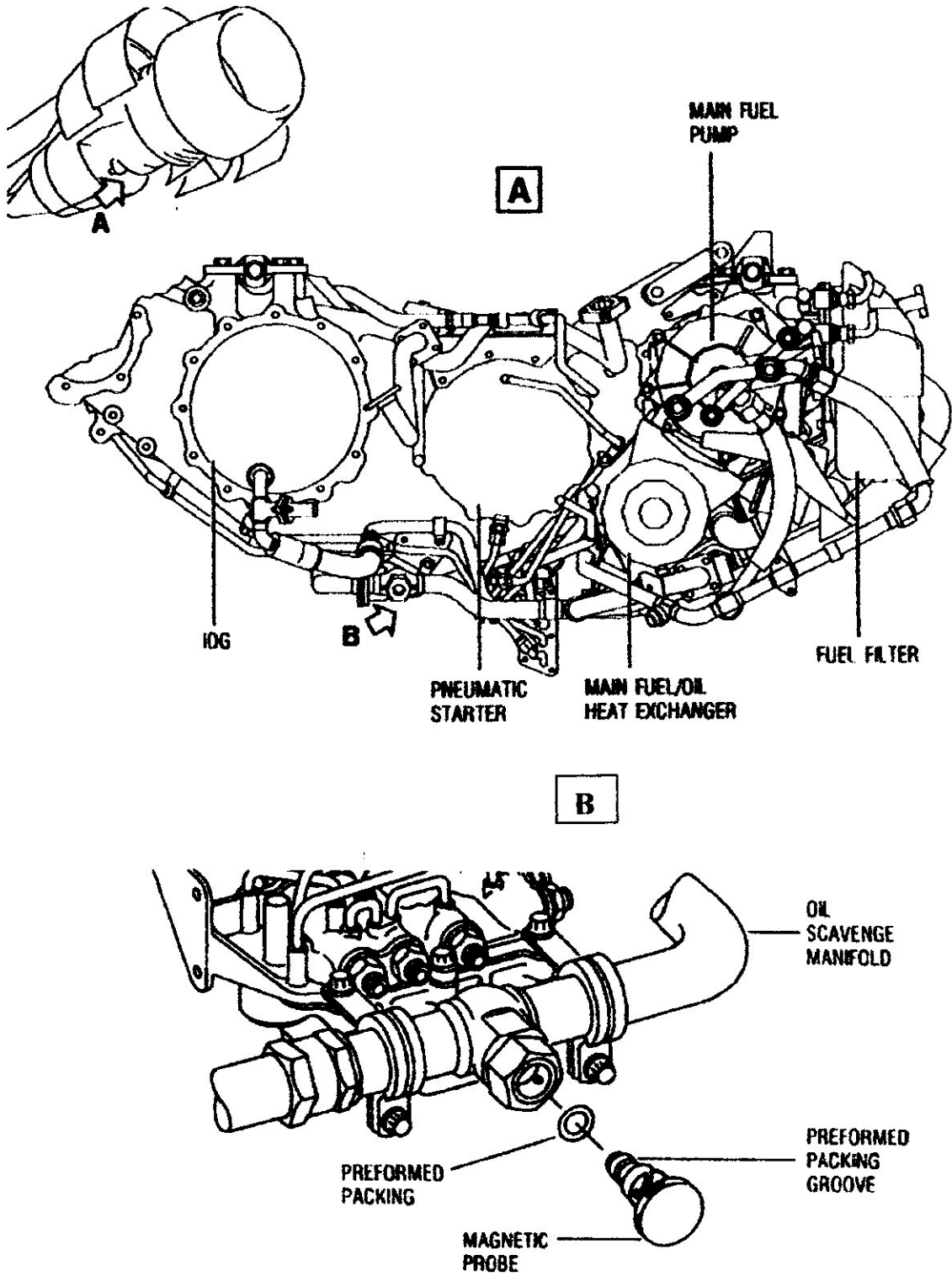


Figure (II.1.2.2.4) : Le détecteur magnétique principal de débris.

II.1.2.2.5. Le filtre de récupération : figure (II.1.2.2.5)

Le filtre de récupération filtre l'huile récupérée à travers le moteur à 15 microns avant de retourner dans le réservoir.

L'huile entre de l'extérieur de l'élément filtrant vers le centre pour ressortir par le biais de l'orifice de décharge.

La différence de pression à travers le filtre est surveillée par un commutateur de pression différentielle. Une valve de by-pass est montée à l'intérieur du filtre, pour permettre la circulation de l'huile en cas de colmatage, de blocage, ou de pression trop élevée due à la viscosité de l'huile. Cette valve s'ouvre pour une différence de pression de 29 PSI dans le filtre. Sa conception est telle qu'aucun contaminant ne sort du filtre, ainsi, même en cas de colmatage le circuit sera protégé.

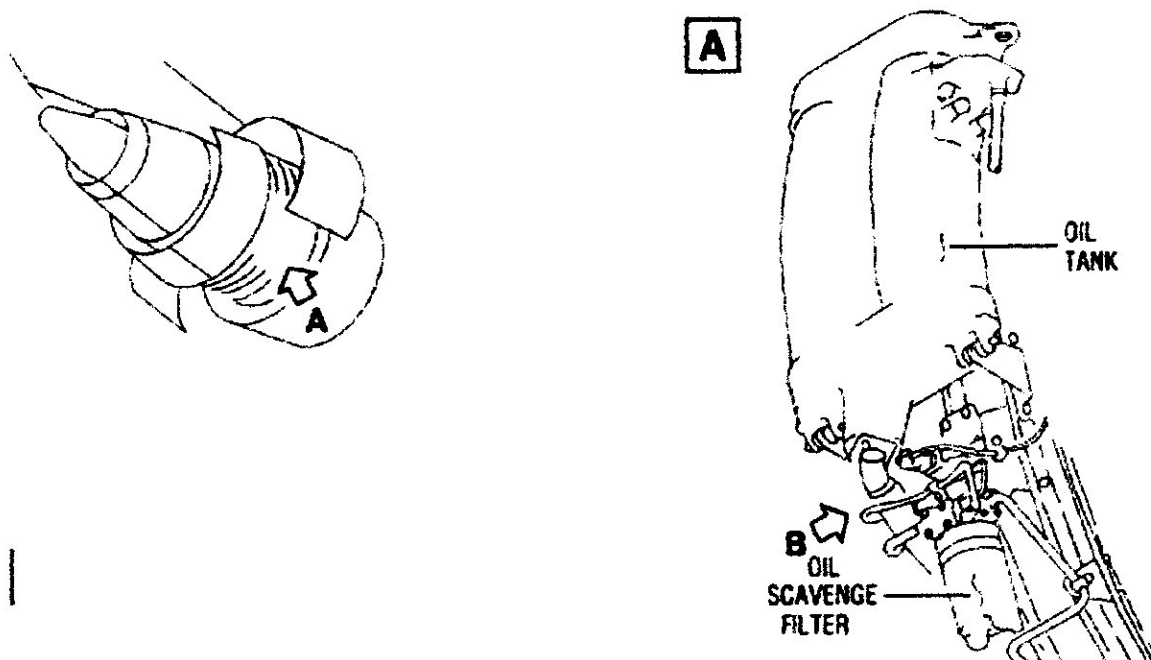


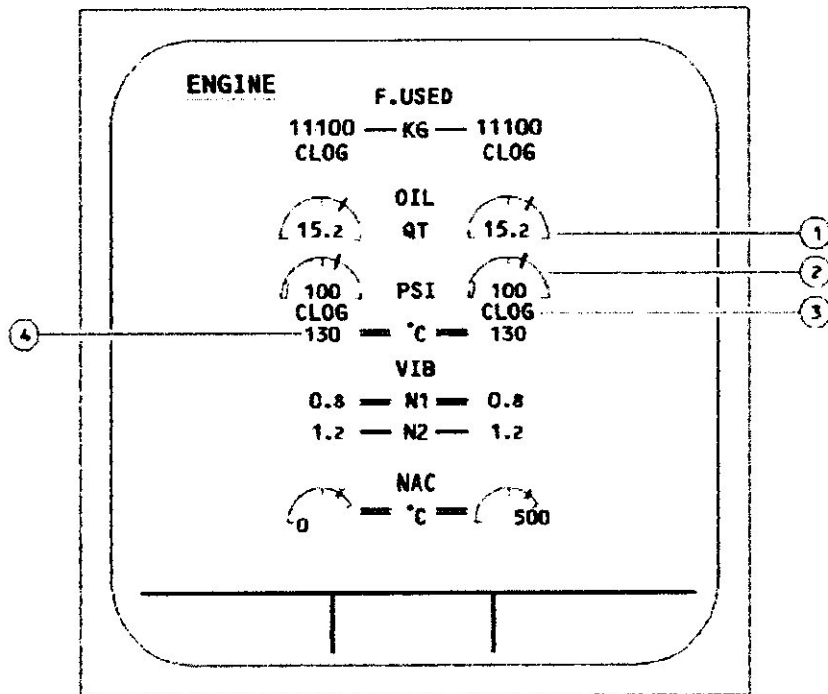
Figure (II.1.2.2.5) : Le filtre de récupération.

3. L'indication : figure (II.1.2.3)

La surveillance et le suivi du circuit d'huile est effectué au moyen de :

- indications :
 - Quantité d'huile.
 - Pression d'huile.
 - Température d'huile.
 - Colmatage du filtre de récupération.
- Alarmes visuelles et sonores (lumière rouge clignotante)
 - Pression d'huile basse.
- Alarmes visuelles et sonores (lumière ambre régulière)
 - Température d'huile basse.
 - Température d'huile élevée.
 - Filtre de récupération colmaté.

Ces indications sont affichées sur l'écran **SD**.



- NOTE: ① OIL QUANTITY INDICATION (ANALOG AND DIGITAL)
 ② OIL PRESSURE INDICATION (ANALOG AND DIGITAL)
 ③ OIL FILTER CLOG INDICATION
 ④ OIL TEMPERATURE INDICATION

Figure (II.1.2.3) : Indication du système d'huile.

Le circuit d'huile est surveillé (suivi) par les capteurs suivants :

1. Un transmetteur de quantité d'huile.
2. Une sonde de température d'huile.
3. Deux transmetteurs de pression d'huile.
4. Un commutateur de basse pression.
5. Un commutateur de pression différentielle pour l'indication du colmatage du filtre.

II.1.2.3.1. Indication de la quantité d'huile : figure (II.1.2.3.1)

Le transmetteur de quantité d'huile est situé dans le réservoir d'huile. Il mesure la quantité d'huile et envoie un signal à travers l'ECU au système d'indication de l'avion.

Le transmetteur consiste en un flotteur, des commutateurs, des résistances qui une fois excités envoient un signal vers l'ECU.

Par la variation de la quantité d'huile, le flotteur cause la fermeture des commutateur, par deux aimants intégrés, à cette position ce qui va connecter une résistance dans le circuit. L'ECU utilise des valeurs de résistances connues pour déterminer la quantité d'huile correspondante.

Durant le fonctionnement normal du circuit, la quantité d'huile est indiquée en couleur verte sur l'écran SD par une indication digitale et une aiguille.

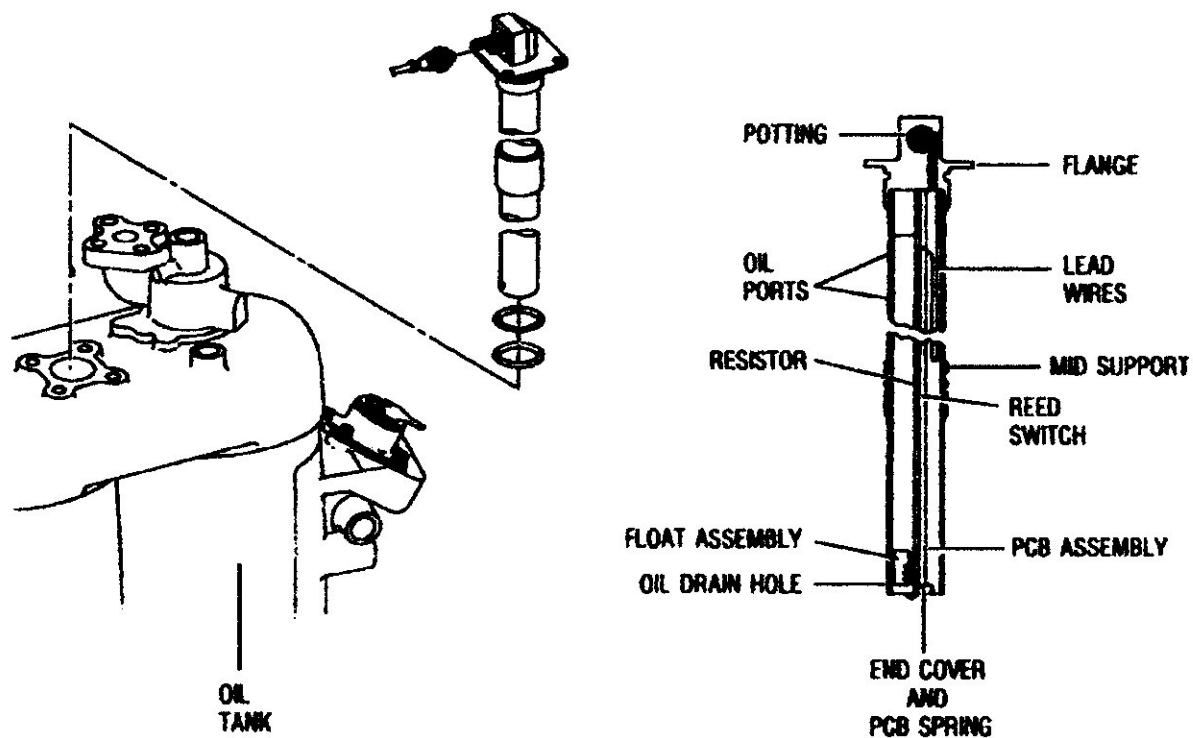


Figure (II.1.2.3.1) : Transmetteur de quantité d'huile.

II.1.2.3.2. L'indication de température d'huile : figure (II.1.2.3.2)

La sonde de température d'huile se situe dans le circuit de récupération. Elle est installée en aval du bloc pompes et en amont du détecteur magnétique principal.

La sonde envoie un signal analogique vers l'ECU qui le transforme en signal digital et le transmet vers le SD.

La sonde est un thermocouple, installé sur le circuit de récupération sur une bride de connexion avec la sonde plongée dans l'huile pour prendre la mesure de température.

Le principe de fonctionnement est basé sur les caractéristiques des métaux, avec notamment la résistance changeant avec la température.

Un fonctionnement moteur pour une température d'huile dépassant les 160 °C est limité à 15 minutes, tandis qu'un fonctionnement à 175 °C est interdit.

La température d'huile est affichée en couleur verte sur le SD, et en vert clignotant dès que la température dépasse 160 °C.

Quand la température dépasse les 160 °C pour plus de quinze minutes où excède les 175 °C :

- Les paramètres d'huile apparaissent en couleur ambre régulière.
- Le message d'avertissements suivant apparaît sur le EWD :

ENGINE 1 (2) OIL HI TEMP

Les recommandations suivantes au pilote :

- . Réduire la poussée du moteur au ralenti
- . Eteindre le moteur
- . L'alarme sonore se déclanche

Quand la température d'huile est au dessous de 10 °C, le moteur roulant au sol :

- Le message suivant apparaît sur le EWD :

ENGINE 1 (2) OIL LO TEMP

Les recommandations suivantes au pilote :

- . Réduire la poussée du moteur au ralenti
- . Retarder le décollage pour le réchauffage
- . L'alarme sonore se déclanche

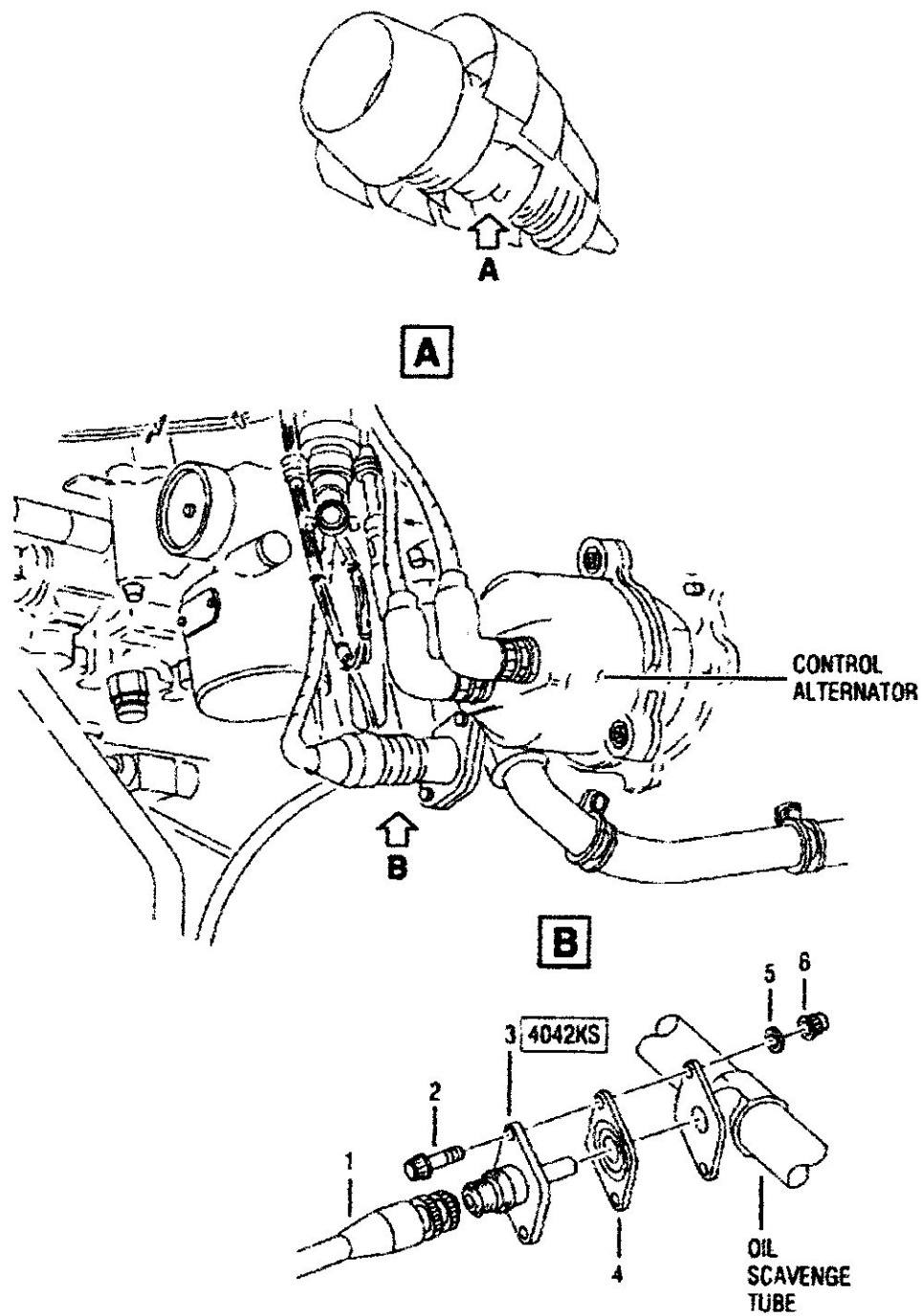


Figure (II.1.2.3.2) : Capteur de température d'huile.

II.1.2.3.3. L'indication de la pression d'huile :

Le capteur de pression d'huile mesure la pression d'huile, et envoie un signal analogique vers l'ECU qui le converti en un signal digital, et le transmet vers le système d'indication de l'avion. La valeur sera affichée sue l'écran SD.

Le capteur est installé sur la face avant du bloc pompes, et existe en redondance.

Le transmetteur de pression d'huile donne une pression différentielle entre la pression de refoulement et une pression de référence dans l'AGB.

L'indication digital et par aiguille est en couleur verte régulière en temps de fonctionnement normal. Si la pression baisse au dessous de 10 PSI, les indicateurs s'affichent en couleur rouge régulière

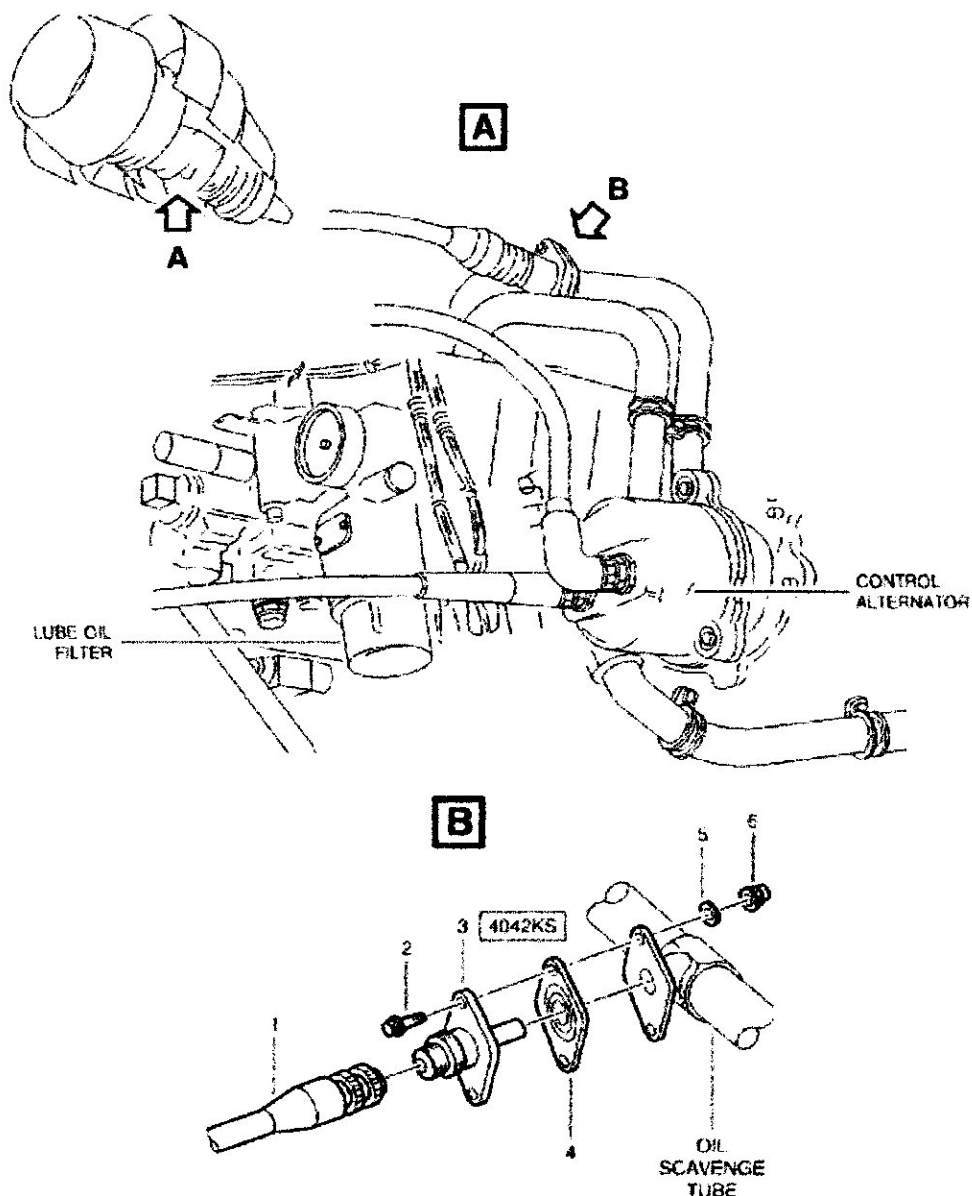


Figure (II.1.2.3.3) : Capteur de pression d'huile.

II.1.2.3.4. L'indication de la basse pression (low oil pressure warning) : (figure II.1.2.3.4)

Quand la pression d'huile est faible, le commutateur de basse pression (low oil pressure switch) envoie un signal pour le système d'indication et d'alarme.

Ce commutateur est installé sur le coté avant du bloc pompes.

Le commutateur se déclenche à **11 PSI** causant une indication de basse pression au cockpit.

Le principe de fonctionnement du commutateur est un soufflet dont le mouvement contrôlé par un anneau ressort de type Belleville. Durant l'application d'une pression différentielle entre les deux portes de basse et haute pression, le soufflet exerce une pression sur l'anneau ressort et ce mouvement va désactiver un pôle du commutateur ainsi l'indication ne sera pas affichée.

Dés que la différence de pression, représentant la condition de basse pression, entre la porte de haute pression et celle de basse pression diminue, l'anneau ressort va pousser le soufflet à retourner dans sa position non pressurisée et enclenche le commutateur.

Quand la pression baisse en dessous de **10 PSI**, le commutateur se ferme. Après **30** secondes on aura les résultats suivants :

- Les indication digitale et aiguille de la pression d'huile seront affichées en rouge sur le SD.

Le message d'avertissement suivant apparaît sur le **EWD** :

ENG 1(2) LO OIL PR

Les recommandations suivantes seront données au pilote :

- Vérifier si la pression d'huile est au dessous de 10 PSI, si c'est le cas :
 - . Réduire la poussée du moteur au ralenti
 - . Eteindre le moteur
- L'alarme sonore se déclenche

Quand la pression d'huile augmente à **15 PSI**, le commutateur s'ouvre.

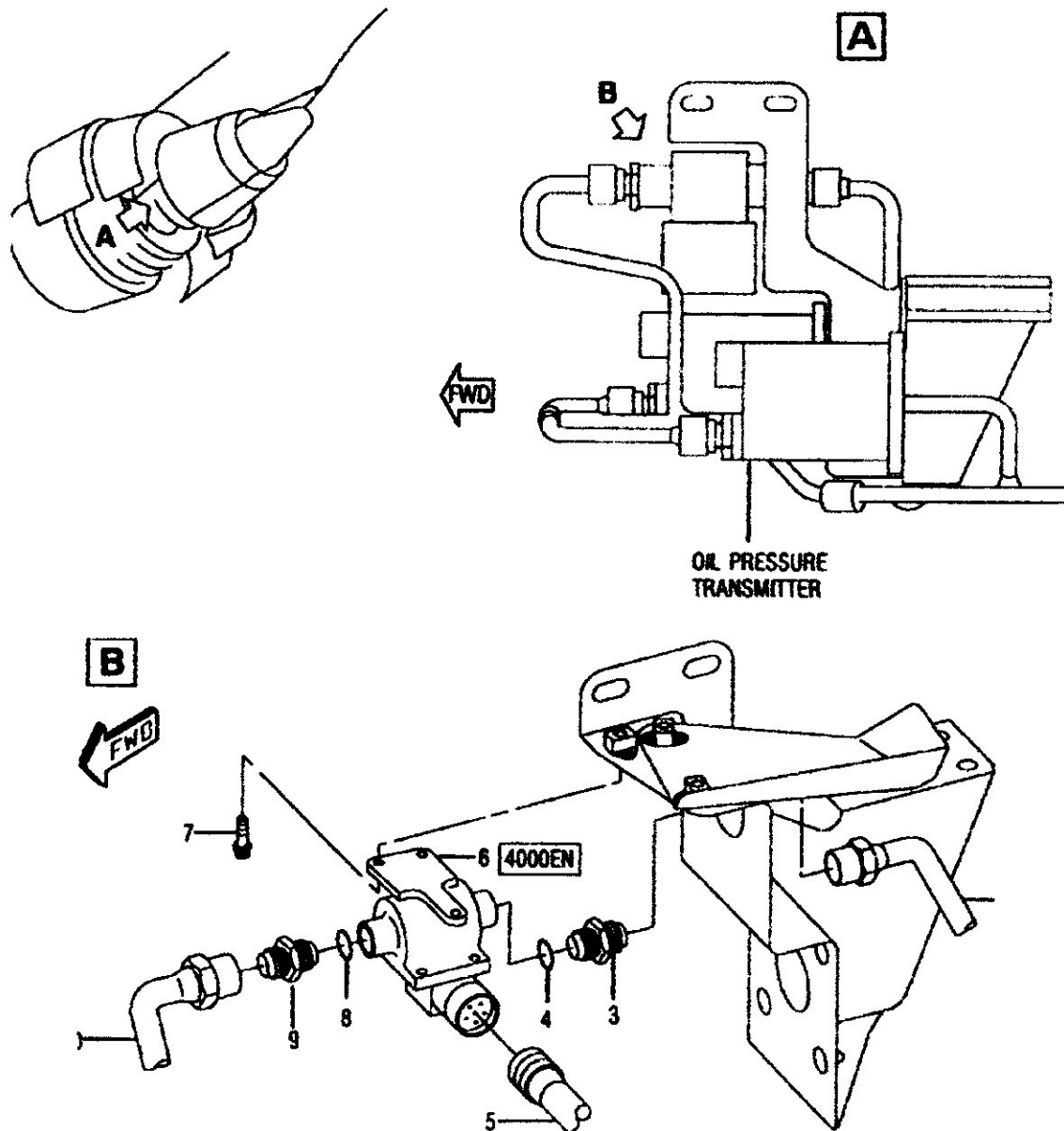


Figure (II.1.2.3.4) : Indicateur de basse pression.

II.1.2.3.5. Indication de colmatage du filtre à l'huile :

Le commutateur de pression différentielle du filtre de récupération mesure la pression de ce dernier, et envoie un signal au système d'indication de l'avion à travers l'ECU qui le transforme en un signal digital pour l'afficher sur le SD.

Le commutateur produit un signal d'indication dès que le filtre sera by-passé .

Quand la différence de pression augmente au dessus de 29 PSI, ceci dû à la concentration des particules dans le filtre, le commutateur se ferme indiquant le déclenchement du by-pass.

Le commutateur se ferme dès que la différence de pression descend au dessous de 22 PSI.

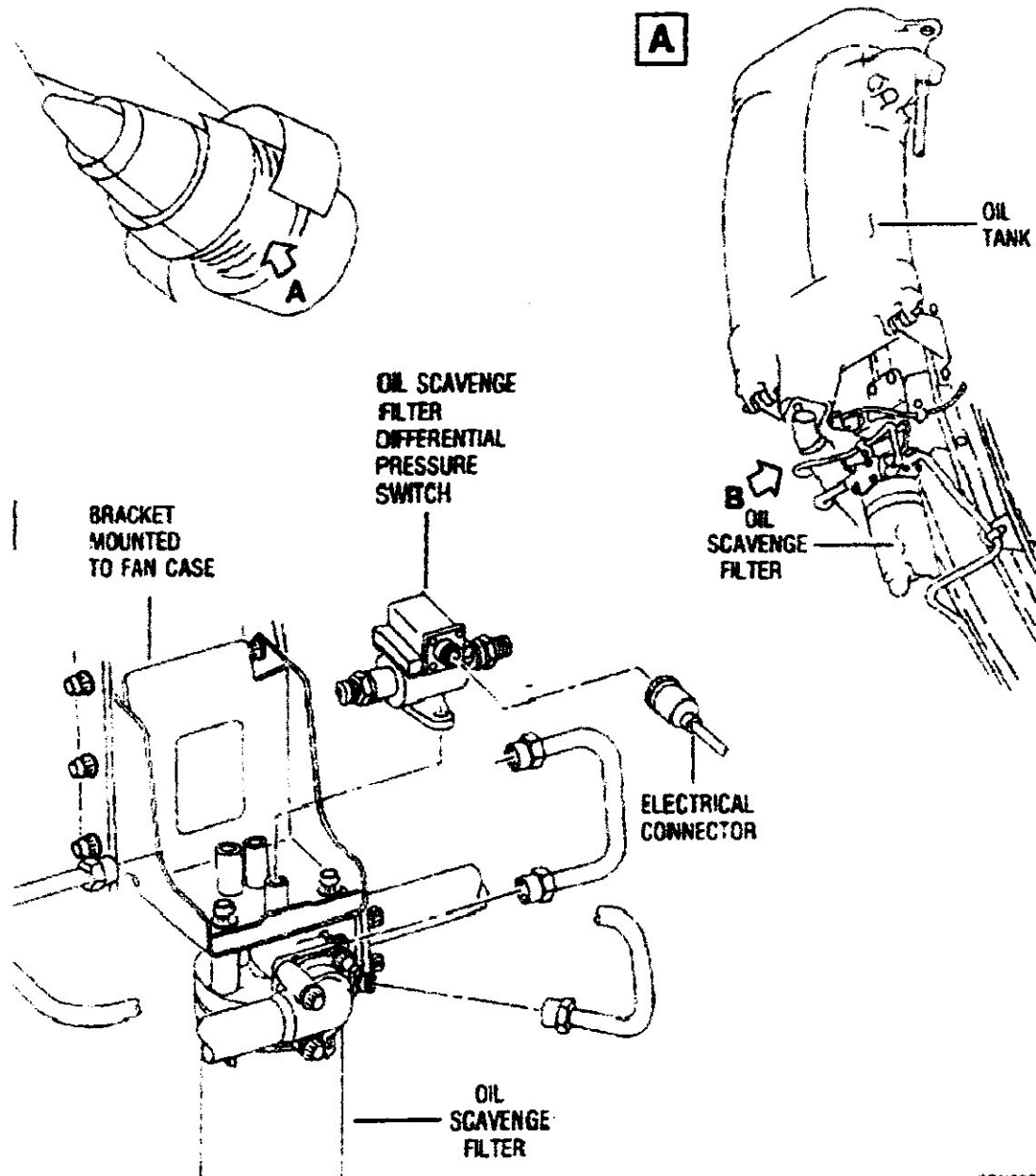


Figure (II.1.2.3.5) : Indicateur de colmatage du filtre.

Pendant un fonctionnement normal du moteur, aucune indication n'est affichée. Dès que la différence de pression dans le filtre dépasse **29 PSI**, le commutateur se ferme causant ceci :

- L'indication **CLOG** est affichée en couleur ambre en dessous de l'indication de la pression d'huile sur le **SD**.

- Le message d'avertissement suivant apparaît en couleur ambre sur le **EWD** :

ENG 1(2) OIL FILTER CLOG

Les recommandations suivantes seront données au pilote :

. Réduire la poussée du moteur au ralenti.

. Eteindre le moteur si l'indication persiste après la remise de la manette à gaz au ralenti.

- L'alarme sonore se déclenche.

II.2. Le circuit carburant :

Le système carburant du moteur fournit le débit de carburant requis pour produire la puissance du moteur.

II.2.1. Rôle du circuit :

Le circuit carburant a pour rôle :

- L'alimentation des trente (30) injecteurs de la chambre de combustion.
- L'alimentation des deux (2) vérins de la vanne de décharge.
- L'alimentation des deux (2) vérins des stators à calage variable.
- L'alimentation des deux (2) dispositifs de refroidissement des turbines haute et basse pression.
- Le refroidissement de l'huile de graissage moteur ainsi que celui de graissage de l'alternateur (IDG).
- L'alimentation du doseur carburant le FMV

II.2.2. Composition du circuit :

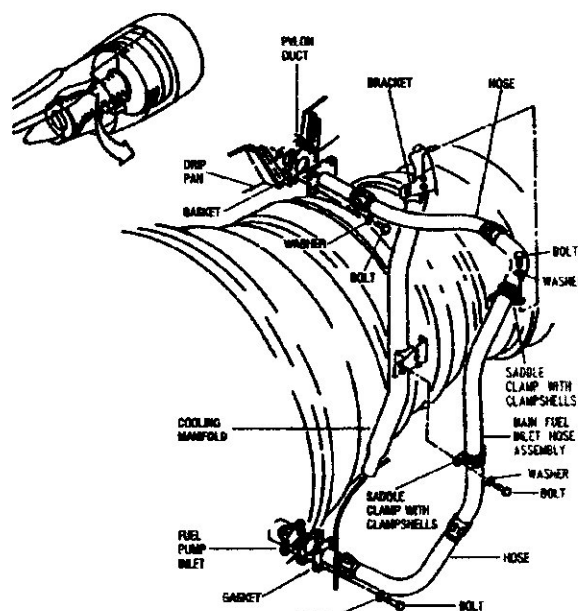
Le circuit carburant se compose des éléments suivants :

II.2.2.1. La pipe d'approvisionnement en carburant (Fuel Supply Pipe) :

La pipe est mise de manière circonférentielle tout autour du côté droit de chaque moteur.

La pipe se tend du pilon de la nacelle jusqu'à l'entrée de la pompe carburant.

La pipe permet d'admettre le carburant jusque dans la pompe carburant.



II.2. Le circuit carburant :

Le système carburant du moteur fournit le débit de carburant requis pour produire la puissance du moteur.

II.2.1. Rôle du circuit :

Le circuit carburant a pour rôle :

- L'alimentation des trente (30) injecteurs de la chambre de combustion.
- L'alimentation des deux (2) vérins de la vanne de décharge.
- L'alimentation des deux (2) vérins des stators à calage variable.
- L'alimentation des deux (2) de refroidissement des turbines haute et basse pression.
- Le refroidissement de l'huile de graissage moteur ainsi que celui de graissage de l'alternateur (IDG).
- L'alimentation du circuit d'asservissement et de contrôle de l'HMU.

II.2.2. Composition du circuit :

Le circuit carburant se compose des éléments suivants :

II.2.2.1. La pipe d'approvisionnement en carburant (Fuel Supply Pipe) :

La pipe est mise de manière circconférentielle tout autour du coté droit de chaque moteur.

La pipe se tend du pylon de la nacelle jusqu'à l'entrée de la pompe carburant.

La pipe permet d'admettre le carburant jusque dans la pompe carburant.

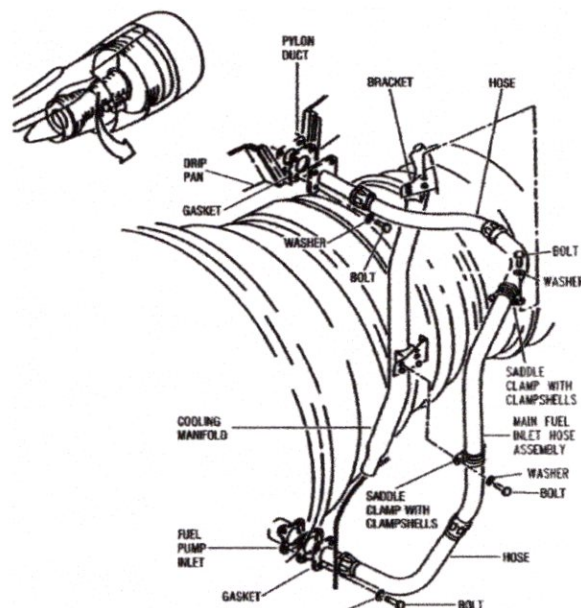


Figure (II.2.2 .1) : Le pipe d'approvisionnement :

II.2.2.2. Une pompe carburant haute pression :

La pompe carburant haute pression est une pompe à (2) deux étages dont le premier est une pompe centrifuge qui permet de gaver la seconde pour éviter le phénomène de cavitation. Le second est une pompe à engrenages qui permet d'augmenter la pression du carburant.

La pompe carburant est entraînée par la boîte d'entraînement des accessoires, elle montée à la partie arrière de cette dernière à la position 5 :00.

La pompe carburant est conçue pour fournir le débit et la pression requis pour la combustion, ainsi que le débit nécessaire pour tous les systèmes contrôlés par asservissement.

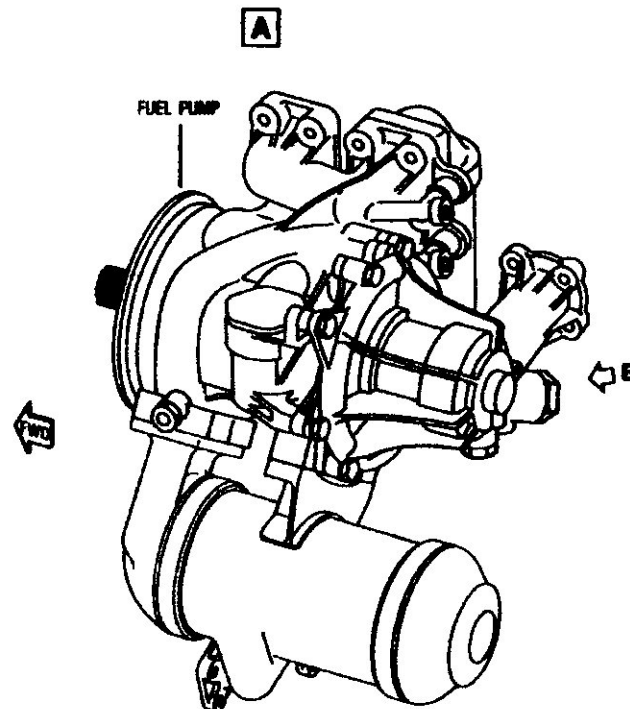


Figure (II.2.2.2) : La pompe carburant (fuel pump)

II.2.2.3. Un échangeur de chaleur huile carburant :

L'échangeur thermique est conçu pour refroidir l'huile de lubrification du moteur durant tout le fonctionnement du moteur, et de réchauffer le carburant moteur pour éviter le givre.

L'échangeur thermique est monté directement sur la pompe carburant.

L'échangeur est équipé d'une valve de by-pass pour l'huile, qui commence à s'ouvrir pour une pression supérieure à 85 PSI et est complètement ouverte à 120 PSI. Cette valve est nécessaire pour les démarrages à froid lorsque la baisse de pression de l'échangeur est élevée, ceci dû à la viscosité élevée de l'huile.

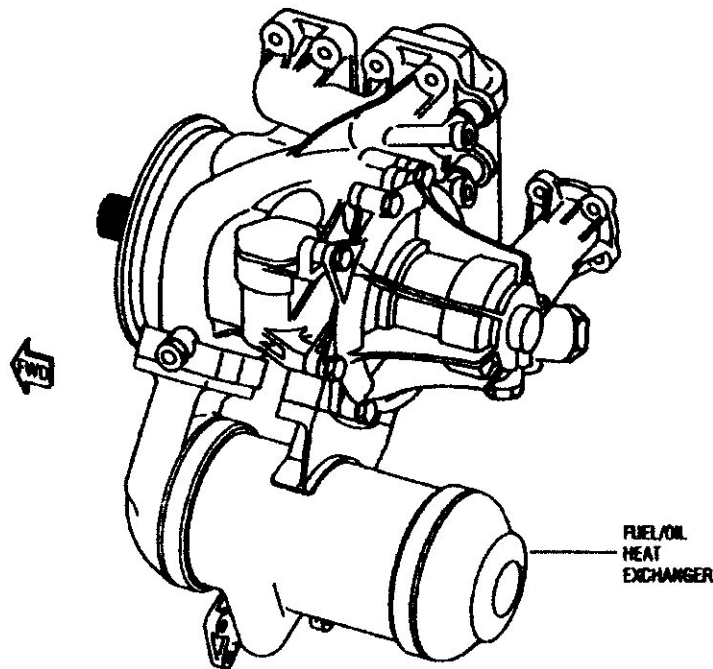


Figure (II.2.2.3) : L'échangeur de chaleur carburant/huile (fuel/oil heat exchanger)

II.2.2.4. Le filtre principal carburant :

Le filtre principal est monté directement sur le coté droit de la pompe carburant.

Le filtre principal reçoit les débris ou impuretés sortants de la pompe, et permet ainsi de protéger les éléments du circuit et tout le circuit de la contamination.

Le filtre est équipé d'une valve de by-pass qui s'ouvre en cas de surpression, elle commence à s'ouvrir pour une pression de 64 PSI et s'ouvre complètement à 95 PSI.

En cas de colmatage du filtre, une indication digitale (CLOG) apparaît en couleur ombre sur l'afficheur SD dans le cockpit, puis l'alarme visuelle (ENG1(2) FUEL FILTER CLOGGED) est affichée dans l'écran EWD, enfin, l'alarme sonore se déclenche.

SD : l'écran inférieur central.

EWD : l'écran supérieur central.

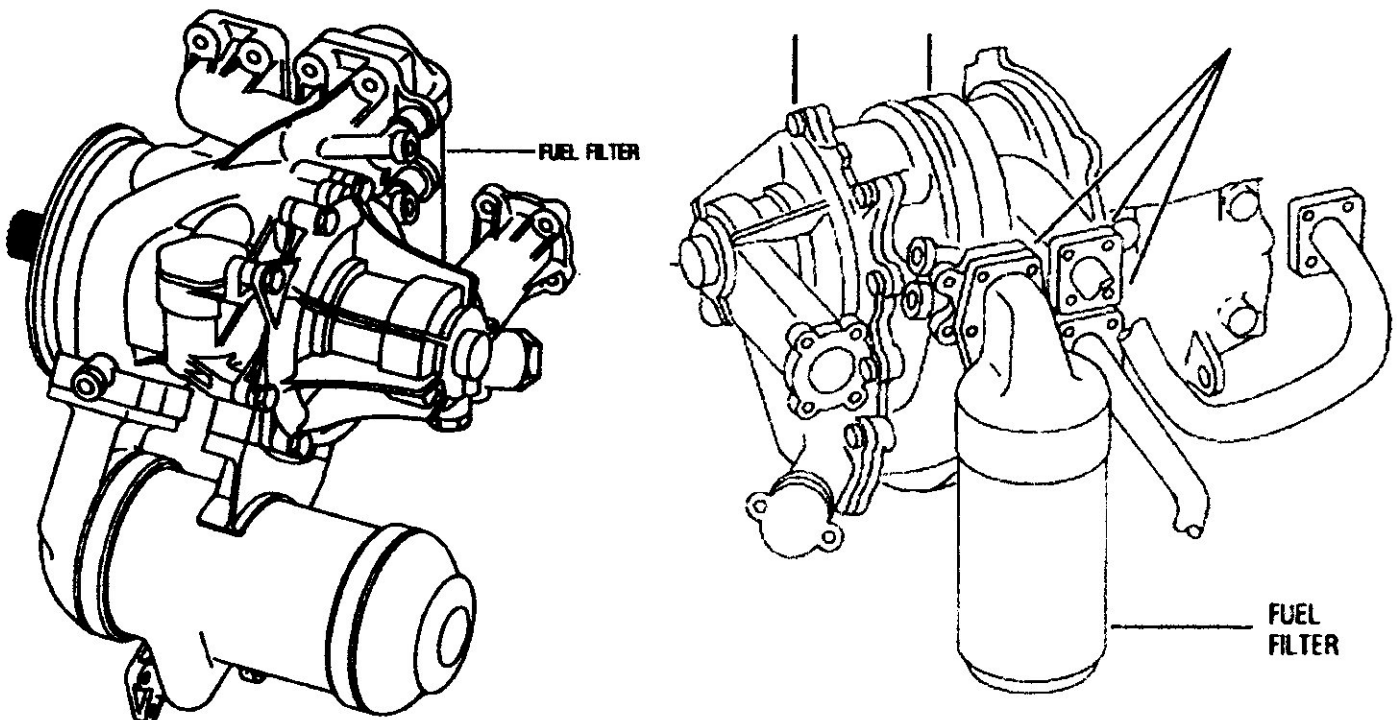


Figure (II.2.2.4) : Le filtre carburant

II.2.2.5. Le réchauffeur servo fuel :

Le réchauffeur est monté sur le coté droit de la boîte d'entraînement des accessoires moteur.

Le réchauffeur servi carburant utilise l'huile de graissage pour réchauffer le carburant d'asservissement entrant dans l'HEMU, ainsi, les mécanismes de contrôle dans le régulateur principal de carburant (HEMU) sont protégés du givre. Le réchauffeur est équipé d'une valve by-pass commençant à s'ouvrir pour une pression de 60 et est complètement ouverte à 110 PSI.

Le réchauffeur contient aussi une valve by-pass thermique. Cette valve commence à décharger le carburant du réchauffeur et fait dévier l'huile autour de lui dès que la température excède 65,5 °C. Cette fonction permet d'éviter le phénomène de cokéfaction dans le réchauffeur et l'HEMU aux températures de fonctionnement élevées.

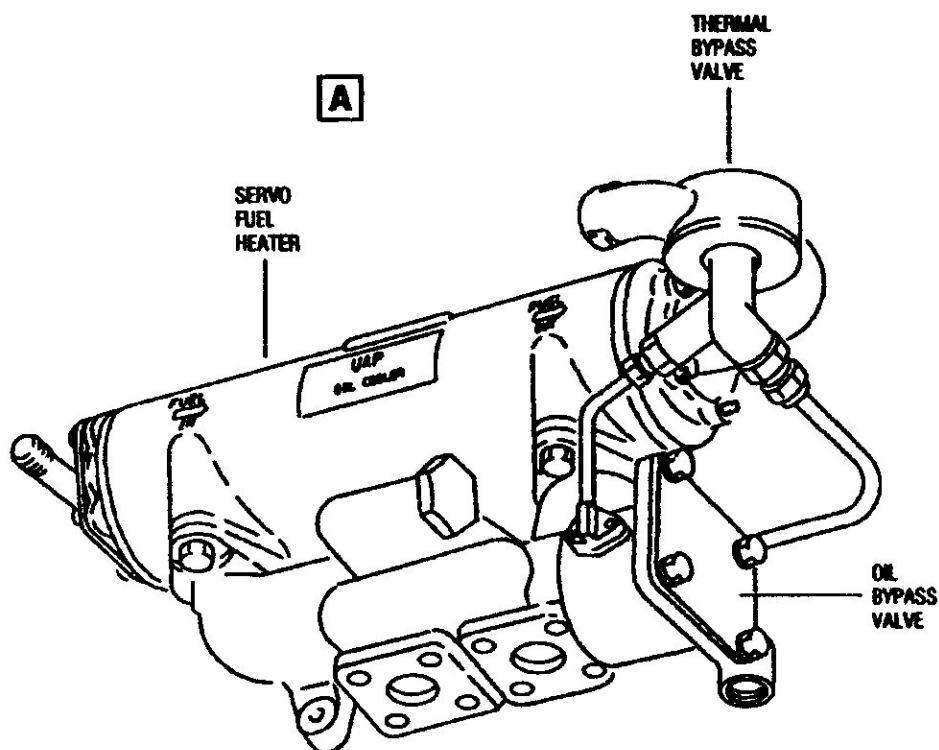


Figure (II.2.2.5) : Le réchauffeur srvo fuel (servo fuel heater)

II.2.2.6. Le régulateur principal carburant (Hydromecanical unit) :

Le régulateur est boulonné sur le côté avant de la boîte d'entraînement des accessoires .Le régulateur est conçu pour assurer la régulation du carburant durant toutes les phases moteurs, ainsi que l'alimentation des électro-hydraulique servovalves.

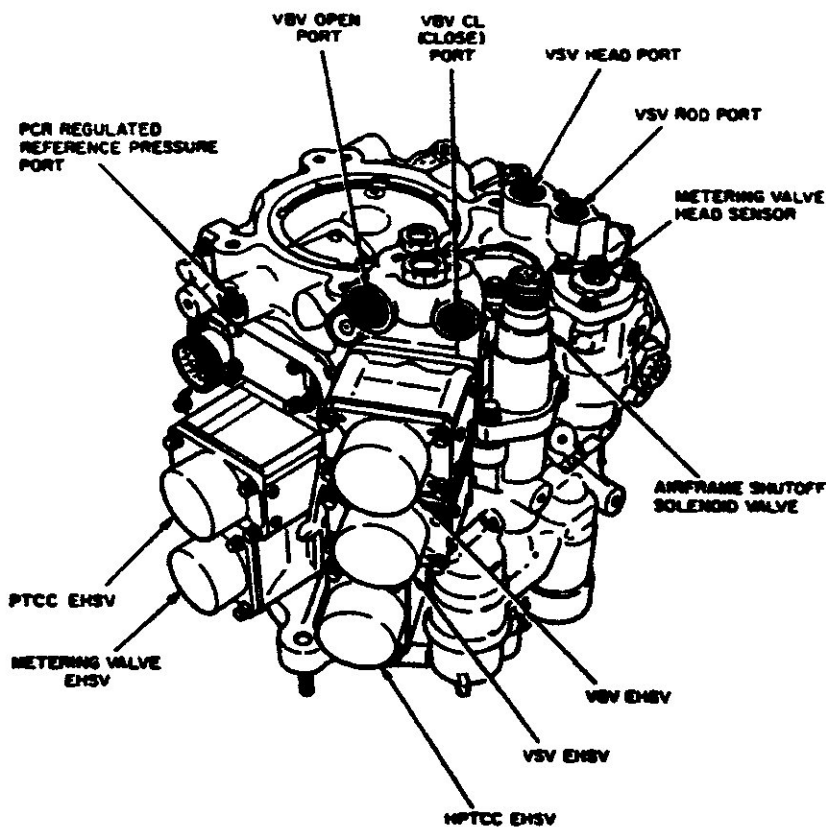


Figure (II.2.2.6) : L'unité hydromécanique, ou le régulateur principal carburant

II.2.2.7. Le débitmètre :

Le rôle du débitmètre est de mesurer la quantité de carburant dosé qui passe vers les injecteurs.

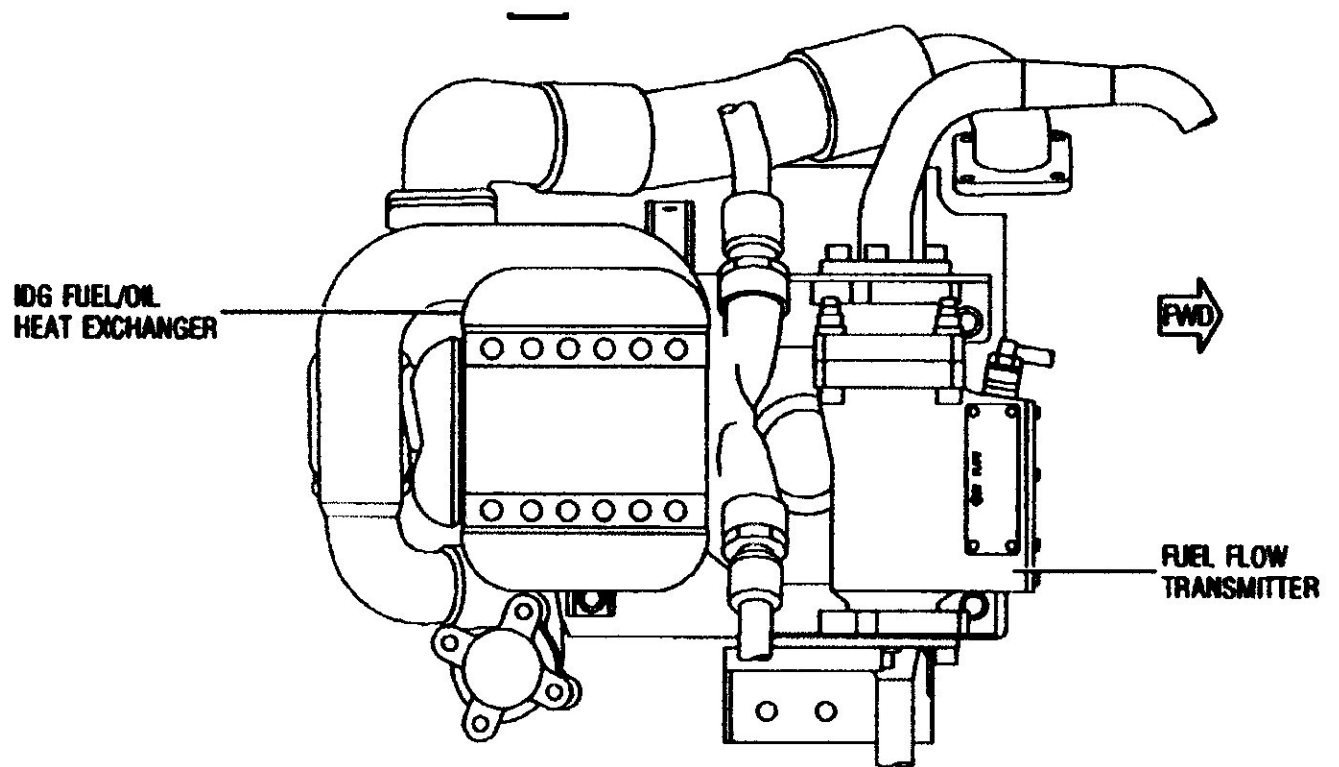


Figure (II.2.2.7) : Débitmètre (fuel flow transmitter)

II.2.2.8. Le capteur de température carburant :

Le capteur est de type thermocouple, il permet de mesurer la température du carburant. Le capteur est connecté au canal **B** de l'ECU seulement.

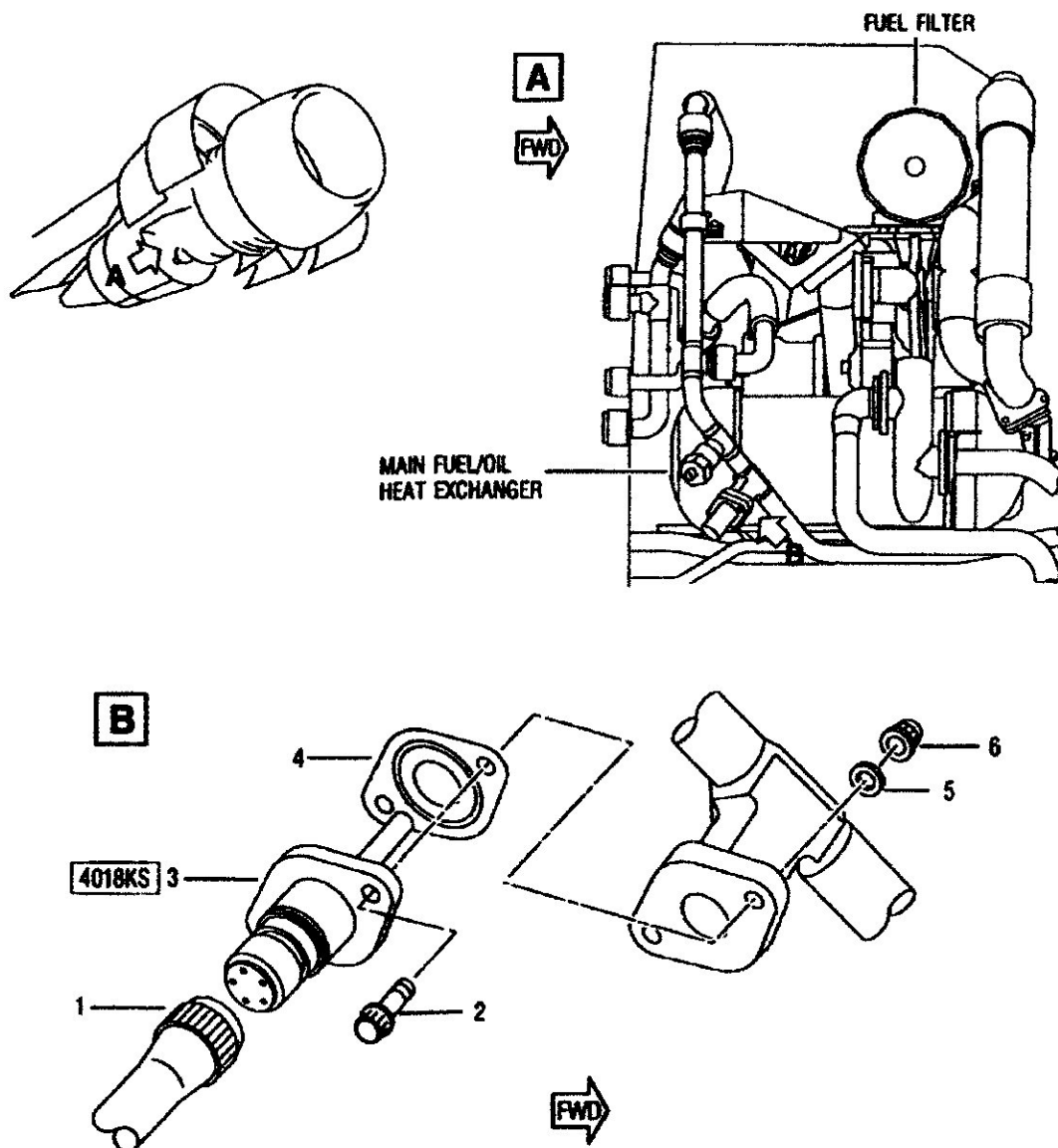


Figure (II.2.2.8) : Capteur de température carburant (temperature sensor)

II.2.2.9. Le collecteur carburant :

Le collecteur consiste en deux bagues de 360° chacune. Le collecteur fait parvenir le carburant aux injecteurs. Chacune des bagues alimente (15) injecteurs.

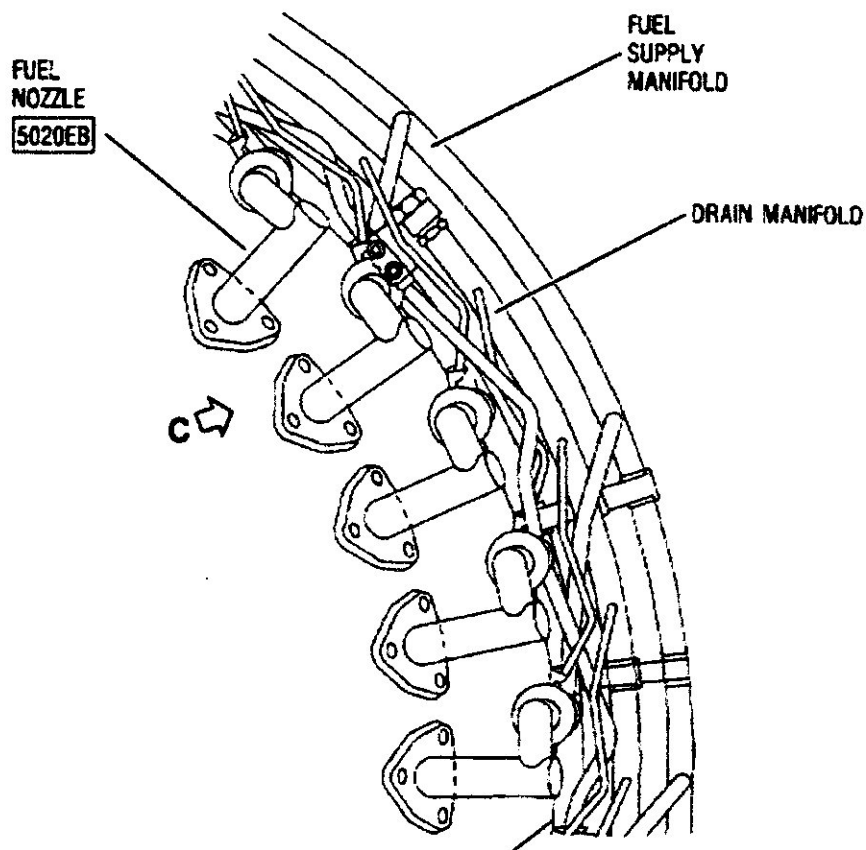


Figure (II.2.2.9) : Le collecteur carburant (fuel manifold)

II.2.2.10. Les injecteurs :

Les injecteurs sont au nombre de (30), de type duplex ayant un écoulement primaire et un secondaire.

L'écoulement primaire est un circuit à faible débit, à pulvérisation par bout. Ce dernier fournit le carburant durant la séquence de démarrage et l'accélération au ralenti. L'écoulement secondaire vient appuyer le premier pour fournir haut débit aux régimes moteur élevés. Le secondaire s'ouvre pour un ΔP de 260 PSI aux injecteurs.

Deux (2) des injecteurs sont des injecteurs pilotes spéciaux qui fournissent un débit plus élevé que le primaire normal. Ces deux derniers permettent le maintien de la flamme, et sa ré propagation après une décélération, comme ils permettent de prévenir d'éventuelles extinctions.

Une valve de contrôle(CHEK VALVE) est installée à l'entrée de chaque injecteur pour bloquer l'arrivée du carburant lors de l'arrêt du moteur, ainsi, le collecteur ne pourra pas vidanger son contenu durant l'arrêt, et restera chargé en carburant.

Les injecteurs doivent contribuer à un bon niveau d'émission pour la combustion, a un démarrage optimal, à la possibilité de réallumage à altitude, ainsi qu'au maintien de la flamme pour éviter l'extinction lors des décélération.

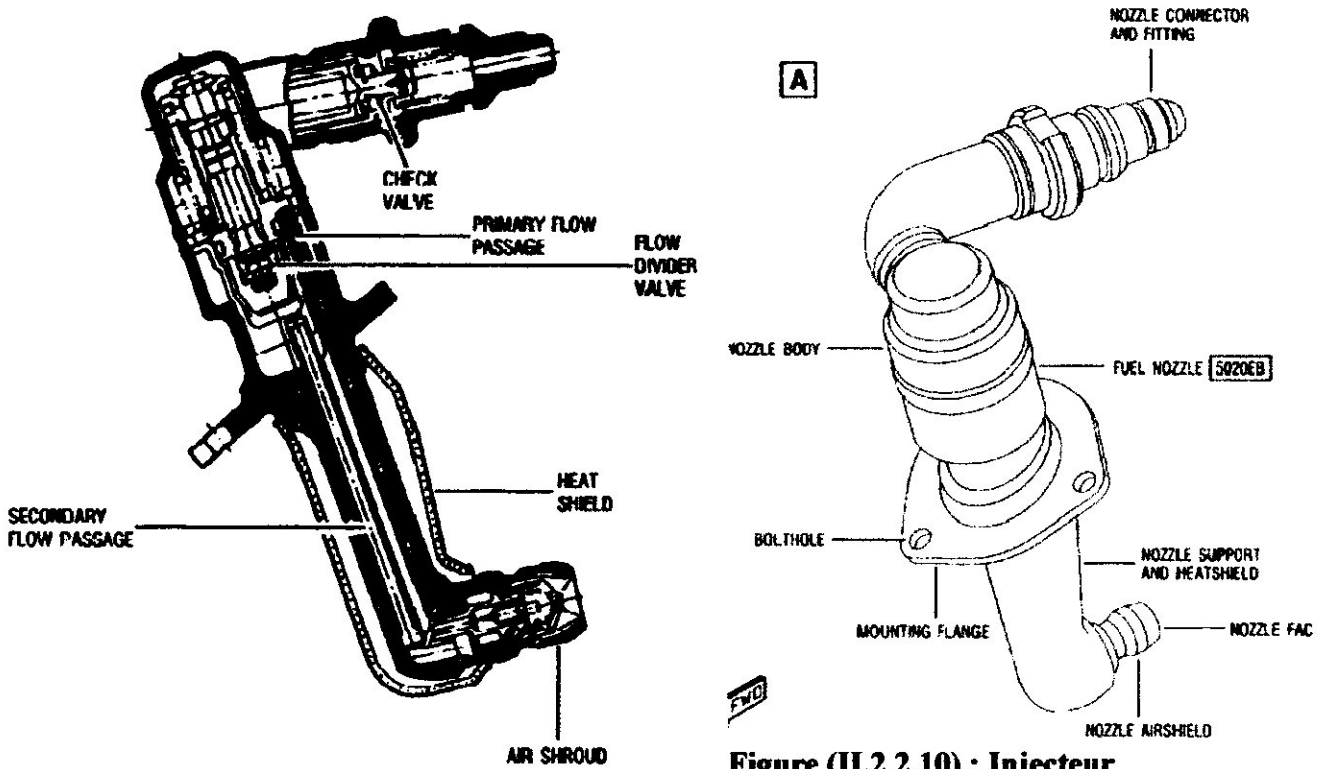


Figure (II.2.2.10) : Injecteur (fuel nozzle)

II.2.2.1.1. La valve de drainage de la chambre de combustion :

La valve de drainage de la chambre de combustion est un reniflard à ressort. Quand le moteur est au ralenti, ou à un régime supérieur au ralenti, la pression sera suffisante pour garder la valve fermée, cependant, dès que le moteur passe à un régime au dessous du ralenti pour aller à l'arrêt, la pression diminue, ainsi, la valve s'ouvre pour vidanger la chambre et évacuer le carburant non brûlé.

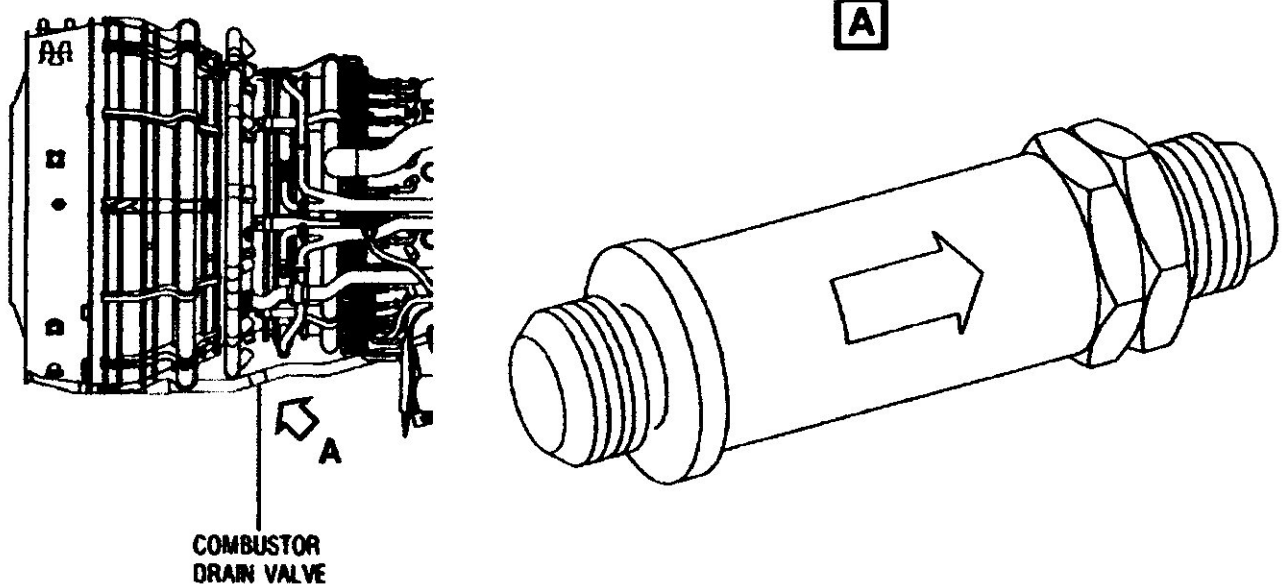
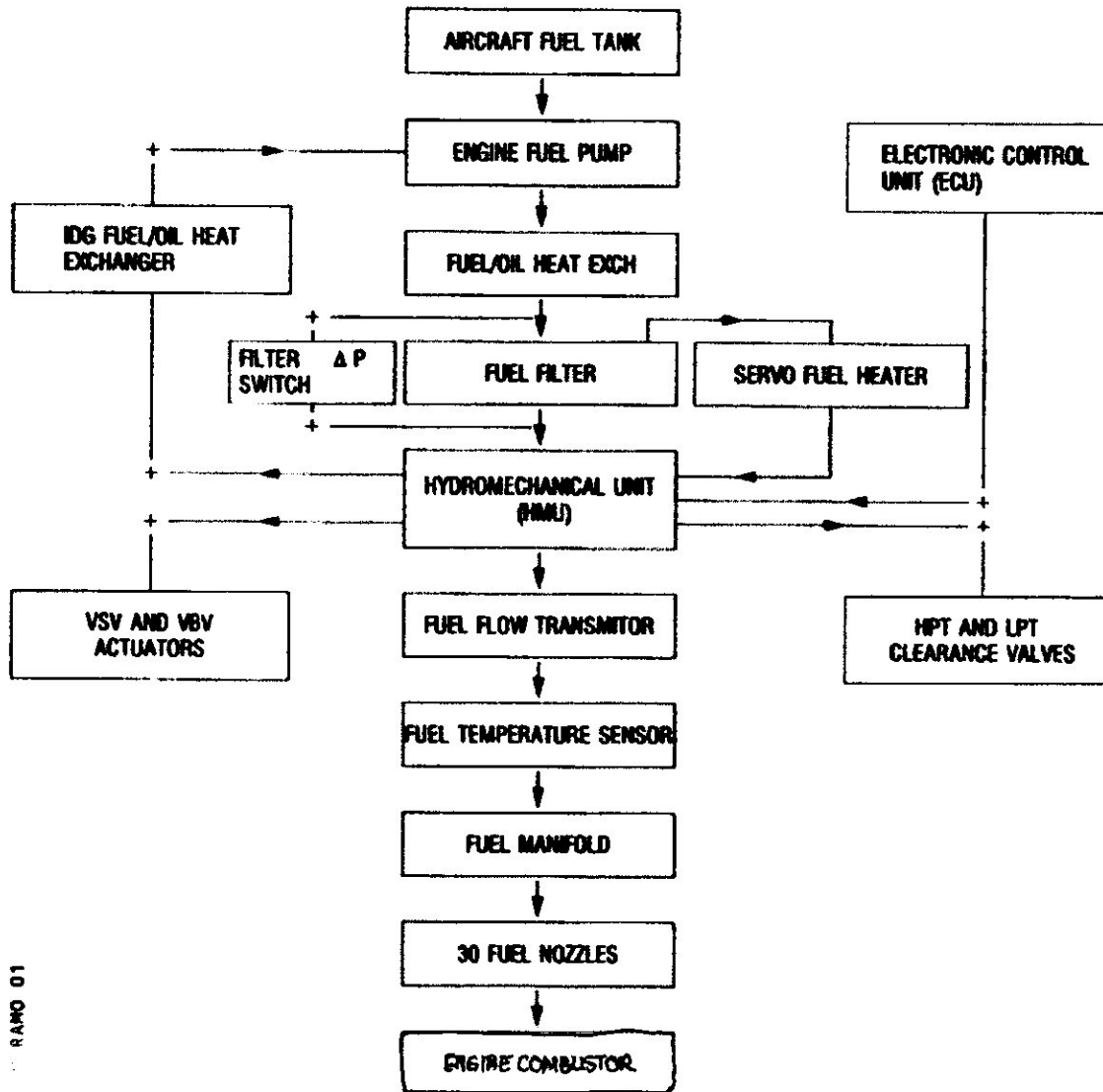


Figure (II.2.2.11) : Valve de drainage de la chambre de combustion (combustor drain valve)

II.2.3. Fonctionnement de la distribution :

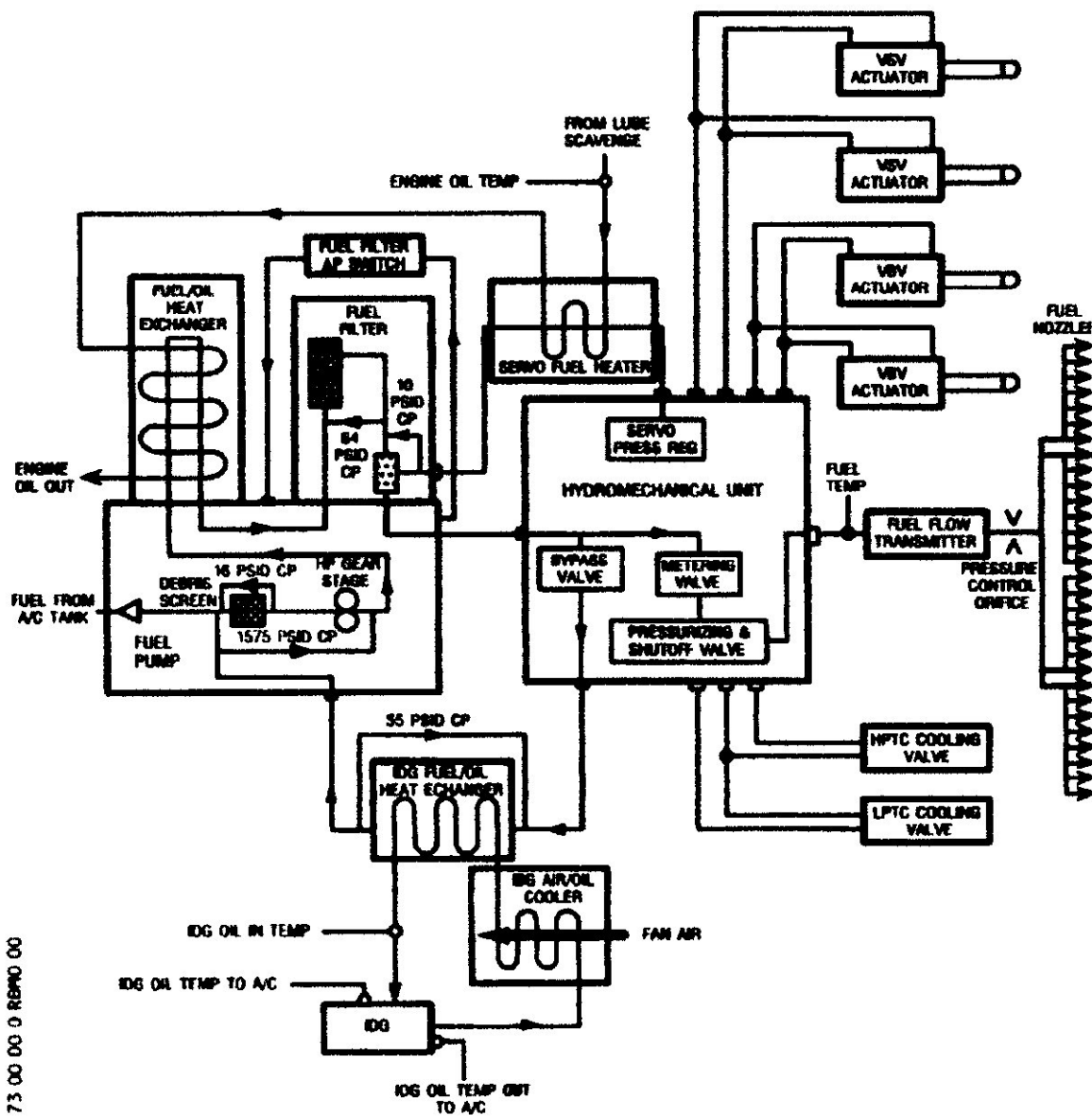
Le carburant puisé des réservoirs avion parvient dans le premier étage centrifuge de la pompe haute pression, puis, traverse un tamis avant de passer dans l'étage haute pression de type à engrenages de la pompe carburant. Le carburant passe par la suite à travers l'échangeur thermique et le filtre principal du carburant. Le filtre principal contient un élément filtrant qui filtre tout le carburant entrant dans la pompe, et un élément de rinçage qui va filtrer le carburant utilisé pour l'asservissement. Le carburant d'asservissement sortant du filtre principal à travers l'orifice d'alimentation du carburant d'asservissement, traverse le réchauffeur servo carburant pour ensuite entrer dans l'HEMU, ou il sera utilisé pour l'asservissement, quant au carburant non pris dans l'orifice d'alimentation, sortant par la voie principale, il se dirige vers le galet doseur de l'HEMU qui fournit le débit carburant requis pour la combustion, et bypassse le surplus pour l'acheminer entre les deux étages de la pompe carburant. Le carburant dosé, sortant de l'HEMU, va passer par le débitmètre, puis par le capteur de température avant d'entrer dans le collecteur de carburant. Ce dernier va distribuer le carburant vers les (30) injecteurs qui vont le pulvériser pour assurer un meilleur rendement de combustion. Le carburant bypassé de l'HEMU retourne entre les deux étages de la pompe carburant, et ce après être passé par l'échangeur de chaleur (huile / carburant) de l'IDG (**générateur d'entraînement intégré**) .



RAMO 01

Figure (II.2.3.a): Diagramme de fonctionnement du circuit carburant

→ S.



73 00 0 0 RBMD 00

Figure (II.2.3.b) : Schéma du circuit carburant

II.2.4. Le contrôle :

La commande principale du moteur est le système **FADEC**. Le système **FADEC** contrôle l'état d'équilibre du moteur et les différentes opérations moteur.

Pour performer la fonction de contrôle, le système **FADEC** reçoit des informations de différents capteurs (sondes).

Les différentes sondes du moteur :

- ✓ Sonde de vitesse **N1**.
- ✓ Sonde de vitesse **N2**.
- ✓ Sonde **T12**.
- ✓ Sonde **P25/T25**.
- ✓ Sonde **T3**.
- ✓ Thermocouple **EGT T49,5**.
- ✓ Sonde de température carburant.
- ✓ Sonde de température de l'huile de l'**IDG**.
- ✓ Position de la valve de dosage.
- ✓ Capteur de position du **VSV**.
- ✓ Capteur de position du **VBV**.
- ✓ Capteur de position du **HPTACC** et **LPTACC**.
- ✓ Sonde de pression en aval du compresseur **P3**.
- ✓ Pression ambiante **P0**.
- ✓ Pression statique à l'entrée du fan **P12**.

Le système **FADEC** fonctionne en interface avec les systèmes de contrôle de l'avion pour recevoir les paramètres suivants, utilisés pour contrôler le moteur :

- Contrôle de la position de la manette a gaz
- Altitude
- Nombre de **MACH**
- Température totale de l'air (**TAT**)
- Signal sur le poids des roues
- Température des câbles
- Statut des soutirages
- Signal anti-givres(**ON/OFF**)

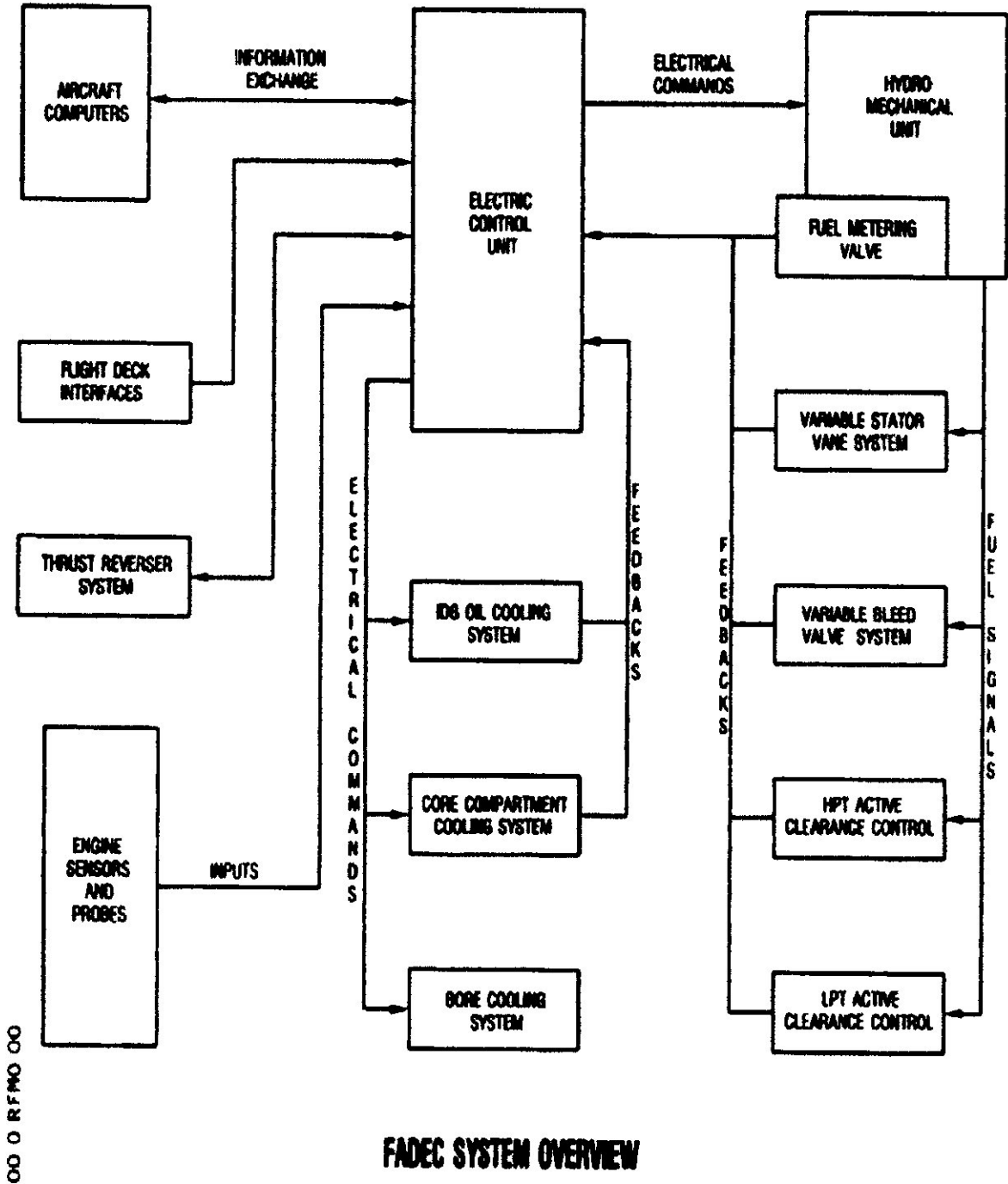


Figure (II.2.4) : Diagramme de fonctionnement du système FADEC

II.2.5.L'indication :

Le système de contrôle surveille et suit le circuit carburant et le moteur pour assurer un fonctionnement sain avec un rendement élevé. La surveillance permet de suivre l'état de santé du moteur, et l'indication de le montrer.

Le système carburant est suivi à partir des éléments suivants :

- L'écran d'indication moteur (Engine/Warning Display) **EWD**
- Le système d'affichage
- Les voyants et alarmes

L'indication couvre tous les paramètres moteurs à travers le système **FADEC**,

Les voyants et les alarmes reflètent :

- La santé du moteur et son statut à travers le système **FADEC**.
- La santé et statut du **FADEC**.
- L'état du filtre carburant.

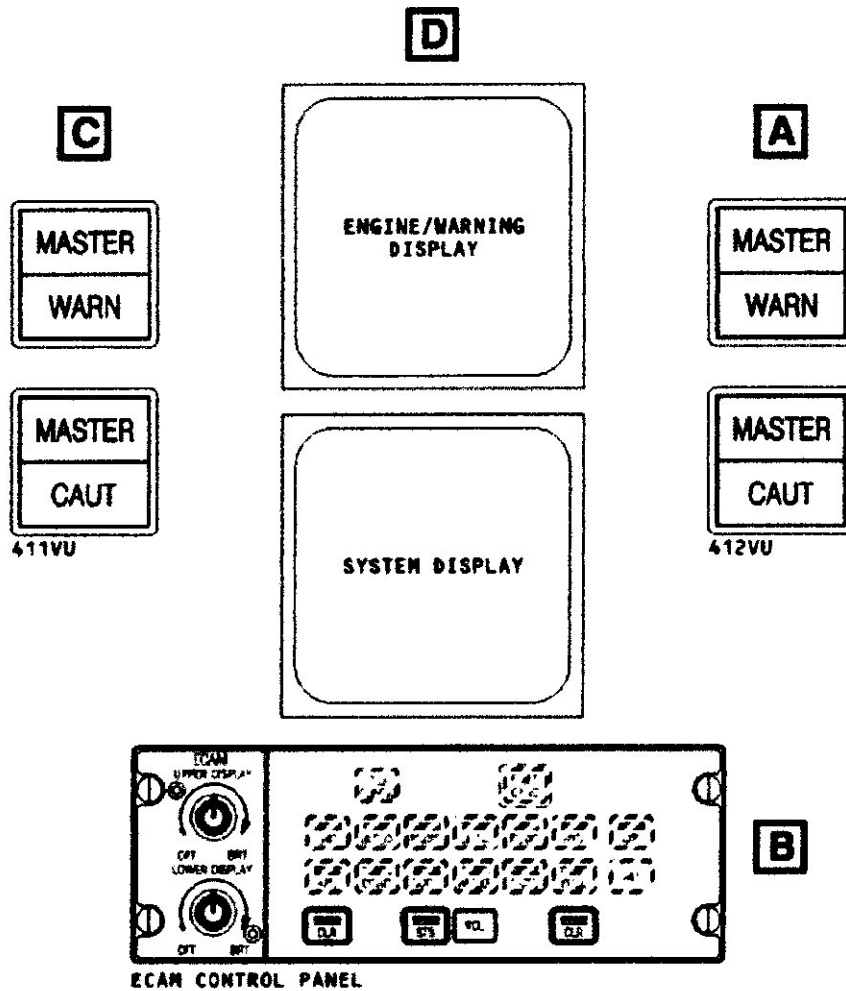


Figure (II.2.5) : Le système d'indication

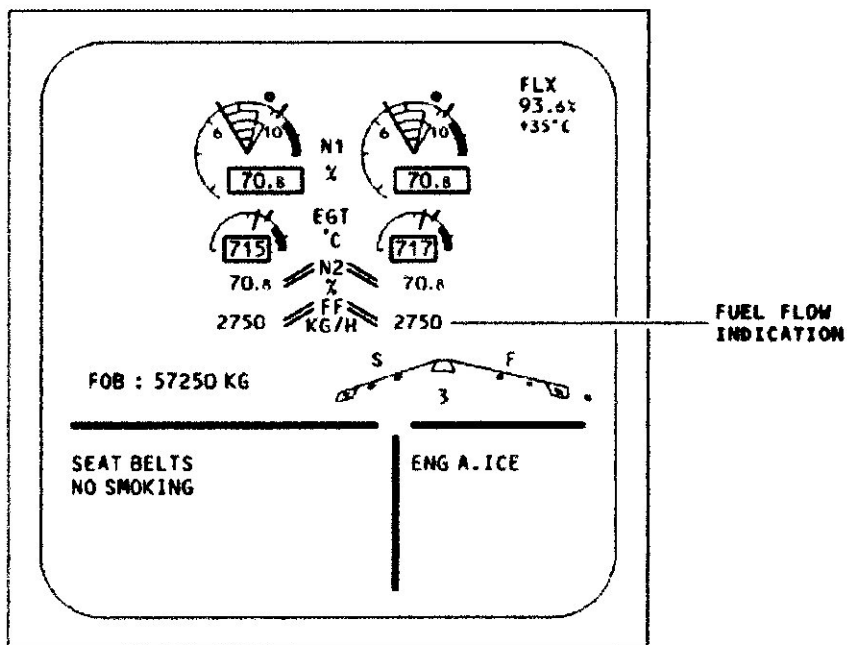


Figure (II.2.5.b) : L'écran EWD

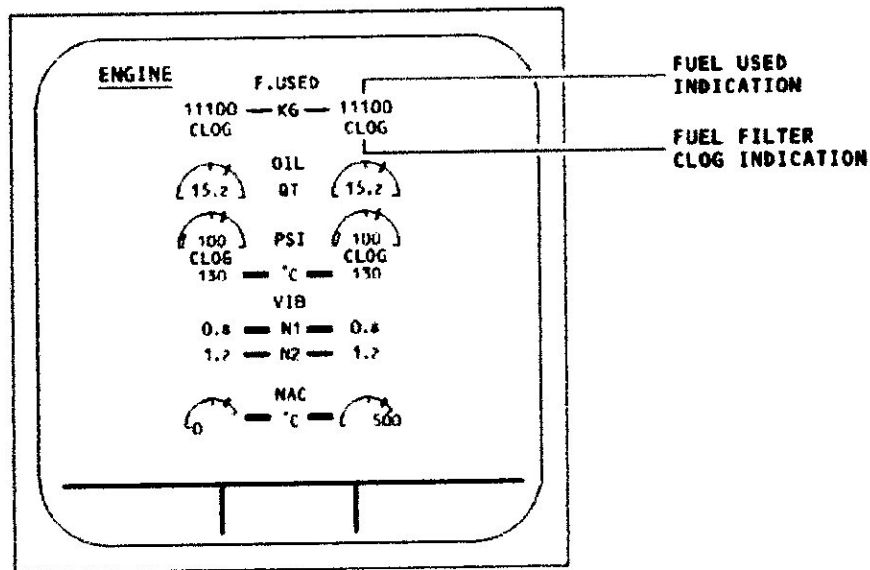


Figure (II.2.5.c) : L'écran SD

II. 3. Le circuit d'air :

Le circuit d'air est un ensemble sophistiqué de systèmes dont le refroidissement, le contrôle du compresseur, et l'indication.

L'ECU utilise plusieurs paramètres pour commander ces fonctions :

- **P0** la pression ambiante
- **PS3** pression statique à la décharge du CHP
- **PS12** pression statique à l'entrée du Fan
- Vitesses **N1** et **N2**
- **TLA** (ambiante), **T2** (à l'entrée du Fan), **T3** (à l'entrée de la chambre de combustion), **EGT** (des gaz d'échappement)

Et optionnellement pour la surveillance de la santé moteur :

- **PS14** pression statique à la décharge du Fan
- **P25** pression totale à l'entrée du CHP
- **P49** pression totale à l'entrée de la TBP

II.3.1. Les différents systèmes du circuit :

Les différents systèmes du circuit d'air sont :

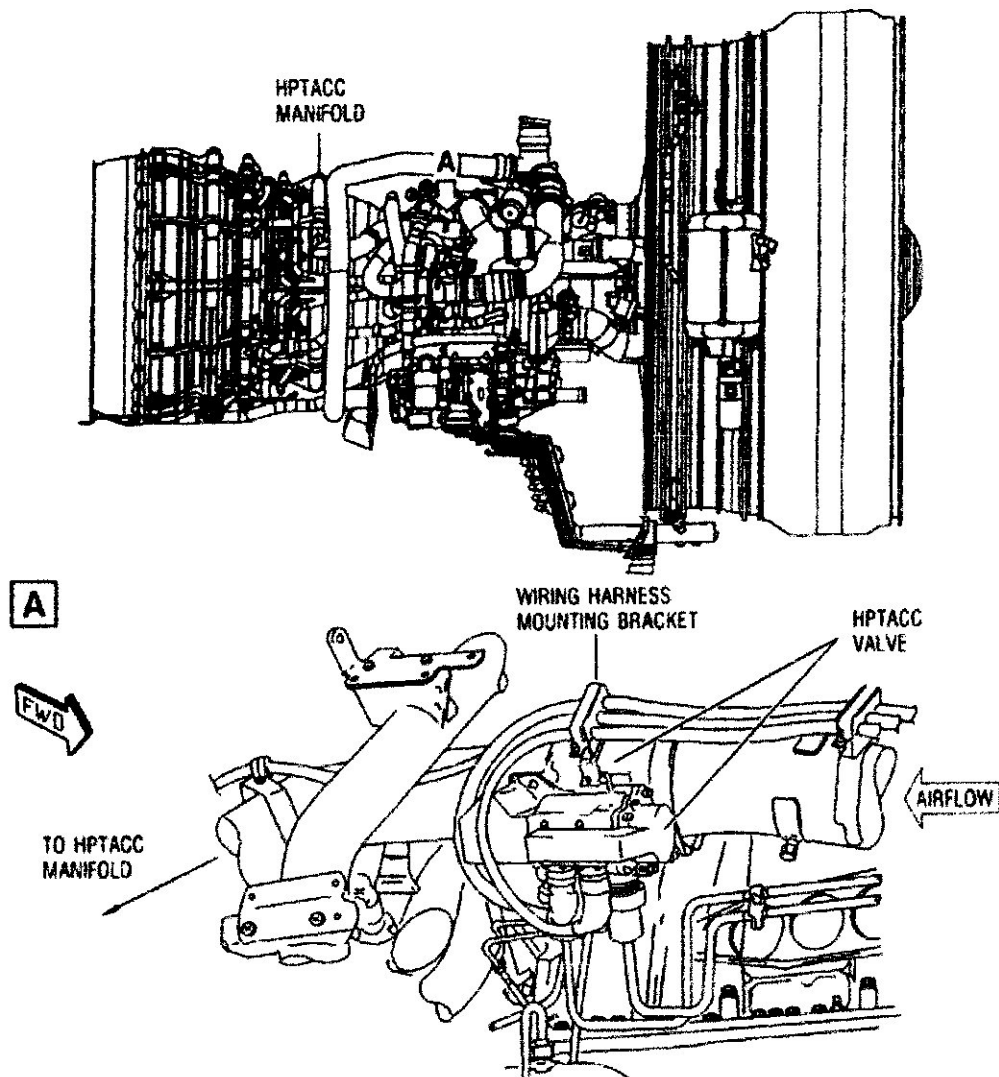


Figure (II.3.1.1) : La valve HPTACC :

II.3.1.2. Système de contrôle du jeu actif de la turbine basse pression :

(LPT ACTIVE CLEARANCE CONTROL SYSTEME)

L'air de décharge du Fan est sifflé à la valve LPTACC située sur le côté gauche du moteur près de la chambre de combustion. L'air est ensuite admis dans le collecteur possédant des

II.3.1.1. Système de contrôle du jeu actif de la turbine haute pression :

(HPT ACTIVE CLEARANCE CONTROL SYSTEM) :

mélange du 4^{ème} et 8^{ème} étage est sifflé ...

L'air ~~de charge du Fan~~ est sifflé vers l'entrée de la valve de la HPTACC située sur le côté droit du moteur.

L'air évacué de la valve passe dans un collecteur autour du carter de la turbine haute pression.

Le collecteur possède des trous qui dirigent l'air vers le carter de la **THP**, cet air refroidit le carter et réduit ainsi le jeu entre le carter et les aubes. **HPT**.

Le système **HPTACC** comprend la valve **HPTACC**, une servo-valve située dans la **HMU**. La **HMU** reçoit une commande de l'**ECU**, et transforme ce signal électrique en signal hydraulique pour positionner la valve. L'**ECU** reçoit la position de la valve par deux capteurs de position linéaire (**LVDT**) liés mécaniquement au vérin de la valve.

La valve **HPTACC** est de type à papillon, avec un vérin linéaire.

La **HMU** achemine le carburant vers l'orifice **HEAD** du vérin à une pression entre celle du corps de la **HMU** et celle de l'asservissement. La **HMU** alimente aussi l'orifice **ROD** du vérin à une pression de référence. La pression de l'orifice **HEAD** est changeable par la **HMU** sous commande de l'**ECU**. Ceci fait positionner la valve à la position calculée par l'**ECU**.

Les deux **LVDT** sont chacun connecté à un canal de la **ECU**.

La valve **HPTACC** possède deux connections, une connecté au canal **A** et l'autre au canal **B**.

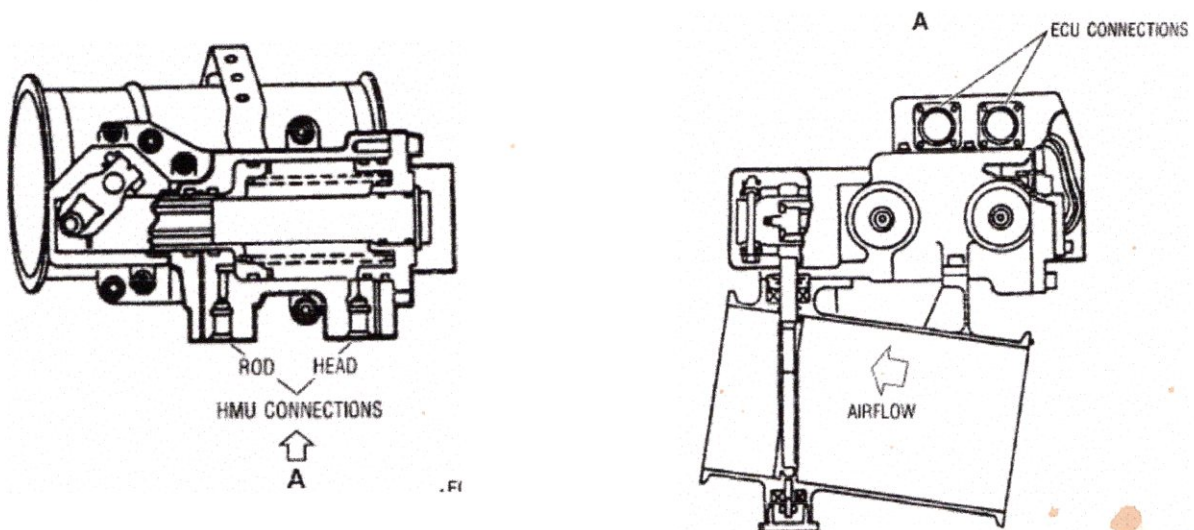


Figure (II .3.1.1.a) : La valve HPTACC et LPTACC :

II .3.1.4. Système de refroidissement du compartiment CORE : (CORE COMPARTEMENT COOLING SYSTEM)

L'air déchargé du Fan est conduit à l'entrée de la valve de refroidissement du compartiment Core (CCCV) qui se situe sur le coté gauche du moteur. Cet air est ensuite admis dans un collecteur qui le distribue au compartiment Core, aidant ainsi à prolonger la vie limite du matériel.

L'air de décharge du Booster est utilisé pour le refroidissement à puissance faibles du moteur, tandis que, l'air de décharge du Fan est utilisé pour le refroidissement à puissance élevée.

La valve de refroidissement du compartiment Core est de type à papillon à deux positions.

La valve est maintenue fermée par la pression d'un soutirage du 11^{ème} étage du CHP. Durant le décollage et les montées, la valve est à sa position d'ouverture normale laissant passer tout le flux d'air pour refroidir le compartiment Core.

Pour des poussées réduites à des altitudes élevées, la valve est maintenue au débit faible fermé pour améliorer le rendement, quand le plein flux n'est pas nécessaire.

La valve reste ouverte pour toutes les conditions de fonctionnements à basse altitude (descente, ralenti), ou la pression du 11^{ème} étage n'est pas suffisante pour fermer la valve.

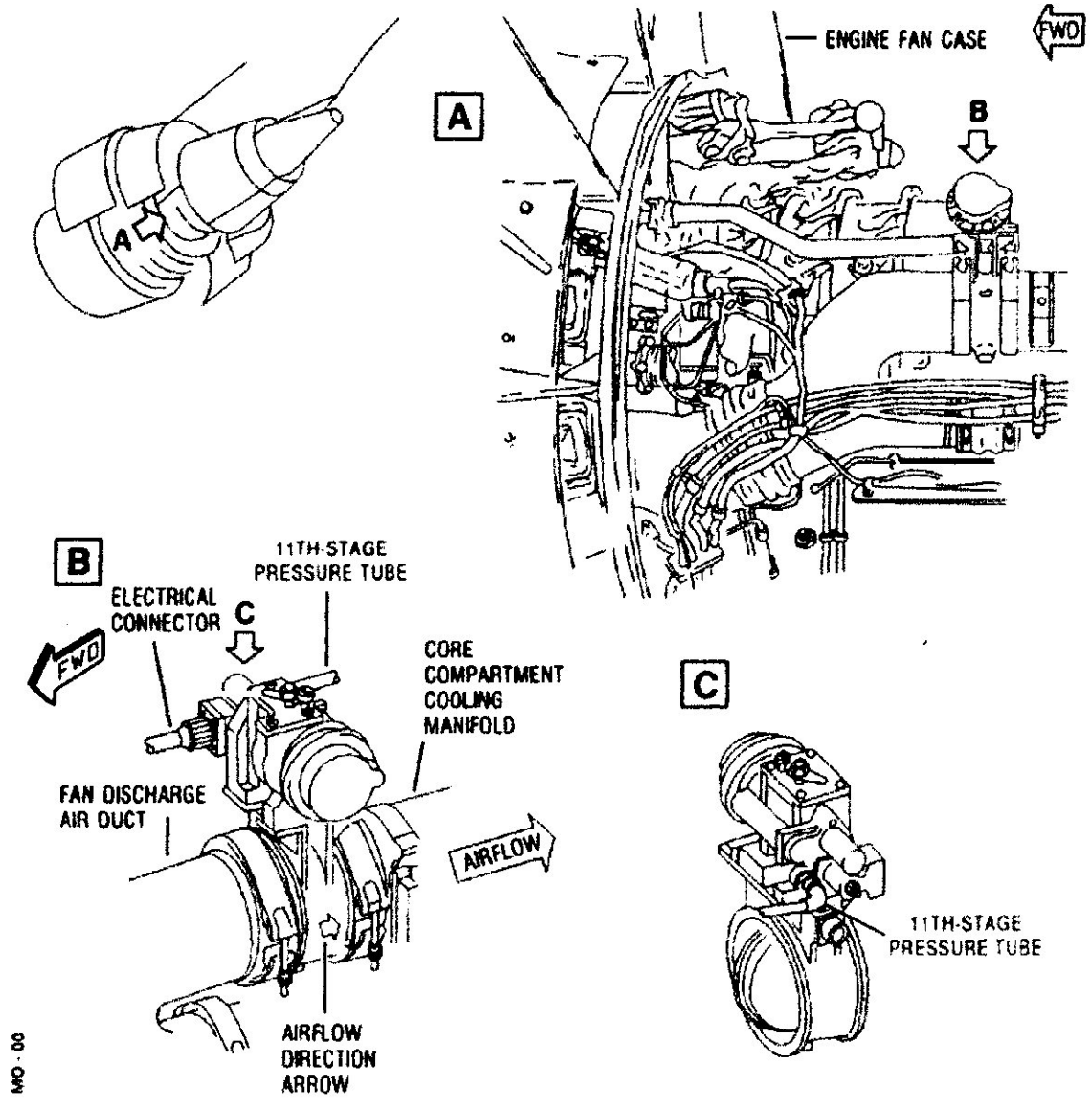


Figure (II.3.1.4) : La valve de refroidissement du compartiment Core :

IL3.1.5. La valve de refroidissement BCV : ✓ (BORE COOLING VALVE)

Les BCV sont au nombre de trois (3) disposées autour du carter Fan. Elles sont commandées par l'ECU.

Ces dernières contrôlent le débit d'air en provenance de la décharge du compresseur basse pression pour le refroidissement interne des cavités moteur ainsi que la pressurisation des puisards.

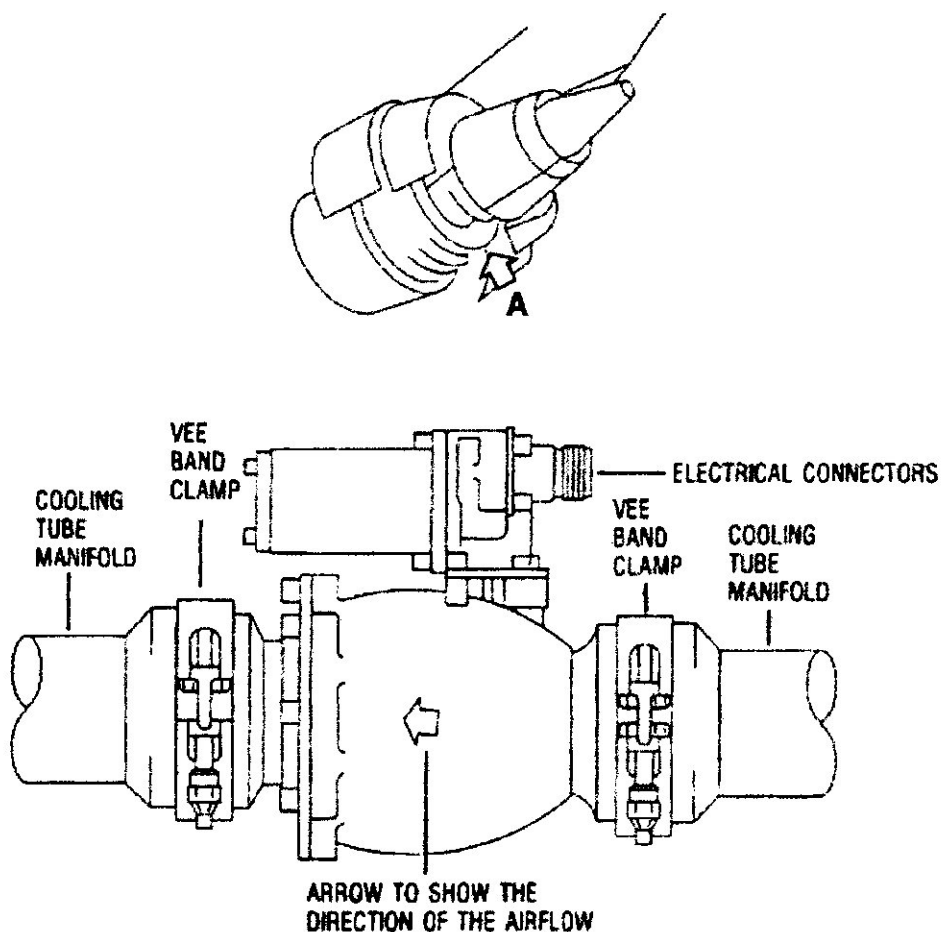


Figure (IL3.1.5) : La valve BCV :

II.3.1.6. Système de refroidissement de l'IDG :**(IDG COOLING SYSTEM)**

Ce système consiste en un refroidisseur air/huile (radiateur) de l'IDG avec une canalisation approvisionnant l'air du Fan, un échangeur de chaleur huile/carburant de l'IDG faisant partie des deux systèmes de carburant et d'huile de l'IDG.

Une canalisation fait parvenir l'air à la valve qui contrôle l'air passant au radiateur. La valve est commandée par l'ECU, elle est maintenue fermée par la pression du 11^{ème} étage du CHP.

Normalement le flux d'air passe à travers la valve lors du ralenti, lorsque il n'y a pas assez de flux de carburant dans l'échangeur de chaleur huile/carburant pour refroidir l'huile de l'IDG.

Le flux d'air peut aussi passer lors des régimes élevés, quand la température de l'huile dépasse les limites, et ceci sera recommandé par l'ECU.

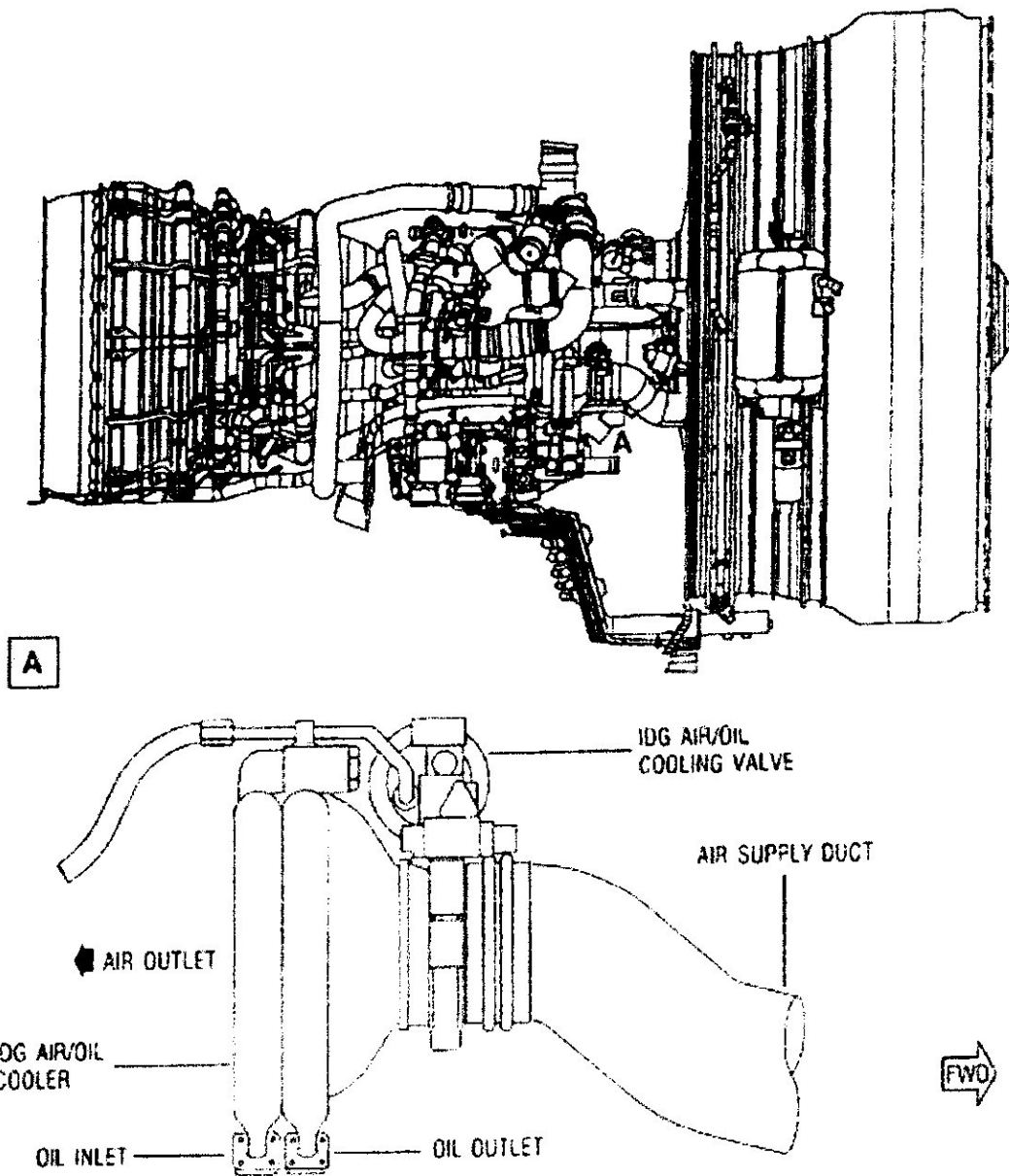


Figure (II.3.1.6) : Radiateur de refroidissement de l'IDG :

II.3.1.7. Système des vannes de décharges :**(VARIABLE BLEED VALVE SYSTEM)**

Le système **VBV** est une partie du compresseur basse pression, il permet de décharger de l'air vers le flux secondaire pour protéger le compresseur **BP** contre le pompage en phase de deceleration rapide. Au régime élevé, le moteur fonctionne à son régime d'adaptation ce qui rend l'ouverture des vannes non nécessaire.

Les **VBV** sont programmées en fonction de la vitesse du Fan, du Core, et de la position des **VSV**.

Le système est constitué de deux vérins, un anneau de commande, douze portes de décharge, un capteur de position **LVDT** sur chaque vérin.

Les vérins **VBV** sont à double effet actionnés par le srvofuel à partir de la **HMU** qui leur commande une position. Ils sont situés sur les positions **4 :00** et **10 :00**, montés sur le châssis Fan. L'anneau est lié à **12** cloches qui transmettent le mouvement aux valves de décharges.

Les vérins en se prolongeant vont faire tourner l'anneau dans le sens contraire des aiguilles de la montre, ainsi, les valves vont s'ouvrir, et vis versa.

Le carburant, pour actionner le vérin, est délivré par un torque moteur dans la **HMU**.

La position des valves est transmise par les deux **LVDT** à l'**ECU** pour comparer la position actuelle avec celle calculée.

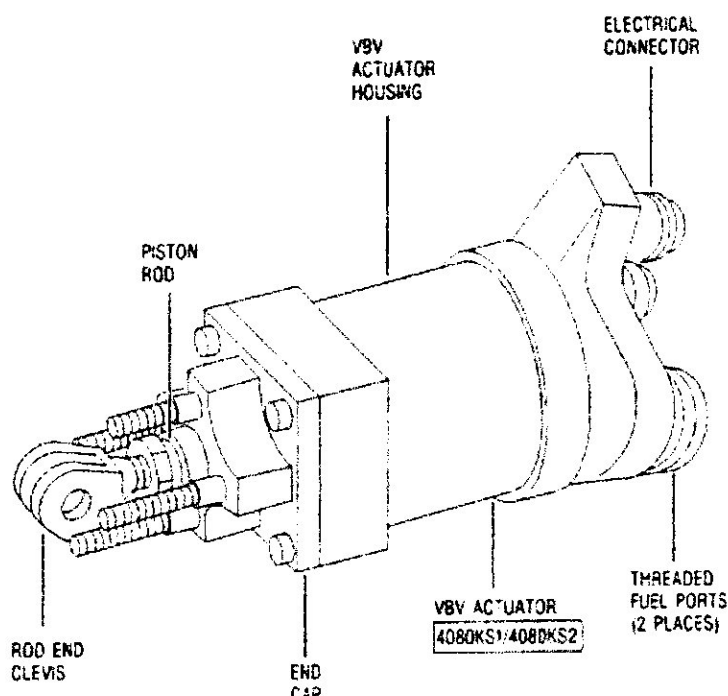
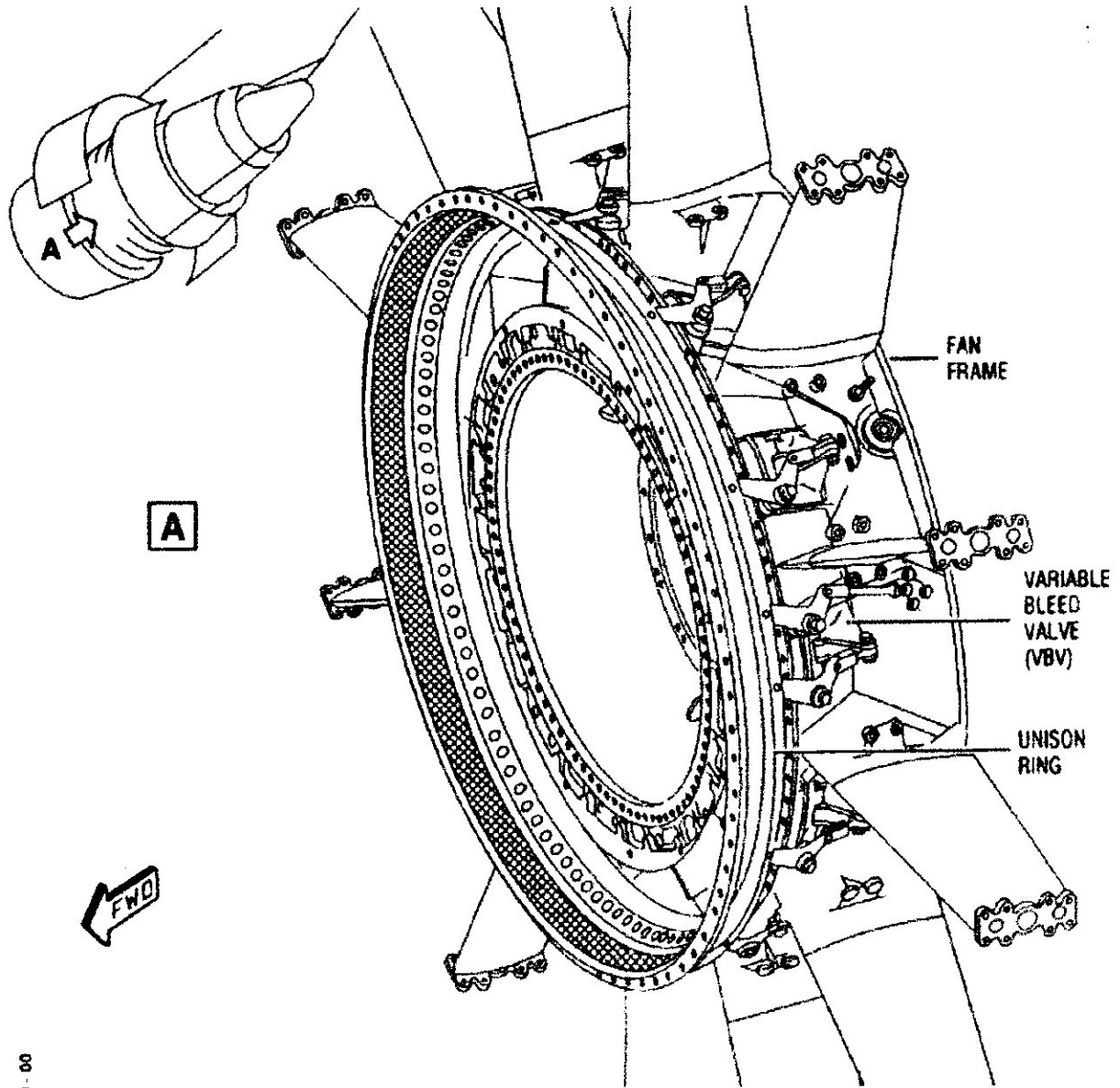


Figure (II.3.1.7.a) : Vérin des VBV :



1-00

Figure (II.3.1.7) : VBV :

II.3.1.8. Système du stator à calage variable :

(VARIABLE STATOR VANE SYSTEM)

Le système **VSV** est un dispositif qui contrôle l'écoulement de l'air en aval du booster, afin d'augmenter l'efficacité du **CHP** et le protéger du pompage.

Les vérins du **VSV** positionnent le stator à la position programmée par l'**ECU** à travers la **HMU**.

Les **VSV** sont programmés en fonction de la vitesse du Core(**N2**), la température de l'entrée du **CHP**, et l'altitude.

Le système comprend un étage **IGV**, cinq étages de **VSV**, deux vérins hydrauliques avec chacun un **LVDT** et leurs cloches, un anneau de commande pour chaque étage de **VSV**.

Le mouvement des vérins cause la rotation des cloches d'une manière circonférentielle autour du carter du compresseur, ceci implique l'ouverture et la fermeture des **VSV**.

L'**ECU** programme les **VSV**, envoie un signal à la **HMU** qui à partir du torque moteur des **VSV** fait parvenir le servofuel aux vérins qui font tourner les cloches qui transmettent à leur tour le mouvement aux **VSV**.

La position des **VSV** est transmise à l'**ECU** par les deux capteurs linéaires de position (**LVDT**)

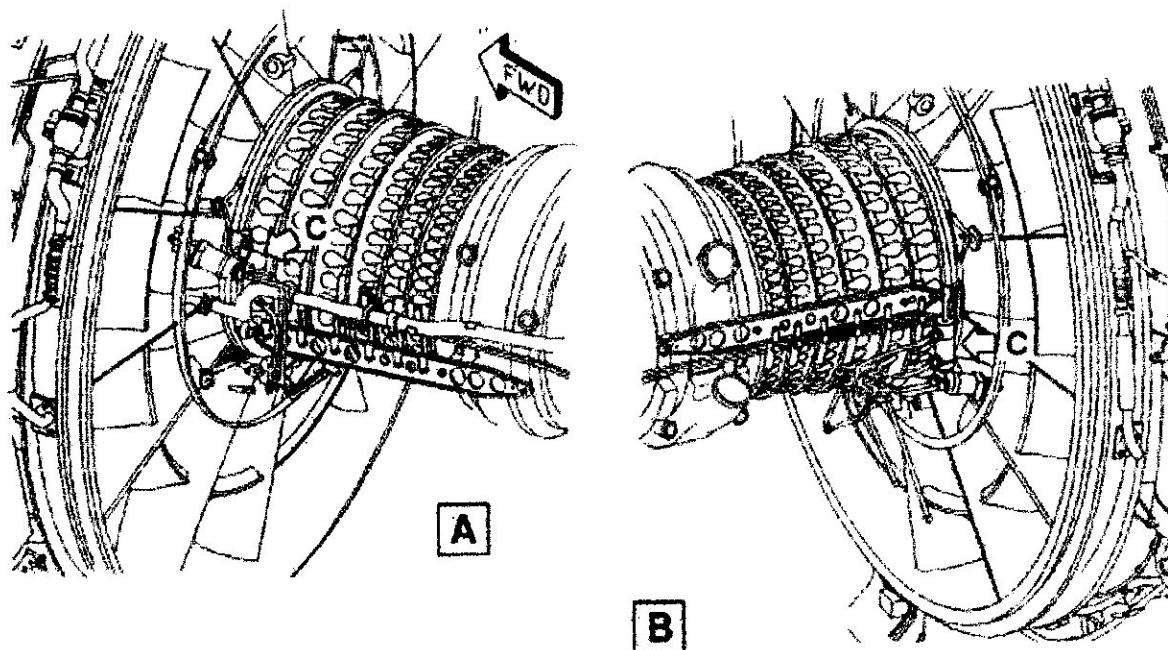


Figure (II.3.1.8.a) : Système VSV :

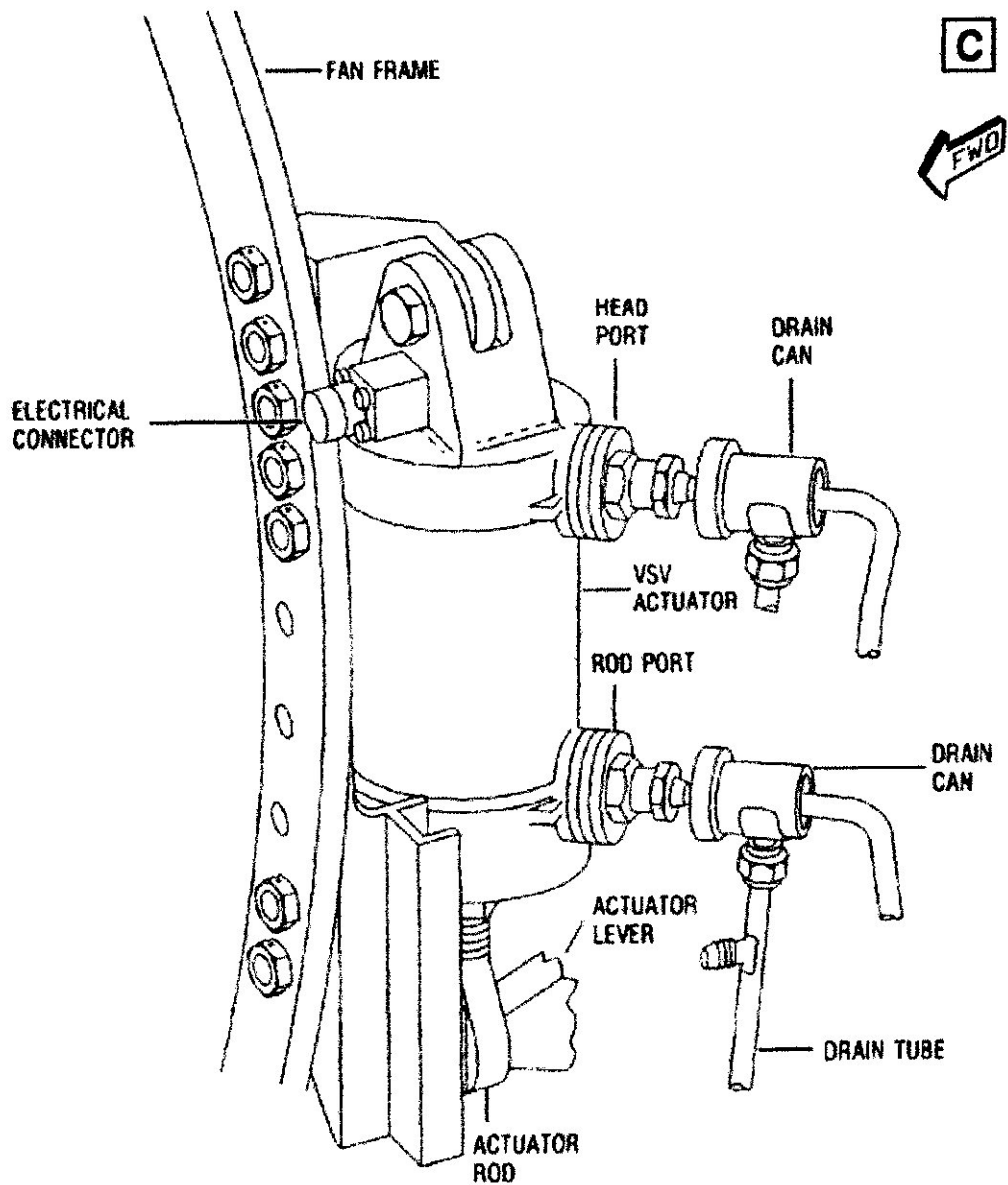


Figure (II.3.1.8 .b) : Vérin des VSV :

Le circuit d'air ne se résume pas à ces seules grandes fonctions, mais comprend d'autres fonctions :

- ❖ Protection de la nacelle contre le givre :

La nacelle est protégée contre le givre par le soutirage du 8^{ème} et 14^{ème} étage du compresseur.

- ❖ Refroidissement de l'ECU :

Un circuit de ventilation assure cette fonction.

- ❖ Refroidissement des bougies :

Le câblage reliant les boîtiers d'allumage aux allumeurs passe sur une zone chaude (carter **CHP**) d'où l'importance de ce refroidissement.

- ❖ Pressurisation des puisards :

Les roulements des paliers, engrenages sont réunis dans des enceintes appelées puisards.

Leur étanchéité est assurée par des joints labyrinthes pressurisés de l'extérieur par de l'air en provenance du **CHP**. Les puisards sont entourés d'une ou plusieurs zones pressurisées où est admis cet air. La pression dans ces zones est toujours maintenue supérieure à celle des enceintes pour assurer la fonction d'étanchéité.

- ❖ Refroidissement du 2^{ème} étage du diffuseur de la **THP** :

Ceci est assuré par l'air de soutirage du 11^{ème} étage du **CHP**.

- ❖ Pressurisation de l'avion, réchauffage, conditionnement de l'air :

Assurées par l'air soutiré du 8^{ème} étage.

- ❖ Refroidissement de la turbine basse pression :

Cette fonction est assurée par le soutirage du 7^{ème} étage.

- ❖ Refroidissement de la chambre de combustion et de la turbine haute pression :

Cette fonction est assurée par l'air restant de la combustion

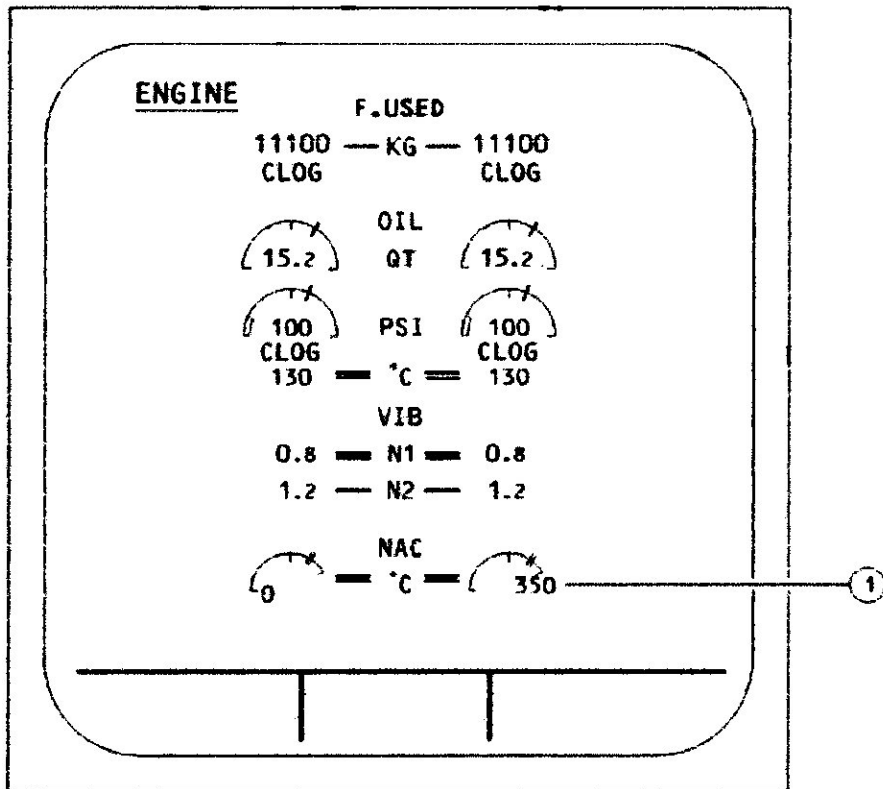
II.3.2. Indication du système d'air :

La température de la nacelle est un paramètre affiché sur l'écran SD.

Le capteur de température de la nacelle est situé le long du conduit de contrôle du jeu actif de la THP.

Le capteur envoie un signal à l'ECU qui le transforme en signal digital pour ensuite l'afficher sur l'écran SD.

En temps de fonctionnement normal la température est affichée en couleur verte, et en vert palpitant si la température excède les 260 °C.



① NACELLE TEMPERATURE INDICATION

Figure (II.3.2.a) : Indication de la température de la nacelle sur l'écran SD :

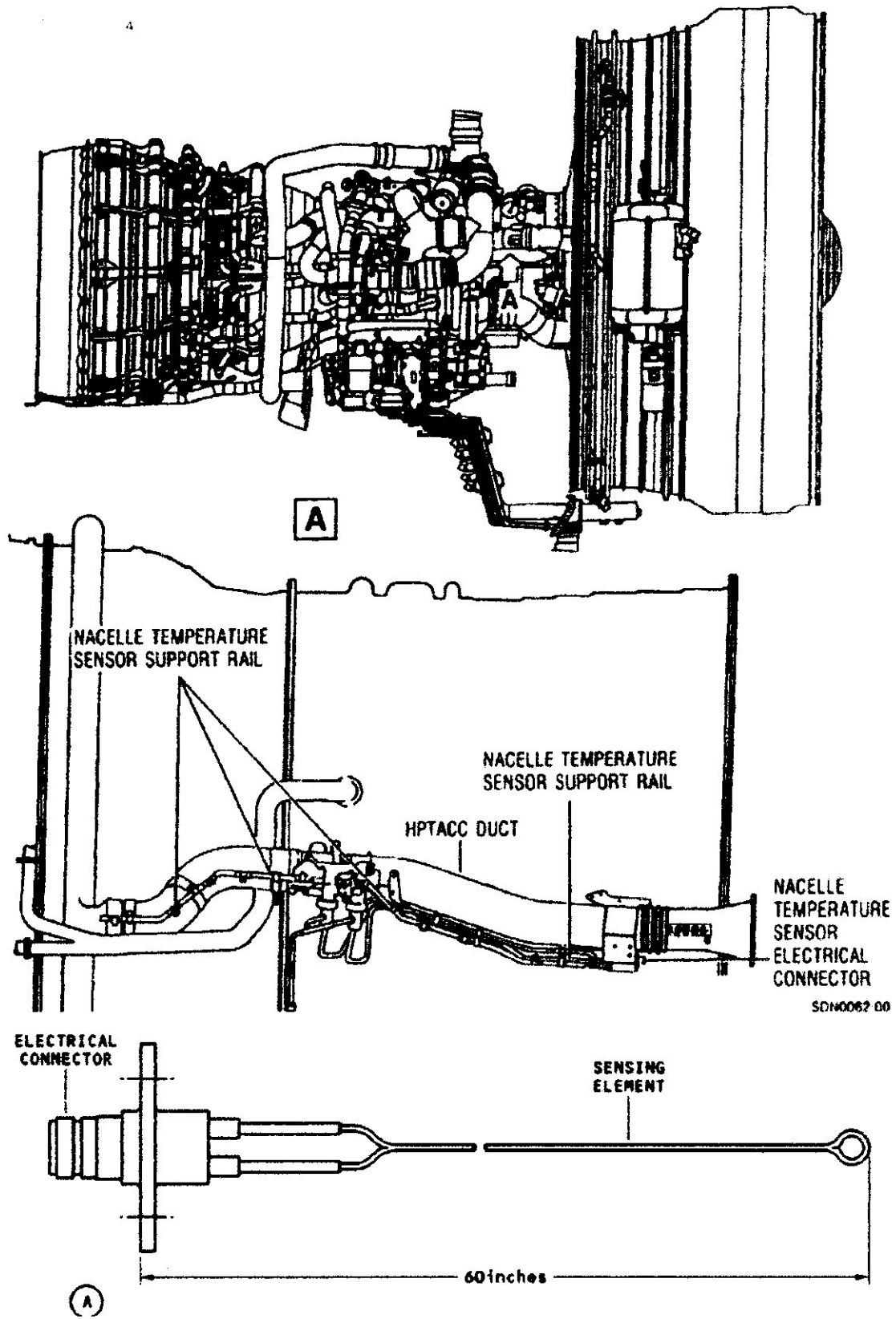


Figure (II.3.2.b) : Le capteur de température de la nacelle :

II.4. Le système de démarrage : figure (II.4)

Le système de démarrage utilise l'air pressurisé pour l'entraînement de la turbine du démarreur.

Le démarreur est conçu pour le lancement du Core haute pression ainsi que le boîte à accessoires par l'intermédiaire d'une série d'engrenages, réduisant ainsi la vitesse de rotation.

Les sources d'air nécessaire pour l'entraînement du démarreur sont:

- L'APU DE l'avion.
- L'autre moteur d'avion.
- Un GPU (Ground Power Unit) ou groupe de parque.

II.4.1. Description du système de démarrage.

Le système de démarrage se compose de : figure (II.4.1)

- Un démarreur
- Une SAV (Starte Air Valve)
- Une conduite à air qui se compose de trois pièces:
 - upper starter duct
 - lower starter duct
 - Flexible starter duct

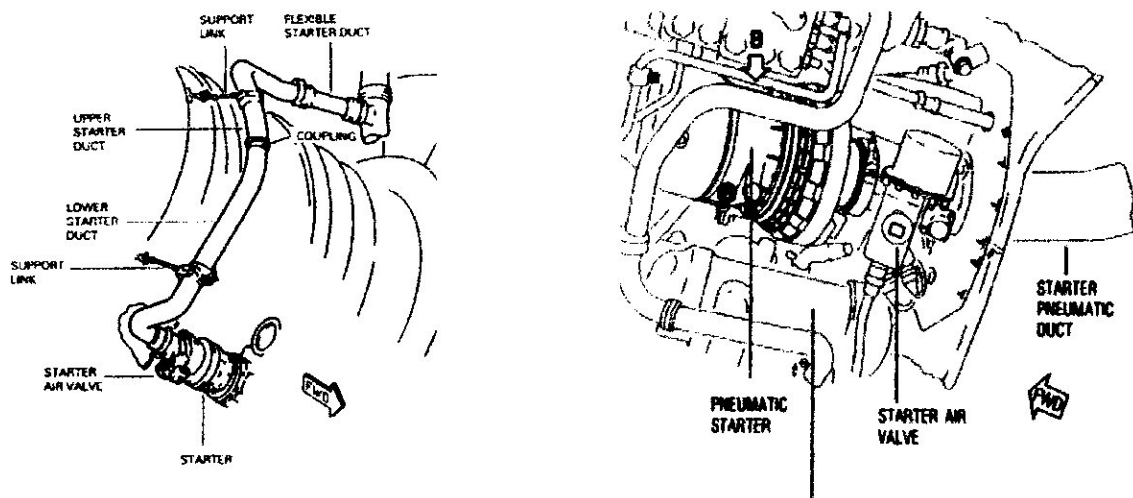


Figure (II.4.1) : Composants du circuit de démarrage.

II.4.2. Rôle du circuit de démarrage :

Le rôle du système de démarrage est de fournir le couple nécessaire à l'accélération du moteur à une vitesse à laquelle toutes les conditions de la première combustion seront réunies, (admission du flux d'air et sa pressurisation, le quantité de carburant), ensuite le démarreur se désenclenche et le moteur devient autonome.

L'ECU commande la SAV par un signal électrique, cette dernière s'ouvre pour permettre à l'air de couler jusqu'au démarreur.

L'air provenant de la SAV arrive au démarreur, et sa turbine tourne et crée le couple nécessaire pour l'accélération du moteur.

Pendant la séquence de démarrage le démarreur se désengage automatiquement quand il ne fournis pas un couple additionnel, le désengagement du démarreur se fait par une control de l'embrayage.

Quand le moteur atteint la vitesse prédéterminée, par un signal électrique la SAV se ferme et stoppe l'approvisionnement du démarreur en air.

II.4.3. Fonctionnement et description des composants du système de démarrage :

Le démarreur transforme le débit d'air comprimé venant de l'autre moteur ou de l'APU ou de la GPU, en un couple de rotation très élevé.

Ce mouvement est transféré vers le Core haute pression à travers le système d'engrenage de transfert.

La SAV est normalement fermée, électriquement contrôlée, et opère pneumatiquement . A travers une valve à papillon, la SAV est conçue pour contrôler du débit d'air comprimé délivré au démarreur, elle est électriquement controlée par l'ECU.

II.4.3.1. Le démarreur : figure (II.4.3.1)

Le démarreur est positionné à 6:00, il est composé d'une entrée d'air, d'un stator qui joue le rôle d'un redresseur, d'une roue de turbine, d'un ensemble de pignons, un moyau interne de vitesse, et un arbre d'entraînement.

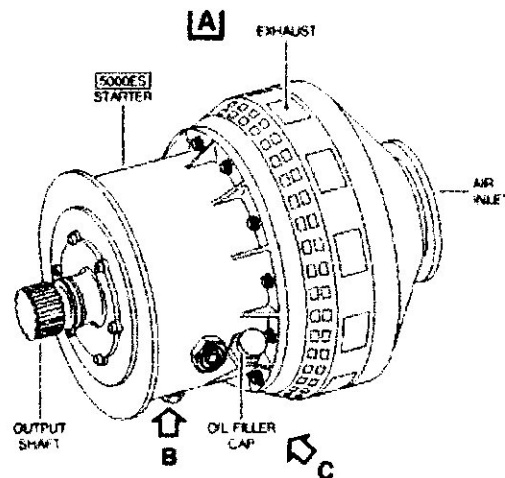


Figure (II.4.3.1) : Le démarreur

II.4.3.2. La SAV (Starter Air Valve) : figure (II.4.3.2)

C'est une valve de deux positions, elle est électriquement commandée et pneumatiquement actionnée.

La commande du commutateur de position est effectuée par la SAV.

La SAV est équipée d'un bouton pour l'utilisation manuelle, elle indique sa position par un voyant lumineux.

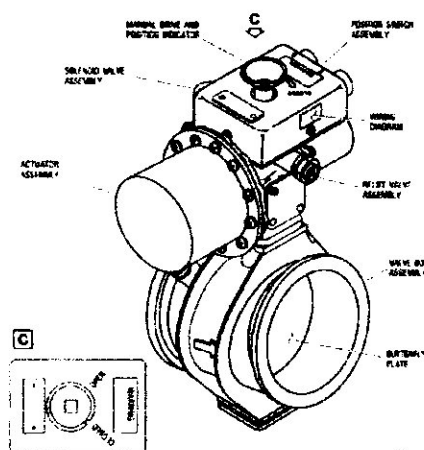


Figure (II.4.3.2) : la SAV (Starter Air Valve)

II.4.4. Les modes démarrage :

Il y'a deux types de démarrage moteur:

II.4.4.1. Démarrage sec :

Il consiste d'ouvrir la **SAV** (Starter Air Valve), et de laisser le Core haute pression tourner sans injection de carburant, et les allumeurs sont aussi fermés.

Le démarrage sec s'effectue pour :

- La vérification de la rotation du module core.
- La vérification de la **TGB** après son remplacement.
- La vérification du fonctionnement des pompes de lubrification.
- La détection de la fuite d'huile.
- Pour purger la chambre de combustion carburant.

Durant le démarrage, l'**ECU** ouvrira la **SAV**, ce qui fera tourner le démarreur et donc le moteur, par contre le robinet haute pression du carburant (HP fuel SOV) est fermé, et tout le système d'allumage est fermé.

II.4.4.2. Démarrage humide :

Il consiste à ouvrir la **SAV** et ainsi que le robinet haute pression pour laisser couler le carburant.

Le démarrage humide s'effectue pour :

- Pour la vérification de fuite de carburant.
- Pour vider le circuit carburant du carburant restant.

L'**ECU** agit sur la **SAV** et l'ouvre ce qui permet l'engagement du démarreur et le moteur se met à tourner, quand le N2 atteint 15%, on tourne le bouton **ENG MASTER** à la position **ON**, ce qui ouvrira le robinet haute pression (HP fuel SOV) et permettra au carburant de couler.

Durant le démarrage humide, les deux allumeurs sont fermés.

La durée du démarrage humide est de 60 secondes.

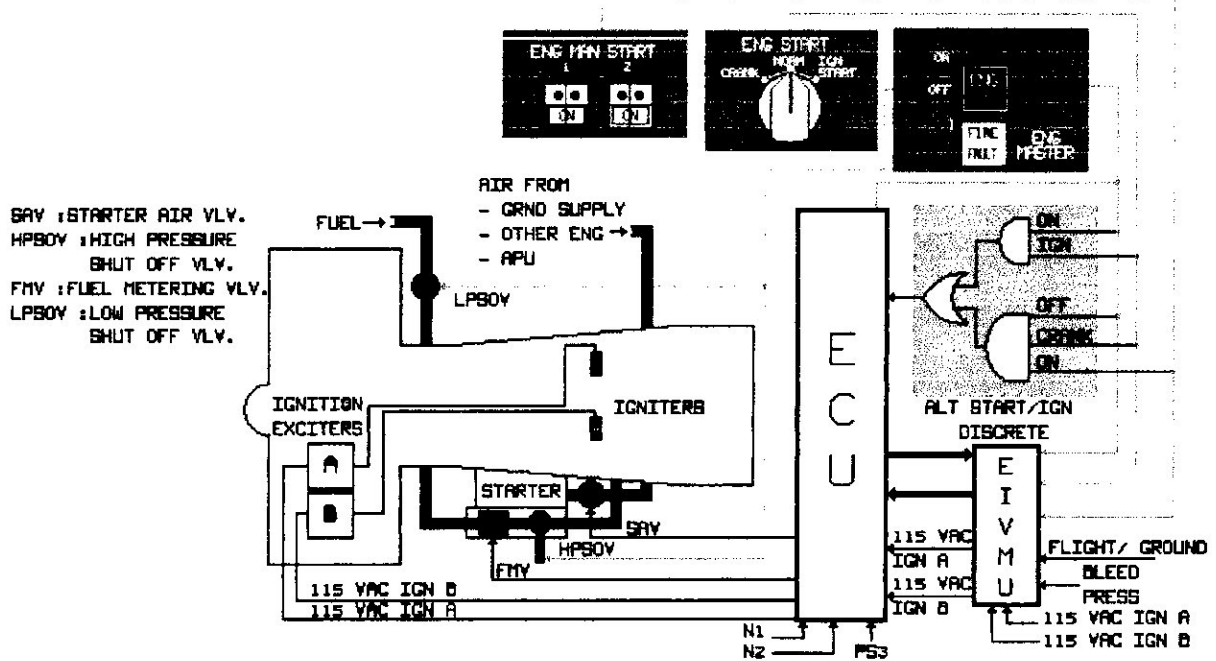
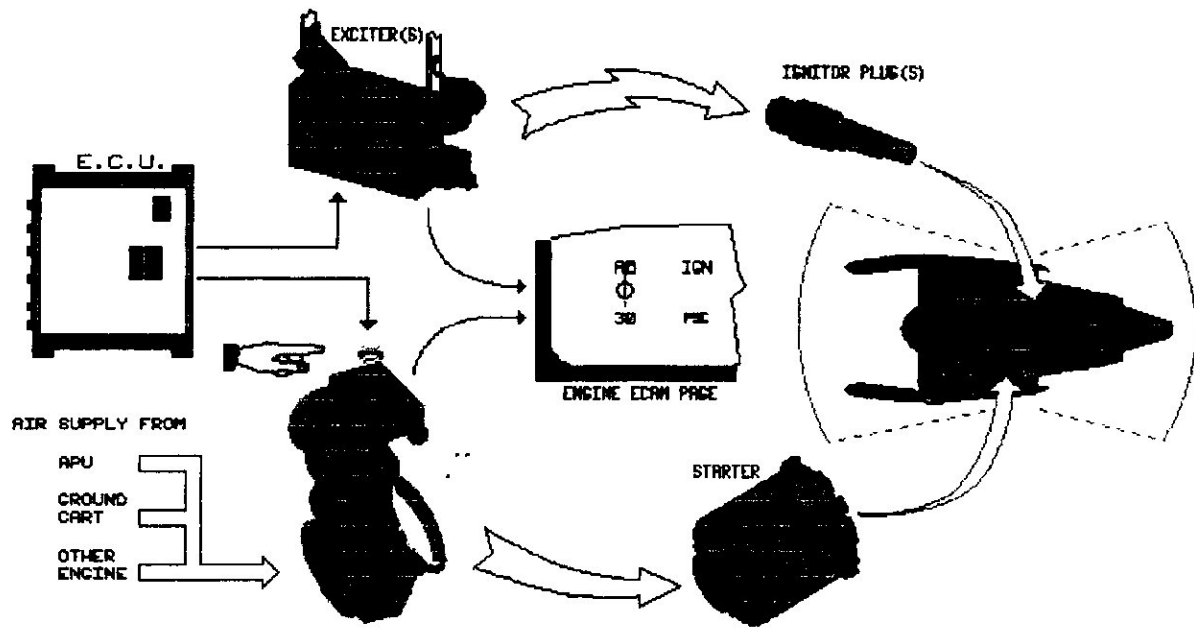


Figure (II.4) : système de démarrage

II.5. Circuit d'allumage :

Le circuit d'allumage permet de provoquer l'étincelle de début de combustion du mélange (fuel/air) et son maintien au cours du vol.

Le circuit d'allumage assure les trois fonctions suivantes :

- L'approvisionnement de courant électrique
- La distribution
- La commutation.

II.5.1. But du système :

- Produire une étincelle électrique pour provoquer la combustion du mélange fuel/air dans chambre de combustion pendant le démarrage au sol ou en vol
- Fournir l'allumage continu (choix manuel ou automatique) pendant Le décollage, l'atterrissage et les opérations dans les conditions atmosphériques défavorables.

II.5.2. Description du système d'allumage :

Le circuit d'allumage se compose de deux systèmes indépendants A et B.

Chaque système est équipé :

- D'un exciteur d'allumage haute énergie, dont l'excitation est commandée par l'ECU.
- D'une bougie d'allumage.
- D'un fil d'allumage protégé coaxial.

II.5.2.1. *Excitateurs d'allumage : figure (II.5.2.1)*

L'élément principal de l'approvisionnement de courant électrique sont les excitateurs d'allumage.

Les deux excitateurs d'allumage sont fixés l'un au-dessus de l'autre sur le carter arrière du FAN à la position 8 :00.

Un logement en aluminium soudé enferme chaque excitateur.

Les composants sont fixés au logement mécaniquement ou avec le ciment de silicone pour les protéger contre des dommages causés par les vibrations.

Chaque excitateur comprend :

A. à l'intérieur :

- Un circuit d'entrée (filtre d'entrée et transformateur de puissance).
- Un condensateur de circuit et de stockage de redresseur.
- Un circuit de décharge.

B. à l'extérieur :

- Un connecteur d'entrée.
- Un connecteur de sortie.

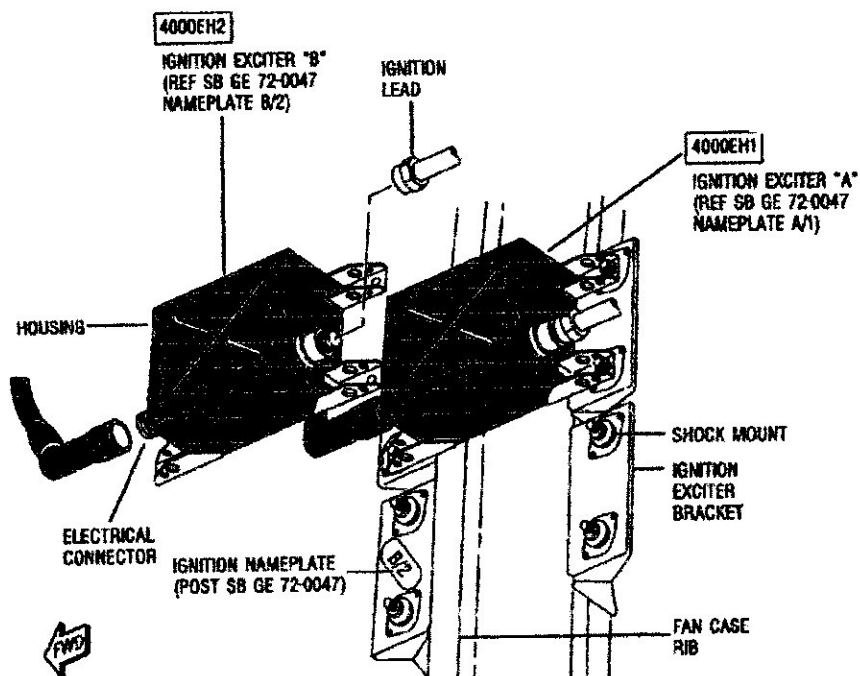


Figure (II .5.2.1) : Les excitateurs

II .5.2.2. Bougies d'allumage :

Les deux bougies d'allumage (allumeurs) sont installées sur deux adaptateurs positionnés à 3:30 et à 5:00 sur la surface externe du carter de la chambre de combustion.

A l'intérieur, le bout se prolonge par des embouts dans la couche extérieure de la chambre de combustion.

II .5.2.3. Les fils d'allumage :

Les fils d'allumage sont construits avec du fil isolé dans un flexible scellé et très conducteur ayant une tresse intérieure de cuivre et une tresse externe de nickel.

Les fils relient les bougies d'allumage aux excitateurs d'allumage.

Les extrémités arrière des fils, la boîte de jonction de faisceau de tubes et les bougies d'allumage sont refroidies par l'air de décharge du fan passant par le conduit du fil.

Le fil d'allumage de l'excitateur de la boîte supérieure est conduit à la bougie d'allumage inférieure à la position de 5:00, tandis que le fil d'allumage de la boîte inférieure de l'excitateur est conduit à la bougie d'allumage supérieure à la position de 3:30.

II.5.3. le fonctionnement du système d'allumage :

Le CF 6 -80 E1 est équipé de deux circuits d'allumage, chaque circuit a un excitateur d'allumage haute énergie qui est relié à sa propre bougie d'allumage.

Selon le mode de fonctionnement, un ou les deux circuit sont choisi par l'ECU.

Les excitateurs d'allumage opèrent avec une tension de 115VAC (105-122v) et avec une fréquence de 400hertz qui est soutirée de l'avion par l'intermédiaire de l'ECU.

La puissance est transformée, rectifié en 14KV - 18KV avec un rendement d'une impulsion par seconde. .

Chaque circuit du moteur opère indépendamment.

L'entrée de courant alternatif est rectifiée et stockée dans les condensateurs.

Quand les condensateurs atteignent approximativement **2850** volts chacun, ils déchargent une tension combinée d'approximativement **5700** volts. Le procédé de décharge se répète selon la périodicité de remplissage des condensateurs.

Le circuit d'allumage est alimenté par des disjoncteurs qui sont situés les panneaux de la soute électronique dans le cockpit.

II .5.4. La distribution du courant :

Après la transformation de l'énergie d'entrée **115V-400** hertz haute tension en courant alternatif.

La haute tension traverse le fil d'allumage, protégé et aéré, et fournit la puissance requise pour le déclenchement de la combustion du mélange air /carburant par une série d'étincelles

II.5.5. Les élément de la distribution :

Les éléments principaux de la distribution sont:

- Les fils d'allumage.
- Les bougies d'allumage.

II.5.5.1. Fils d'allumage :

Le fil d'allumage transmet l'énergie électrique d'un exciteur d'allumage à la bougie d'allumage.

Chaque fil est d'un diamètre de **7mm**, se compose d'un câble en nickel qui est plaqué de cuivre, la partie conductrice est isolée en silicone. Le câble est ensuite logé dans une enveloppe flexible. Une décharge d'air frais prélevée du FAN est introduite dans la partie flexible pour le refroidissement de la silicone d'isolation et son raccordement avec l'allumeur (bougie d'allumage)

Le refroidissement des allumeurs se fait par la décharge d'air frais par des orifices d'écoulement qui se situent au dessus des écrous d'accouplement.

II.5.5.2. les allumeurs : figure (II.5.5.2)

Il y'a deux bougies d'allumage qui sont positionnées à 3 :30 et à 5 :00. La sortie d'étincelle est dirigée vers l'avant du carter de la chambre de combustion .Le bout des allumeurs se prolonge à l'intérieur de la chambre de combustion par des embouts dans l'enveloppe extérieure de la chambre de combustion, et chaque allumeur est relié à un excitateur d'allumage.

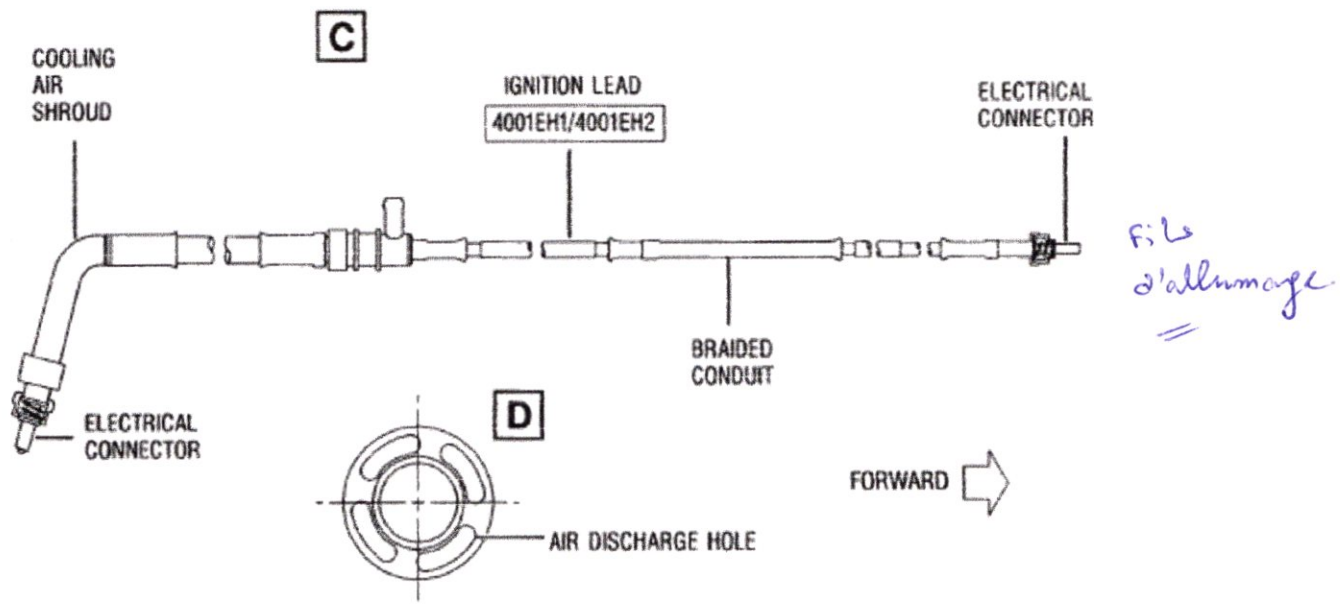


Figure (II.5.5.2) : allumeur. ✕

II.6. Inverseurs de poussée : (figure II.6)

Pour améliorer le freinage de l'A330-200, un système d'inversion de poussée est incorporé sur le deux turbofans qui équipent ce dernier.

Le système d'inverseur de poussée utilise une partie de l'air du flux secondaire pour fournir un freinage aérodynamique additionnel au freinage mécanique lors de l'atterrissage de l'avion.

L'inverseur de poussée se compose de deux demis-couronnes qui sont articulées par des pylônes positionnés au dessus de ces derniers.

II.6.1. Composant du système d'inversion de poussée :

Le système d'inversion de ^{roulée} est composé des éléments suivants :

- Un transducteur différentiel variable a mouvement rotatif (**RVDT**).
- Deux vérins a billes (bllascrew actuators).
- Deux moteurs pneumatiques munis chacun d'une vanne de selection du degré de rotation (**CDU**).
- Une vanne de commande de direction et commutateur de pression.
- Quatre arbres flexibles d'entraînement.
- Une boîte de jonction.
- Un frein d'inverseur de poussée.
- Une vanne de pressurisation d'inverseur de poussée (**TRPV**).
- Un commutateur de verrouillage de d'ouverture.

Une énergie pneumatique est utilisée pour le déploiement des inverseurs de poussée, elle est générée par :

- Le circuit pneumatique du moteur, à travers du 4^{ème} et du 8^{ème} étage du compresseur **HP**.
- Un système de conditionnement d'air.

II.6.2. Control des inverseurs de poussée :

Le système d'inverseur de poussée est actionné par les vérins pneumatiques commandés par la purge de décharge d'air de compresseur.

L'inverseur de poussée est commandée du cockpit, en agissant sur la manette de commande de puissance TLA ou bien automatiquement par la position (flight /ground) fournie par EIVMU.

L'ECU commande la position angulaire de la valve à papillon en transformant le signal du cockpit, en agissant sur les vérins pneumatiques.

II.6.3. Signalisation :

Un voyant lumineux est disposé au dessus de l'indicateur N1 sur l'écran d'affichage :

- Le voyant s'allume ambre lorsque l'inverseur de poussée est en transit.
- Le voyant s'allume vert lorsque l'inverseur de poussée est verrouillé.

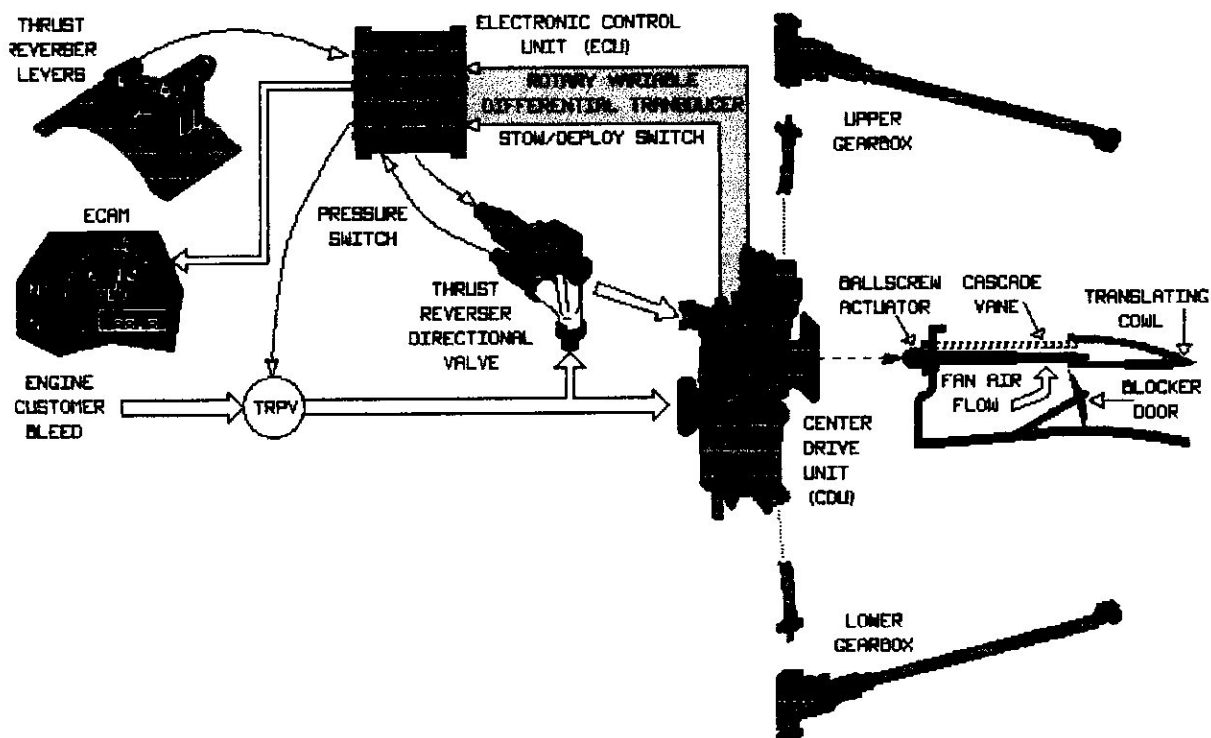


Figure (II .6) : Circuit des reverses

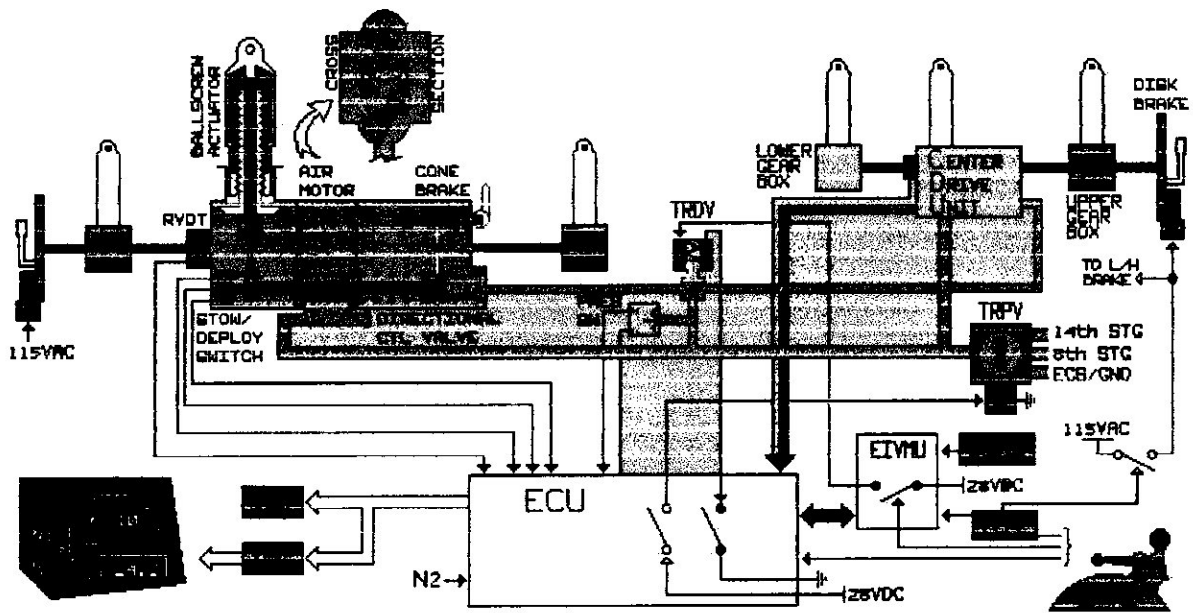


Figure (II.6) : Circuit des reverse

CHAPITRE III :
Le système fadec
(La régulation)

Le système FADEC fournit l'équilibre moteur, son autogestion, son contrôle, et permet l'exécution des différentes opérations durant le fonctionnement du moteur et ce en combinaison avec les différents sous-systèmes de l'avion.

Le système FADEC consiste en les deux canaux de l'ECU et les éléments suivants :

- ❖ L'unité hydromécanique.
- ❖ L'alternateur de l'ECU.
- ❖ Les systèmes : **VSV, VBV, HPTACC, LPTACC.**
- ❖ Le système de démarrage.
- ❖ La valve de refroidissement de l'IDG.
- ❖ Valve de refroidissement (BORE COOLING VALVE).
- ❖ Valve de refroidissement du compartiment Core.
- ❖ Les différentes sondes (capteurs).
- ❖ Le câblage.

Le système FADEC permet l'exécution des fonctions suivantes :

- Contrôle de générateur de gaz :
 - Contrôle de la quantité carburant.
 - Contrôle des accélérations et décélérations.
 - Contrôle du jeu turbine.
- Fonctionnements dans les limites fixées par les paramètres d'utilisation :
 - Protection du moteur de survitesse.
 - Fonctionnement dans les limites des gaz d'échappements.
- Séquence de démarrage automatique :
 - Contrôle de la valve de démarrage.
 - Contrôle de la valve de dosage (FMV).
 - Contrôle de l'allumage.
 - Surveillance de N1, N2, EGT.
- Contrôle des reverses :
 - Contrôle de la mise en action (déploiement et fermeture).
 - Contrôle de la puissance moteur durant la phase reverse.
- Transmission des paramètres moteur pour l'indication :
 - Statut du démarrage.
 - Statut des reverses.
 - Statut du FADEC.
 - Température de la nacelle.

Température de l'huile.

- Contrôle et surveillance du moteur.
- Détection, mémorisation, et recherche des pannes moteur.

III.1 : Description des différents constituants du système FADEC :

III.1.1. L'ECU : (Electronic Control Unit)

L'unité de contrôle électronique est un microprocesseur électronique digital à canal double, canal A et B, chacun de ces canaux fonctionne indépendamment de l'autre, et peut maintenir les fonctions du moteur tout en assurant la redondance.

Les deux canaux reçoivent toujours les données du moteur, les traitent, et commandent les différentes fonctions.

Le canal dont le processeur assure la sortie s'appelle le canal actif, tandis que le deuxième est celui de secours.

Pour assurer la redondance et améliorer la fiabilité du système, toutes les entrées d'un processeur sont transmises à l'autre par une liaison de transmission des données en travers du canal (CCDL). Ceci permet au canal de secours de rester fonctionnel pour prendre le relais en cas de défaillance du canal actif.

L'ECU reçoit les données des différentes sondes : T12, PS12, P0, N1, N2, PS3, T25, calcule le débit carburant nécessaire, et programme les : VSV, VBV, HPTACC, LPTACC.

L'ECU produit le courant nécessaire aux torques moteurs dans la HMU pour commander les différents vérins et valves.

L'ECU produit un signal digital pour le système d'affichage de l'avion pour afficher les paramètres moteur, pour le système de gestion de vol, ainsi que pour le système des données de maintenance.

L'ECU est fixée en utilisant des isolateurs de vibrations sur le coté gauche du carter Fan à la position 8 :30.

L'ECU dispose de onze (11) prises électrique (J1 à J11), et quatre connexions pour les sondes de pression.

Un bouchon d'identification est connecté à la prise (J11) pour programmer les opérations désirées. Le reste toujours sur le moteur en cas de changement de ECU.

L'ECU à deux modes de fonctionnement :

- Le mode contrôle : durant le fonctionnement moteur.
- Le mode test : si l'avion est au sol, la manette des gaz est en position arrêt.

III.1.2. L'unité hydromécanique :

La **HMU** est montée sur un adaptateur de vitesse sur le coté droit avant de la gearbox. Elle reçoit un signal électrique de l'**ECU** et le convertit en signal hydraulique à travers les électro-hydrauliques servo valves (**EHSV**) pour mesurer la quantité de carburant de la combustion et actionner les différents vérins et valves pour faire fonctionner le système d'air. Elle reçoit aussi un signal de l'avion pour fermer le robinet de carburant haute pression (**HPSOV**).

La **HMU** permet de réaliser les fonctions suivantes :

- Mesure du débit carburant (dosage).
- Ouverture ou fermeture de la **HPSOV**.
- Régulation de la vitesse du Core.
- Positionnement des vérins : **VSV, VBV, LPTACC, HPTACC**.

III.1.2.a: Dosage carburant:

La valve de dosage **FMV** (Fuel Metering Valve) est hydrauliquement commandée par l'**ECU** à travers son torque moteur.

Cette valve permet de faire passer la dédit de carburant nécessaire aux injecteurs pour la combustion. Une différence de pression est maintenue à travers la **FMV**, dès que ce ΔP diminue ou augmente, et après la comparaison de l'**ECU** des deux signaux de pression à l'entrée et sortie de la valve, l'**ECU** commande à la valve de se fermer ou s'ouvrir pour rétablir la différence de pression référentielle.

III.1.2.b: positionnement des vérins :

La **HMU** dispose de quatre (4) torque moteur qui module le signal électrique envoyé aux valves de contrôle de l'écoulement d'air (**VSV, VBV, HPTACC, LPTACC**). Ces derniers fournissent une pression et un débit de carburant aux orifices de la **HMU** en réponse au signal envoyé par l'**ECU**.

III.1.2.c: Ouverture et fermeture de la HPSOV:

Le robinet (valve) haute pression de fermeture de carburant ferme le carburant en réponse à un signal de l'avion. La valve est mise sur la position fermée par une bobine. La position de la valve est communiquée à l'**ECU** par deux commutateurs branchés chacun à un canal de l'**ECU**. Une fois cette dernière fermée, l'**ECU** commande la fermeture de la **FMV**. Pendant la position fermée de la **HPSOV**, la **FMV** fait parvenir du carburant sous haute pression à cette dernière, ce qui la fera verrouiller hydrauliquement.

III.1.2.d: Protection de la survitesse:

Le moteur est protégé de la survitesse par le OVERSPEED GOVERNOR, qui est de type à massette placées à son extrémité. Le OSG fonctionne avec une valve de by-pass placée en amont de la FMV. Le OSG est montée sur la gearbox pour prendre la vitesse de l'attelage N2 et protéger le moteur de vitesses supérieures à 113% de N2.

La valve de by-pass est maintenue fermée par une pression déterminée. En cas de survitesse, les massette tourne aussi vite, ce qui va les pousser à s'écarter et à faire bouger le vérin du OSG qui ferme pour la première pression dans la valve de by-pass, et fait passer une pression inférieure à cette dernière ce qui permet l'ouverture de la valve faisant retourner la carburant vers la pompe à carburant, ainsi le moteur sera protégé contre la survitesse.

III.1.3. L'alternateur de l'ECU:

L'alternateur est constitué d'un rotor à aimant permanent et d'un stator. L'alternateur est triphasé permettant d'alimenter l'ECU au courant.

III.1.4. Les différents capteurs (sondes) du moteur:**III.1.4.1: *La sonde T12:***

La sonde T12 est montée sur le carter Fan à la position 11:30, et est connectée aux deux canaux de l'ECU. La sonde est protégée du givre par de l'air, ce qui aide à donner une mesure plus précise de la température.

L'ECU mesure la résistance de la sonde, et en comparant la valeur obtenue à des résistances déterminées, elle déduit la valeur de la température à l'entrée du Fan.

III.1.4.2: *La sonde P/T25:*

La sonde P/T25 est située à la sortie du booster et entrée du CHP à la position 7:30. L'élément capteur de la température fonctionne sous le même principe que la sonde T12, tandis que l'élément capteur de la pression achemine un signal à l'ECU lui indiquant directement la valeur de la pression. L'ECU convertit ce signal en un autre digital pour le transmettre à l'avion pour la surveillance.

III.1.4.3: Le capteur EGT:

La mesure est faite par huit thermocouples permettant de mesurer la température des gaz d'échappement qui sera affichée sur l'écran EWD.

Les huit thermocouples sont situés sur le carter de la turbine basse pression, sur le deuxième étage du diffuseur.

Le système des sondes transmet un signal à l'ECU, celle-ci le transforme en signal digital et l'envoie sous forme AIRNC à l'ordinateur de gestion de l'affichage (Display Management Computer(DMC)) pour l'affichage sur l'écran EWD, et à l'ordinateur d'avertissement en vol (Flight Warning Computer(FWC)) pour l'activation des alarmes.

III.1.3.5: les sondes de vitesse N1 et N2:

Les capteurs de vitesses N1 et N2 mesurent respectivement la vitesse de rotation de l'attelage basse pression et haute pression.

Elles transmettent les valeurs des vitesses à l'unité de surveillance de vibration (Engine Interface Vibration Monitoring Unit (EIVMU)) pour le contrôle de vibration, au DMC pour l'affichage sur l'écran EWD, et au FWC pour l'activation des alarmes en cas de défaillance.

Le capteur N1 est monté sur le châssis Fan à la position 2:00, tandis que le N2 est monté sur le côté droit avant de l'AGB.

Les deux capteurs transmettent les signaux vers l'ECU qui le transforme en signal digital pour le renvoyer au DMC, EIVMU, FWC, sauf le signal N1 envoyé directement au EIVMU.

III.1.3.6. La sonde de pression P0:

Le capteur de pression est intégré dans l'ECU. Il permet de mesurer la pression ambiante statique, cette mesure étant la pression dans le capotage Fan.

III.1.3.7. Le capteur de pression PS12:

La sonde PS12 est partie intégrante de l'ECU, mesurant la pression statique en face du Fan par deux prises se situant aux positions: 10:30 et 1:30, et qui acheminent la pression vers l'ECU. La valeur de cette pression aide à déterminer le nombre de Mach.

III.1.3.8. Le capteur de pression PS3:

La sonde PS3 est partie intégrante de l'ECU, permettant de mesurer la pression de décharge du compresseur, et ce par une prise située à la fin du carter du compresseur.

III.1.3.9. Le capteur de température T3:

La sonde est un thermocouple déterminant la température à la sortie du compresseur.

III.1.3.10. La sonde de température T5:

La sonde est optionnelle utilisée pour la surveillance de comportement. Elle est située à la position 9:30 sur le châssis arrière de la turbine et mesure la température en aval de la LPT.

III.1.3.11. La sonde de pression PS14:

La sonde est partie intégrante de l'ECU et est optionnelle, permettant de mesurer la pression statique en décharge du Fan, et ce par deux prises situées aux positions:10:30, et 1:30 sur le carter arrière du Fan. La valeur est utilisée pour la surveillance du comportement.

CHAPITRE IV :
Méthodologie de dépannage
et recherche de panne

IV.1 Maintenance :

IV.1.1. Définition de la maintenance :

L'entretien d'un aéronef peut être défini comme l'ensemble des opérations et actions destinées à maintenir ou à remettre l'aéronef ou certains de ces éléments en état d'être exploités normalement comme lors de la certification. La maintenance consiste en plusieurs opérations dont : la vérification, modification, révision, inspection....

IV.1.2. Objectifs de la maintenance :

IV.1.2.1. *La sécurité :*

C'est une exigence à la fois réglementaire et commerciale ; réglementaire du fait que l'aéronef doit conserver au cours du temps les caractéristiques de navigabilité définies lors de la certification ; d'autre part, un accident peut nuire à l'image de marque du transporteur et du constructeur.

IV.1.2 .2. *La disponibilité :*

Un aéronef représente un investissement coûteux, les compagnies cherchent donc un taux d'utilisation élevé.

IV.1.2.3. *Le coût :*

Il est impératif de trouver un compromis entre les deux premiers objectifs et le troisième avec pour contrainte la satisfaction des exigences réglementaires en matière de sécurité et de disponibilité avec le coût de maintenance le plus bas que possible.

IV.1.3. Les différentes politiques de maintenance :

IV.1.3.1. *Entretien totalement effectué dans la compagnie :*

A. Avantages :

- Diminution du coût de maintenance.
- Indépendance technique.
- Souplesse de programmation et de modification.

B. Inconvénients :

- Investissement coûteux, matériel et humain.
- Frais financier élevé sur le stock.
- Problème de main d'œuvre.

IV.1.3.2. *Entretien effectué dans la compagnie partiellement* :**A. Avantages :**

- Investissement progressif et limité
- Gain de coût dans les parties très coûteuses
- Développement progressif d'activité

B. Inconvénients :

- Dépendance technique
- Pas de maîtrise de stock
- Manque de souplesse dans la programmation et la modification

IV .1.3.3. *Entretien sous traité totalement* :**A. Avantages :**

- Pas d'investissement coûteux
- Pas de frais financiers sur le stock
- Pas de problèmes de main d'œuvre

B. Inconvénients :

- Dépendance technique.

IV.1.4. Différents types de maintenances :

L'action de maintenir est une évidence après la défaillance d'un équipement.

L'apparition de la défaillance à plusieurs causes possibles qui sont résumées dans le schéma suivant :

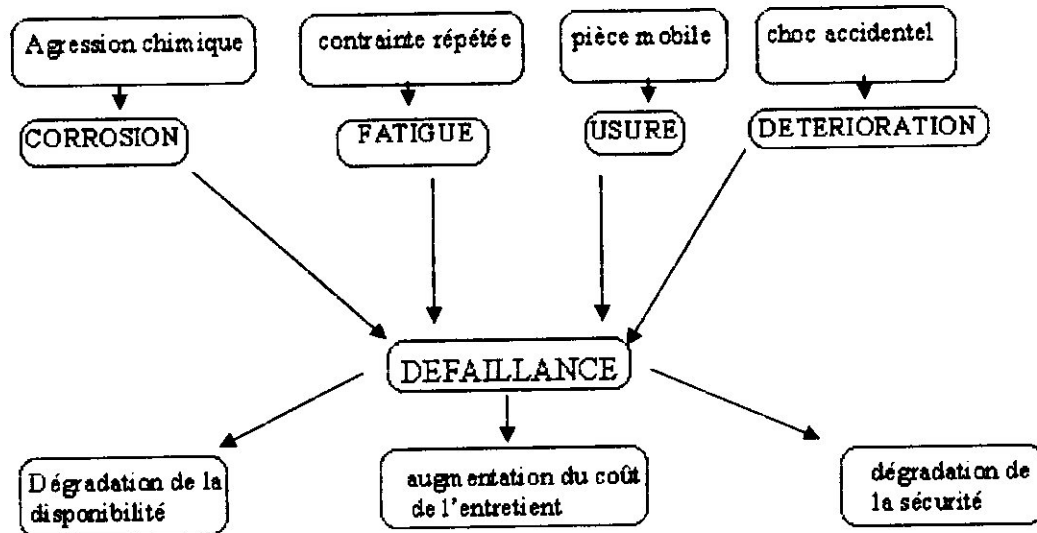


Schéma montrant les causes des défaillances

Dans le domaine de la maintenance aéronautique deux types de maintenances sont suivis pour pouvoir garder la disponibilité et la régularité des moteurs ainsi que la veille sur la sécurité des usagés des avions, ces deux types de maintenance sont :

IV.1.4 .1 Maintenance préventive (programmée) :

Ce type de maintenance permet d'éviter l'apparition de la défaillance et de réduire sa probabilité.

Cette maintenance est organisée sous forme de visites dans lesquelles différentes tâches sont définies et effectuées. Ceci permet un gain de temps et de coût de maintenance.

La terminologie de ces visites et leur périodicité varient d'une compagnie à une autre, et les tâches comprises dans chacune d'elles sont définies par le personnel de maintenance en se basant sur le MPD et approuvées par les services officiels **VERITAL**.

Pour la compagnie AIR ALGERIE, les visites sont les suivantes :

A) *Service check* :

Cette visite comprend toutes les vérifications à effectuer avant chaque départ pour la préflight, pour la daily, pour la weekly.

B. Visite prévol (PREFLIGHT CHECK) :

Elle sert à déterminer la navigabilité de l'avion par une inspection visuelle pour s'assurer qu'aucun dommage n'a été occasionné et qu'il n'y a aucune fuite de fluide évidente. Cette visite peut être effectuée par un membre de l'équipage.

Comprend, sans s'y limiter nécessairement :

- Une inspection autour de l'avion et de ses équipements de sécurité pour détecter des signes évidents d'usure, de dommages ou de fuites.

En outre, la présence de tous les équipements de sécurité est exigée.

- Un contrôle du compte rendu matériel afin de s'assurer que le vol considéré n'est pas affecté par des défauts non corrigés reportés et qu'aucune opération d'entretien requise figurant dans l'attestation d'entretien n'est dépassée ni ne le sera pendant le vol considéré .
- L'assurance que les liquides, gaz, etc. consommables embarqués avant le vol sont conformes aux spécifications appropriées.
- L'assurance que toutes les portes sont correctement fermées;
- L'assurance que tous les verrouillages de surface de contrôle et de train, le cache de la sonde anémo-barométrique, les dispositifs de retenue et les obturateurs d'entrée d'air moteurs ont été enlevés.

C. Visite journalière (DAILY CHECK) :

Cette visite doit être effectuée une fois toutes les 24 heures, elle comporte les opérations de la visite prévol en plus d'autres vérifications. Ces visites peuvent être espacées de 3 jours.

D. Visite demi A :

S'effectue toutes les **300 heures** de vol. Cette visite inclue toutes les tâches inférieures à **600 hv**. Ces tâches sont identifiées dans le manuel d'entretien

E. Visite A :

Les visites de type A doivent être effectuées toutes les **600 heures** de vol (**600 F/ H**).

Nota : Si une occurrence de Visite A intervient durant une période de stockage de l'avion, les opérations de maintenance liées à cette Visite " A " seront réalisées lors du déstockage. Cependant, la date de la Visite A suivante sera calculée à partir de la date théorique de la Précédente.

F. Visite C :

Les visites de type " C " doivent être faites tous les 18 mois. Elle englobe des inspections supplémentaires, des démontages sont effectués pour les parties à accès difficile, elle dure environ une semaine.

G. Visite D ou grande visite :

La visite D est effectuée tout les 5 à 9 ans , elle comporte une révision complète et approfondie de l'avion ainsi que de tous les systèmes et de toute la structure .

IV.1 .4.2. Maintenance curative (non programmée) :

Ce type de maintenance permet de corriger les anomalies sur les équipements après leur apparition.

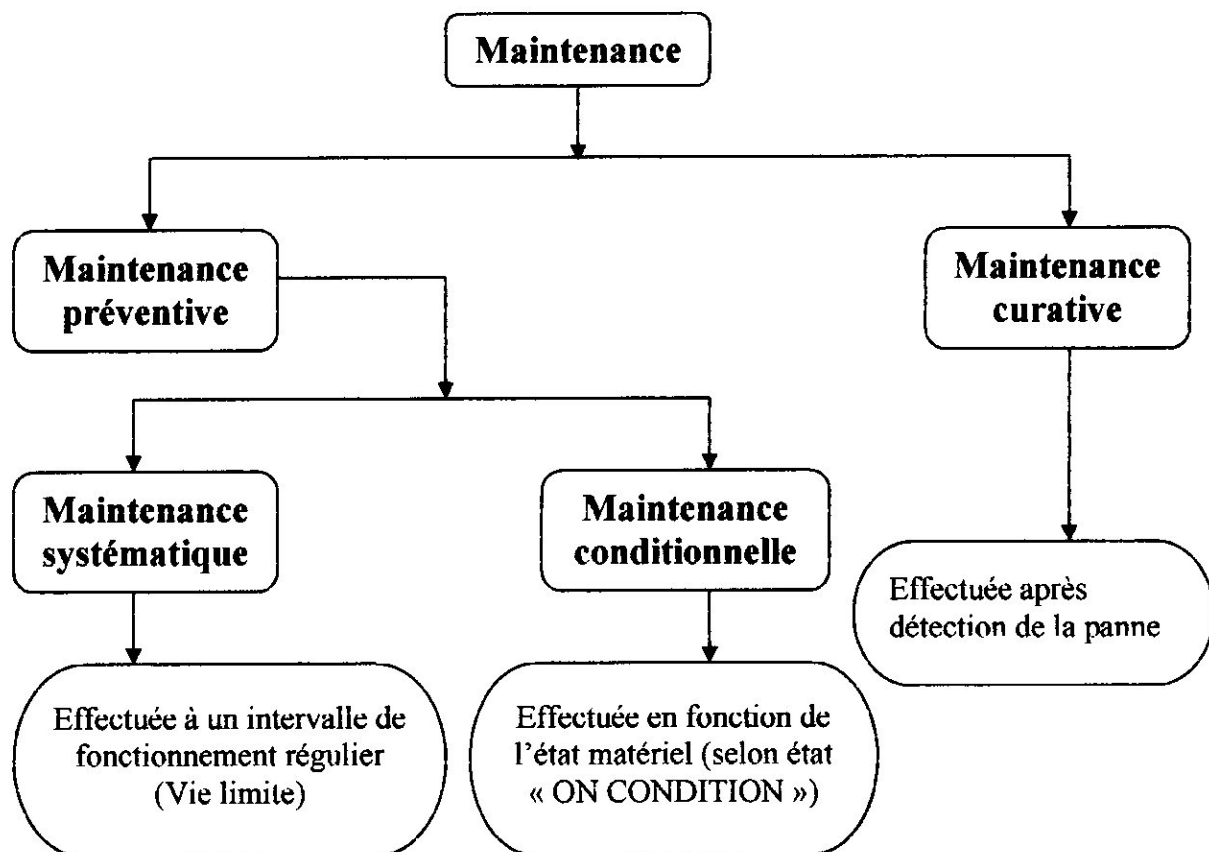


Figure (VI.1.4) Les différents types de maintenance.

IV.1.5. Les différents modes d'entretien :

A)- *Limite de vie (Hard Time _ HT) :*

C'est le temps indiqué par le constructeur de cet équipement à l'issus du quel il doit être révisé ou bien mis hors service. Cet entretien s'applique aux équipements dont on ne peut suivre l'état à cause de l'absence de paramètres significatifs permettant de faire des inspections.

Ex : Tuyauterie souple, bougie d'allumage...

B)- *Entretien selon état (On Condition _ OC) :*

Les éléments sont inspectés dans des intervalles de temps déterminés par le constructeur de ces équipements, les inspections se font par plusieurs méthodes bien appropriées (l'inspection visuelle, la boroscopie, les testes du CND, les testes de fonctionnement), selon les résultats de ces testes le mécanicien prend la décision de réviser l'équipement partiellement ou totalement ou bien de le laisser en son état car il garde ces caractéristiques initiales.

C)- *Surveillance du comportement (Condition Monitoring _ CM)*

L'inspection de l'élément et l'action corrective ne sont entrepris qu'après l'apparition de l'anomalie. Cette méthode est appliquée pour les systèmes redondants

IV.1.6. Manuels de maintenance :

Les actions de maintenance demandent une bonne connaissance des systèmes et des structures. Dans le but d'une maintenance réussite, les constructeurs d'avions mettent à la disposition des compagnies aériennes une série de manuels auxquels les agents de maintenance se réfèrent pour l'entretien et la réparation.

Les manuels d'entretien de l'AIRBUS A330-200 sont :

- **MPD** Maintenance Planning Document
- **AMM** Aircraft Maintenance Manual .
- **IPC** Illustrated Part Catalogue.
- **WDM** Wiring Diagram Manual.
- **SSM** System schematic Manual.
- **SRM** Structural Repair Manual.

- TSM Trouble Shouting Manual.
- CMM Component Maintenance Manual .
- FRM Flight Repport Manual

IV.1.6.1. Définition des fonctions des manuels de maintenance :

A)- AMM (Aircraft Maintenance Manual) :

Il est devisé en deux parties, la première partie apporte des descriptions sur les systèmes et sous systèmes ainsi que leurs fonctionnement pour aider les agents de maintenance à mieux comprendre la fonction et à détecter la faille en cas d'un mauvais fonctionnement.

La dcuxième partic contient des procédures détaillées et les étapes à suivre lors du dépannage, et de la maintenance :

- Dépose ; pose des différents éléments.
- Les procédures de nettoyage, et de la peinture.
- Le réglage des systèmes et les méthodes de testes des éléments.
- Méthode d'inspection des zones critiques.
- Méthodologie de réparation des éléments.

B)- MPD (Manual Planning Data):

C'est le document de planification de maintenance ,il définit les taches à exécuter pour chaque type d'inspection de maintenance programmée , utilisé aussi pour la réalisation des **job cards** ou les «**Cheack List**» que le technicien utilise lors des inspections.

C)- TSM (Troubleshooting Manual):

Utilisé pour la réparation des pannes survenues en vol ou au sol ; la procédure commence par une détection de la panne soit remarquée par les pilotes et rédigée dans **CRM** (compte rendu matériel) ou le **FRM** (Flight Report Manual) ou bien détectée par le **CMS** (Central Maintenance System), puis l'isolation de la panne par élimination des éléments qui peuvent être la cause de la panne jusqu'a arrivé à détecter l'élément mis en cause.

D)- IPC (Illustrated Part catalogue) :

Fournit des informations sur le remplacement des pièces et des composants, numéro de série des composants (part number), schémas explosés et détaillés des éléments qui constituent un équipement

E)- SSM (system schematic manual):

C'est la manuel des systèmes schématisés, il apporte à l'utilisateur une meilleure compréhension des systèmes. C'est un outil dans la procédure d'isolation de la panne.

F)- WDM (wearing diagram manual) :

Manuel des diagrammes des câblages, fournis des détails sur les câblages d'un point à un autre d'un système ou d'un sous- système.

G)- FRM (flight Repport Manual) :

Ce manuel est utilisé pour améliorer la communication entre l'équipage et les agents de maintenance.

H)- CMM (Component Maintenance Manual) :

Manuel de maintenance des équipements, ce manuel est utilisé pour la maintenance des équipements.

IV.2. Procédures de recherche de pannes :

Les pannes peuvent être divisées en deux groupes :

1. **Pannes observées :** Qui sont les pannes survenues au cours en vol et observées par l'équipage, ou au sol observées après les différentes inspections.
2. **Pannes enregistrées :** Qui sont les pannes survenues lors du fonctionnement et que les différents dispositifs électroniques ont détecté et mémorisé.

IV.2.1. Pannes observées :

Toute panne survenue durant le vol est reportée par l'équipage dans le compte rendu matériel « CRM ».

Le CRM est analysé après chaque escale pour permettre de déterminer les actions correctives à entreprendre pour remédier à l'anomalie et pouvoir enregistrer ces pannes dans un « historique de panne » pour performer le dépannage par la méthode historique et faire le suivi du moteur et des études de fiabilité.

L'analyse de l'anomalie permet de décider si l'action sera effectuée immédiatement ou différée jusqu'au retour à la base, ou la programmer pour la prochaine visite et ce selon sa gravité.

IV.2.1.1. Principe de recherche de panne :

Le principe consiste à définir clairement le symptôme observé, à procéder au diagnostic, de déterminer les causes possibles, et à déterminer l'action à effectuer pour remédier à la panne.

IV.2.1.2. Etapes de dépannage :

A. *Plainte équipage* : Panne donnée par le CRM.

Le personnel de maintenance consulte le CRM pour avoir les anomalies constatées durant le vol. le personnel ou l'équipage peuvent utiliser le manuel des pannes reportées (FRM) pour déterminer le code de la panne.

B. *S'informer et analyser la situation.*

Le personnel cherche des informations supplémentaires susceptibles de faciliter le diagnostic tel que les conditions dans lesquelles la panne s'est produite, la phase de vol....

C. *Etablir le diagnostic* : Déterminer les causes possibles (dans le TSM).

Dans cette étape le personnel tentent d'isoler l'élément en cause. Ceci sera fait en utilisant le TSM comme support.

D. Dépose/ pose : Définies dans l'AMM.

Le personnel effectue les opérations appropriées pour remédier à la panne : réglage, démontage, nettoyage, remontage, peinture, réparation....

E. Test de bon fonctionnement.

Le test est fait après chaque opération pour vérifier le rétablissement de la fonction.

F. Restitution de l'avion à l'exploitation.**G. Rédaction du rapport d'intervention.****IV.2.2. Pannes enregistrées :**

Les pannes survenues dans un vol peuvent être détectées soit par le pilote qui remarque un paramètre anormal ou un équipement qui ne répond pas à un ordre bien précis, ou détectées par le système de maintenance embarqué.

IV.2.2.1. OMS Système de Maintenance Embarqué (Onboard Maintenance system) :

Le système de maintenance embarqué est l'ensemble des équipements qui sont utilisés pour la détection des pannes leur enregistrement ainsi que leur classification .L'OMS comprend les systèmes suivants

- Le **CMS** système de maintenance central, il comprend les section si dessous :
 - CMS** utilisation opérationnelle.
 - CMS** acquisition et affichage des données.
 - CMC** (Central Maintenance Computer) ordinateur central de maintenance.
- Système de chargement des données haut et bas.
- Système d'impression de pannes, ce système comporte la sous section qui est le **PRINTER**.

IV.2.2.2. Système de maintenance central (CMS) :

Dans l'industrie du transport aérien, l'entretien en ligne est un critère très important influant sur l'économie de la compagnie. La maîtrise et le contrôle de ce critère donc sont un atout pour la prospérité de cette dernière. Sa maîtrise et son contrôle demandent une bonne connaissance des équipements dédiés pour ce critère.

Les objectifs de la maintenance sont : la sécurité de l'avion, la disponibilité ainsi que la rentabilité.

L'introduction du matériel électronique dans tous les systèmes à bord a permis l'apparition du concept de l' **OMS**.

L'**OMS** apporte une assistance aux agents de maintenance, donc c'est facteur important pour la réduction des frais d'exploitation.

Le **CMC** permet au mécanicien de ligne de s'informer sur l'existence d'une panne à partir du cockpit et sur l'état des systèmes de l'avion ainsi que l'initialisation des tests de ces derniers, le **MCDU (Multipurpose control and Display Units)** est utilisée pour le control et l'affichage des données .

Le **CMS** comporte deux **CMC (CMC 1 et CMC 2)**, ces ordinateurs sont identiques et interchangeable, ils sont connectés à tous les systèmes **BITE**.

A travers le **CMC** les fonctions suivantes peuvent être réalisées:

- Elaboration des paramètres généraux (date, temps, numéro de vol...)
- Communication avec l'opérateur via le **MCDU**.
- Communication avec les systèmes **BITE** de l'avion.
- Traitement des pannes et des alarmes (mémorisation, centralisation).

Les fonctions suivantes sont aussi disponibles sur le **MCDU** :

- Rapport d'impression.
- Transmission des résultats **BITE** sur une disquette.

IV.2.2.3. Définition du système BITE (Built In-Test Equipement) :

Chaque système de l'avion comprend un dispositif qui détecte, isole, et mémorise la panne. Ce dispositif est appelé **BITE**.

Le dispositif **BITE** permet les opérations suivantes :

- Détection de défaillance affectant les systèmes.

- Identification de la panne au niveau du LRU. Le LRU incriminé est désigné par son ATA 100.
- Mémorisation des informations nécessaires à la maintenance. la logique de mémorisation est faite telle que l'information mémorisée en vol est non affectée par les opérations au sol, tels que le dépannage, les check lists
- Le relais avec le CMS pour le teste des fonctions.
- Transmission des données de maintenance aux CMC.
- Dialogue avec les CMC pour les tests.
- La distinction entre les défaillances au niveau des systèmes (défauts internes) et les défaillances au niveau d'interface d'avion (défauts externes)

IV.2.2.4. Différents niveaux de maintenance :

L'information de panne délivrée par le CMS correspond à plusieurs niveaux de maintenance :

1. Maintenance en ligne :

Cette maintenance est caractérisée par une intervention rapide de la part du personnel de maintenance, elle est limitée au remplacement de l'équipement défaillant.

Un test est opéré après remplacement de l'équipement pour contrôler le rétablissement de la fonction.

2. Entretien dans la base principal ou le hangar :

Elle est caractérisée par une intervention de longue période de la part du personnel de maintenance, elle concerne les actions ne pouvant être exécutées dans la maintenance en ligne.

3. Maintenance d'atelier :

Cette maintenance est faite à des intervalles de temps réguliers. L'intervention du personnel est alors programmée suivant l'utilisation de l'avion et concerne les équipements non surveillés.

Pour une panne donnée avec des conséquences opérationnelles données, le **MMEL** (Master Equipment Minimum List) indique au pilote si l'avion peut continuer de voler ou pas selon trois 3 critères

↓ **Critère GO :**

L'avion peut continuer à voler sans restriction, et sans atteinte à la sûreté des passagers.

↓ **Critère GO IF :**

L'avion peut continuer à voler dans certaines conditions (par exemple: un essai doit être réalisé, l'information est fourni par un autre équipement, des conditions atmosphériques...)

↓ **Critère NO GO :**

L'avion ne peut pas continuer à voler, ceci implique l'intervention obligatoire du personnel d'entretien avant de remettre l'avion en service

IV.2.2.5. Différents classes de pannes :

Les pannes détectées par les systèmes **BITE** sont classifiées selon leur capacité à nuire à la sécurité de l'avion :

1. Pannes classe 1 :

Ces pannes ont une conséquence opérationnelle pour la poursuite du vol, elles nécessitent obligatoirement une action corrective de l'équipage ; on dit que l'avion est « **NO GO** ».

Ces pannes sont portées à la connaissance de l'équipage en vol :

- ❖ Sous forme de message (niveau 1, 2,3) sur le **EWD** (Engine /Warning Display)
- ❖ Sous forme de voyant sur le **PFD** (Primary Flight Display) ou le **ND** (Navigation Display), ou le **SD** (System display)
- ❖ Sous forme d'alarmes dans le cockpit

2. Pannes classe 2 :

Ces pannes n'ont pas de conséquences opérationnelles sur le vol en cours et les prochains vols, mais peuvent en avoir si une deuxième panne survienne.

Ces pannes sont indiquées au sol par un rapport d'**ECAM** (Electronic Centralized Aircraft Monitoring) après arrêt du moteur.

3. Pannes classe 3 :

Ces pannes n'affectent en rien la sécurité et la disponibilité de l'avion. Elles ne sont pas indiquées à l'équipage, et peuvent ne être laissées sans réparation.

IV.2.2.6. Le MCDU (Multipurpose Control and Display Unit) :

Le MCDU consiste en un écran pour l'affichage des données, un clavier et des boutons utilisés pour commander les systèmes connectés à ce dernier.

Les MCDUs (Multipurpose Control and Display Units), permettent le dialogue avec l'un des deux CMC ; celui qui est actif.

L'A330-200 est équipé de 3 MCDU.

Le MCDU donne accès aux systèmes suivants

- **FMGEC** (Flight Management and Guidance Envelope Computer) qui permet la programmation du vol (trajectoire, point d'arrivée,.....) et qui permet notamment de faire fonctionner le pilote automatique par toutes les données de vol enregistrées dans ce système.
- **ACARS** (Aircraft Communication Addressing and Reporting System) qui permet de transmettre les paramètres concernant le vol en temps réel au sol.
- **CMS** (Central Maintenance System).

Pour accéder aux données de maintenance (message de pannes et **ECAM**) enregistrées par les CMC, le personnel utilise le MCDU.

En entrant dans le menu de maintenance les sous menus suivant vont s'afficher :

- **CURRENT FLIGHT REPORT :**

Ce menu va fournir la liste des ECAM (alarmes et avertissement) et pannes (classe 1 et classe 2) enregistrés durant le vol courant.

- **POST FLIGHT REPORT :**

Fournit la liste des ECAM et pannes (classe 1 et 2) enregistrés durant le derniers vol.

- **PREVIOUS FLIGHT REPORT :**

Fournit la liste des ECAM et pannes (classe 1 et 2) enregistrés durant les 63 derniers vol.

- **AVIONICS STATUS :**

Fournit en temps réel la liste des systèmes affectés par les pannes.

○ **CLASS 3 REPORT :**

Fournit la liste des pannes de classe 3.

Ces menus permettent au mécanicien au sol d'avoir toutes les données sur la maintenance et ainsi l'aident dans la procédure de dépannage.

IV.2.2.7. Le AIRNAV :

La compagnie **AIR ALGERIE** dispose d'un réseau **intranet**, qui contient toute la documentation technique que le personnel de maintenance utilise dans la procédure de dépannage.

Le mécanicien, une fois ayant retiré le message de panne de le **MCDU**, se connecte à ce réseau et fait entrer le message de panne ce qui va lui permettre de se mettre sur le manuel de dépannage (**TSM** dans le cas des avions **AIRBUS**), et à partir de liens mis sur chaque manuel, il va pouvoir directement se mettre sur l'autre manuel définissant l'opération à entreprendre en cliquant sur le lien.

Dans le cas où le message contient directement le **LRU** isolé par le **BITE**, le **AIRNAV** envoie le mécanicien directement à l'**AMM** pour les procédures de remplacement, de démontage ...

Ex : En entrant dans le **TSM** on trouve que la procédure nécessite de faire un teste, ce teste sera fait suivant une opération définie dans l'**AMM**, donc le **TSM** nous envoie vers l'**AMM**.

Avec ce système on accède directement à la procédure dans l'**AMM** en cliquant sur le lien. Ce système permet un gain de temps considérable.

LRU (Line Replaceable Unit) :

Chaque système est composé d'un groupe de composants démontables appelés **LRU**

IV.2.2.8. AIRMAN :

Le **AIRMAN** est un logiciel intelligent et sophistiqué. Il est développé par **AIRBUS** pour optimiser la maintenance, le suivi et le dépannage de ces avions.

Le **AIRMAN** donne les avantages suivants :

- Notification instantanée des messages des pannes et avertissement des gens de la maintenance lors de leur apparition.
- Fourniture de recommandations pour la maintenance.
- Support pour le personnel de maintenance et ingénieurs par les bases de données de l'historique des pannes.
- Réduction des coûts de maintenance et amélioration de son rendement.
- Réduction du temps de maintenance par l'accès rapide à tout les documents appropriés et l'accès aux actions préalablement réalisées et à l'historique des pannes.

Le **AIRMAN** surveille constamment l'avion pendant le vol et collecte les informations envoyées par l'**ACARS**, ainsi, il prévient les gens de la maintenance dès qu'une panne ou avertissement aie lieu. Il donne aussi toutes les informations nécessaires au dépannage, et guide le personnel vers l'action de maintenance la plus appropriée et donne accès à la documentation technique par le biais du **AIRNAV**.

Il est aussi capable de manier les actions de maintenance programmée par la gestion des procédures et ordre du travail, et de raccorder les actions entre elles.

Par la surveillance constante des systèmes de l'avion, le **AIRMAN** peut fournir un avertissement de la panne avancé, et une recommandation des taches à effectuer.

Il fournit un support sur deux niveaux :

- Maintenance en ligne : identification et gestion des taches.
- Maintenance dans le hangar : fournit les taches de maintenance par priorités.

IV.2.2.9. Définition des SB (Service Bulletin) :

Le Service Bulletin (SB) est une recommandation faite par le constructeur aux clients sur des équipements représentant des dysfonctionnements afin de les changer.

Le constructeur trouve une solution technique pour le rétablissement du bon fonctionnement de l'équipement et assiste le client dans l'application de la modification où lui fournit le nouvel équipement de remplacement.

IV.2.2.10. Exemple de SB concernant les CF6-80 E1 de la compagnie AIR ALGERIE :**IV.2.2.8.1. Alternateur de l'ECU :**

Des anomalies au niveau du PMA sont observées répétitivement au cours de l'exploitation des moteurs. La répétition de ces pannes a rendu nécessaire l'établissement d'un SB pour cet équipement par le constructeur.

Cette panne est due à l'arbre d'entraînement de l'alternateur ce qui peut causer :

- Vibrations élevées de l'AGB ce qui affecte :
 - La fiabilité de l'indication du système d'huile
 - Perte d'huile
 - Fente des tubes d'huile
 - Contamination du système d'huile
 - Frottement du stator et rotor de l'alternateur

Le problème sur l'arbre d'entraînement a été localisé au niveau des roulements à billes utilisés sur l'alternateur. Ce dispositif a été amélioré pour diminuer le niveau de vibrations et communiqué sous forme de SB pour le remplacement des anciens alternateurs par les nouveaux.

IV.2.2.8.2. Fiabilité de l'accéléromètre du CRF :

Des indications de vibrations élevées sont reportées sur les CF6-80 E1. Les accéléromètres du moteur et les câblages électriques sont inspectés.

- Les connexions ont montré une évidence d'exposition à la température
- Des dommages dus à la température sont observés

La solution pour ce problème a été l'ajout ou la création d'un refroidissement pour de l'accéléromètre et ce par les opérations suivantes :

- Aménager des trous sur le collecteur l'air de la CCC (Core Compartment Cooling).
- Faire dévier le collecteur de décharge du fan de façon à refroidir ce dernier.

IV.2.2.11. Historique des pannes :

Pour le suivi de ses avions et ses moteurs la compagnie **AIR ALGEIRE** établit un document appelé « **Tableau récapitulatif des événements affectant les systèmes** » ou « **historique des pannes** ». Ce document est un recueil de toutes les pannes ayant affecté les systèmes de l'avion y compris les moteurs.

Les différents **CRM** contenant les pannes sont ramené à un service de la compagnie qui s'occupe du remplissage de ce document, puis à partir de ces derniers les gens de ce service enregistre toutes les anomalies et actions correctives ainsi que toutes les données concernant la défaillance. Au bout de chaque semestre ce document est édité.

Ce document est utilisé par la suite pour faciliter la maintenance en aidant le personnel dans l'estimation des causes de la panne, et ce en incriminant prioritairement sur un une cause possible ayant été enregistrée dans ce dernier.

Il contient aussi une étude de fiabilité de tous les systèmes pour ce semestre.

Le tableau des éléments affectant les moteurs **CF6 - 80 E1** pour le premier semestre **2006** est présenté ci après :

Tableau récapitulatif des événements affectant les systèmes (historique des pannes):

Type d'avion	Immatri-culation	date	Heure incident	N° vol	ATA	Anomalie	Phase de vol	Action
A330	7T-VJW	23/0 2/06	20H47	4064	73	ENG1 MINOR FAULT	06	Effectue test FADEC des deux GTR suivant AMM 73-21-00-710-805/804. Constate message FADEC à chaque mise en route : remplace prise p11. Remplace generator ECU GTRI suivant AMM 73-21-52-000-801/400-801. Remplace AGB shaft PMA suivant AMM : Remplace ECU1 et ECU2 suivant AMM 73-21-34-000-801/400-801 plus test suivant MCDU selon AMM 73-21-0à-710-804 Essai non concluant FADEC1. Remplace ECU avec son plug essai suivant AMM 73-21-00-710-805 non concluant.

A330	7T-VJX	20/0 2/06	08H14	1060	75	ENG1 minor fault + moteur 2 démarrage reté	06	Effectue dépannage suivant AMM task : 75-23-00-810-815
A330	7T-VJX	01/0 3/06	09H34	1022	75	Moteur N1 minor fault + moteur N2 démarrage raté	06	Effectue dépannage selon TSM 75-25-00. Effectuer remplacement du SW pression différentielle suivant AMM : 75-23-11-000/400-801. effectuée test de FADEC selon AMM 73-21-00-710-805.OK.
A330	7T-VJV	03/0 3/06	Non disponib	1002	78	After landing, ENG1 REV FAULT	Non disponible	Effectue BITE test suivant 78-31-00-710-802
A330	7T-VJV	04/0 1/06	Non disponib	1023	73	Fausse alarme EGT 1 avec déclanchement ECAM durant 1 sec et retour normal.	Non disponible	Effectue test of FADEC selon AMM 73-21-00-710-805 OK.

Suite du tableau récapitulatif des événements affectant les systèmes.

IV.2.2.12. Etapes de dépannage :

Pendant l'apparition d'une panne le système **BITE** va la détecter. Par des tests, le système **BITE** va faire une isolation de la panne pour déterminer le **LRU** en cause dans la mesure du possible, ou une série de causes possibles classées suivant leur probabilité décroissante.

Le système **BITE** communique ensuite les données de la pannes aux **CMC** ainsi qu'à l'ordinateur gérant les alarmes et avertissements pour le déclenchement des **ECAM** dans le cockpit.

Pour le moteur, l'écran sur lequel s'affiche les **ECAM** est le **EWD**.

Remarque :

Suivant la class de la panne, et si cette panne est de classe 1 affectant la sécurité de l'avion et nécessitant des actions correctives, les actions correctives nécessaires à remédier à la panne vont s'afficher sur l'écran **EWD** pour guider l'équipage dans l'application de l'action corrective .

Les actions correctives sont affichées suivant l'ordre sous lequel elles doivent être appliquées. Elles sont codées par des couleurs ne permettant à l'équipage de faire l'action suivante qu'après l'application de la précédente.

Une fois l'avion au sol, l'équipe de maintenance consulte le **CRM** sur lequel seront mentionnés l'**ECAM** apparu, ainsi que d'autres informations.

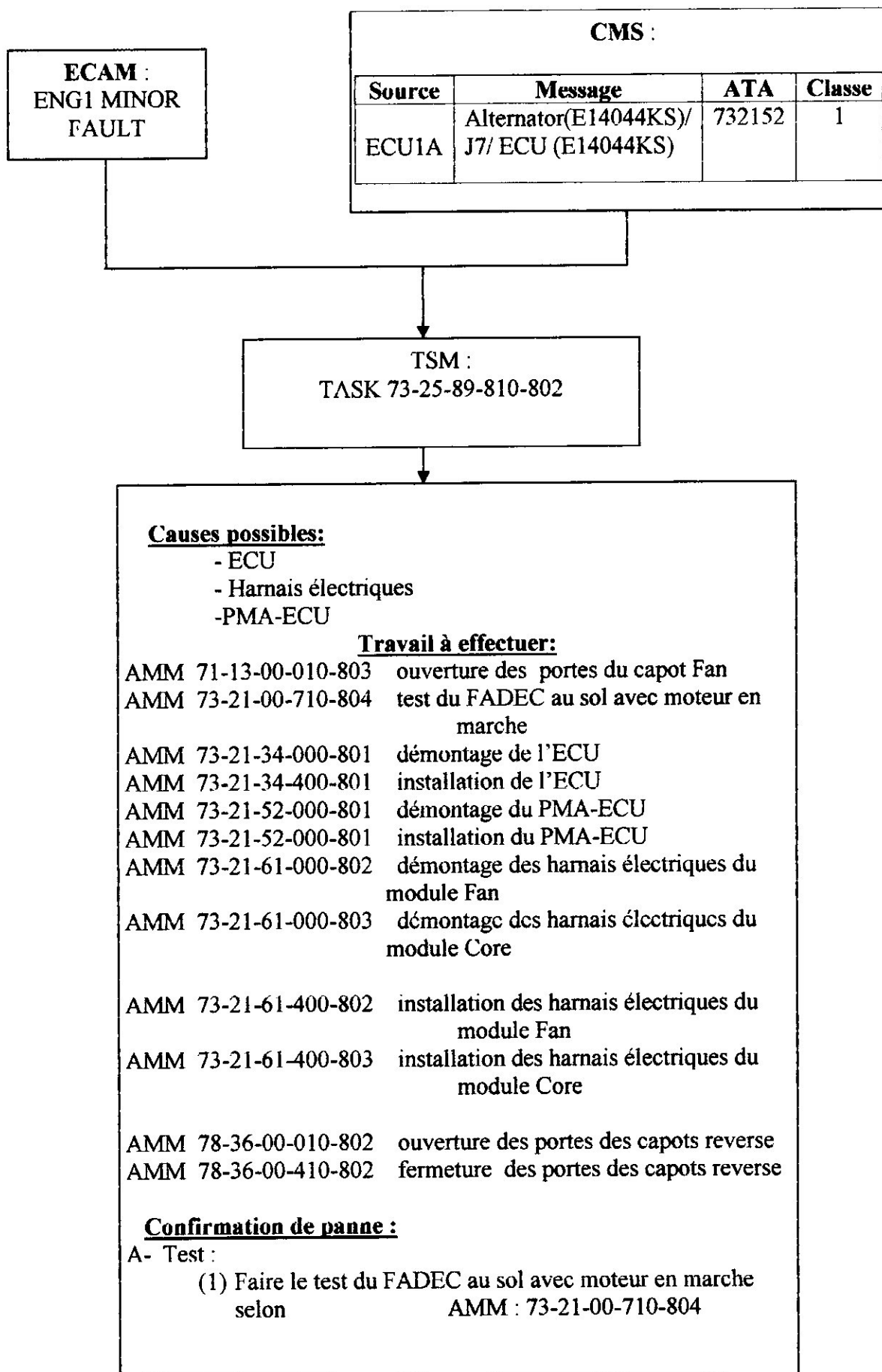
Puis, par le biais du **MCDU** va consulter les pages du **CMC** pour avoir le message de panne, sa classe, et son **ATA** ainsi que d'autres informations.

Ayant les données de maintenance nécessaires, l'équipe de maintenance fait l'isolation de la panne et suit les instructions définies dans les différents manuels de maintenance.

IV.2.2.13. Exemple de procédure de recherche de panne :

Ex 1 : Prenons le premier exemple du tableau récapitulatif des événements affectant les systèmes.

Le personnel de maintenance va suivre les procédures décrites dans le diagramme ci après :



Isolation de la panne :

Si le test donne le msg :
ALTERNATOR (E1-
4044KS)/J8/ECU

- Ouvrir les portes du capot Fan.
(1) Déconnecter la prise mal 400KS-J8 de l'ECU.
S'assurer que les broches de contact (Pins) ne se sont pas détériorées dans la prise femelle J8 de l'ECU.

OUI

Domage trouvé.

-Remplacer la prise mal de l'ECU 400KS selon AMM 73-21-34-000-801 et AMM 73-21-34-400-801

NON

Dans la prise mal mesurer les résistances entre pin : Jj et y, Jj et z, Jj et AA (< 1ohm), Jj et le sol (> 10 Mohms)

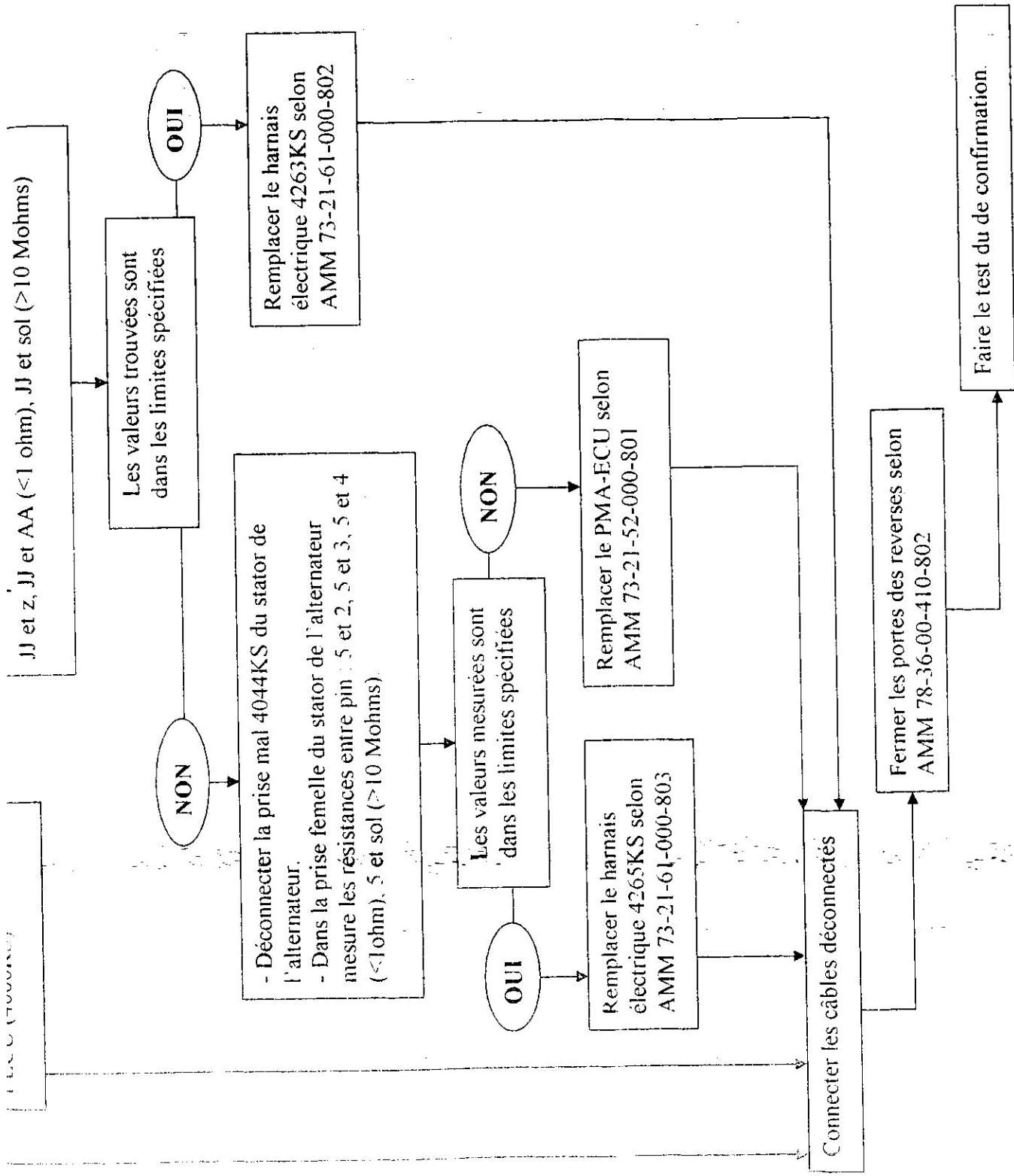
OUI

Les valeurs mesurées sont dans les limites spécifiées

NON

- Ouvrir les portes des reverses selon AMM 73-36-

AMM 73-36-000



JJ et z, JJ et AA (<1 ohm), JJ et sol (>10 Mohms)

Les valeurs trouvées sont dans les limites spécifiées

OUI

Remplacer le harnais électrique 4263KS selon AMM 73-21-61-000-802

NON

- Déconnecter la prise mal 4044KS du stator de l'alternateur.
- Dans la prise femelle du stator de l'alternateur mesure les résistances entre pin : 5 et 2, 5 et 3, 5 et 4 (<1ohm), 5 et sol (>10 Mohms)

Les valeurs mesurées sont dans les limites spécifiées

NON

Remplacer le PMA-ECU selon AMM 73-21-52-000-801

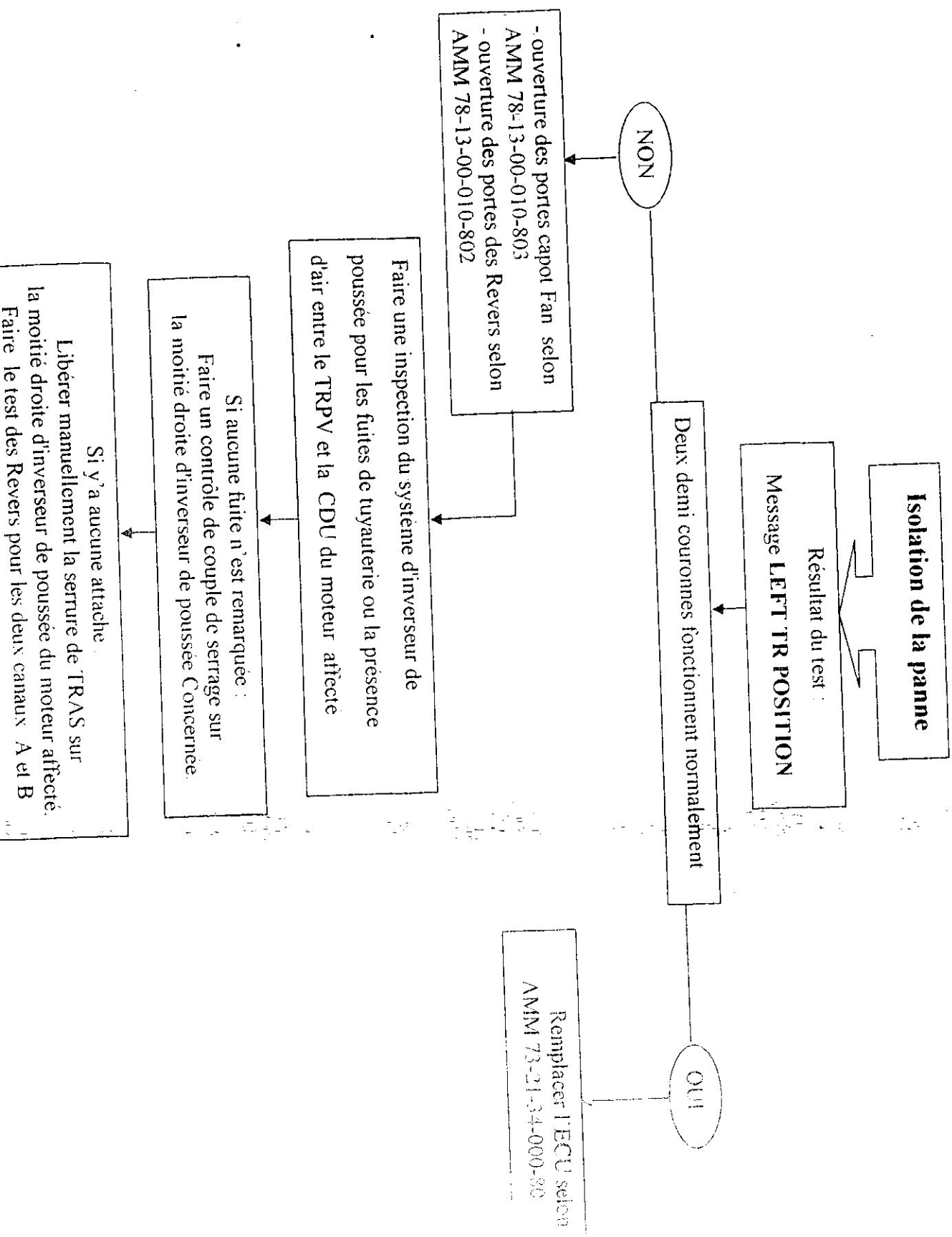
OUI

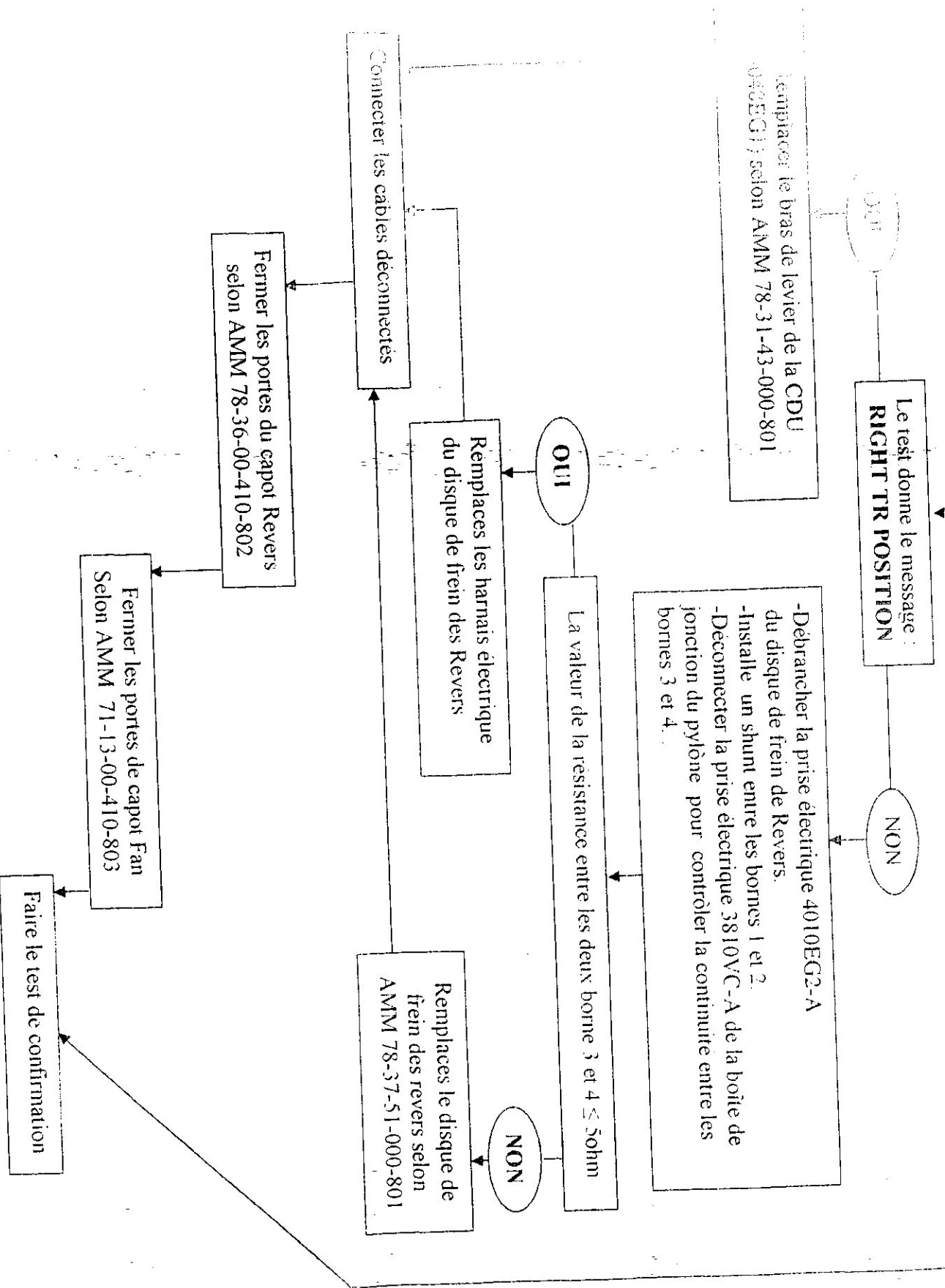
Remplacer le harnais électrique 4265KS selon AMM 73-21-61-000-803

Connecter les câbles déconnectés

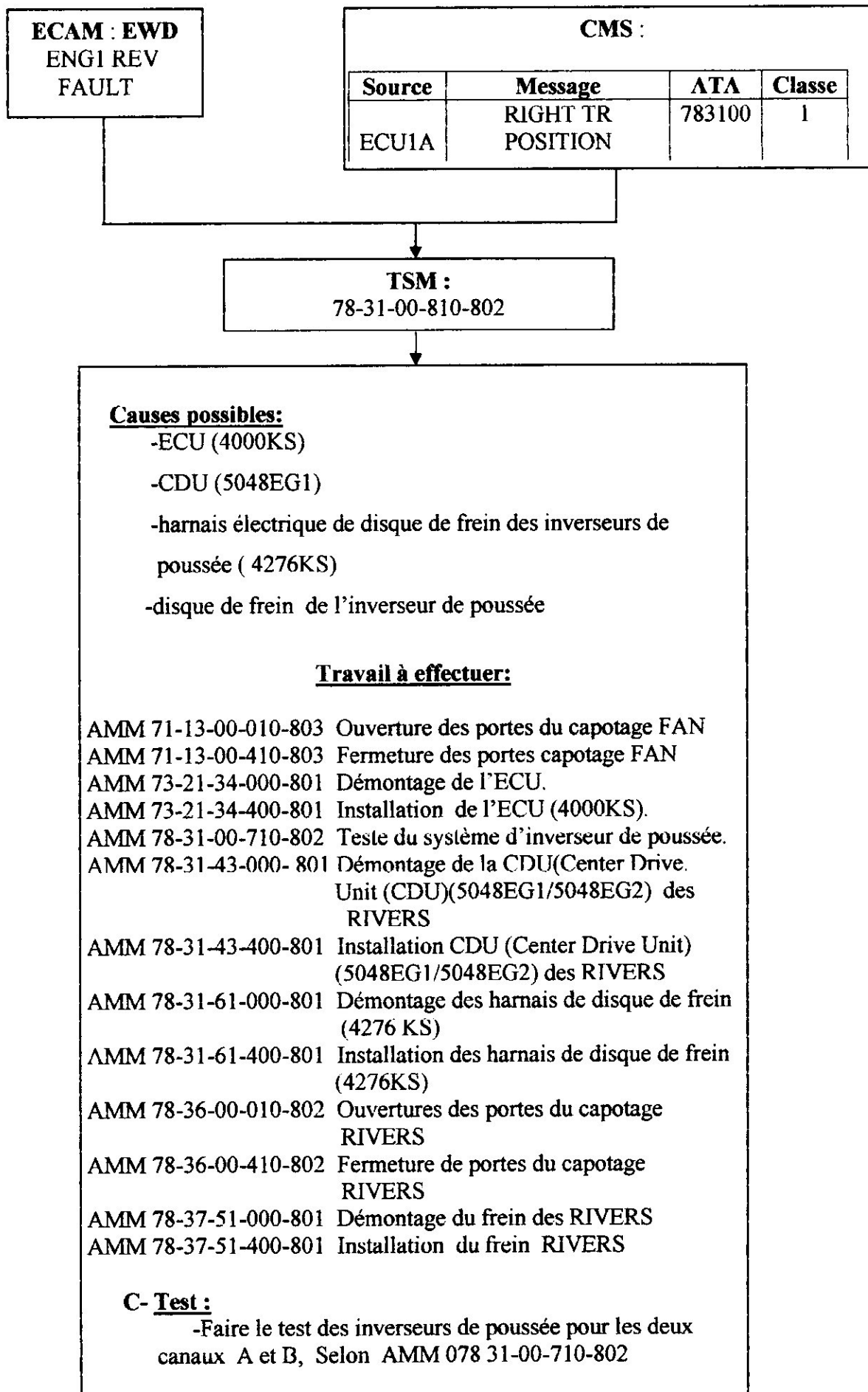
Fermer les portes des reverses selon AMM 78-36-00-410-802

Faire le test du de confirmation.





Ex 2 :l'exemple suivant est une panne remarquée sur les **RIVERS** du moteur 1 , elle a été motionnée dans le manuel d'HISTORIQUE DE PANNES , le tableau suivant récapitule les causes probables de la panne ainsi que la procédure à suivre pour la réparer .





CONCLUSION

Conclusion

Au cours du temps que nous avons passé à la réalisation de ce modeste travail, nous avons pu nous familiariser avec le moteur **CF6-80 E1** et prendre connaissance des différents composants de ce moteur et de sa technologie.

Nous avons pu aussi nous initier à la maintenance de ce moteur, à la recherche de panne, aux méthodes et outils utilisés dans le dépannage et à tout ce qui touche à la maintenance.

Ainsi, et en nous approfondissant dans le sujet, nous avons pu comprendre des choses qui nous étaient auparavant sombres.

Ce travail nous a aussi apporté un éclaircissement sur les procédures de recherche de panne et les techniques et outils utilisés pour l'optimisation de ces dernières.

La maintenance de ce moteur est des plus poussés actuellement. Etant un moteur monté sur un avion **AIRBUS**, il est entretenu suivant les méthodes et outils mis par ce constructeur à la disposition des compagnies aériennes, ces méthodes et outils sont les plus performants et les plus avancés actuellement. Ce constructeur a créé une série de matériels électroniques et de logiciel comme le système **OMS**, le **AIRNAV**, le **AIRMAN** qui peuvent être considérés comme la technologie de pointe en matière de recherche de panne et de dépannage.

Pour la réalisation de ce travail, nous avons fait preuve de beaucoup de ténacité et de courage, et étant arrivé à sa fin nous souhaitons que ce travail va porté un plus à ceux qui le liront, et servira de support à ceux qui prépareront leurs **PFE** pour les années à suivre.

Nous avons souhaité faire une étude de fiabilité pour ce moteur, mais malheureusement le temps nous prend à défaut, ainsi, nous espérons que ça sera fait par les prochaines promotions.

BIBLIOGRAPHIE

- ✚ Dictionnaire aéronautique technique.
- ✚ Le TECHNICAL TRAINING MANUAL de l'A330-200.
- ✚ Les cours de « Recherche de panne » et de l'« Organisation maintenance ».
- ✚ Les thèses :
 - La méthodologie de recherche de panne et de maintenance du JT8D, promotion Juin 2001, du département Génie Mécanique de BOUMERDES, présentée par : **LADDADA Mehdi** et **SELLAM Hacéne**.
 - Entretien et suivi d'un moteur CF6-80 E1 de l'IAB, promotion Septembre 2005, présentée par **ZMIT Hamoud** et **OTMANE Doudja**.
 - Recherche de panne et maintenance du moteur CF6-80 E1, promotion 2004/2005, présentée par **RAHNI Lamia** et **YAHIA Elmehdi**.
- ✚ Le livre : Technologie du CF6-80 A1.
- ✚ Historique des pannes des avions A330-200 du premier semestre 2006 de la compagnie AIR ALGERIE.
- ✚ Catalogue des SB du constructeur GE.
- ✚ Manuel d'entretien de la compagnie AIR ALGERIE.
- ✚ Recherches sur sites internet : - www.airbus.com.
- www.generalelectric.com.
- ✚ Les CD :
 - TSM de l'A330-200.
 - AMM de l'A330-200.