

République Algérienne Démocratique et Populaire

059/06
EX2

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Université de SAAD DAHLEB BLIDA
Faculté des Sciences de l'Ingénieur
Département d'Aéronautique



MÉMOIRE DE FIN D'ÉTUDE POUR L'OBTENTION DU DIPLÔME DES
ÉTUDES UNIVERSITAIRE APPLIQUÉES EN AÉRONAUTIQUE

OPTION : PROPULSION

THEME

ETUDE COMPARATIVE DE LA RECHERCHE DE PANNES DES
REACTEURS CF6-80-C2 & CF6-80-E1

Promotrice :
Mme Belhoucine Linda
Co-promoteur :
Mr Azzazen Mohamed

Réalisé par :
Biri Sofiane
Djedid Amar

2004-2005

Dedication

Je dédie humblement ce travail à :

*Mon cher père et ma très chère mère que j'aime énormément et
je leur présente tout le remerciement pour leur conseils que dieu
mes les gardent à jamais.*

Mes frères et mes sœurs.

A mon binôme et toute sa famille.

A mes amis : Mouh., Mounire, Farid.....

*A mes très chers amis de l'institut : Mouh Chouame, Ishak
, Bel Hacem, Medina, Nessrin, Fethi Aïf, Bel Hadj,
Ehmed Mourad...*

Tout ceux qui me sont chères et que j'aime.

Sofiane

Sincere

*Mes parents pour leurs soutiens et je leur pressentent tout le
remerciement pour leur conseils que dieu mes les gardent a jamais*

Mes freres Ahmed et ma petite sœur Sara

Toute la famille que se soit de proche ou de loin.

A mon binôme et tout sa famille

Mes collègues de la promotion Belkacem Sofiane Lamiu Madina Nessri.

et mes ames cherchalis

Amare

REMERCIEMENT

Nous remercions le bon dieu de nous avoir donner le courage, la patience et la capacité de mener ce travail a terme.

Nous tenons aussi à exprimer nos sincères remerciements à notre promotrice Mm BELHOCINE LINDA de nous avoir encadrée malgré la charge du travail et à Mr. GUELLETI KARIM qui nous a dirigé au long de notre projet de fin d'étude et à Notre co-promoteur Mr AZZAZENMOHAMED.

Au membre de jury pour l'honneur qui nous ont accordé en acceptant de juger notre travail.

Et a tout ceux qui mon soutenue de près ou de loin pour la réalisation de se travail.

A tous ceux qui nous ont aidé de proche ou de loin dans notre travail durant le stage pratique au sein de la compagnie aérienne AIR ALGERIE

Résumé

Notre étude a porté sur la comparaison de recherche de pannes des réacteurs CF6-80-E1 et le CF6-80-C2.

Le but principal de la recherche de pannes c'est de détecté les défauts engendrant un néfaste comportement des pièce et de fournir des données concerté l'états des systèmes.

ملخص:

تناولت هذه الدراسة المقارنة في البحث عن الأعطاب للمحركين CF6-80 E1 و CF6-80 C2. وقد قمنا بدراسة مختلف الأنظمة و الطرق للبحث عن الاعطاب في هذين المحركين. تمكننا من تفادي الكوارث الجوية.

Summary

The objective one of our memory is the comparison of the fault isolation Of engines CF6-80E1 and CF6-80C2.

Like one showed the systems and methods of fault isolation of engines.

II-3-Rechche de pannes du CF-80-E1 sur AIRBUS.....	54
II-3-I-SYSTEME D'AFFICHAGE DU CF6-80E1 (AIRBUS).....	54
II-3-1-1-Les Ordinateur « CMC1 et CMC2 ».....	54
11-3-1-2-Engine Interface and Vibration Monitoring- Unit (EIVMU).....	55
11-3-1-3-Multipurpose Control Display Unit.....	56
II-3-2-Le Menu CMS au sol11-3-3-Page « System Report/Test ».....	57
11-3-4-Menu Principale de l'ECU « ECU main Menu ».....	58
II-3-4-1-Last Leg Report.....	58
II-3-4-2-Previous Leg Report « PLR ».....	59
II-3-4-3-LRU Identification.....	60
II-3-4-4-Ground Scanning « GS ».....	61
II-3-4-5-Trouble Shooting Data « TSD ».....	61
II-3-4-6-Last Leg Class 3 Faults.....	62
II-3-4-7-Engine Test.....	62
II-3-4-8-Dispaly Test.....	62
II-3-4-9-Cround Report.....	63
II-3-4-10-Specific Data "SD".....	64
II-3-5- LE TROUBLE SHOOTING MANUAL (TSM).....	64
II-3-5-1-Organisation et contenance.....	65
II-3-5-2-Procédure d'isolation de panne par le TSM.....	65
II-3-5-3-Comment utiliser le TSM.....	65
CHAPITRE III:Exemple de la Recherche de Pannes des deux moteur	
III-1-Introduction	.
III-2-PANNE DE VIBRATION SUR LE CF6-80-C2.....	66
III-3-PANNE DE VIBRATION SUR LE CF6-80-E1.....	73
Conclusion	
Tableaux de comparaison.....	77
Conclusion	78

Liste des Figures

CHAPITRE I: description des deux moteurs

Fig :I-1- Modules du CF-6-80-C2	1
Fig :I-2-module fan du CF6-80-C2.....	1
Fig :I-3-module core du CF6-80-C2.....	2
Fig.:I-4-module THP du CF6-80-C2.....	3
Fig.:I-5-module TBP du CF6-80-C2.....	4
Fig.:I-6-module AGB du CF6-80-C2.....	4
Fig.:I-7- les capots du CF6-80-C2.....	5
Fig.:I-8- les différentes stations du CF6-80-C2.....	6
Fig.:I-9-le circuit carburant du CF6-80-C2.....	8
Fig.:I-10-le circuit de graissage du CF6-80-C2.....	9
Fig.:I-11-le circuit d'AIR du CF6-80-C2.....	10
Fig.:I-12-le circuit de démarrage du CF6-80-C2.....	14
Fig.:I-13-le circuit d'allumage du CF6-80-C2.....	15
Fig.:I-14-système reverse du CF6-80-C2.....	16
Fig.:I-15-les modules du CF6-80-E1.....	18
Fig.:I-16-le module FAN du CF6-80-E1.....	19
Fig.:I-17-le module CORE du CF6-80-E1.....	20
Fig.:I-18-Turbine Haute Pression du CF6-80-E1.....	20
Fig.:I-19-Turbine Basse Pression du CF6-80-E 1.....	21
Fig.:I-20-Boite D'accessoires Gear-Box du CF6-80-E 1.....	22
Fig.:I-21- circuit carburant du CF6-80-E 1.....	25
Fig.:I-22- circuit de Graissage du CF6-80-E 1.....	27
Fig.:I-23- circuit d'AIR du CF6-80-E 1.....	30
Fig.:I-24- La Vanne de Refroidissement du CF6-80-E 1.....	31
Fig.:I-25- Les Prises d'AIR du CF6-80-E 1.....	31
Fig.:I-26- La Position de la Vanne CCCV du CF6-80-E 1.....	32
Fig.:I-27- Le système de démarrage du CF6-80-E 1.....	34
Fig.:I-28- Le système d'inverseur de Poussée du CF6-80-E 1.....	36
Fig.:I-29- Le système d'indication du CF6-80-E 1.....	38

CHAPITRE II: Recherche de Pannes des deux moteur

Fig :II-1-Déroulement Standard de l'isolation de Pannes.....	50
Fig :II-2-Comment soutirer des informations depuis le BITE.....	51
Fig :II-3-Comment Trouver l'action corrective ou la procédure d'isolation de panne dans le FIM.....	52
Fig :II-4-LA PROCEDURE D'ISOLASTION DE LA PANNE.....	53
Fig-II-5-Central Maintenance System "CMS".....	55
Fig-II-6-Engine Interface & Vibration Monitoring unit (EIVMU).....	56
Fig-II-7-Multipurpose Control Display Unit "MCDU".....	57
Fig-II-8-ECU Main Menu.....	58
Fig-II -9-Last Leg Report.....	59
Fig-II-10- Previous Legs Report	60
Fig-II-11-LRU Identification.....	60
Fig-II-12-Ground Scanning.....	61
Fig-II-13-Trouble Shooting DATA.....	61

Fig-II-14-Last Leg Class3 Report.....	62
Fig-II-15-I- Dans le cas ou la panne est réparé avec succès.....	63
Fig-II-15-2-Dans le cas ou la panne existe toujours.....	63
Fig-II-16-Ground Report.....	64
Fig-II-17-Specific DATA.....	64

PSI : Unité de mesure.
RVDT : Transmetteur rotatif variable différentiel
SFC : La consommation spécifique du carburant
SOV : Valve de soutirage.
SW : Switch.
TAT : Température total d'air.
TCC : Contrôle de jeu turbine.
TGB : Boite de transfert.
TRS : Inverseur de poussée.
VBV : Vanne de décharge.
VSV : Valve stator à calage variable.

Introduction

Nous avons essayés dans ce mémoire, d'apporter les informations nécessaires et suffisantes pour aide le lecteur à connaître les composantes et aussi comprendre le Fonctionnement des différents circuits et les systèmes des réacteurs CF6-80-C2 et le CF6-80-E1, ainsi que les méthodes de recherche de pannes des deux réacteurs.

Le plan de travail comporte quatre chapitres :

- **CHAPITRE I** : ce chapitre traite la description des moteurs ainsi que les différents circuits les composant.
- **CHAPITRE II** : ce chapitre traite les moyens et méthodes relatifs à la recherche de pannes sur les réacteurs.
- **CHAPITRE III** : ce chapitre donne des aperçus sur la méthode à suivre pour localiser et cerner une panne d'un côté et donne son action corrective correspondante d'un autre.



Chapitre I

Description des deux Reacteurs



CHAPITRE I: description des deux moteurs

Généralité :

Le CF6-80-C2 et le CF6-80-E 1, sont deux moteurs fabriqués par General Electric, Dans la compagnie Air Algérie, les moteurs CF6-80-C2 et CF6-80-E 1 équipent respectivement les avions suivants: Boeing B767-300 et Airbus A330-200, ce dernier étant nouvellement mis en service à la date du 27 Janvier 2005.

Ce sont deux moteurs axiaux et module, double corps et double flux à taux de dilution élevé.

I-1-Description du réacteur CF6-80-C2:

I-1-1 Les modules qui composent le CF6-80C2 sont : (voir fig I-01)

Le CF6-80-C2 est composé de cinq modules principaux:

- Le module Fan.
- Le module CORE.
- Le module Turbine Haute Pression
- Le module turbine basse pression
- Le module boîte d'entraînement d'accessoires.

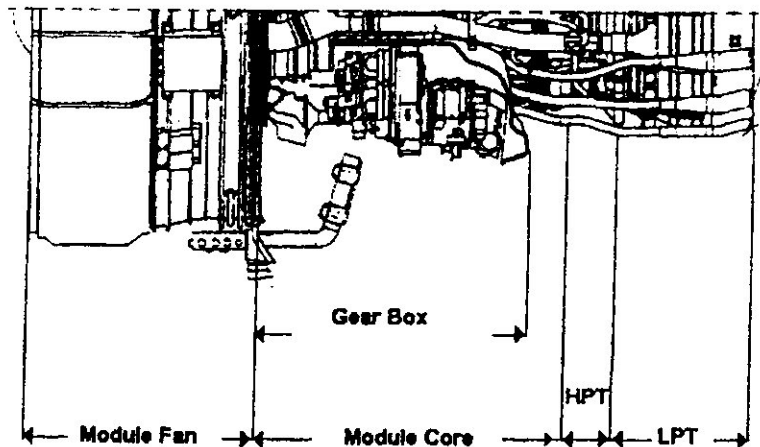


Fig: I-1- Modules du CF-6-80-C2

I-1-1-1-LE MODULE FAN: (voir fig I-02)

Ce module est constitué de 5 étages de compresseur basse pression dont le premier étage constitue le FAN.

Le Fan engendre à lui seul le flux secondaire.

Le module Fan étant entraîné par la Turbine Basse Pression.

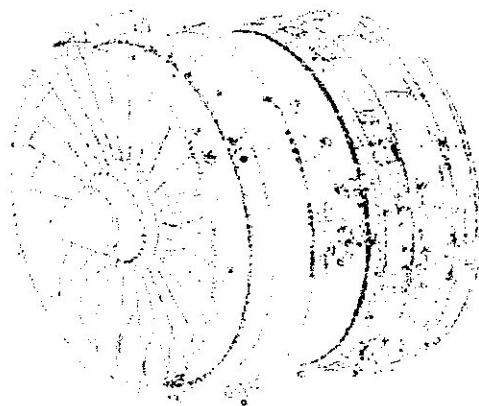


Fig: I-2-module fan du CF6-80-C2

	Rotor	Stator	OGV	Matériaux utilisé	
				Rotor	Rotor
1 ^{er} étage	38	96	80	Titane	
2 ^{ème} étage	62	130			
3 ^{ème} étage	71	130			
4 ^{ème} étage	80	140			
5 ^{ème} étage	71	108			

I-1-1-2-LE MODULE CORE : (voir fig I-03)

Ce module est constitué d'un compresseur haute pression à quatorze (14) étages , chambre de combustion annulaire , équipé de trente (30) injecteurs et de deux (2) allumeurs de haute tension . positionnés respectivement à 3h30 et 5h30 , et du premier étage stator de la turbine haute pression

L' entrée d'air du compresseur haute pression est équipé de 34 aubes de pré rotation à calage variable (IGV)

Les cinq premiers étage du compresseur haute pression , comportent des aubes de stator à calage variable (VSV)

L'ensemble des aubes de pré rotation et des stators à calage variables constituent le dispositif anti-pompage du compresseur haute pression ,

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

	Rotor	Stator	Matériaux utilisé	
			Rotor	Stator
1 ^{er} étage	36	36	Titane	A-286
2 ^{ème} étage	26	40		
3 ^{ème} étage	42	46		
4 ^{ème} étage	45	50		
5 ^{ème} étage	48	58		
6 ^{ème} étage	54	64		
7 ^{ème} étage	56	72		
8 ^{ème} étage	64	68		
9 ^{ème} étage	66	76		
10 ^{ème} étage	66	80		
11 ^{ème} étage	76	80	Inconel 718	
12 ^{ème} étage	76	84		
13 ^{ème} étage	76	80		
14 ^{ème} étage	76	112		

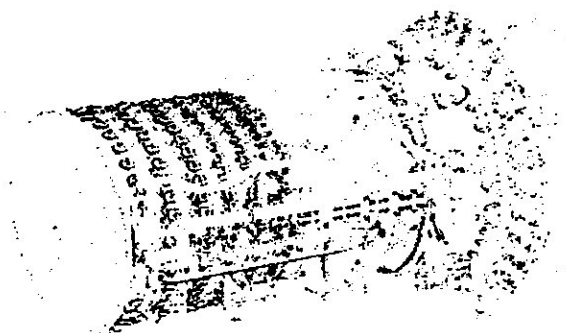


Fig :I-3-module core du CF6-80-C2

I-1-1-3-MODULE TURBINE HAUTE PRESSION : (voir fig I-04)

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

	Stator	Rotor	Matériaux Utilisés	
			Stator	Rotor
1 ^{er} étage	46	80	X-40	RENE-80
2 ^{eme} étage	48	74	RENE-80	

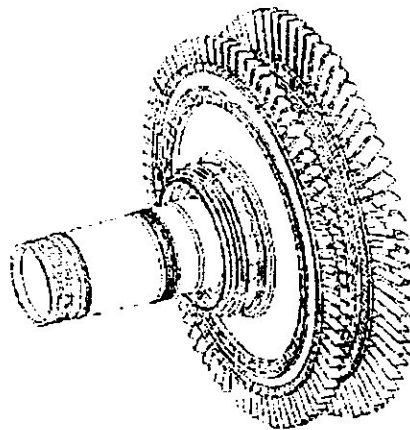


Fig.:I-4-module THP du CF6-80-C2

I-1-1-4-MODULE TURBINE BASSE PRESSION: (voir fig I-05)

Ce module est constitué de cinq (5) étage . la turbine basse pression entraîne le compresseur basse pression .

	Rotor	stator	Matériaux Utilisés	
			Stator	rotor
1 ^{er} étage	54	118	Inconel 718	RENE77
2 ^{eme} étage	96	124		
3 ^é ge	120	88		
4 ^{eme} étage	126	88		
5 ^{eme} étage	144	98		

Fig.:I-5-module TBP du CF6-80-C2**I-1-1-5-MODULE BOITE D'ENTRAINEMENT DES ACCESSOIRES :** (voir fig I-06)

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

Les différentiels accessoires qui équipe le boîtier sont :

A- Sur la force avant :

- Un régulateur carburant .
- Une pompe de pression (refoulement) et cinq pompe récupération d'huile.
- Une pompe hydraulique.
- Un Tachymètre pour le couple N₂
- Un alternateur (pour alimenter le EEC).

B- Sur la face arrière :

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

**Fig.:I-6-module AGB du CF6-80-C2**

I-1-1-8 Repérage des différentes stations du réacteur(commune aux deux réacteurs)(voir fig I-08)

- Station 0 : Conditions Ambiantes
- Station 1.2 : Entrée d'air

Flux Primaire:

- Station 2.0 : Entrée du compresseur basse pression
- Station 2.5 : Entrée du compresseur haute pression
- Station 3.0 : Sortie du compresseur haute pression
- Station 4.0 : Entrée turbine haute pression.
- Station 4.9 : Entrée turbine basse pression .
- Station 5.0 : Sortie de l'ensemble basse pression
- Station 9.0 : Ejection du Flux Primaire .

Flux secondaire :

- Station 1.2 : Entrée Fan .
- Station 1.4 : Sortie stator Fan
- Station 1.8 : Ejection du flux secondaire.

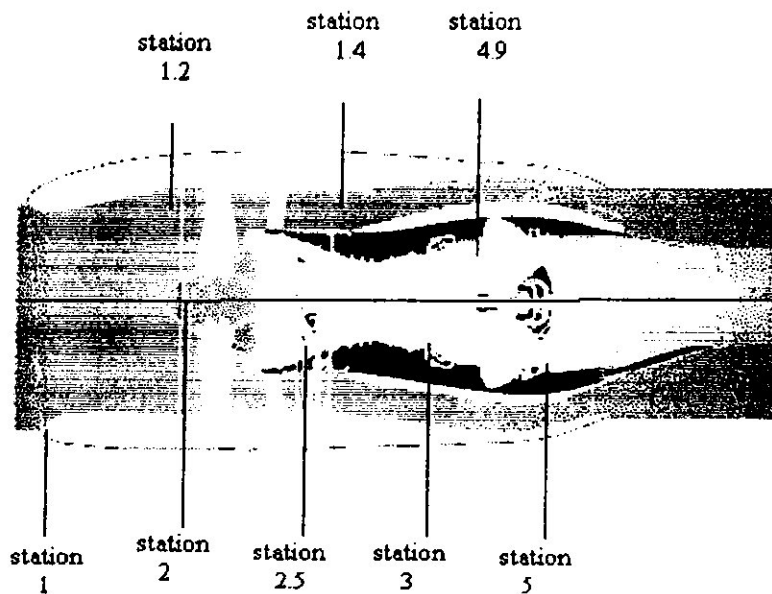


Fig.:I-8- les différentes stations du CF6-80-C2

I-1-1-6- CARACTERISTIQUES PRINCIPALE DU CF6-80-C2 :

Le CF6-80-C2 présente les caractéristiques suivantes :

- La poussée statique maximale $F=23\,134$ DaN ($T_a^0=32.2^\circ\text{C}$; $z=0$)
- Poussée assurée par le flux primaire 20% (du 100% de la poussée Totale)
- Poussée assurée par le flux secondaire 80% (du 100% de la poussée totale)
- Poussée inverse 40% de la poussée directe du Fan .
- Masse du réacteur nu : 4216Kg
- Diamètre de l'entrée d'air 2.49 m
- Taux de dilution 5.1 5
- Rapport manométrique de compression 29.9.
- Régime N_1 :
 - 100.00%=3280 Tr/min
 - 117.50% =3854Tr/min
- Régime N_2 :
 - 100.00% =9827 Tr/min
 - 122.50% =1105 5 Tr/min
- EGT = 960°C

I-1-1-7-CAPOTAGES : (voir fig I-07)

Le réacteur CF6-80-C2 est recouvert de trois qui sont les suivants :

1. Capot Fan.
2. Capot reverse.
3. Capot CORE.

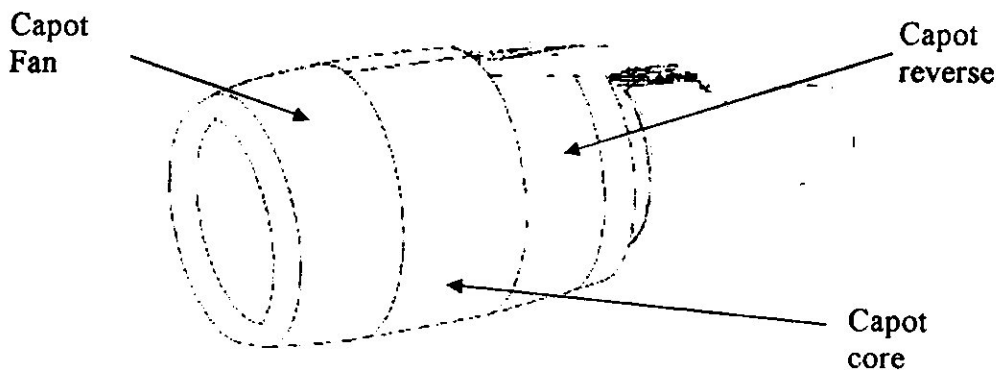


Fig.:I-7- les capots du CF6-80-C2

I-1-2-LES DIFFERENTS CIRCUITS DU REACTEUR CF6-80-C2 :

I-1-2-1-LE CIRCUIT CARBURANT : (Voir fig I-09)

I-1-2-1-1-Le rôle du circuit Carburant :

Le rôle du circuit carburant est d'assurer .

1. L'alimentation des trente (30) injecteurs de la chambre de combustion
2. L'alimentation des deux vérins des vannes de décharge (VBV).
3. L'alimentation des deux vérins stator à calage variable (VSV)
4. L'alimentation de la vanne de refroidissement carter turbine haute pression.
5. L'alimentation de la vanne de refroidissement carter turbine basse pression.
6. Le refroidissement de l'huile de graissage moteur.
7. Le refroidissement de l'huile de graissage de l'alternateur (IDG).
8. L'alimentation des circuits hydrauliques d'asservissement et de contrôle du régulateur principal carburant

I-1-2-1-2-Composition du circuit carburant :

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

1. Une pompe carburant a haute pression (Refoulement) .
2. Un échangeur thermique principal (Carburant/Huile)
3. Un filtre principal
4. Un régulateur principal de carburant.
5. Un servo réchauffeur carburant .
6. Un transmetteur de débit carburant .
7. Un échangeur thermique secondaire (Carburant/Huile) alternateur (IDG).
8. Une rampe d'injecteur carburant.
9. Trente (30) injecteurs.

I-1-2-1-3-Contrôle du circuit carburant :

La surveillance du circuit carburant est réalisé à partir :

- D'une indication du débit carburant située sur l'écran inférieur EICAS page ENGIN et page PERF/APU.
- D'une indication de pression carburant pompe 1^{er} étage sur l'écran EICAS page PERF/APU.
- D'une indication de colmatage filtre principal carburant sous forme de message d'alarme couleur sur l'écran EICAS supérieur au coté gauche .

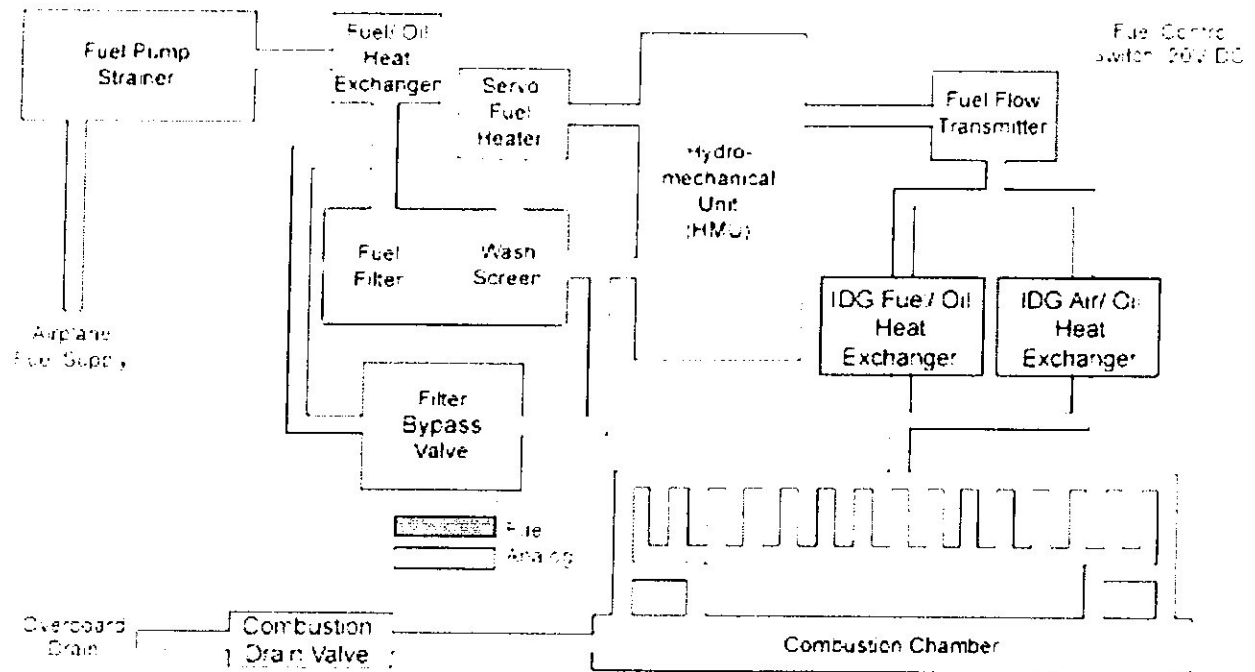


Fig.:I-9-le circuit carburant du CF6-80-C2

I-1-2-2-CIRCUIT DE GRAISSAGE : (Voir fig I-10)

Le rôle du circuit de graissage est de :

- *- Lubrifier
- *- Refroidir
- *-Nettoyer

Les 4 Paliers et le Boîtier d'accessoires

Ce circuit assure :

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

I-1-2-2-1-Composition du circuit de graissage :

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

- Un réservoir.
- Une pompe d'huile.
- Cinq pompes de récupération.
- Un filtre principal équipé d'une by-pass.

- Un transmetteur de pression d'huile.
- Un manoccontact de baisse de pression d'huile Un détecteur magnétique de limailles.
- Une sonde de température d'huile de récupération.
- Un Filtre de récupération.
- Un manoccontact détecteur de colmatage.

I-1-2-2-2-Contrôle du circuit de graissage :

La surveillance du circuit de graissage est réalisé à partir de : Un transmetteur de pression d'huile.

- Un transmetteur de quantité d'huile.
- Une sonde de température d'huile.
- Un manoccontact de baisse de pression d'huile.
- Un manoccontact de colmatage à filtre.

Toutes les indications du circuit de graissage apparaissent sur EICAS .

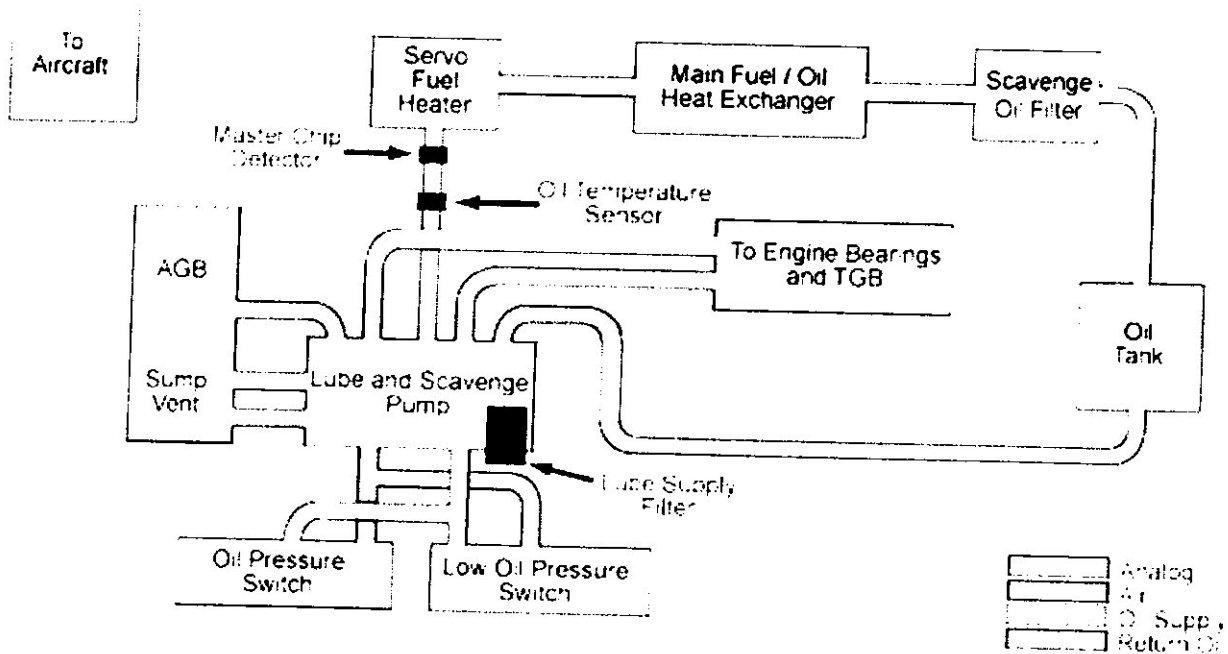


Fig.:I-10-le circuit de graissage du CF6-80-C2

1-1-2-3-CIRCUIT D'AIR : (Voir fig I-11)

Le circuit d'air du réacteur CF60-80-C2 contrôle le débit d'air à travers le compresseur et assure le refroidissement du réacteur et des accessoires .

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

Le contrôle d'air assure :

1. Le contrôle du débit d'air à travers le compresseur .
2. La régulation de débit d'air de refroidissement .
3. Le refroidissement du réacteur et des accessoires .
4. Le refroidissement de la chambre de combustion .
5. Le refroidissement des ailettes turbines hautes pression.
6. Le refroidissement des ailettes basse pression.
7. Le dispositif actif de contrôle de jeu des turbines haute et basse pression.
8. Le refroidissement des bougies .
9. Le refroidissement de l'huile de l'alternateur IDG.
10. La ventilation nacelle .
11. La ventilation et la pressurisation des puisards.

Dans notre travail on s'intéresse au :

1. Contrôle du débit d'air .
2. Régulation du débit d'air de refroidissement.
3. Refroidissement du réacteur et accessoires.
4. Refroidissement des ailettes turbine haute pression.
5. Dispositif actif de contrôle de jeu turbine basse et haute pression.
6. Dispositif passif de contrôle de jeu turbine haute pression.

Toutes ces fonction sont assurées ainsi que contrôlées par l'EEC.

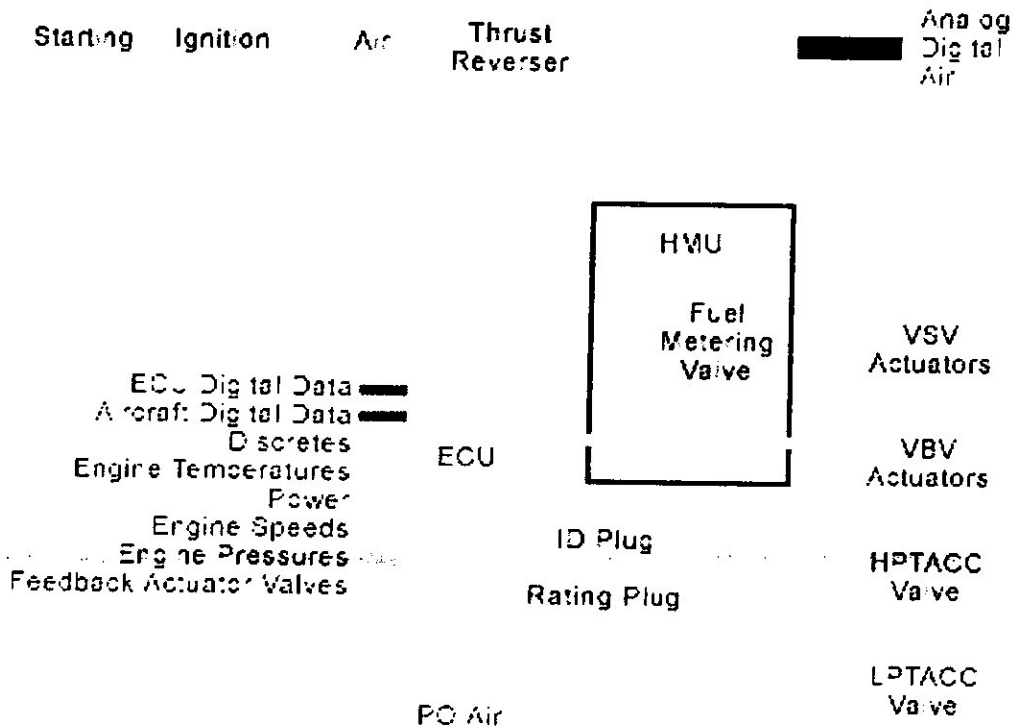


Fig.:I-11-le circuit d'AIR du CF6-80-C2

1-1-2-3-1-Contrôle du débit d'air :

Le contrôle du débit d'air à travers le compresseur du réacteur CF6-80-C2 est réalisé par un dispositif anti-pompage.

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

L'unité électronique de contrôle moteur (EEC) utilise des capteurs N_2 , $T_{2.5}$ et $P_{2.5}$ pour actionner , et cela a travers les régulateurs principaux carburants (HMU) , les vérins des :

- Stators à calage variable (VSV).
- Vannes de décharge (VBV)

A- Les stators à calage variable (VSV) : l'entrée du compresseur haute pression est équipé de trente-quatre (34) aubes de pré rotation (IGV) , les cinq premier étages du compresseur haute pression comportent des aubes de stators a calage variable (VSV) constitue une partie de système anti-pompage du duc compresseur haute pression .

Les leviers de commande des (VSV) d'une rangée d'aubes sont reliés à un anneau de commande , les six (06) anneaux de commande des VSV sont entraîné

par deux barres de commande disposées systématiquement de chaque coté du compresseur haute pression .

C'est le régulateur carburant qui détermine la position des VSV et conserve une valeur constante de l'angle d'incident de l'écoulement aérodynamique par rapport aux ailettes du compresseur , quelque soit le régime moteur .

Au régime élevé , le compresseur fonctionne à un régime d'adaptation qui lui assure un rendement optimum , les (VSV) en position ouverte , par contre en bas régime , le compresseur s'éloigne de son régime d'adaptation , l'angle d'incidence des aubes augmente progressivement pour conserver l'angle d'incidence constant du rotor .

Pour un régime N_2 inférieur au ralenti des VSV sont en position fermée.

B- Les vannes de décharge (VBV) : Le compresseur basse pression étant destiné à alimenter le compresseur haute pression fourni un taux de compression faible mais adapté aux régimes élevés .

Aux bas régimes , le débit d'air fourni est généralement excessif au besoin . c'est-à-dire sont de taux de compression est trop élevé ce qui provoque le pompage La décharge du compresseur basse pression est réalisée par l'ouverture d'une série de douze (12) vannes , ces vannes sont appelées vannes de décharge (VBV) .

Les vannes de décharge sont disposées à l'arrière du compresseur basse pression , elles sont interconnectées par un anneau de commande et actionnées par deux (02) vérins hydrauliques

C'est le régulateur carburant qui détermine la position des vannes de décharge (VBV).

Les vannes de décharge permettent de réguler le débit d'air primaire dans le moteur pour diminuer le risque du compresseur lorsque celui-ci travail en dehors des conditions optimales de fonctionnement , c'est-à-dire a bas régime :

- En accélération rapide.
- En décélération rapide

Les vérins de commande des vannes de décharge sont montrés sur la partie arrière du carter fan . chaque tige de position de vérins est liée a une bille qui entraîne un anneau . La réaction des pistons déplace l'anneau dans le sens des aiguilles d'un montre , et provoque la fermeture des vannes de décharge ,

L'unité électronique de contrôle moteur (EEC) augmente le courant électrique vers les électro-hydraulique servo vannes proportionnel au régime de l'attelage haute pression N_2 Les électro-hydraulique servo vannes envoient de la pression carburant vers les vérins des (VSV) et (VBV) pour les mettre en position commandée par l'unité électronique de contrôle de moteur (EEC).

I-1-2-3-2-La régulation du débit d'air de refroidissement :

Le réacteur CF6-80-C2 est traversé par deux flux d'air , un flux primaire et un autre secondaire , le flux primaire sert à la combustion , de ce débit on extrait un débit d'air servant pour le refroidissement des cavités moteur , et la pressurisation des puisards , ce débit est appelé débit d'air parasite .

Le débit d'air parasite du CF6-80-C2 sert pour le refroidissement interne du Moteur

le contrôle du débit d'air parasite est assuré par :

- Trois (03) vannes de refroidissement (BORE COOLING VALVE).
- Deux (02) vannes de refroidissement du 11ème étage.
- Une (01) vanne solénoïde de refroidissement du 11ème étage

A- Les vannes de refroidissement (Bore cooling valve) :

Le contrôle du débit d'air parasite améliore la consommation spécifique du fuel , le flux secondaire sert à l'alimentation de la poussée . il engendre à lui seul 80 % de la poussée totale moteur .

Les vannes de refroidissement sont du type axial , contrôlées par un solénoïde chaque solénoïde est équipé de deux prises électronique reliées directement au canaux A et B de l'unité électronique du contrôle moteur (EEC)

Les BCV sont en nombre de trois . disposés autour du carter fan , elles sont montées en position 2h00 , 5h'30 et 11h00 , elles sont commandées par la EEC. Les vannes de refroidissement contrôlent le débit d'air en provenance de la décharge du compresseur basse pression pour le refroidissement des puisards . Les vannes de refroidissement (Bore cooling valves) sont conçues pour qu'elles restent en position ouverte en cas d'une panne (Fail Safe Open).

B- Les vannes de refroidissement du 11ème étage :

Les vannes de refroidissement du 11ème étage refroidissent les ailettes stators du 2ème étage turbine haute pression aux régimes élevés et aux basses altitudes . dans le but d'augmenter la durée de vie du réacteur .

Elles sont fermées dans les bas régimes et hautes altitudes , pour une meilleure consommation spécifique de carburant .

Elles s'ouvrent et se ferment simultanément , elles sont montées sur le carter turbine haute pression , en position 3h00 et 9h00 , chaque vanne comprend :

- Deux prises électrique chacune pour un canal de la EEC.
- Un switch pour indiquer à la EEC la position de la vanne (ouverte-fermée)

c- La Vanne solénoïde de refroidissement du 11ème étage :

La vanne solénoïde de refroidissement du 11ème étage est localisé sur le coté avant gauche de la Gear-Box , elle convertie les signaux électrique de commande de position des vannes de refroidissement en signaux pneumatique . pour les actionner.

Elle comprend deux prises électrique , une d'entrée et l'autre de sortie, elles sont connectées à la EEC.

L'air soutiré du 11ème étage du compresseur haute pression passe à travers des conduits vers la prise de pression d'entrée , la prise de pression de sortie dirige l'air du 11ème étage vers les vannes de refroidissement du 11ème étage et la vannes de refroidissement du moteur et accessoires

I-1-2-3-3-Le refroidissement du moteur et accessoires :

Le système de refroidissement du moteur et accessoires utilisant de l'air frais , provenant du Fan , le débit d'air de refroidissement du moteur et des accessoires est réglé par une vanne de refroidissement (Core Compartment Cooling Valve CCCV) .

La vanne de refroidissement du moteur et accessoires (CCCV) est une vanne de type papillon, elle est montée sur le carter du 4^{ème} étage du compresseur haute pression à 10h00, et équipée par un indicateur de position et un système de blocage manuel en position (Ouvverte Fermée) et on trouve des flash indiquant le sens du débit.

La EEC contrôle la position de la vanne à travers le solénoïde de la vanne de refroidissement du 11^{ème} étage elle est ouverte au sol et à basse altitude pour permettre un maximum de refroidissement, elle est fermée en croisière ainsi qu'en hautes altitudes.

À hautes altitudes et en croisière l'air ambiant passe à travers des ouvertures dans le capotage permettant le refroidissement par convection du moteur et accessoires ce qui permet l'augmentation de la durée de vie du moteur et la nacelle et améliorer la consommation spécifique du carburant.

La vanne est conçue d'une manière à rester en ouverture en cas d'un panne (Fail Safe Open).

La vanne de refroidissement est commandée par la EEC via le solénoïde ce dernier lorsqu'il existe, il laissera l'air passer du 11^{ème} étage du compresseur haute pression vers le diaphragme du vérin de la vanne de refroidissement pour la fermer.

I-1-2-3-4-Refroidissement des ailettes turbine haute pression :

On utilise l'air en haute pression, le distributeur de turbine haute pression du 1^{er} étage est refroidi par l'air prélevé du 14^{ème} étage compresseur haute pression tandis que le distributeur du 2^{ème} étage est refroidi par l'air prélevé du 11^{ème} étage du même compresseur et assuré par deux vannes qui sont commandées par la EEC via une vanne solénoïde de refroidissement.

Les deux vannes de refroidissement du 11^{ème} étage sont ouvertes aux régimes élevés et à basse altitudes pour refroidir les aubes stator du 2^{ème} étage turbine haute pression.

Les deux vannes sont fermées aux bas régimes et hautes altitudes, pour une meilleure consommation spécifique.

I-1-2-3-5-Contrôle du jeu turbine haute et basse pression :

Le circuit de refroidissement du carter turbine haute et basse pression utilise deux collecteurs séparés, le refroidissement des carter turbine est assuré par une distribution annulaire ordonnée de tubulures percées uniformément; appelées « Rampe de distribution » celle-ci décharge l'air du Fan sur la surface du carter turbine haute et basse pression, par des injections d'air frais.

Le flux de refroidissement réduit le jeu radial entre rotor et stator tout en augmentant l'efficacité de la turbine.

L'air en provenance du Fan pour chaque collecteur est contrôlé par deux vannes de refroidissement identiques, une vanne pour refroidissement du carter turbine haute pression, localisé sur le côté droit du moteur en position 1h00. et un autre pour le refroidissement du carter turbine basse pression, localisé sur le côté gauche du moteur en position 8h00 près de la chambre de combustion.

Elles sont, les deux, de type papillon actionnées par un vérin hydraulique dont la modulation est commandée par le régulateur principal de carburant à travers l'électrohydraulique servo vanne (EHSV).

Le refroidissement du carter turbine haute et basse pression est contrôlé par le canal actif de la EEC, l'électro-hydraulique servo vannes (EHSV). le régulateur principal carburant (HMU) et la vanne de refroidissement du carter turbine correspondante.

I-1-2-4-CIRCUIT DE DEMARRAGE:

I-1-2-4-1-Démarrage réacteur : (Voir fig I-12)

Le circuit de démarrage réacteur utilise la pression du circuit de génération pneumatique de bord , il peut être alimenter par :

- L'APU.
- Un des réacteurs déjà en fonctionnement.
- Un ou deux groupe de parc pneumatique (25PSI<Pression<55PSI).

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

I-1-2-4-2-Allumage Réacteur : (Voir fig I-13)

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

I-1-2-4-3-Commandes et contrôle :

A- Panneau de démarrage :

Il est situé dans le panneau supérieur pilote P5

B- Sélecteur de démarrage :

Un sélecteur de démarrage « ENUINE START » permet la sélection du programme de fonctionnement du démarrage et des circuits d'allumage , il comprend :

1. Arrêt.
2. Auto.
3. Sol.
4. Allumage Continue.
5. Rallumage en Vol.

Un secteur d'allumage à deux positions :

- BOTH (Deux boites d'allumage).
- Single (Une seule boite d'allumage)

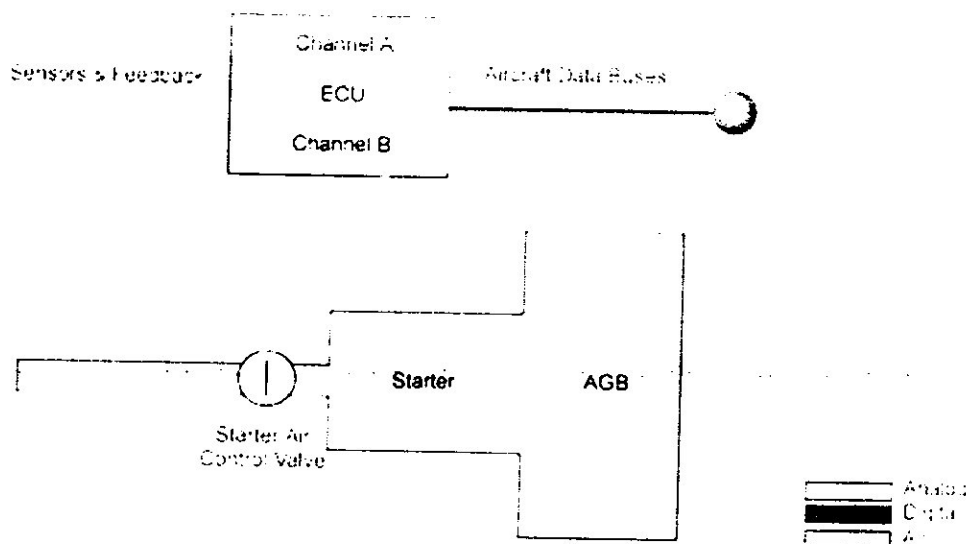


Fig.:I-12-le circuit de démarrage du CF6-80-C2

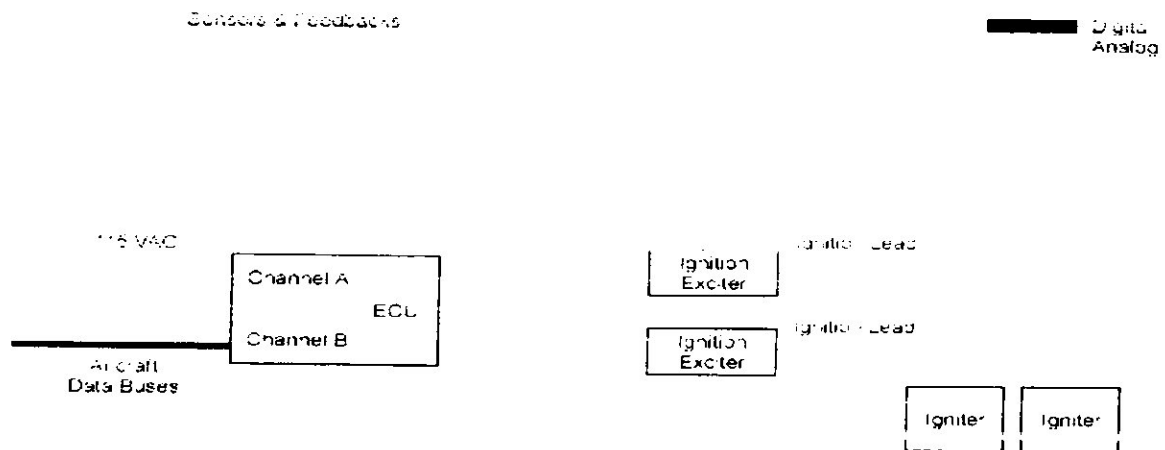


Fig.:I-13-le circuit d'allumage du CF6-80-C2

I-1-2-5-CIRCUIT REVERSE: (Voir fig I-14)

I-1-2-5-1-Dispositifs d'éjection:

Ils assurent :

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

I-1-9-5-2-Principe :

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

La tuyère secondaire est constitué de deux demi couronnes , En configuration normale la détente du flux secondaire assure 80 % de la poussée en inversion de poussée . la partie extérieur des deux demi couronnes mobile d'éjection se déplacent vers l'avant , une poussée inversée égale à 40% de la poussée de décollage .

I-1-2-5-3-Inversion de Poussée :

L'énergie pour déplacer les deux demi couronnes mobiles de l'inverseur est fournie par le circuit pneumatique avion , Suivant le régime c'est le 14^{ème} étage de compresseur haute pression (à travers de la vannes a haute pression) ou le 8^{ème} étage (à travers son de son clapet anti-retour) qui alimente le dispositif pneumatique d'inversion

Le circuit pneumatique d'inversion ne peut être activé que lorsque l'avion est au sol , en aucun cas ce circuit peut être alimenter par 1"APIJ .

Le système d'inversion de la poussée comprend :

- Un ensemble de commandes , contrôle et retour d'asservissement .
- Un régulateur de pression et d'arrêt.
- Deux moteurs pneumatiques de commande de sens de rotation.
- Une vanne électropneumatique de commande du sens de rotation .
- Six vérins à vis sans fin , deux centraux entraînés par moteur pneumatique.
- Quatre autre vérins alimentés par un moteur pneumatique avec l'intermédiaire d'un arbre flexible.

I-1-2-5-4-Signalisation :

La signalisation se compose de :

1. Un voyant disposé au-dessus de l'indication N_1 sur l'EICAS .
2. Un voyant ambre repéré « REV »reverse déverrouillée.

I-1-2-5-5-Circuit des commandes reverse :

Chaque réacteur est équipé de :

1. Une manette de poussée .
2. Une manette de démarrage .
3. Une manette reverse .
4. Une poignée coup feu .

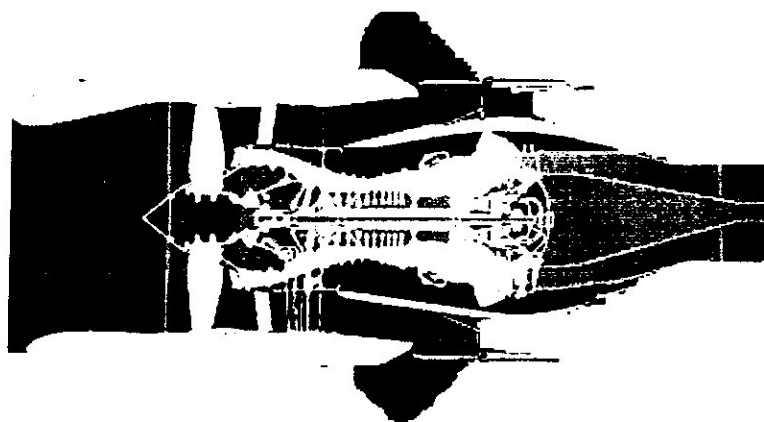


Fig.:I-14-système reverse du CF6-80-C2

I-1-2-6-CIRCUIT DE CONTROLE :**I-1-2-6-1-Généralité :**

La surveillance du fonctionnement des résultats est effectuée à partir des indications N_1 , ECT et N_2 , mesure du débit carburant , paramètre de l'huile (pression, température et quantité), ainsi que les vibrations , toutes ces indications apparaissent sur l'EICAS.

➤ **Tachymètre N_1 :**

Cet équipement assure une indication du régime N_1 sur l'EICAS. 100% N_1 = 3280 tours/minute .

➤ **Tachymètre N_2 :**

Cet équipement assure une indication du régime N_2 sur l'EICAS. 100% N_2 = 9827 tours/minute.

➤ **Indicateur EGT :**

Cet équipement assure une indication de température entre les turbines hautes et basse pression .

ECT maximum 960°C

➤ **Capteur de Vibration :**

L'indication de vibration permet de mettre en évidence une dégradation interne du réacteur , Chaque réacteurs est équipés de deux accéléromètre pour détecter les vibrations , l'un dans la zone du Fan au palier N°1 qui détecte les vibrations de l'attelage basse pression , l'autre fixé sur le carter réacteur à l'arrière.

I-2- DESCRIPTION DU MOTEUR CF6-80-E1

I-2-1-Les modules qui composent le CF6-80E1 sont : (Voir fig I-15)

- Ce type de moteur étant composé de 5 modules , qui sont :
- Le Module fan
- Le Module CORE
- Le Module Turbine Haute Pression (HPT)
- Le module Turbine Passe Pression (LPT)
- Le module de la boîte d'accessoire
- Gear Box

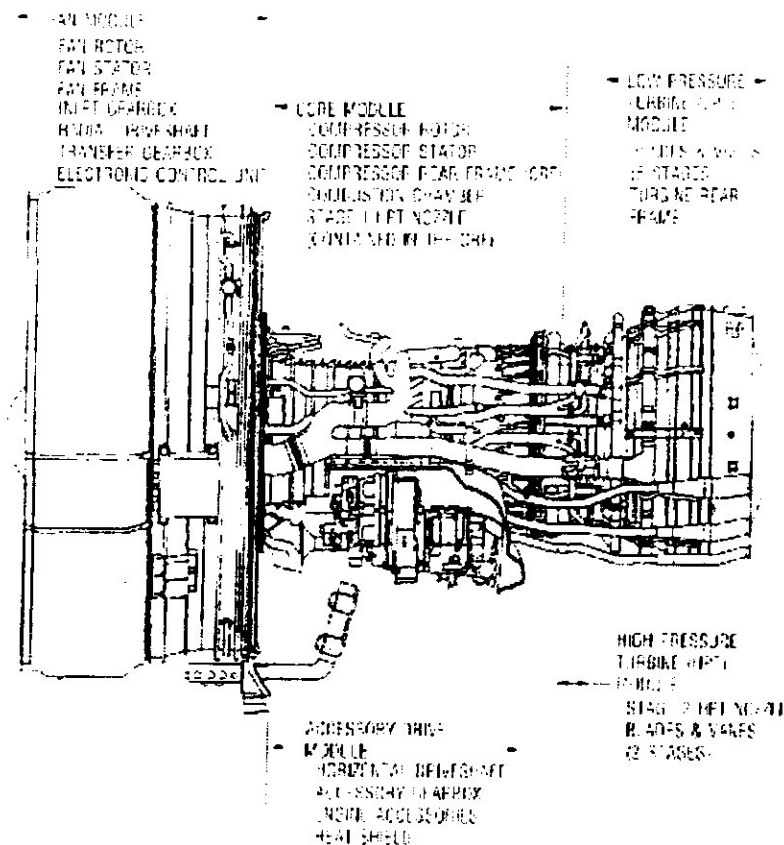


Fig.:I-15-les modules du CF6-80-E1

I-2-1-1-Module Fan : (Voir fig I-16)

Le module Fan fourni approximativement 80% de la poussée totale du moteur a travers le flux secondaire.

Le Module donne un maximum d'énergie au flux primaire qui est conduit au Compresseur Haute Pression (HPC).

Le module , contient aussi un logement pour le premier ; deuxième et troisième roulement .

Les composants principale du module Fan sont :

- L'entrée du Fan.
- Le carter -Réducteurs sonores.
- Fan Rotor (Rotor Fan)
- Cône du Fan
- Les Ailettes du fan
- -Roulement du palier avant
- Vane de Décharge

Etage	1 ^{er}	2 ^{ème}	3 ^{ème}	4 ^{ème}	5 ^{ème}
Nombre d'ailettes	34	62	71	80	71
Matériaux utilisés	titane				

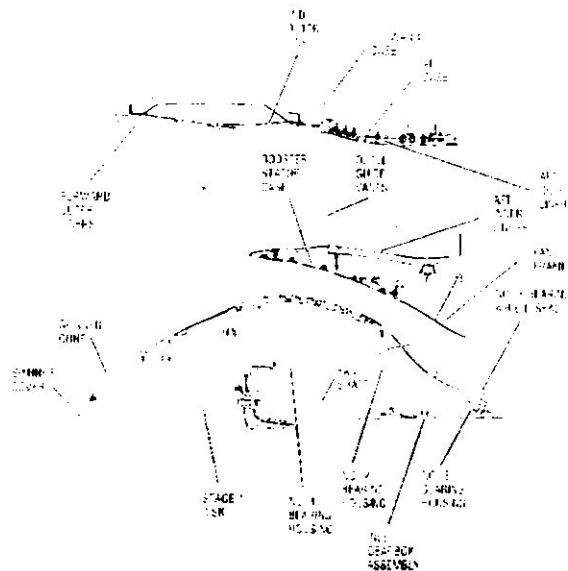


Fig.:I-16-le module FAN du CF6-80-E1

I-2-1-2-Module Core: (Voir fig I-17)

Le module CORE fourni approximativement 20% de la poussée totale du moteur . et ceci durant l'accélération du flux primaire .

Le second rôle du module est de fournir un couple de rotation pour faire marcher la AGB (Accessory Gear Box).

Les composant les plus importants du module core sont :

- Le compresseur haute pression.
- Chambre de combustion.
- La turbine haute pression .
- La tuyère d'éjection.

I-2-1-4-Module de turbine basse pression : (Voir fig I-19)

Le rotor de la turbine basse pression (LPTR) entraîne en rotation le rotor du fan . et ceci a l'aide du l'arbre du tan .

Le rotor de la turbine basse pression est conçue en cinq (05) étages utilisant l'énergie des gaz en provenance de la turbine haute pression , afin d'entraîner en rotation le fan . tel qu'il a été évoqué précédemment , ainsi qu'assurant la rotation du compresseur basse pression

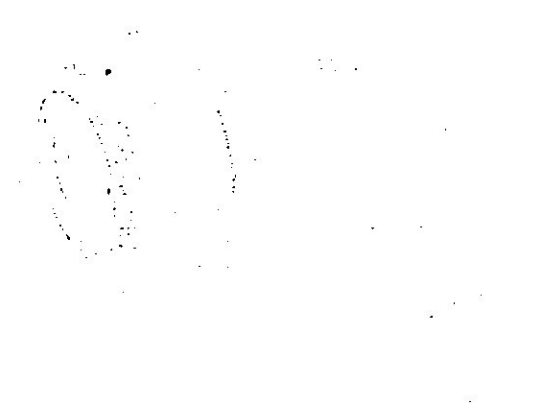


Fig.:I-19-Turbine Basse Pression du CF6-80-E 1

1-2-1-5Module Boite d'entraînement d'accessoires(Voir fig I-20)

La partie haute pression transmet le mouvement à la boîte d'accessoires et reçoit le mouvement du démarreur par l'intermédiaire d'une prise du mouvement et d'une boîte de transfert , Le boîtier des accessoires est fixé à la partie inférieur du carter stator du compresseur .

Les différentiels accessoires qui équipe le boîtier sont :

A-Sur la face avant :

- Une pompe de pression (refoulement) et cinq pompe récupération d'huile.
- une pompe hydraulique.
- Un régulateur carburant .
- Un Tachymètre pour le couple N2
- un alternateur (pour alimenter le EEC

. B- Sur la face arrière :

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



Fig.:I-20-Boite D'accessoires Gear-Box du CF6-80-E 1

I-2-1-6Caractéristiques du CF6-80-E1 :

Pour le *CF6-80 E1* on distingue les différentes caractéristiques :

- Poussée assurée par le flux primaire **20%** de poussée totale.
- Poussée assurée par le flux secondaire **80%** de poussée totale.
- Poussée du moteur : **67000-72000 LB.**
- Poussée inverse **60%** au maximum.
- Masse du réacteur : **5074KG.**
- Diamètre de l'entrée d'air : **2.70 m.**
- Largeur maximal de l'enveloppe : **2.90 m.**
- Hauteur maximal de l'enveloppe : **2.88 m.**
- Largeur du moteur : **4.28 m.**
- Taux de dilution : **5-5.1.**
- Rapport manométrique de compression : **5/2.**
- Consommation spécifique maximal : **0.332-0.345 KGcm3.**

Condition opérationnelle	EGT maximal		N1 Maximum RPM (%)	N2 Maximum RPM (%)	Pression d'huile	Température d'huile °C (°F)
	Temps limite	°C (°F)				
Démarrage	illimité	750 (1787)	3818 (115.5)	11105 (113.0)	10 PSID Min (0.69 BARS)	65-160 (149-320)
Take-off	5 min	975 (1787)	3818 (115.5)	11105 (113.0)	10 PSID Min (0.69 BARS)	65-160 (149-320)
Max cont	illimité	960 (1787)	3818 (115.5)	11105 (113.0)	10 PSID Min (0.69 BARS)	65-160 (149-320)

I-2-1-7Capotages :

Il existe trois types de capot pour le *CF6-80 E1*

- Capot fan.
- Capot core.
- Capot reverse.

I-2-2-LES DIFFERENTS CIRCUITS DU REACTEUR CF6-80-E1:**I-2-2-1 CIRCUIT CARBURANT :** (Voir fig I-21)**I-2-2-1-1 LES FONCTION DU CIRCUIT CARBURANT :**

Le rôle du circuit carburant est d'assurer :

1. L'alimentation des vingt (30) injecteurs de la chambre de combustion.
2. L'alimentation de deux (02) vérins des vannes de décharge (VSV).
3. L'alimentation de deux (02) vérins des stators à calage variable (VBV).
4. L'alimentation de la vanne de refroidissement du carter turbine basse pression (LPTCCV).
5. L'alimentation de la vanne de refroidissement du carter turbine haute pression (HPTCCV).
6. Le refroidissement de l'huile de graissage moteur.
7. Le refroidissement de l'huile de graissage de l'alternateur (IDG).
8. L'alimentation des circuit hydraulique d'asservissement et de contrôle du régulation principal carburant (HMU).

I-2-2-1-2 COMPOSITION DU CIRCUIT CARBURANT :

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

1. Une (01) pompe carburant à haute pression.
2. Un (01) échangeur thermique principal (carburant / huile) réacteur.
3. Un (01) filtre principal.
4. Un (01) régulateur principal carburant (HMU).
5. Un (01) servo réchauffeur carburant.
6. Un (01) transmetteur de débit carburant.
7. Un (01) échangeur thermique secondaire (carburant / huile) de l'alternateur (IDG).
8. Une (01) rampe d'injection carburant.
9. Trente (30) injecteurs.

I-2-2-1-3 CONTRÔLE DU CIRCUIT CARBURANT :

Les paramètres du circuit carburant affichés à l'ECAM sont les suivants :

1. Le débit carburant indiqué par le débitmètre.
2. Le colmatage du filtre est surveillé par un commutateur de différence de pression.

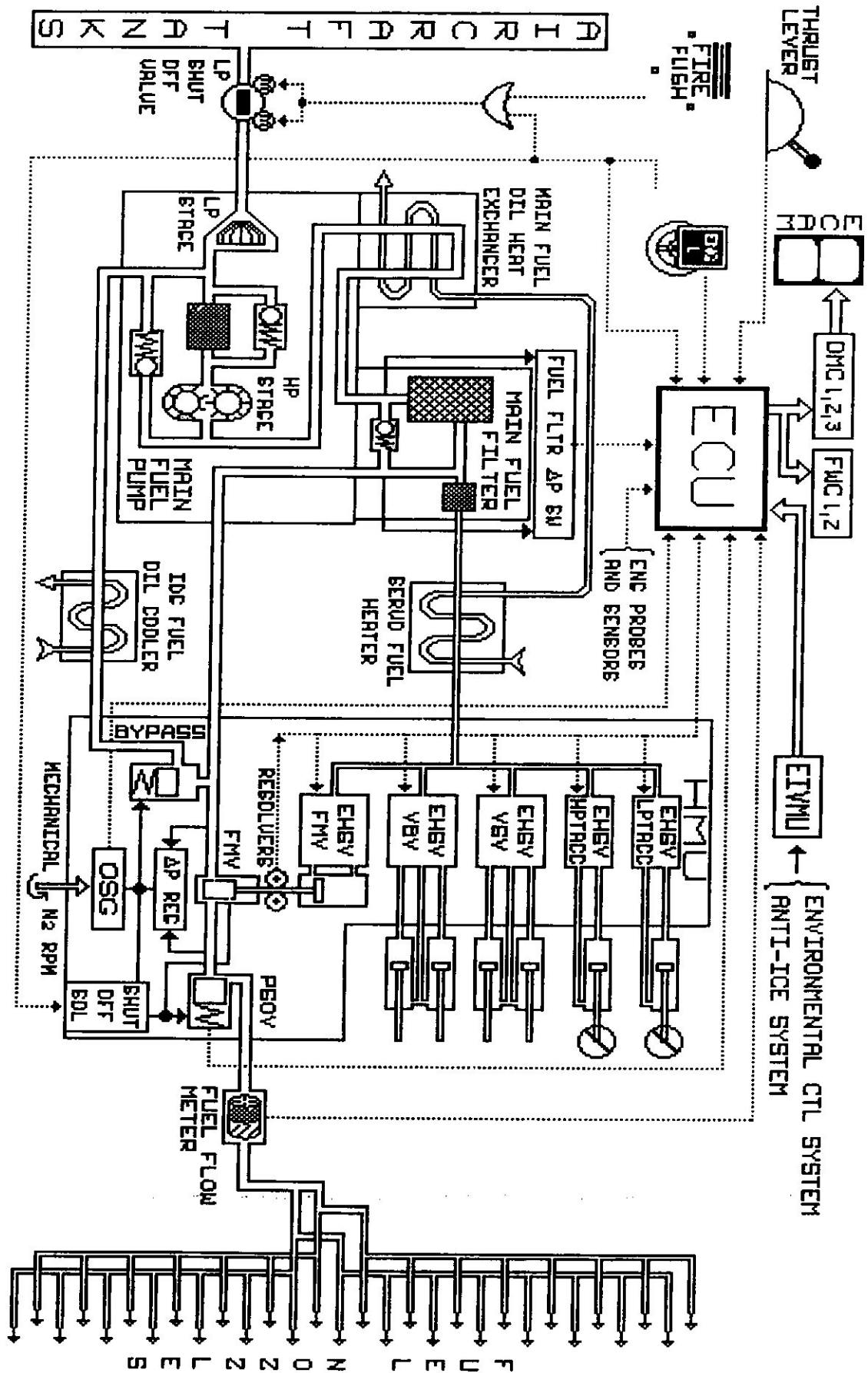


Fig.:I-21- circuit carburant du CF6-80-E 1

I-2-2 -2CIRCUIT DE GRAISSAGE : (Voir fig I-22)

Le rôle de circuit de graissage est de :

- Lubrifier.
- Refroidir.
- Nettoyer.

Les quatre (04) paliers et le boîtier des accessoires.

Ce circuit assure :

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

I-2-2-2-1 COMPOSITION DU CIRCUIT DE GRAISSAGE :

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

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

I-2-2-2-2 CONTROLE DE CIRCUIT DE GRAISSAGE :

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

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

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

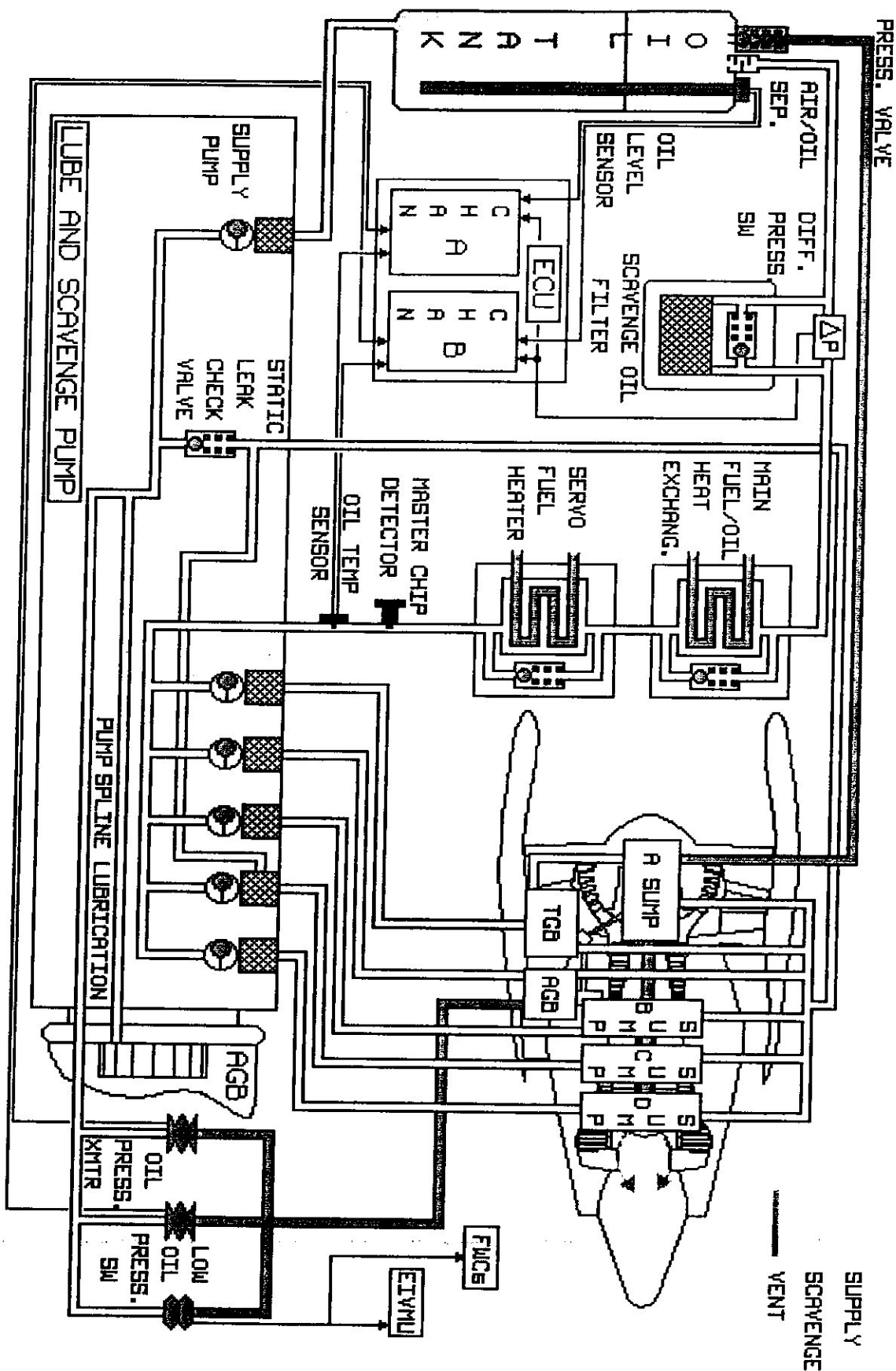


Fig.:I-22- circuit de Graissage du CF6-80-E 1

I-2-2-3 CIRCUIT D'AIR : (Voir fig I-23)

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

L'unité électronique du contrôle moteur (EEC) et le régulateur principal carburant (HMU) contrôlent ces systèmes.

I-2-2-3-1 LE CONTROLE DU DEBIT D'AIR :

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

La protection anti-pompage est assurée par :

- Les aubes de pré rotation (IGV).
- Les aubes stator à calage variable des cinq (05) premiers étages du compresseur haute pression.
- Les douze (12) vanne de décharge (VBV).

A- Les aubes stator à calage variable :

L'entrée du compresseur haute pression est équipée de trente quatre (34) aubes de pré rotation (IGV). Les cinq premiers étages du compresseur haute pression comportent des aubes de stator à calage variable.

Les leviers de commande des (VSV) d'une même rangée d'aube sont reliés à un anneau de commande les six (06) anneaux de commande des VSVs sont entraînés par deux (02) barres de commande disposées symétriquement de chaque côté du compresseur haute pression.

B- Les vannes de décharge :

La décharge du compresseur basse pression est réalisée par l'ouverture d'une série de douze (12) vannes. Ces vannes sont appelées vanne de décharge (VBV).

Les vannes de décharge sont disposées à l'arrière du compresseur basse pression, elles sont interconnectées par un anneau de commande et actionnées par deux (02) vérins hydrauliques.

Les vérines de commande des vannes de décharges sont montés sur la partie arrière du carter FAN chaque tige de position du vérins est liée à une bielle qui entraîne un anneau

L'anneau est connecté à douze (12) autres bielles qui assurent la position des vannes de décharge (VBV). La sortie des pistons provoque une rotation en arc de cercle de l'anneau dans le sens contraire des aiguilles d'une montre et ouvre les vannes de décharge.

La rétraction des pistons déplace l'anneau dans le sens des aiguilles d'une montre et provoque la fermeture des vannes de décharge.

I-2-2-3-2 REGULATION DU DEBIT D'AIR DE REFROIDISSEMENT :

Du flux d'air primaire on extrait un débit d'air servant pour le refroidissement des cavités moteur et la pressurisation des puisards, ce débit est appelé débit d'air parasite.

Le contrôle du débit d'air parasite est assuré par :

- Trois (03) vannes de refroidissement (BORE COOLING VALVE).
- Une (01) vanne de refroidissement du 7^{ème} étage.
- Une (01) vanne de refroidissement du moteur et accessoires (CCCV).

A- Les vannes de refroidissement (BCV) : (Voir fig I-24)

Les BCV s sont en nombre de trois (03) déposées autour du carter FAN. Elle sont montées en position 2h : 00, 5h : 30 et 11h : 00. Elles sont commandées par l'unité électronique du contrôle moteur (EEC) à travers un solénoïde.

Les vannes de refroidissement 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.

B- La vanne de refroidissement du 7^{ème} étage :

La vanne de refroidissement du 7^{ème} étage est localisée à 11h : 30 sur le carter compresseur haute pression.

L'air provenant du 7^{ème} étage compresseur haute pression est utilisé pour le refroidissement du bord d'attaque du stator de premier étage turbine basse pression, la fixation des aubes du 2^{ème} étage turbine haute pression ainsi que leurs cavités.

- il existe aussi des vannes de prélèvement d'air qui ne sont pas contrôlées par le EEC :

❖ **La vanne de refroidissement du 8^{ème} étage :**

L'air du 8^{ème} étage compresseur haute pression est délivré à l'avion grâce à des conduites des vannes et des refroidisseurs pour être utilisé pour la climatisation, le réchauffement et la pressurisation.

❖ **La vanne de refroidissement du 14^{ème} étage :**

L'air provenant du 14^{ème} étage du compresseur haute pression est utilisé pour des besoins d'avion et pour le refroidissement du 1^{er} et 2^{ème} étage de la turbine haute pression.

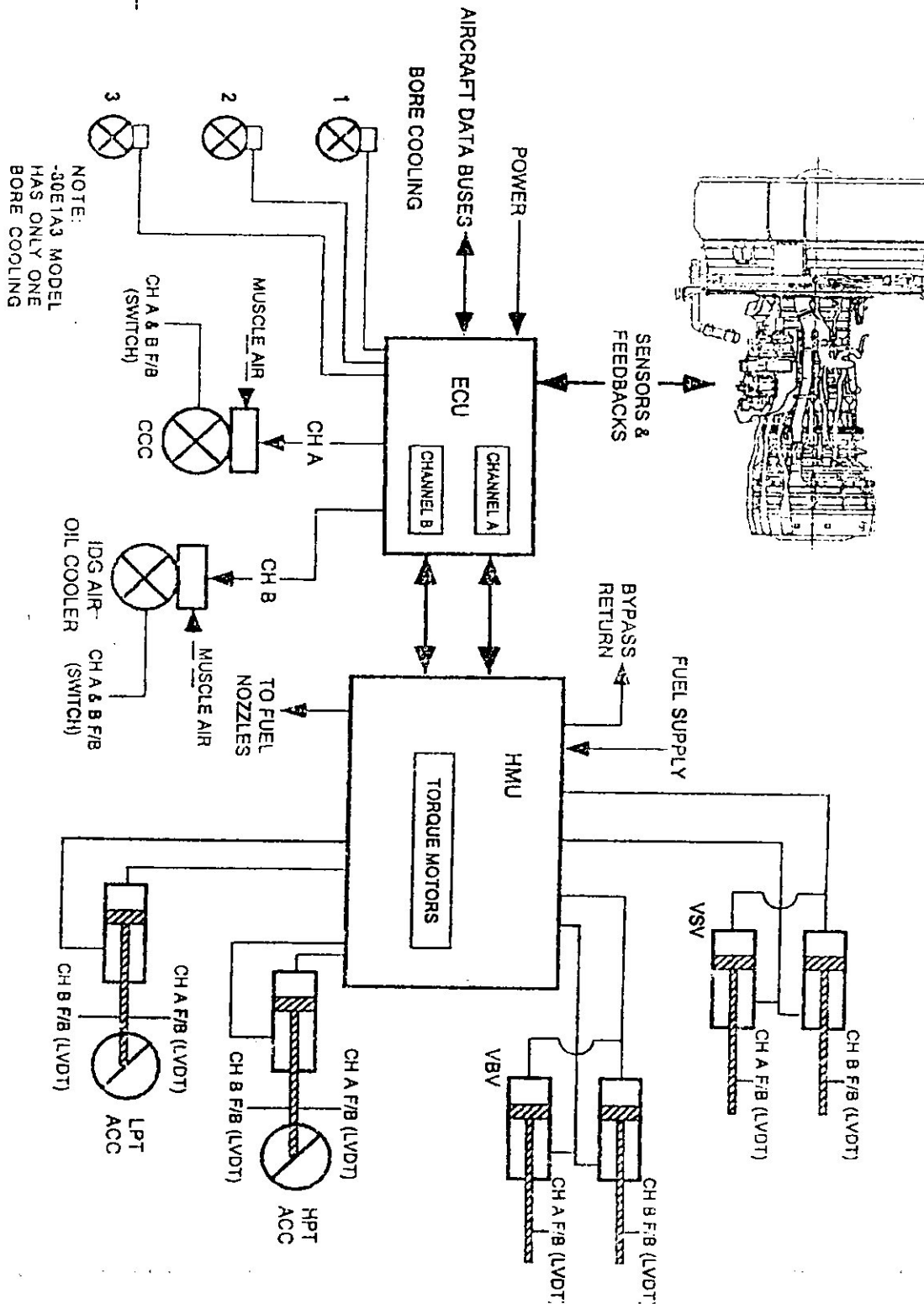


Fig.:I-23- circuit d'AIR du CF6-80-E 1

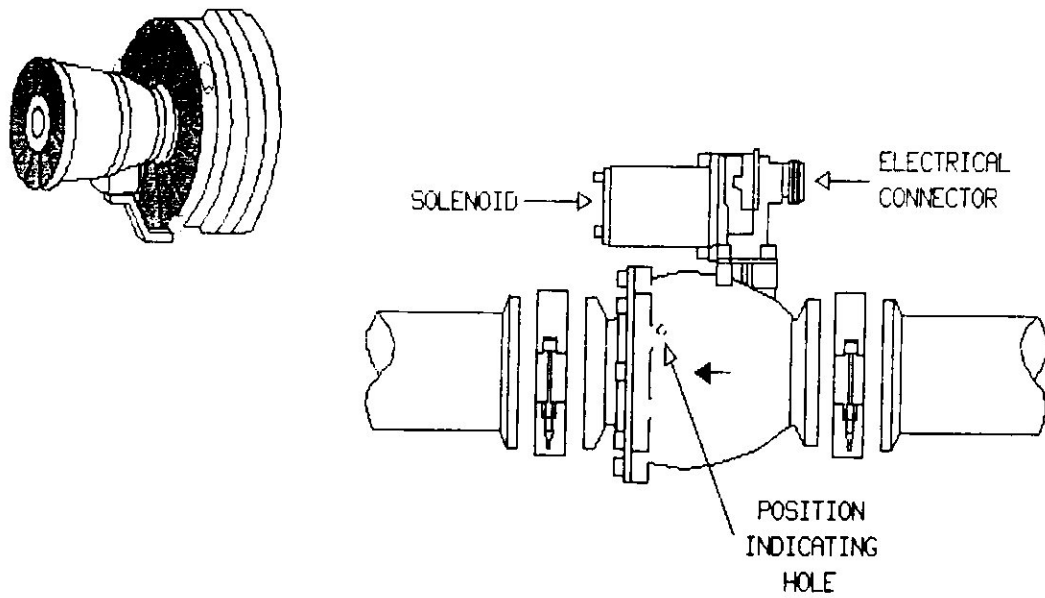


Fig.:I-24- La Vanne de Refroidissement du CF6-80-E 1

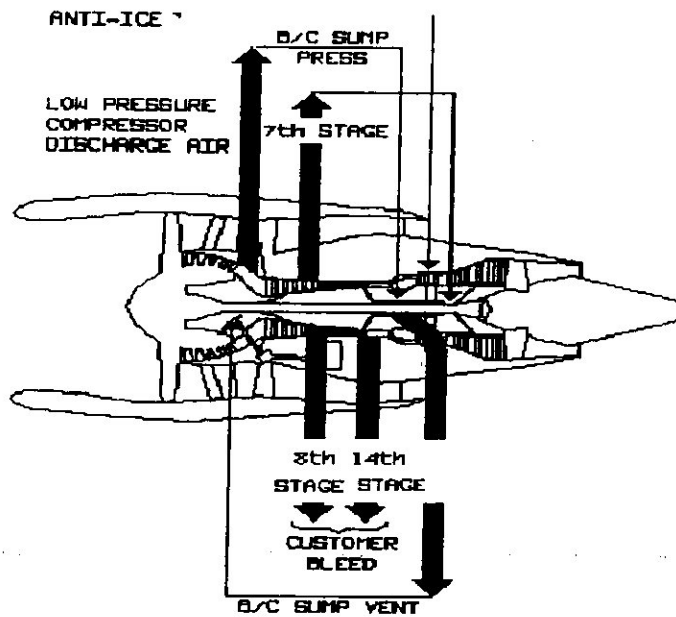


Fig.:I-25- Les Prises d'AIR du CF6-80-E 1

I-2-2-3-3 REFROIDISSEMENT DU MOTEUR ET ACCESSOIRES (Voir fig I-26)

La vanne de refroidissement du moteur et accessoire (CCCV) est une vanne de type papillon. Elle est montée sur le carter compresseur haute pression à 10h : 00.

Quand la vanne de refroidissement est ouverte, l'air en provenance du FAN est envoyé vers le carter du compresseur haute pression, l'alternateur, les pompes hydrauliques, la pompe carburant et autres accessoires.

I-2-2-3-4 CONTROLE DE JEU TURBINES HAUTE ET BASSE PRESSION :

Le circuit de refroidissement du carter turbines haute et basse pression utilise deux collecteurs séparés.

Le refroidissement des carters turbines est assuré par une distribution annulaire ordonnée de tubulures percées uniformément ; appelées « rampe de distribution ». Celle-ci décharge l'air du FAN sur la surface des carters turbine haute pression et basse pression par l'injection d'air frais. Le flux de refroidissement réduit le jeu radial entre rotor et stator et augmente l'efficacité de la turbine.

L'air en provenance du FAN pour chaque collecteur est contrôlé par deux (02) vannes de refroidissement identique :

- Une vanne pour le refroidissement carter turbine haute pression localisée sur le compresseur haute pression à 2h : 00.
- Une vanne de refroidissement du carter turbine basse pression localisé sur le carter turbine haute pression à 8h : 00.

Elles sont du type papillon actionnées par un vérin hydraulique dont la modulation est commandée par le régulateur principal carburant (HMU) à travers l'EHSV.

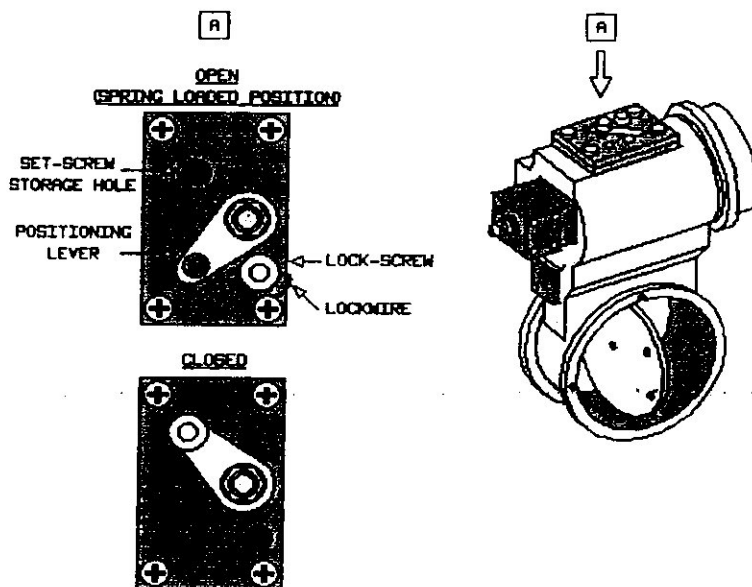


Fig.:I-26- La Position de la Vanne CCCV du CF6-80-E 1

I-2-2-4 CIRCUIT DE DEMARRAGE : (Voir fig I-27)**I-2-2-4-1 DEMARRAGE REACTEUR :**

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

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

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

I-2-2-4-2 ALLUMAGE REACTEUR :

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

I-2-2-4-3 COMMANDE ET CONTROLES :**A- PANNEAU DE DEMARRAGE :**

Le fonctionnement de la vanne de démarrage et l'allumage est affiché dans l'ECAM.

B- SELECTEUR DE DEMARRAGE :

Un sélecteur de démarrage « ENG START » permet la sélection du programme de fonctionnement du démarrage et des circuits d'allumage. Il comprend :

- CRANK.
- NORM.
- IGNITION START.

Le sélecteur d'allumage est positionné sur le sélecteur de démarrage en position IGN START, il permet de sélectionner le programme de fonctionnement du circuit d'allumage.

- L'allumage au sol: utilise les boîtes d'allumage A ou B.
- L'allumage en vol: utilise les deux boîtes d'allumage A et B

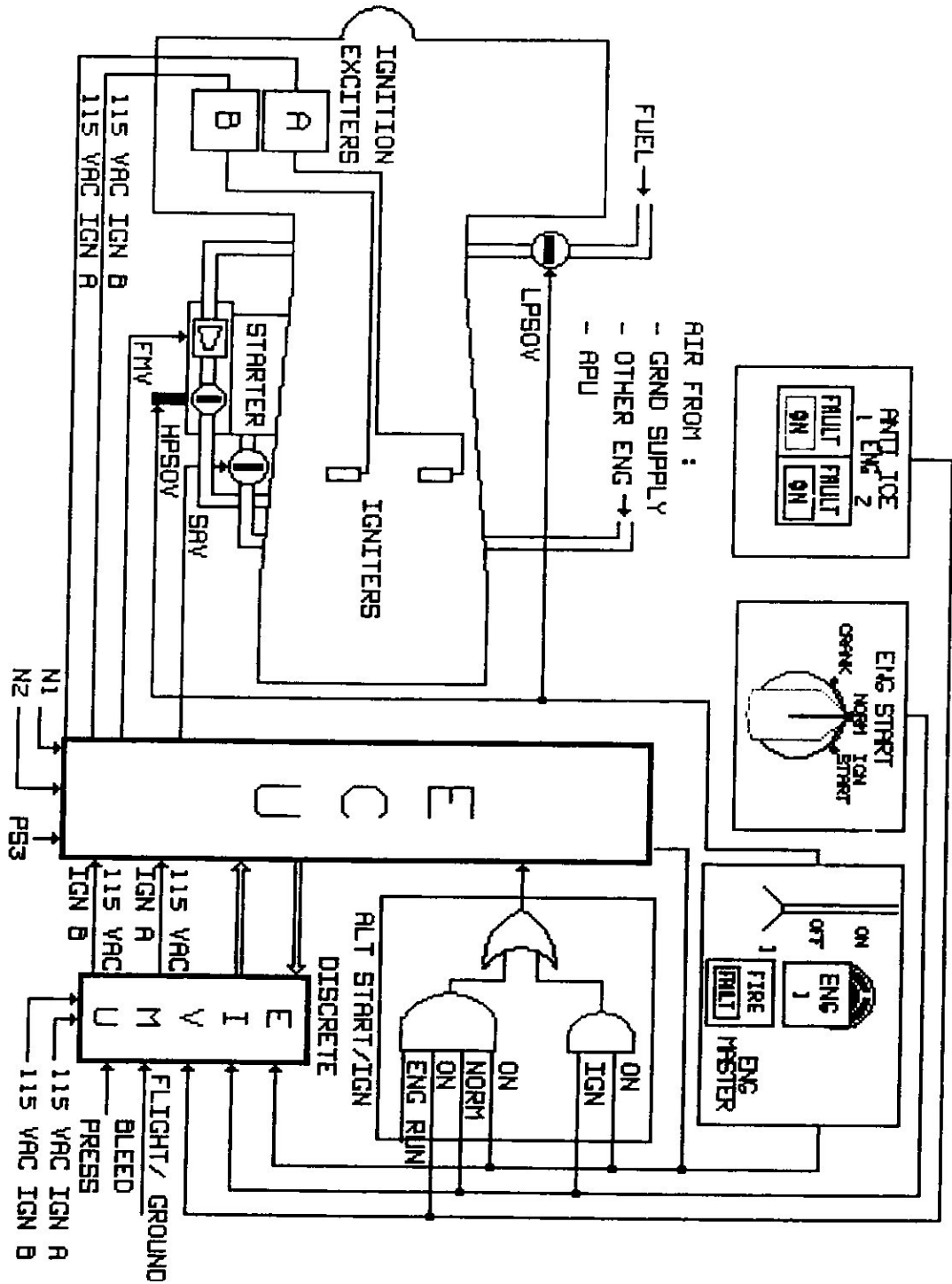


Fig.:I-27- Le système de démarrage du CF6-80-E 1

I-2-2-5 CIRCUIT REVERSE : (Voir fig I-28)

I-2-2-5-1 DISPOSITIFS D'EJECTION :

Ils assurent :

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

I-2-2-5-2 PRINCIPE :

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

La tuyère secondaire est constituée de deux (02) demi-couronnes. En configuration normale la détente du flux secondaire assure 80 % de la poussée. En inversion de poussée, la partie extérieure des deux (02) demi-couronnes mobiles d'éjection se déplace vers l'arrière.

Ce déplacement entraîne l'obstruction de la veine secondaire et démasque les grilles d'éjection latérales. La totalité du flux secondaire est alors déviée et se développe vers l'avant, une poussée inversée égale à 60 % de la poussée décollage.

I-2-2-5-3 INVERSION DE POUSSEE :

L'énergie utilisée pour déplacer les deux demi-couronnes mobiles de l'inverseur est fournie par le circuit pneumatique avion. Suivant le régime c'est le 14^{ème} étage de compresseur haute pression (à travers de la vanne haute pression) ou le 8^{ème} étage (à travers de son clapet anti-retour) qui alimente le dispositif pneumatique d'inversion. Le circuit pneumatique d'inversion ne peut être activé que lorsque l'avion est au sol. En aucun cas ce circuit ne peut être alimenté par l'APU.

Le système d'inversion de la poussée comprend :

- Un (01) transducteur différentiel variable de sens de rotation (RVDT).
- Deux (02) actionneurs de vérins à billes (ballscrew actuators).
- Deux (02) moteurs pneumatiques munis chacun d'une (01) vanne de sélection du sens de rotation (CDU).
- Une (01) vanne de commande de direction et commutateur de pression (DPV).
- Quatre (04) arbres flexibles d'entraînement.
- Une (01) boîte de jonction.
- Un (01) frein d'inverseur de poussée.
- Une (01) vanne de pressurisation d'inverseur de poussée (TRPV).
- Un (01) commutateur de verrouillage et de déverrouillage.

I-2-2-5-4 SIGNALISATION :

La signalisation se compose de :

- Un (01) voyant disposé à l'intérieure des l'indications du moteur n°1 sur l'ECAM.
- Un (01) voyant ambré « REV » reverse déverrouillée (en transit).
- Un (01) voyant vert repéré « REV » reverse sortie et verrouillée

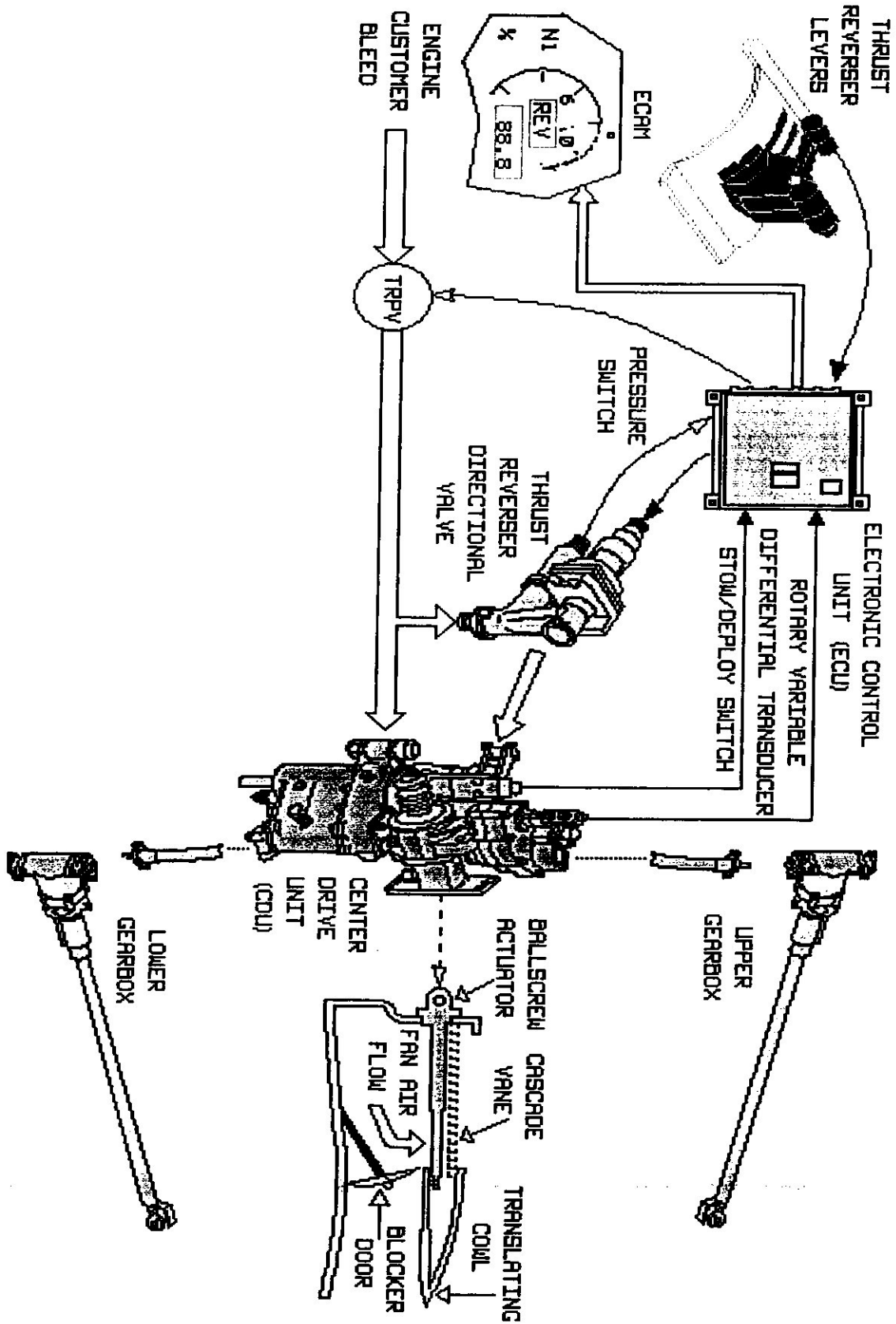


Fig.:I-28- Le système d'inverseur de Poussée du CF6-80-E 1

I-2-2-5-5 CIRCUIT DE COMMANDE DE LA REVERSE :

Chaque réacteur est équipé de :

- Une (01) manette de poussée.
- Une (01) manette de démarrage.
- Une (01) manette reverse.
- Une (01) poignée coupe feu.

I-2-2-6 CIRCUIT DE CONTROLE : (Voir fig I-29)

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

❖ Tachymètre N1 :

Cet équipement assure une indication du régime N1 sur l'ECAM.
100 % = 3320.6 tr/mn.

❖ Tachymètre N2 :

Cet équipement assure une indication du régime N2 sur l'ECAM.
100 % = 9827 tr/mn.

❖ Indicateur EGT :

Cet équipement assure une indication de température entre les turbines haute pression et basse pression.
EGT maximum 960 °C.

❖ Capteur de vibration :

L'indication de vibration permet de mettre en évidence une dégradation interne du réacteur. Chaque réacteur est équipé de deux (02) accéléromètres pour détecter les vibrations.

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

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

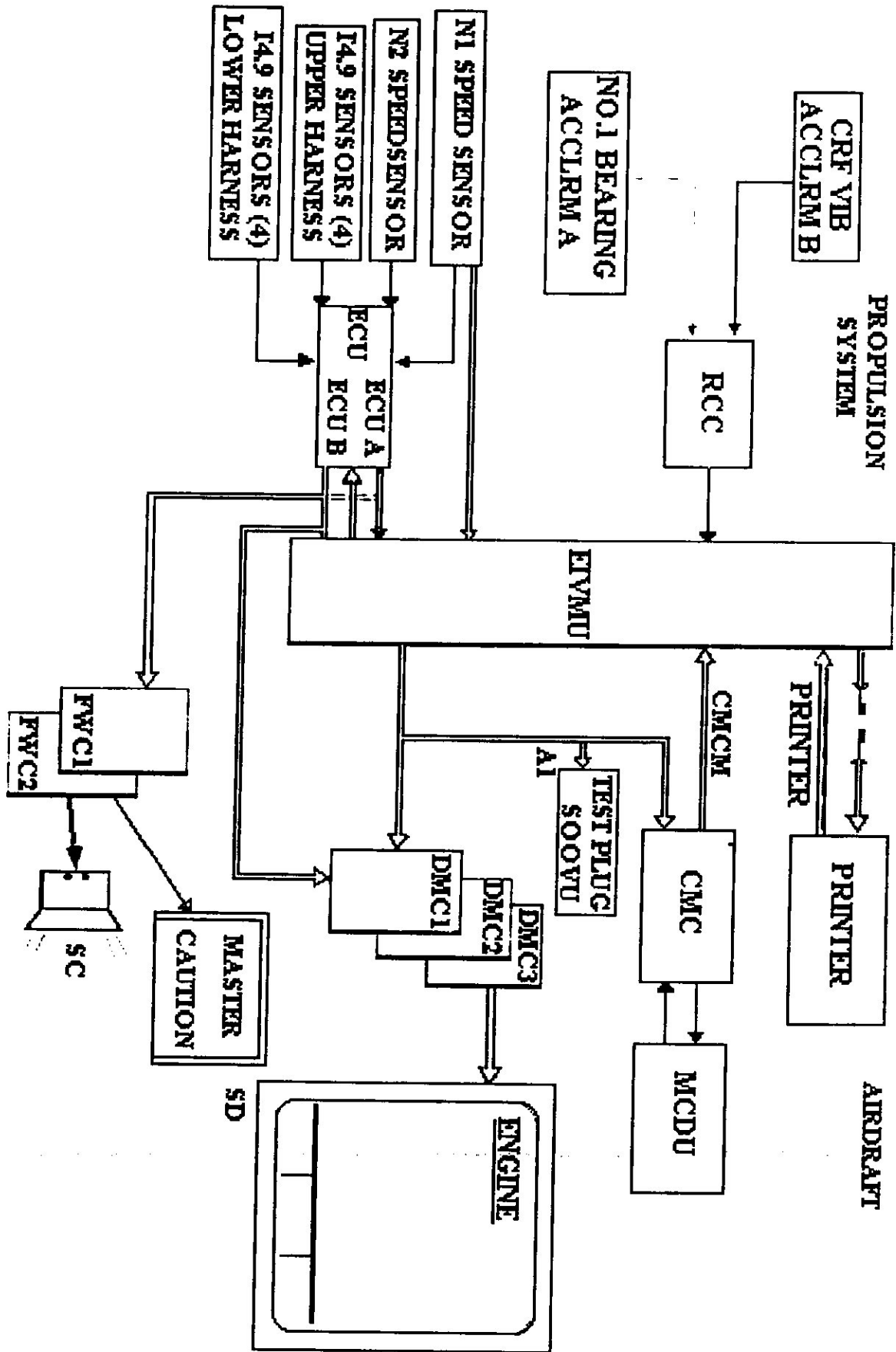


Fig.:I-29- Le système d'indication du CF6-80-E 1



Chapitre II

Recherche de pannes des deux Réacteurs



CHAPITRE II:Recherche de Pannes des deux moteur

II-1Introduction :

Notre but sera d'étudier la procédure de recherche de pannes et la méthodologie de dépannage attribuée, A chaque avarie survenue en fonctionnement, les erreurs de fonctionnement ne doivent pas dépasser un certain intervalle de tolérance pour cela la panne doit être éliminée avant une exploitation ultérieure de l'appareil.

Le but principal de la recherche de panne est de détecter les défauts engendrant un néfaste comportement des pièces et de fournir des données concrètes pour juger l'état des systèmes.

II-1-1-Etapes de dépannage :

- ❖ Plaintes de l'équipage (panne /CRM), message de panne.
- ❖ Recherche de pannes.
- ❖ Pose/dépose.
- ❖ Test de bon fonctionnement.
- ❖ Compte rendu
- ❖ Restitution de l'aéronef à l'exploitation.

II-1-2-Cause de déposes injustifiées :

- Compétence insuffisante du personnel de la piste
- Absence d'historique de pannes.
- Inefficacité du support personnel de piste (documentation, banc de test incorrect)
- Le personnel de piste ayant parfois trop confiance dans son savoir-faire.
- Non suivie des procédures de dépannage déjà établit dans le manuel de recherche de panne (TSM).
 - Inefficacité des dispositifs automatiques de recherche de panne qui fournissent des informations incompetentes ou ambiguës.

II-1-3-Différentes méthodes de dépannage :

II-1-3-1Méthode globale :

Consiste a remplacer tous les éléments de la fonction du système incriminé.

Avantages :

- Rapidité
- Sûreté
- Sauvegarder la ponctualité de l'avion (régularité, disponibilité)

Inconvénients :

- Nécessité de disposer au magasin ou en stock tous les éléments constituant la fonction.
- Nombre importants de déposes injustifiées.
- Manipulation excessive (pose/dépose) des équipements dont la fiabilité décroîtra.

II-1-3-2 Méthode progressive :

Cette méthode consiste à remplacer successivement les équipements de la fonction incriminée et de son analyse approfondie.

Une fois l'équipement remplacé on procède à un essai qui permet de vérifier si la fonction a été restaurée, dans le cas contraire on remonte l'ancien équipement et on procède au remplacement du suivant et ainsi de suite jusqu'au dépannage complet ou total de la fonction du système.

II-1-3-3 Méthode historique :

On recherche l'historique de pannes de chaque équipement puis on trouve le pourcentage des pannes élevées.

Avantages :

- 90% des pannes pouvant être résolue par ce processus qui fait intervenir une analyse simple.
- Cette méthode permet d'agir en priorité sur les causes les plus probables .

Inconvénients :

- Le temps alloué à la recherche de panne.
- Déposes injustifiées
- Diminution de la fiabilité des équipements.

II-1-3-4 Méthode analytique :

Cette méthode permet d'affiner la méthode progressive (méthodes par exclusion) et d'incriminer à coups sûrs l'élément en cause , cette méthode nécessite des spécialiste ayant une bonne connaissance du système , la démarche à suivre est de faire la liste de toutes les causes possibles , et de construire l'arbre de défaillance , qui permettra d'éliminer les causes par la prise en considération les informations sur l'avion (alarmes , indication , observations d'équipage)

II-1-4-Classes de pannes :

Les pannes classe 1,2 et 3 n'infecte pas la sécurité de l'avion de la même façon, on distingue donc différentes classes de pannes en fonction de leur gravité (conséquences).

II-1-4-1-Panne Classe 1 :

Elle nécessite d'être portée à la connaissance de l'équipage parce qu'elle ont des conséquences opérationnelles (poursuite du vol) , nécessitant obligatoirement une action du pilote pour remédier à la panne (c'est une panne **NO GO**) , c'est-à-dire elle doit impérativement être réparée , sinon l'avion est interdit de décollage .

II-1-4-2-Panne Classe 2 :

Elle n'ont pas des conséquences opérationnelles pour le vol en court et pour les prochains vols (dans la limite du retour à la base principale), étant directement porté à la connaissance de l'équipage , elles doivent être rapportées au *Log Book* .

Ce sont des pannes qui n'ont pas besoin d'être réparées à condition d'y prendre quelques précautions.

II-1-4-3-Panne Classe 3 :

Elles ne sont pas indiquées à l'équipage car elles n'ont pas des conséquences opérationnelles sur l'avion et n'affectent en rien la sécurité de l'avion, elle peut ne jamais être réparées, si ce n'est pour des considérations économiques et de disponibilités.

Ce sont des pannes *Go* sans aucune condition , car elles n'ont pas besoin d'être réparées , leurs dépannage relève dans ce cas du critère lié à la gestion de la compagnie , en outre du critère économique et prestige , et de disponibilité de l'équipements .

II-1-5-Différents types de pannes :

II-1-5-1 Panne simple active :

Exemple : blocage des commandes (ailerons, empennage), fuite, rupture court-circuit.

II-1-5-2- Panne passive (dormante / cachée) :

C'est une panne dont la présence n'est pas immédiatement détectée.

Exemple : Système redondant, système de protection.

II-1-5-3- Panne multiple due à une cause unique (le mode commun) :

Exemple : Feu, l'explosion, la foudre, FOD, DOD, grêle.

II-1-5-4- Panne en cascade :

Une panne simple non critique qui entraîne en elle même un série d'autres pannes successives.

II-1-5-5- Erreur de conception :

Environnement différent de celui prévu

Exemple : erreur logicielle.

II-1-5-6- Erreur de fabrication :

Exemple : assurance qualité (JAAR 145)

II-1-5-7- Erreur de maintenance :

Exemple : oubli outil, montage incorrect.

II-1-5-8- Erreur dans l'application du test :

Exemple : banc d'essai,

II-1-5-9- Erreur de pilotage :

Exemple : erreur d'application de procédures, conception de l'interface (lient) équipage avion à mettre en cause.

II-2- Recherche de Pannes du CF6-80-C2 sur Boeing :

II-2-1- Systeme d'affichage des Pannes du CF6-80-C2 :

Les systèmes d'affichage commun ou la CDS a deux fonctions ; il fournit les informations pour l'avion et ses systèmes et permet de contrôler les écrans durant le vol.

Les données de l'avion sont indiquées au niveau des écrans d'affichage ou EICAS (DU).

II-2-1-1 Description de l'ECAIS :

➤ Module de Permutation EICAS :

Les modules de permutation EICAS sont au nombre de deux, Le module de permutation supérieur permet d'envoyer vers l'écran supérieur EICAS, Tandis que Le module de permutation inférieur permet d'envoyer les signaux vers l'écran inférieur EICAS,

Il sont alimentés en 28 VDC , à partir de la buse continue (DC) droite , les deux modules de permutation EICAS interface (interconnexion) entre les deux microprocesseurs et les deux

écrans EICAS , ils sont identiques et interchangeable chacun contient dix (10) relais et huit sorties alimentées vers les écrans respectifs .

Quand le switch sélecteur du calculateur sur le panneau d'affichage est positionnée sur la position L ou R « left / Right, Gauche / Droit »

Les relais dans les modules de permutation sont commutés pour recevoir les signaux venant à partir des calculateurs droit et gauche respectivement

► **Ecran EICAS (Tube cathodique) :**

Les deux écrans EICAS (DU) supérieur et inférieur permettent d'afficher les données dans des couleurs différentes (rouge, ambre, bleu clair, rose vert et blanc), ils sont situés au cockpit sur le panneau P2 localisé sur des étagères et attachés par deux écrans chacun.

Chaque écran EICAS pèse 10 kg , ses dimension sont (15 x 18 x 36 cm) ,la surface d'affichage est de 4.7 pouce de large par 5.7 pouce de haut (12 x 14.5 cm) .

Les deux écrans EICAS sont identiques, interchangeable et comportent des trous de refroidissement par l'air, ils sont alimentés en 115 VAC, 400 Hz monophasé alternative.

A- Ecran supérieur EICAS :

Cet écran permet d'afficher :

Les paramètres primaires moteurs N_1 (vitesse de rotation de l'attelage basse pression) et l'EGT « température des gaz d'échappement ».

Les alarmes sur le coté supérieur gauche de l'écran, Ces alarmes peuvent atteindre le nombre de onze (11) sur chaque page.

B- Ecran inférieur EICAS :

Cet écran permet d'afficher :

- Les paramètres secondaires du moteur N_2 (vitesse de rotation de l'attelage haute pression ainsi que le FF (Débit carburant).

- La pression, la température, la qualité de huile et la vibration moteur dans la configuration moteur (ENG).

► Dans les autres configurations, l'écran inférieur affiche :

- Les paramètres secondaires moteurs,
- La page d'état (Status)
- Les pages de maintenance au sol seulement.

► Le système EICAS comprend huit pages :

- ENG (Moteur)
- Status (Etat)
- ECS/MSG (Conditionnement d'air)
- Elec/Hyd (Electricité / Hydraulique)
- PERF / MCDP (Performance / APU)
- CONF / MCDP (Configuration)
- EPCS (Système de contrôle électronique de propulsion)
- ENG EXCD (Dépassement moteur)

► **Panneau de commande EICAS :**

Il y'en a deux panneaux de commande :

- Panneau de commande d'affichage EICAS.
- Panneau de commande maintenance.

► **A- Panneau de commande d'affichage EICAS :**

Ce panneau permet le fonctionnement du système EICAS en vol et au sol , pesant 1.8kg et compte une seule prise électrique sur sa face arrière ,

Le panneau est alimenté en 115VAC, 400Hz monophasé alternative à partir de la bus AC droite via un disjoncteur au panneau (P11) ,

L'éclairage intégrale du panneau utilise la tension de 0 à 05 VAC (alternative) , 400Hz , Le panneau d'affichage reçoit les informations à partir du panneau de maintenance EICAS et des switches (RECAL / CANCEL) .

- Le panneau d'affichage EICAS comporte :
- Deux boutons poussoirs (Engine et Status)
- Un bouton (Event Record)
- Un bouton sélecteur microprocesseur.
- Un bouton de luminosité (BRT)
- Un bouton sélecteur de poussée (Trust Ref Set) .
- Un bouton de reset maximal (Max Ind Reset).

Bouton poussoir « Engine » et « Status » : En appuyant sur le bouton poussoir « Engine » , il affiche tous les paramètres moteur

- ◊ Paramètres primaires sur l'écran supérieur.
- ◊ Paramètres secondaires sur l'écran inférieur

En appuyant une deuxième fois sur « Engine » , la page moteur s'efface .

En pressant le bouton « Status » , on aura l'affichage des informations états de l'avion , sur l'écran inférieur .

En appuyant une deuxième fois sur l'écran « Status » , la page état s'efface de l'écran .

Bouton « Event Record » : Ce bouton permet de mémoriser les paramètres instantanés des systèmes (ECS , ELEC/HYD , PERF/APU et EPCS) .

Bouton de sélection de microprocesseur : Ce bouton a trois positions :

- Gauche (L).
- Auto.
- Droite (R)

◊ Le bouton sélecteur sur la position **Droite (R)**, permet au calculateur droit d'afficher les paramètres sur les deux écrans EICAS.

◊ Bouton sélecteur sur position **Gauche** permet au calculateur gauche d'afficher les paramètres sur les écrans .

◊ En cas de pannes du calculateur gauche, c'est le calculateur qui affiche automatiquement les paramètres sur les deux écrans.

Bouton de contrôle de luminosité (BRT): Ce bouton consiste en deux boutons rotatifs concentriques, il permet de régler la luminosité des deux écrans EICAS.

Bouton sélecteur de poussée (Thrust Ref Set) : Ce bouton a trois positions rotatives :

- Gauche (L)
- Bouth
- Droite (R).

Il possède deux positions :

- ◊ Position enfoncée : Mode Automatique.
- ◊ Position Tirés (Relâchée) : Mode Manuel.

En mode automatique, la poussée est calculée par le TMC (Thrust Management Computer), qui est le calculateur de commande de poussée.

En mode manuel, en perdant le TMC, c'est au pilote de calculer et afficher manuellement la poussée de référence sur l'indicateur N_1 .

Bouton de reset maximal : (Max Ind Reset) : Ce bouton permet d'afficher les dépassement moteur, dans la mémoire.

Les deux écrans EICAS, et la panneau de commande sont sensibles à l'électricité statique. Lors de la dépose et de repose des écrans EICAS et le panneau de commande BOEINGE recommande de porter des bracelets afin d'éviter de recevoir les décharges d'électricité statique des équipements afin d'éviter leurs détérioration.

► B- Panneau de maintenance :

Le panneau de maintenance EICAS assure les fonctions de contrôle pour l'affichage au cockpit de l'information de maintenance.

Il est localisé au cockpit panneau (P61) et comprend :

• Six switches (boutons poussoir) :

- ECS / MSG
- ELES / HYD
- PERF / APU
- CONF / MCDP
- ENG EXCD
- EPCS

• Deux switches :

- AUTO EVENT
- MAN EVENT

• Un bouton de test (TEST)

• Un bouton record (REC)

• Un bouton effacer (Erase)

Switch ECS / MSG : Ce bouton permet d'afficher les paramètres et les messages de maintenance du système de conditionnement d'air, les paramètres et les messages de maintenance apparaissent sur l'écran EICAS inférieur.

Switch ELC / HYD : ce bouton permet d'afficher les paramètres et les messages de maintenance de la **Génération Electrique** et du Circuit Hydraulique sur l'écran EICAS inférieur, Ce bouton est utilisé au sol seulement.

Switch PERF / APU : Ce switch permet d'afficher les paramètres moteurs et les messages de maintenances moteur et ceux de l'APU, les paramètres et les messages apparaissent sur l'écran EICAS inférieur, ce switch est utilisé uniquement au sol.

Switch CONF / MCDP : Ce switch permet l'affichage des paramètres suivants

- Type des moteurs
- Systèmes d'indication (EICAS)
- TMC calculateur de commande de poussée
- FMC calculateur de gestion de vol
- EPCS.

Switch ENG EXCD : Ce switch permet d'afficher sur l'écran EICAS inférieur les dépassement moteurs (N_1 , EGT, N_2), il affiche la valeur et le temps de dépassement des paramètre (N_1 , EGT, N_2), il est utilisé uniquement au sol.

Switch EPCS : Ce bouton permet d'afficher tous les paramètres ainsi que les composants moteurs ; ce switch permet de faire le suivi moteur (MONITORING) , il est utilisé *au sol seulement*

Switch EVENT READ MAN : Ce bouton permet d'afficher les paramètres mémorisés manuellement

Switch EVENT READ AUTO : Ce bouton permet d'afficher les paramètres mémorisés automatiquement.

Switch Test : Ce bouton permet de déclencher l'auto Test du système EICAS au sol , si l'auto test est satisfaisant , le message « Test OK » apparaît sur l'écran EICAS supérieur , si l'auto test est défectueux , le message Test Fail apparaît sur l'écran EICAS .

Switch Record (Rec) : CE bouton permet d'analyser les données de maintenance dans une mémoire non volatile (NVM) .

Switch ERASE : Ce bouton permet d'effacer toutes les données mémorisées de l'écran EICAS supérieur.

◆ **Switch Canal – Recall :**

Les switches Canal et Recall sont localisés au cockpit au panneau (P1) , ils sont de type bouton poussoir , il permet d'afficher les messages du niveau (B) et du niveau (C) sur l'écran supérieur.

* **Fonctionnement :**

En appuyant sur le bouton Canal , les messages du niveau (B) et (C) affichés sur l'écran supérieur EICAS disparaissent.

Comme chaque page comporte onze (11) messages s'il y a plus de (11) messages , les autres seront affichés sur la page suivante , pour effacer cette page , il suffit d'appuyer une deuxième fois , en appuyant sur le bouton Recall , les messages de niveau (B) et (C) seront affichés sur l'écran EICAS supérieur .

◆ **Avertissement de défauts (caution) :**

Ils sont localisés au cockpit au coté gauche et droit de l'avant panneau (P7) , ce sont des étiquettes qui s'allument ambre à chaque fois qu'un message du niveau (B) existe , pour effacer l'alarme, il suffit tout simplement d'appuyer sur l'étiquette elle même.

◆ **Avertisseur Feu :**

Ils sont localisés au cockpit à gauche et à droite du panneau (P7) , ce sont des étiquettes qui s'allument rouge à chaque fois qu'un feu se déclare :

- APU.
- Réacteur.
- Soute à bagage avant et arrière.

Ces étiquettes s'éteignent quand le système de percussion est déclenché , si un écran du système EICAS tombe en panne , l'écran opérationnel sera en full compact et affichera les données de l'écran défectueux .

Si les deux écrans du système EICAS tombent en panne le système d'indication secours moteur (SEI) se déclenchera automatiquement.

Le système d'indication comprend :

- Un bouton à deux positions :
 - Auto
 - On
- Un bouton de test.

♦ **Fonctionnement :**

La position du bouton du système d'indication secours moteurs (SEI) est la position « Auto ». Dans cette position si les deux (02) écrans du système EICAS sont opérationnels, le système secours moteurs est à l'arrêt, en ce cas les douze étiquettes sont occultées.

Si les deux écrans du système EICAS sont défaillants le système d'indication secours moteurs affiche automatiquement les paramètres réels ainsi que les paramètres limites (N_1 , EGT et N_2) des deux moteurs .

Le bouton de test permet de tester le système d'indication secours moteurs au sol , la position « ON » permet au système d'indication secours moteurs d'afficher les paramètres réels ainsi que les paramètres limites (N_1 , EGT et N_2) des deux moteurs en permanence .

La position « ON » n'est pas recommandée quand le système EICAS est opérationnel .

♦ **Les messages du système EICAS :**

Le système EICAS a six (06) niveaux de message, les messages sont classés comme suivant :

- Niveau A.
- Niveau B.
- Niveau C.
- Niveau S.
- Niveau M.
- Niveau E

♦ **Niveau A :** Les messages du niveau « A » est un message où l'action corrective de l'équipage est immédiate

Le message du niveau « A » apparaît en cas de feu (APU , Moteur , Soutes à bagages , train d'atterrissage).

Le message du niveau « A » affiche sur l'écran supérieur EICAS coté gauche de couleur rouge suivit des alarmes suivantes :

- Les deux avertisseurs feu s'allument en rouge sur le panneau (P7)
- Les deux avertisseurs de défauts s'allument en ambre sur le panneau (P7).
- Une sonnerie retentit.
- La poignée coupe feu s'allume en rouge (en cas de feu moteur)
- La poignée coupe feu APU s'allume en rouge (en cas de feu APU)
- Une étiquette s'allume en rouge (en cas de feu soute à bagage avant ou soute à bagage arrière)
- Une étiquette s'allume en rouge (en cas de feu train d'atterrissage).

♦ **Niveau B :** Le message de niveau « B » est un message où l'attention de l'équipage est attirée mais l'action corrective n'est pas immédiate, le message du niveau « B » apparaît en cas d'anomalie d'un ou de plusieurs systèmes avions , les message de niveau « B » est affiché sur l'écran supérieur EICAS coté gauche de couleur ambre suivit des alarmes suivantes :

- Les deux (2) avertisseurs de défauts s'allument ambre sur la panneau (P7).
- L'étiquette associée à l'anomalie s'allume ambre dans le cockpit.

♦ **Niveau C :** Le message de niveau « C » est un message où l'attention est attirée mais l'action corrective n'est pas immédiate , le message de niveau « C » apparaît en cas d'anomalie d'un ou plusieurs systèmes avion (l'anomalie n'est pas aussi importante que celle du niveau « B »),

Le message du niveau « C » est affiché sur l'écran supérieur coté gauche de couleur ambre décalé d'une lettre par rapport au message niveau « B » suivit des alarmes suivantes :

- ◆ Les deux (02) avertisseurs de défauts s'allument ambre sur la panneau (P7).
- ◆ L'étiquette associée à l'anomalie s'allume ambre dans le cockpit .

↳ **Niveau S :** Le message du niveau « S » est un message destiné pour l'équipage afin de déterminer l'état de l'avion pour un éventuel dispath de l'avion, les messages apparaissent en couleur blanche quand la page « Status » est sélectionnée.

↳ **Niveau M :** Le message du niveau M est un message de maintenance, les messages maintenance n'apparaissent qu'au sol seulement, ils sont associés aux boutons poussoirs situés au panneau de maintenance (P61)

- ◆ ECS/MSG.
- ◆ ELEC / HYD
- ◆ PERF / APU
- ◆ CONF / MCDP
- ◆ ENG / EXCD
- ◆ EPCS

Le message de maintenance permet au personnel de maintenance de connaître l'état de l'avion facilitant ainsi la recherche de panne, ils apparaissent sur l'écran inférieur EICAS.

↳ **Niveau E :** Le message de niveau « E » concerne la maintenance de l'unité de contrôle électronique moteur (EEC) , il apparaît sur l'écran inférieur EICAS , la priorité des messages est donnée comme suivant :

Sur l'écran supérieur EICAS , coté gauche apparaissent les messages niveau « A » en premier ensuite les messages de niveau B et les messages de niveau C en dernier .

II-2-1-2-Le PIMU :

L'unité électronique de contrôle moteur (EEC) du réacteur envoie les pannes moteur et celle du FEC vers le PIMU.

Le PIMU, est un calculateur localisé dans la soute électronique principale, son rôle est de garder en mémoire les anomalies du réacteur, il affiche les pannes lors du test,

Les anomalies sont affichées sur la face frontale du PIMU bonne forme de codes.

Quand le PIMU a en mémoire des pannes le message suivant apparaît sur la page EICAS ECS/MSG L (R) PIMU.

Le PIMU comprend :

- ◆ Un bouton de test a deux (02) positions :
 - Chanal A : Pour tester le Canal A du EEC
 - Chanal B : Pour tester le Canal B du EEC

- ◆ Un bouton BIT
- ◆ Un bouton MONITOR VERIFY .
- ◆ Un bouton MAINTENANCE RECALL
- ◆ Un bouton RESET .

↳ **BIT :**

Il permet d'afficher les pannes mémorisées dans le PIMU .

♦ Monitor Verify :

Il permet de vérifier le PIMU , quand on appuie sur le bouton MONITOR VERIFY le PIMU fait son auto test , après l'auto test le PIMU affiche le message READY (Prêt) .

♦ Maintenance Recall :

Il permet d'afficher les pannes du dernier vol .

♦ Reset :

Ce bouton permet d'afficher la mémoire du PIMU .

NB : Il y a un seul PIMU pour chaque moteur

II-2-1-3 Les pages indicatives des pannes :

La détection de panne du CF6-80-C2 , est assurée par les pages suivantes :

- ◆ **PERF/APU**
- ◆ **ENG EXCD**
- ◆ **EPCS**
- ◆ **CONF / MCDP.**

♦ Page PERF/APU : Cette page permet d'afficher les informations suivantes des deux réacteurs :

- ◆ N_1 Commandé.
- ◆ N_1 Maximum.
- ◆ N_1 Réel.
- ◆ Position sélectionnée des manettes de poussée
- ◆ EGT (Température des gaz d'échappement).
- ◆ N_2
- ◆ Mesure du débit carburant.
- ◆ Pression carburant.
- ◆ Pression d'air de soutirage.
- ◆ Position reverse.
- ◆ Pression d'huile.
- ◆ Température d'huile.
- ◆ Quantité d'huile.
- ◆ Vibration (FAN-LPT- N_2 -BB)

♦ Page ENG EXCD : Cette page permet d'afficher les dépassements moteur ainsi que la durée de dépassement (N_1 -EGT- N_2) , Concernant l'EGT cette page a la possibilité d'afficher :

- ◆ Position VSV
- ◆ Position VBV
- ◆ Position manette de poussée
- ◆ T12
- ◆ P_0
- ◆ Position de la vanne de refroidissement du carter turbine haute pression.
- ◆ Position de la vanne de refroidissement du carter turbine basse pression.
- ◆ Position de la demi couronne gauche reverse.
- ◆ Position de la demi couronne droite reverse.
- ◆ T25.

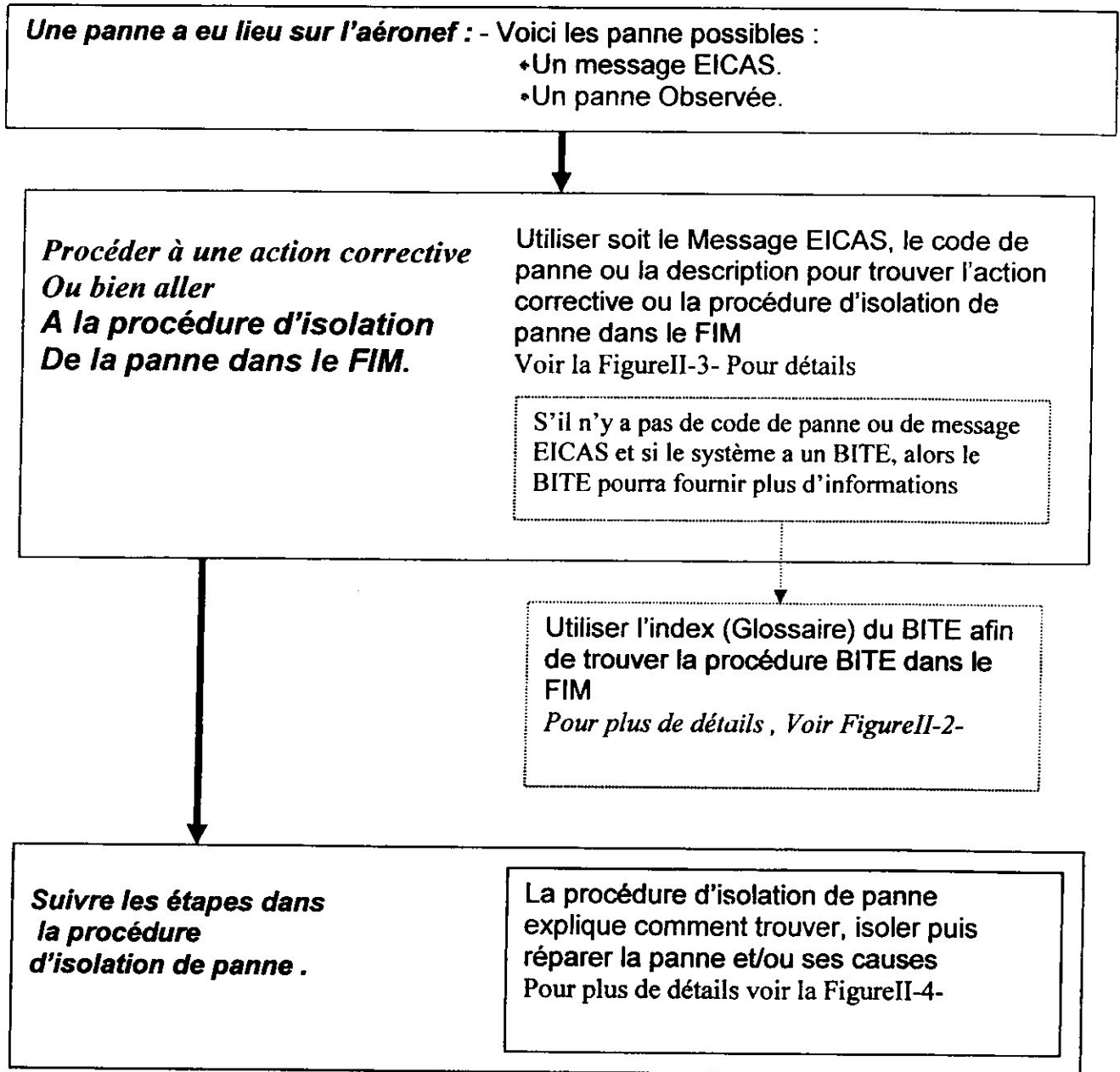
- ◆ T₃.
- ◆ PS₃.

- ◆ Page CONF / MCDP : cette page permet d'afficher les informations suivantes :
 - ◆ Type des moteurs.
 - ◆ Type du système d'indication.
 - ◆ Calculateur de commande de poussée.
 - ◆ Calculateur de gestion de vol (FMC)
 - ◆ EPCS.

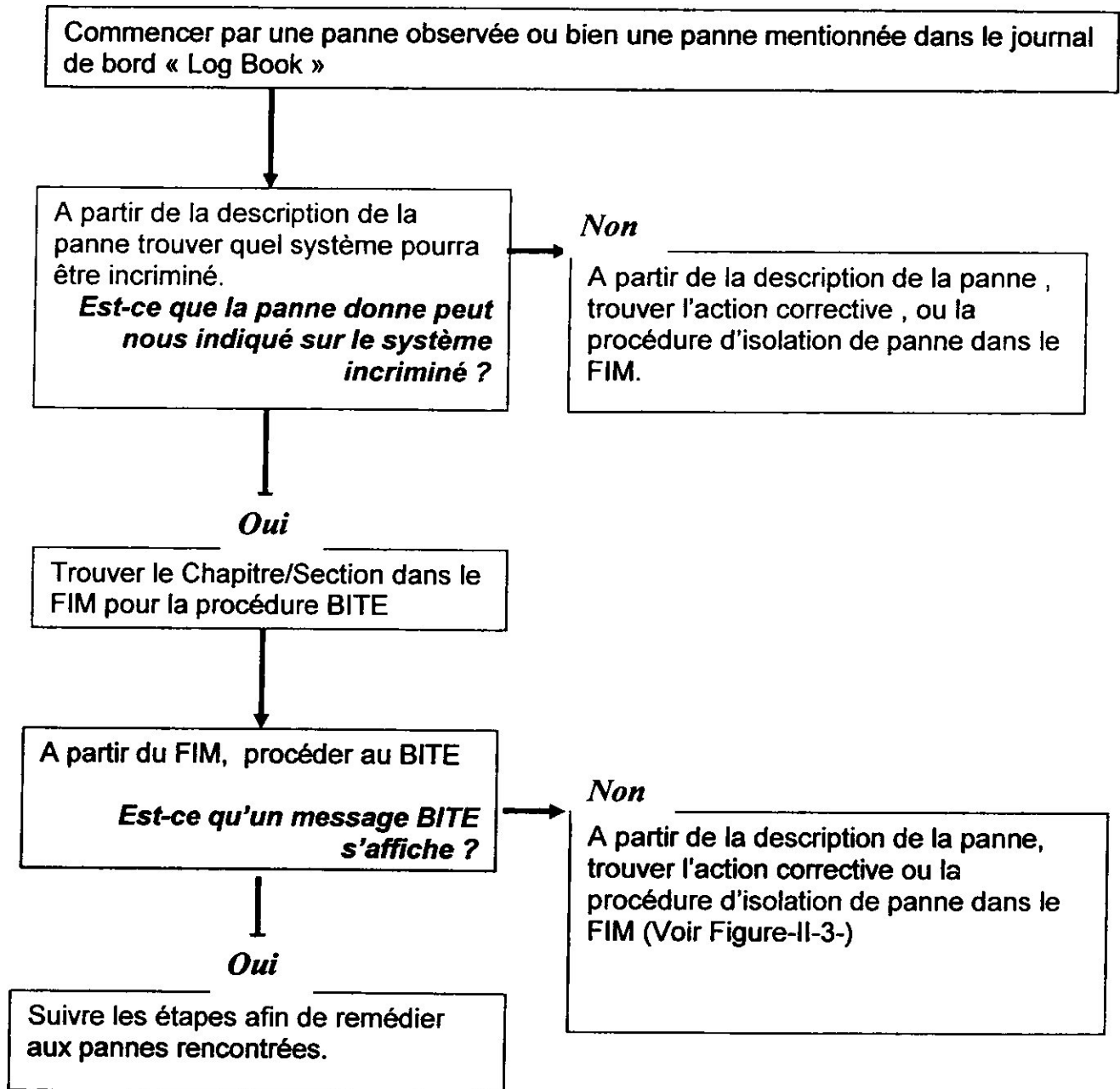
Unité électronique de contrôle moteur (EEC) envoie toutes les anomalies du moteur vers le PIMU pour les mémoriser et les afficher lors des tests ,

Le PIMU est localisé dans la soute électronique principale.

II-2-2-Comment Utiliser le FIM :

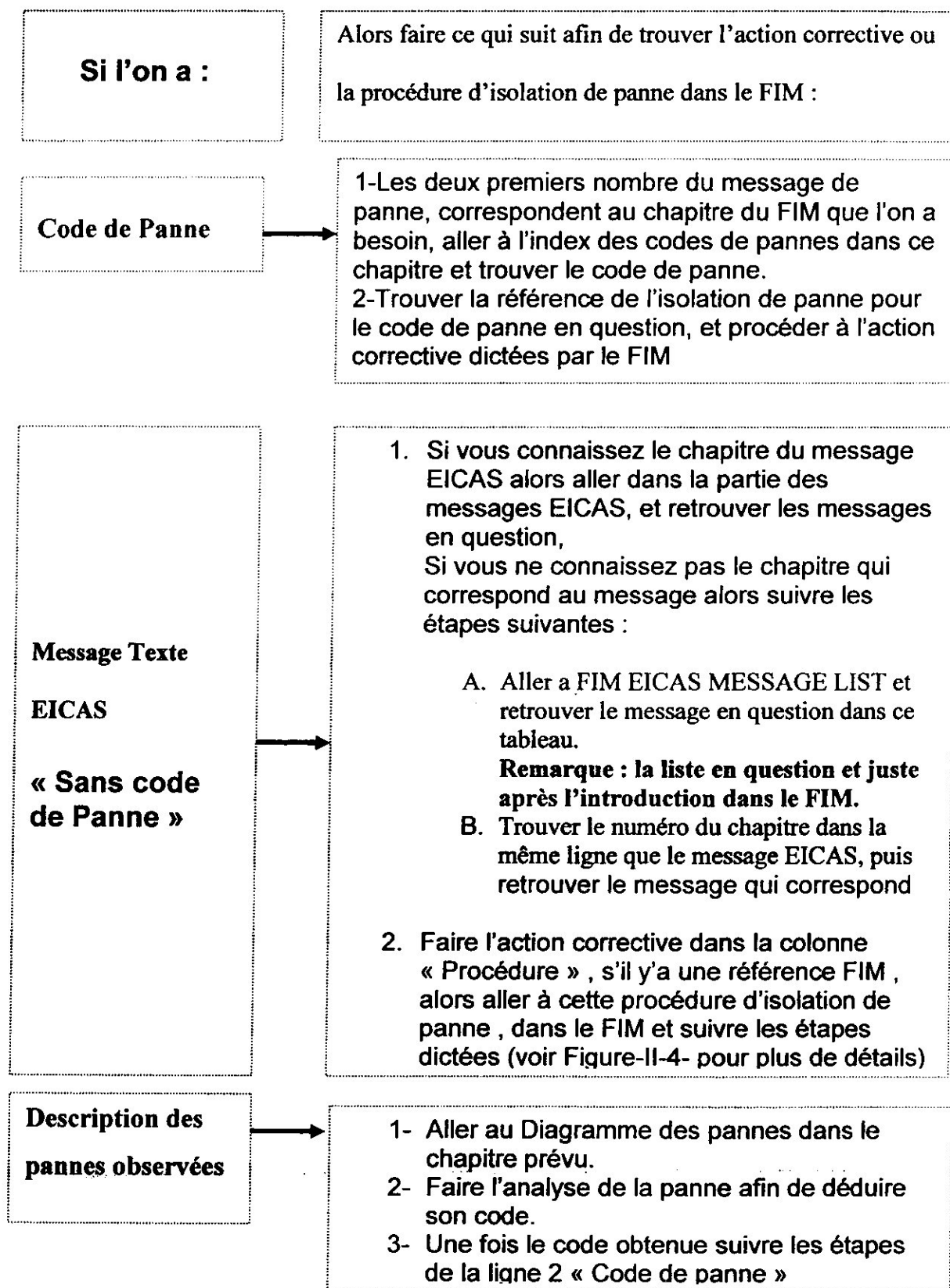


**Déroulement Standard de l'isolation de Pannes
« Figure-II -1-»**



Comment soutirer des informations depuis le BITE

« Figure-II-2-»



**Comment Trouver l'action corrective ou la procédure d'isolation de panne dans le FIM
« Figure-II-3-»**

Conditions à assurer au début de la tâche :

- Générateur électrique externe éteint
- Générateur hydraulique et pneumatique éteint
- Moteur à l'arrêt.
- Les breakers des systèmes sont fermés.
- Aucun équipement du système n'est désactivé.

La Bulle « Prerequisites » :

- Cette bulle donne les conditions qu'il faut prendre en considération en plus de ceux d'un arrêt moteur normal, ces conditions étant importantes pour la configuration ainsi que pour la procédure de l'isolation de la panne.
- Cette bulle donne aussi la référence de la procédure, les breakers des circuits ainsi que tout autre équipement indispensable dans la recherche de panne.

La bulle de l'organigramme :

- Commencer toujours par la première bulle, sauf si mention du contraire.
- Faire les tests demandés afin de répondre par « oui » ou « non » aux questions généralement mentionnées à la fin des bulles. Suivre les flèches conduisant à la réponse, ceci permettra de passer à l'étape suivante.
- S'assurer que la panne est réparée, pour déclarer que la procédure est terminée.

**LA PROCEDURE D'ISOLATION DE LA PANNE
« FIGURE II-4 »**

II-3-Rechche de pannes du CF-80-E1 sur AIRBUS :**II-3-I-SYSTEME D'AFFICHAGE DU CF6-80E1 (AIRBUS):**

Afin de bien mener la procédure d'isolation de panne, le CF6-80-E1 utilise le Aircraft's Central Maintenance System (CMS), ce dernier se compose des parties suivantes :

- ⊖ Deux ordinateurs (calculateurs) « CMC I et CMC2 »
- ⊖ Deux unités d'affichage des vibrations et d'interface moteur (EIVMU2 et EIVMU1 Engine Interface and Vibration Monitoring Units)
- ⊖ Deux unités de contrôle moteur (ECU 1 et ECU2)
- ⊖ Trois unités de contrôle et d'affichage (MCDU Multipurpose Contrôle and Display Units)

Le CMS fonction en deux modes :

- ⊖ Le mode « REPORTING » ou bien mode normal : dans ce mode la le CMS mémorise les message de pannes
- ⊖ Le mode « Interactive » ou bien Menu Mode (Possible au sol seulement) : Le CMS permet à l'opérateur d'obtenir des données de pannes depuis le système du CSM et d'initier le test

II-3-1-1-Les Ordinateur « CMC1 et CMC2 » « Voir Fig-II-5 » :

Ces calculateurs scannent en permanence les différents systèmes de l'aéronef afin de détecter toute anomalie, en plus de centraliser tous les messages de pannes envoyés par le BITE.

Si une quelconque message de panne est présent dans l'un des systèmes, alors les calculateurs copient et mémorisent le BITE dans un rapport correspondant.

Les pannes moteurs/aéronefs qui sont mémorisées, sont par la suite classées suivant trois catégories selon leurs conséquences opérationnelles et sécuritaires.

-Class 1 : Ces pannes ont des conséquences sur le vol en cours nécessitant une action corrective immédiate.

-Class2 : Pannes n'avant pas de conséquence sur le vol en cours, mais néanmoins portées à la connaissances de l'équipage.

-Class3 : Pannes n'avant aucune conséquence sur le vol en cours en nécessitant aucune action corrective, de plus elle ne sont pas affichées, par contre il est possible de consulter leurs apparition au sol sur MCDU.

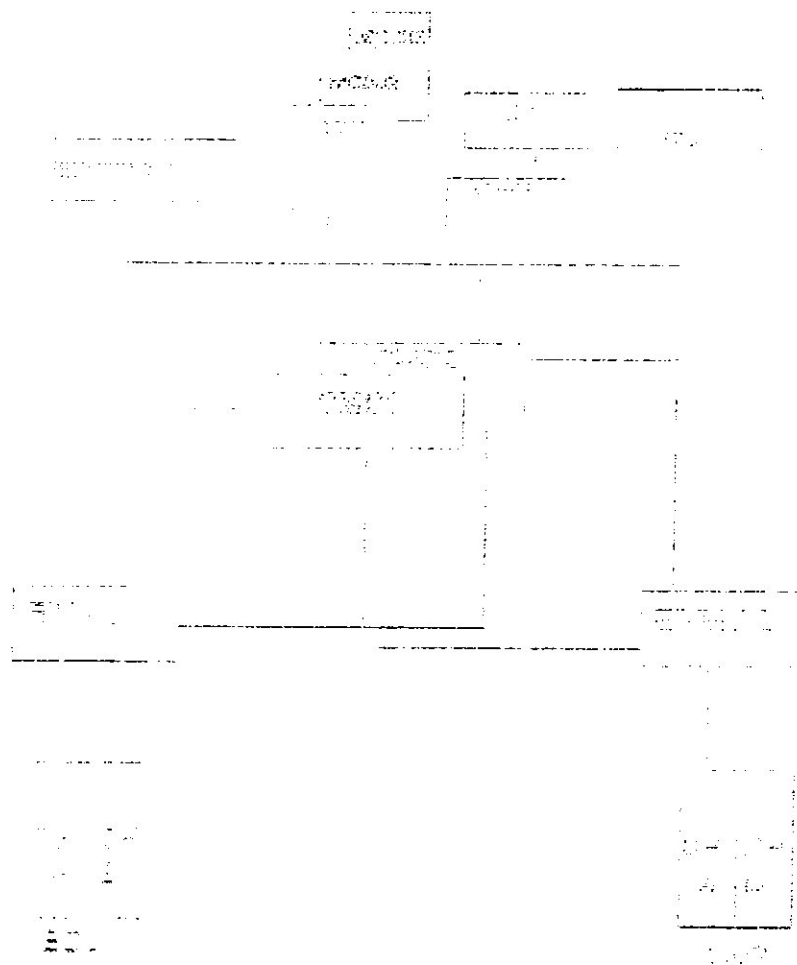


Fig-II-5-Central Maintenance System "CMS"

11-3-1-2-Engine Interface and Vibration Monitoring- Unit (EIVMU) "Voir Fig-II-6":

Cette unité est commune pour ce qui est de l'affichage des vibrations ainsi que l'interface moteur qui est en quelque sorte une unité d'interface entre l'ECU et le CMS. En plus de plusieurs autres calculateurs avions et systèmes de contrôle de propulsion.

Chaque EIVMU communique avec son ECU respectif à travers un harnais « AR-4-29 », l'EIVMU est normalement active quand avec l'ECU est alimentée en électricité.

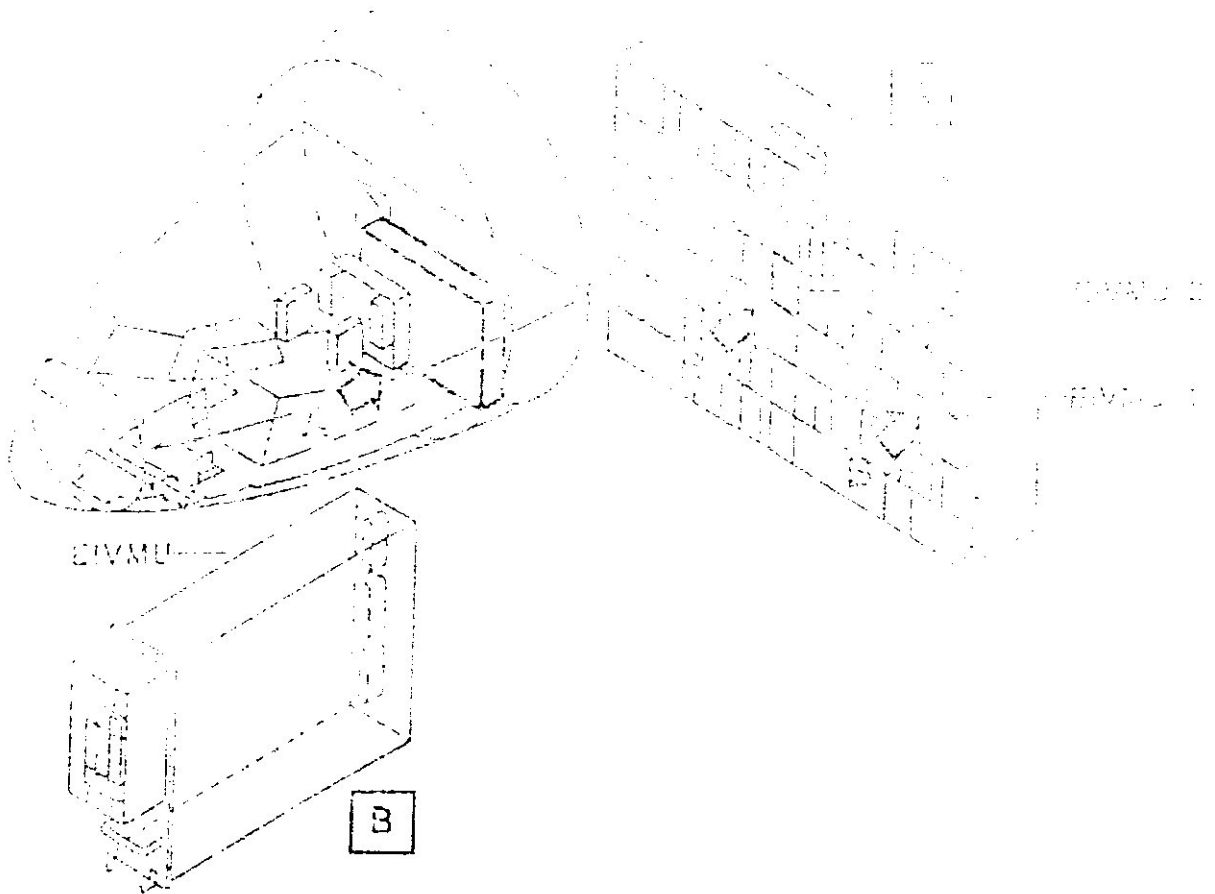


Fig-II-6-Engine Interface & Vibration Monitoring unit (EIVMU).

11-3-1-3-Multipurpose Control Display Unit "Voir Fig-II-7"

La MCDU (1.2.3) sont des panneaux d'interface et écrans localisés dans la console centrale du tableau de bord.

Cette unité assure la performance des testes opérationnelles des systèmes. Des vérifications fonctionnelles et de la lecture des informations BITE

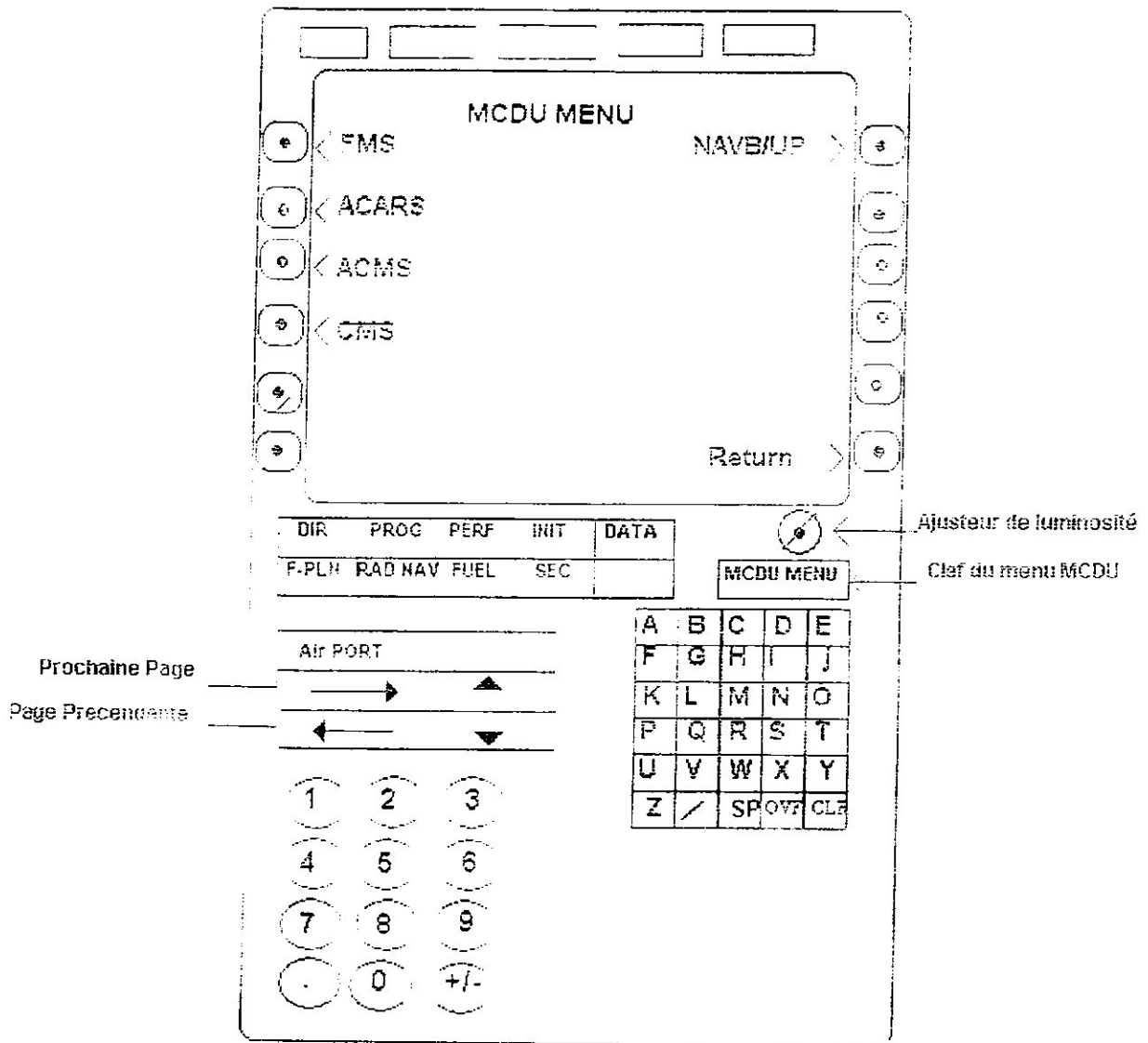


Fig-II-7-Multipurpose Control Display Unit "MCDU".

II-3-2-Le Menu CMS au sol :

Afin d'avoir une fonction interactive a travers le systeme Report/ I est fonction. il est possible . quand le moteur à l'arrêt , d'avoir accès aux pages de maintenance « Maintenance Menu Pages » dans cette page il est possible d'avoir accès aux fonctions suivantes :

- previous Flight Report
- Post Flight Report.
- Avionics Status.
- System Reports Test.
- Class 3 faults.
- Report Programming.
- Flight Report Filter.

11-3-3-Page « System Report/Test » :

Au nombre de six, ces pages affichées par le CMC, elles contiennent tous les systèmes moteurs afin de manipuler les tests de confirmation de la panne, d'avoir accès aux données de maintenance et puis confirmer la correction de la panne

11-3-4-Menu Principale de l'ECU « ECU main Menu » « Voir Fig-II-8 »:

Il y'a un écran ECU spécifique pour chaque canal de l'ECU, qui sont au nombre de quatre

Tout les écrans menu sont les même , comptabilisant 11 fonctions au total , mis à part les deux fonctions suivantes « Engine Test » et « Spécifique DATA » qui opèrent sous leurs propre « sous-menu » (c'est-à-dire un menu secondaire résultant du menu principale ECU . Dans ce chapitre, les fonctions assurées sont :

- Last Leg Report.
- Previous legs Report
- LRU Identification.
- Ground Scanning.
- Troubleshooting Data.
- Last Leg Class 3 Faults.
- Engine Test.
- Display Test .
- Ground Report.
- Specefic Data.

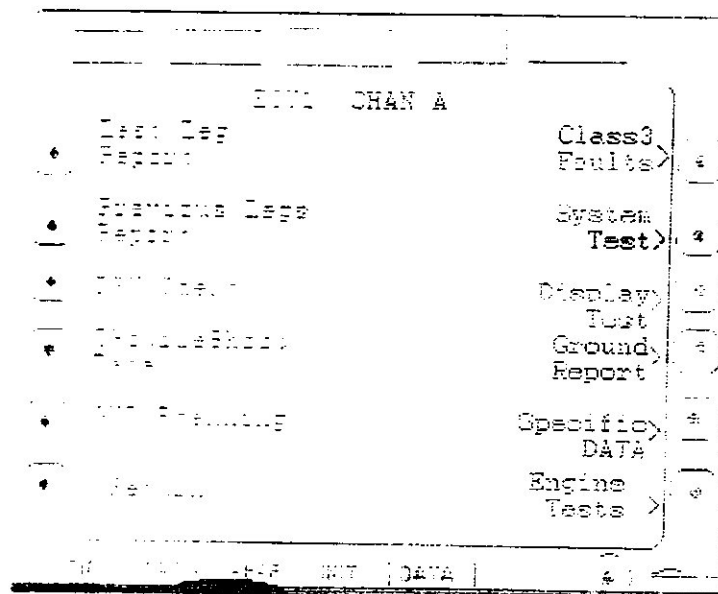


Fig-11-8-ECU Main Menu

11-3-4-I-Last Leg Report « Voir Fig-II-9 »:

Ce menu (écran) énumérera la panne survenue et cela en mettant en évidence les données suivantes :

- Le numéro d'identification associé a la fonction donnée (exemple : VBV-E1-4080KS)
- La classe de la panne (exemple : Class 1)

- Le « Universal Time Coordinate-UTC» ceci donne l'heure à laquelle la panne est survenue, et cela en fonction de l'heure précédemment réglée sur le CMC. Dans le last leg report, un maximum de deux pannes seulement sont affichées par page. Les pannes énumérées sont celles correspondantes aux classes 1 et 2.

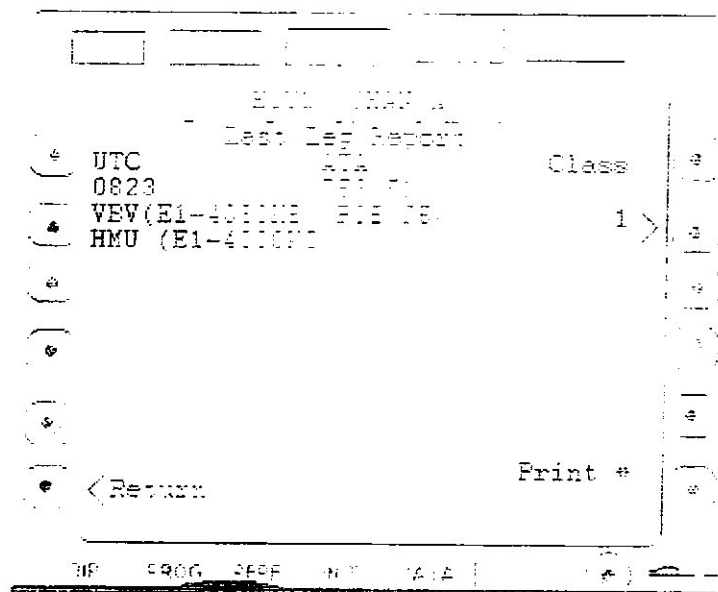


Fig-II -9-Last Leg Report

II-3-4-2-Previous Leg Report « PLR » "Voir Fig-II-10"

Les caractéristiques sont quasiment les même que ceux figurant dans le « last Leg Report » sauf que dans le « PLR » :

- Le numéro d'immatriculation de l'aéronef est ajouté en ligne 3.
- Le numéro du vol, la date ainsi que la localité sont affichées « exemple: leg02, May22, 17 :25, VBV »

Le « PLR » est utilisé pour donnée l'historique de pannes des 64 derniers vols.

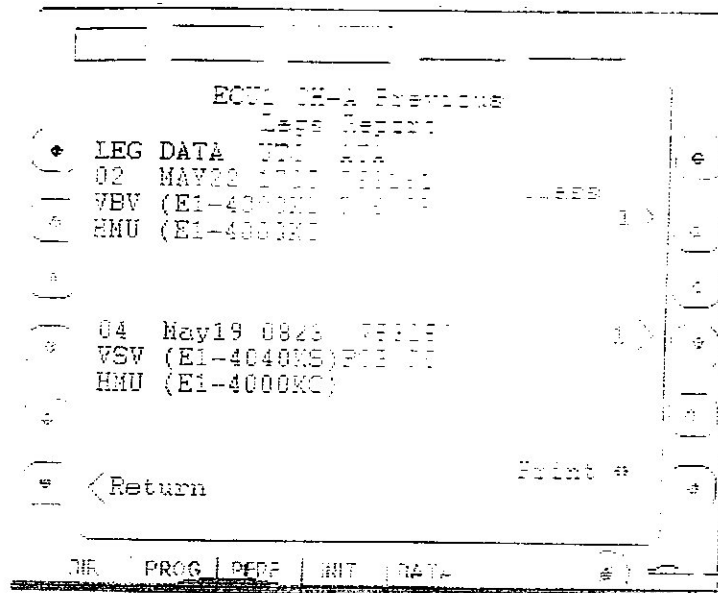


Fig-II-10- Previous Legs Report.

II-3-4-3-LRU Identification « Voir Fig-II-11 »:

Les écrans LRU identifications affichent :

- Le Numéro de l'ECU.
- Le numéro de série du moteur.
- Le niveau d'équilibrage du N₁.

Ces données ne sont pas gardées dans une mémoire non volatile, l'effacement des ces donnée est systématique après l'arrêt de l'alimentation électrique de l'ECU.

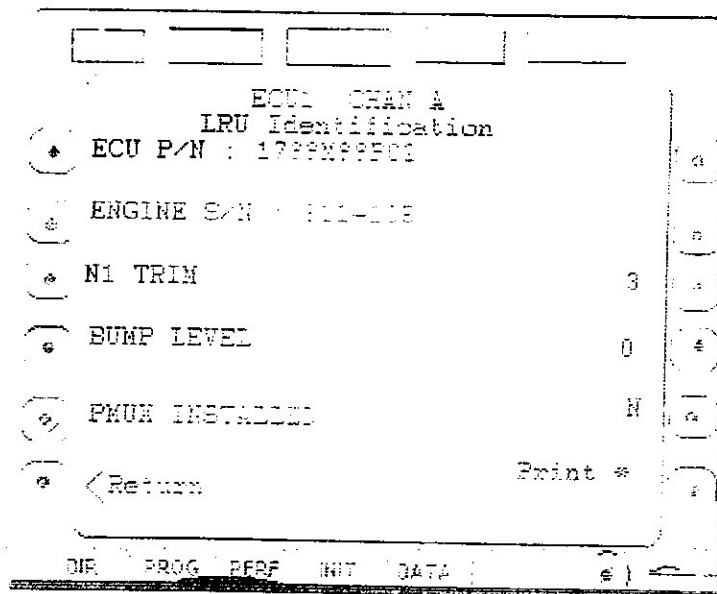


Fig-II-11-LRU Identification

II-3-4-4-Ground Scanning « GS » "Voir Fig.-II-12":

Le « GS » affiche les éléments ainsi que les données de l'FCU et ATA relatives à la panne mémorisée durant le roulage sur piste, il est à noter que le « GS » ne contient aucune information relative à la dernière panne survenue.

Son but est de faire appel à la panne mémorisée durant la période de roulage.

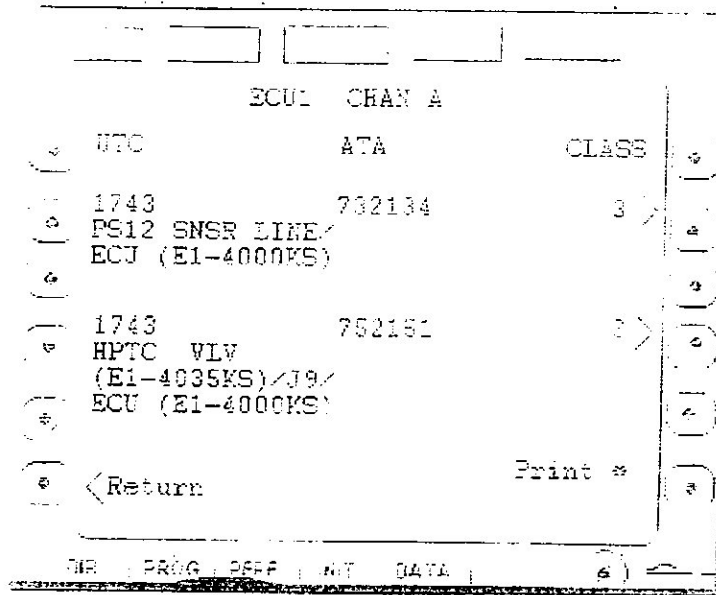


Fig-II-12-Ground Scanning

II-3-4-5-Trouble Shooting Data « TSD » "Voir Fig-II-13":

Le u TSD » isole jusqu'à 12 dernières pannes de classe 1 et 2. C'est-à-dire afficher les données (paramètres) du moteur lorsque la panne est survenue.

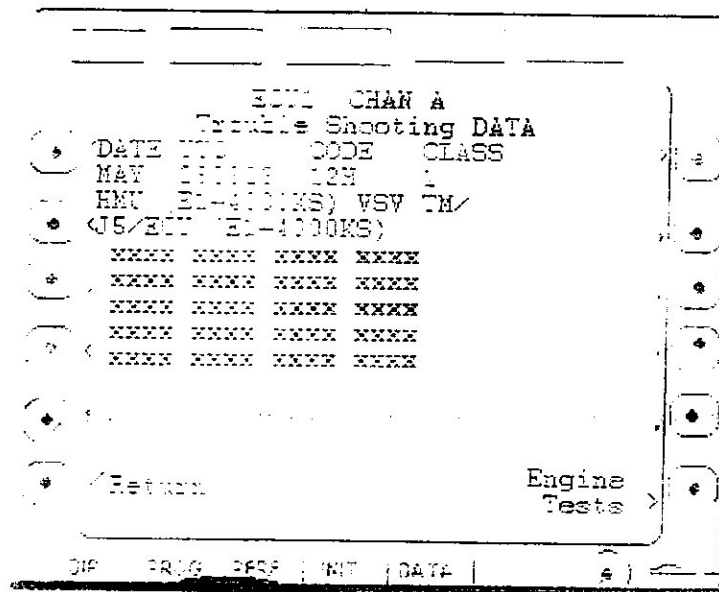


Fig-II-13-Trouble Shooting DATA

II-3-4-6-Last Leg Class 3 Faults "Voir Fig-II-14":

Le format étant le même que celui du « Last Leg Report », sauf qu'il y'a ni date, ni classe de panne (1 ou 2 dans le Last Leg Report), les pannes mise en évidence sont celles de classe 3.

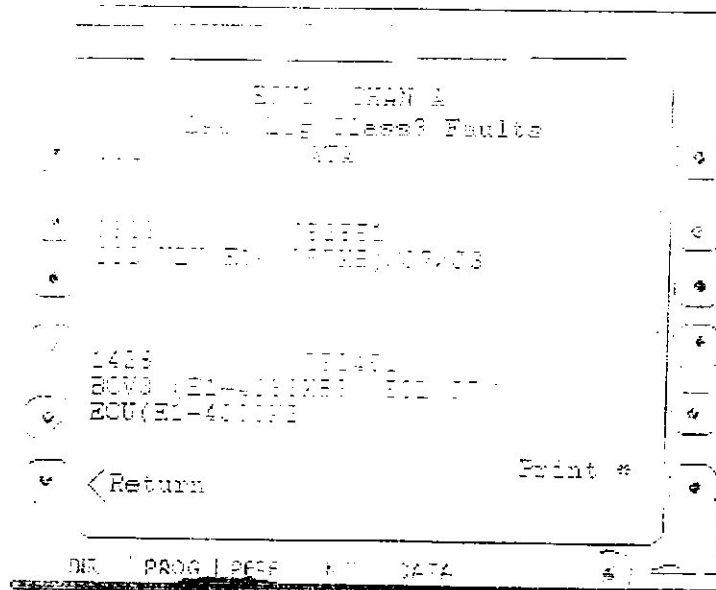


Fig-II-14-Last Leg Class3 Report.

II-3-4-7-Engine Test :

Cette fonction permet de savoir l'état de l'appareil après isolation de panne, ceci en affichant « Test Ok » dans le cas où la maintenance a pu venir à bout de la panne, ou bien affiche la liste des pannes, ou de la panne, qui est toujours en cours.

I-3-4-8-Display Test "Voir Fig-II-15-1- & Fig-II-15-2":

Cette écran contient les test relatifs à :

- Limite Ni.
- Limite N2
- EGT/MCT Limit
- EGT Limit
- Test OK
- Test Faults

Son but étant de s'assurer que le signal envoyé de l'ECU est convenablement indiqué dans le Flight Deck .

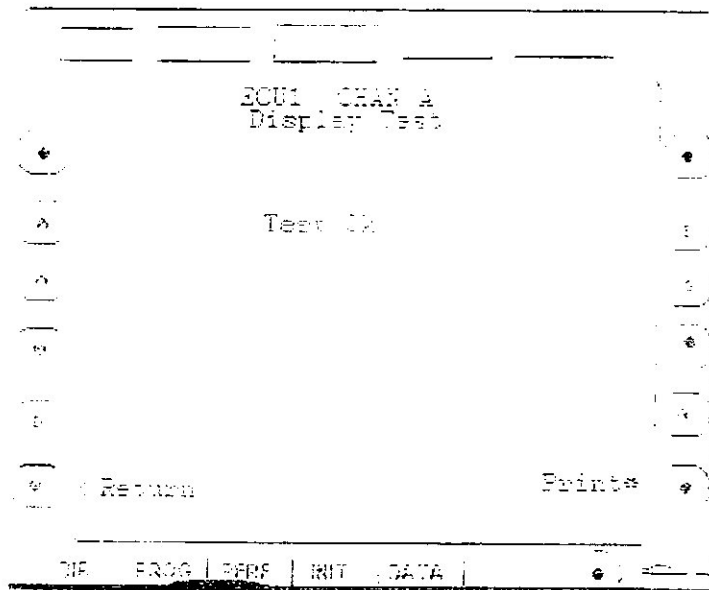


Fig-II-15-1- Dans le cas ou la panne est réparé avec succès

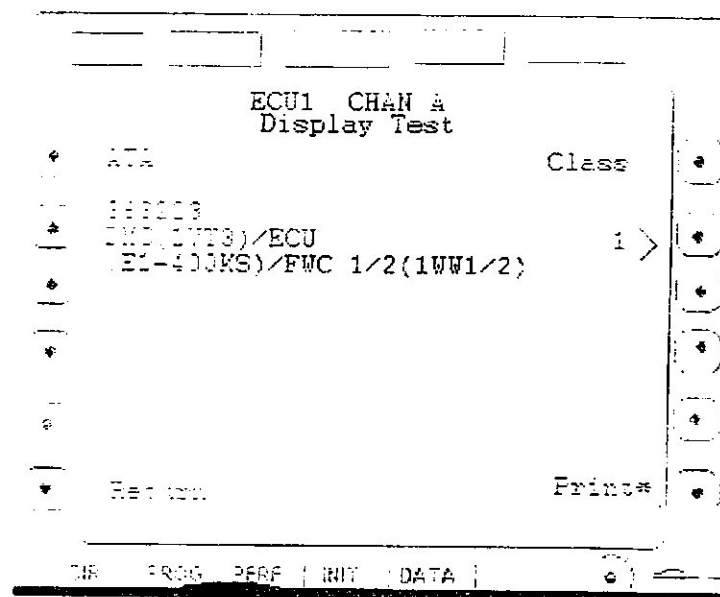


Fig-II-15-2-Dans le cas ou la panne existe toujours.

II-3-4-9-Cround Report « Voir Fig-II-16 »:

Son format étant identique au « Last Leg Report » sauf que la classe de la panne est mentionnée « Classe 1,2 ou 3 ».

Indiquant que les pannes détectées au sol et qui ne sont pas précédemment mémorisées dans le « Last Leg » ou « Class 3 Fault »

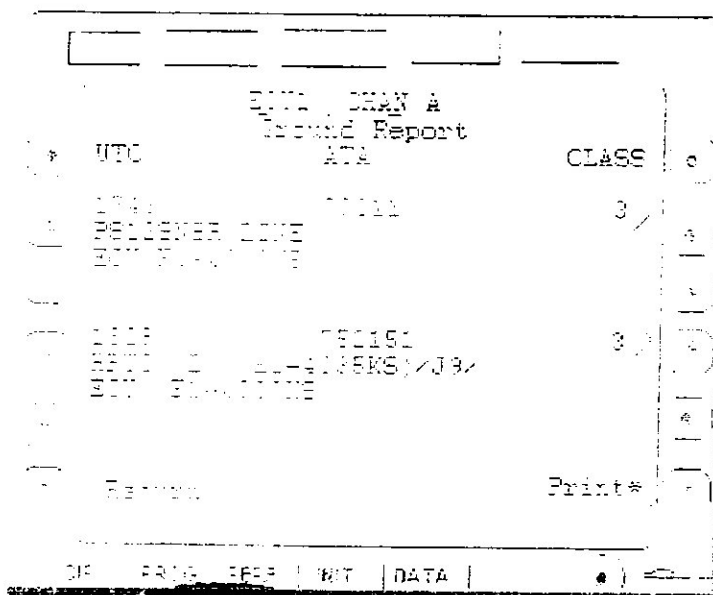


Fig-II-16-Ground Report

II-3-4-10-Specific Data "SD" "Voir Fig-II-17":

L'écran de*SD* affiche les sous-menus suivants :

- K Curent Status (Etat de fonctionnement).
- K PWR Settings Max Values.
- Fuel Used (Consumation).

Il permet l'accès aux sous-menus mentionnés ci haut.

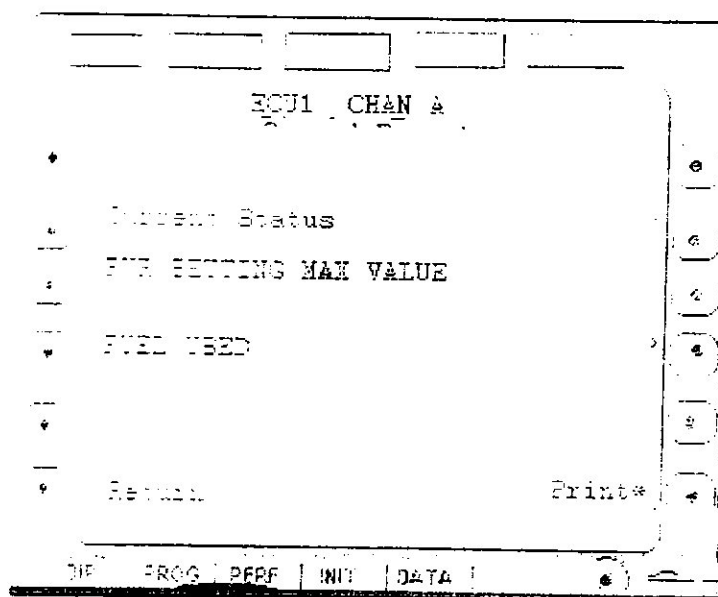


Fig-II-17-Specific DATA.

II-3-5- LE TROUBLE SHOOTING MANUAL(TSM):

le TSM est fournie par AIR BUS pour permettre une identification systématique isolation et correction des alertes de pannes survenant sur l'aéronef et tout disfonctionnement prenant place durant la phase de ou au sol.

II-3-5-1-Organisation et contenance :

Le TSM contient les principales parties suivantes :

- Le Front Matter :

Contient des informations sur l'état des révisions, la gérance des pages ainsi que la mise à jour de l'historique

- Index (glossaire) des alertes et/ou des fonctionnements:

Il contient les alertes et les dysfonctionnements qui sont mis en liste dans la partie « Chapitre Standard » du TSM, il comporte les 4 parties suivantes :

- I-ECAM (Alertes ECAM)
- I-EFIS (Système de drapeau pour les instruments de navigations)
- I-LOCAL (Alertes Locales).
- I-Obser (Observation de l'équipage).

- Index (glossaire) des messages CMS «Central maintenance system » :

Il contient les messages de panne possible à survenir. Ils sont classés par ordre alphabétique afin de faciliter la sélection du message voulu.

II-3-5-2-Procédure d'isolation de panne par le TSM :

Il contient les informations dont le technicien a besoin pour isoler et puis corriger toute panne pouvant survenir sur l'aéronef.

Il est, dans sa structure. Semblable à l'AMM. La procédure de maintenance est comme suivant:

- Identification de la panne.
- Les causes possibles.
- Les tâches auxiliaires à la tâche principale
- Confirmation de la panne.
- Isolation de la panne.
- Conclusion (démarche pour achever la procédure).

II-3-5-3-Comment utiliser le TSM :

Les pannes probables sont divisées en deux catégories :

- **Les pannes affichées** : sont les pannes détectées par l'aéronef, puis affichées sur ECAM, CMS, EFIS et LOCAL.

- **Les pannes non affichées** : Observé par l'équipage, que ceci soit en court de vol de maintenance ou autre comme par exemple, retard de la commande de sortie de train d'atterrissage.

Pour utiliser le TSM on peut procéder par différents moyens, que ce soit par retrouver dans le TSM le message tel qu'il est affiché sur l'ECAM, ou bien par retrouver dans l'index des anomalies (Alertes et dysfonctionnements) ou alors par l'identification des symptômes de la panne dans l'index prévu à cela.

Un plus des messages de panne CMS, il est important, afin de bien mener la procédure de maintenance, de prendre aussi en considération ce qui est affiché par (EFIS, LOCAL ECAM).



Chapitre III

Exemple de recherche de pannes sur les deux Réacteurs



CHAPITRE III:Exemple de la Recherche de Pannes des deux moteur

III-1-Introduction :

Selon les statistiques , 90% des pannes survenue sur les aéronefs de la compagnie Air Algérie , sont causés par le phénomène de vibration , c'est-à-dire que la vibration survenue donne naissance à une multitude d'autre pannes , qui sont donc une conséquence de cette vibration .

III-2-PANNE DE VIBRATION SUR LE CF6-80-C2 :

Pour ce qui est du CF6-80-C2, équipant les Boeing767-300 chez AirAlgerie. La vibration est détectée par l'AVM. Ce dernier sera de même utilisé pour l'isolation et la réparation de la panne.

III-2-1-La procédure d'interrogation de l'écran embarqué des vibrations (Isolation) :

III-2-1 -1 -Généralités :

Cette procédure fournis les données afin de lire et effacer les messages de pannes données par l'AVM , et cela quand on utilise un lecteur d'harnais 429 avec la fonction « stockage»

Cette procédure s'opère quand le moteur est à l'arrêt.

Equipement :

- Lecteur d'harnais -JCAIR Modèle : « 429EB/429EBP ».
- Boite de teste de l'interface générique de l'AVM « C77004-10 ».
- Jumper Wires

III-2-1-2-Lire l'historique des pannes sur l'amplificateur de l'AVM :

➤ S'assurer que les breakers de circuits qui suivent sont fermé :

- 1112, EICAS CMPTR L.
- 11J29, EICAS CMPTR R.
- 11J32, EICAS DSPL SELECT
- 11J31, EICAS DSPL SW
- 11J30, EICAS LOWFR DSPL
- 11J3, EICASUPPER DSPL.
- 11K1, ENG VIB MONITOR

➤ Connecter Le lecteur de l'harnais 429 , à l'amplificateur du signal de l'AVM . et cela comme suivant :

- ❖ Retirer le cache du connecteur sur la panneau avant de l'AVM !
 - ❖ Dans la cas ou vous utilisez la boite de teste de l'interface générique de l'AVM ; il vous faudra suivre les étapes suivantes :
 - Relier le connecteur « A » de la boite de teste à l'amplificateur de l'AVM.
 - Connecter le récepteur du lecteur de l'harnais 429 à l'amplificateur de signal AVM.
 - ❖ Sinon, si vous n'utiliser pas la boite de teste de l'interface générique de l'AVM, il vous faudra suivre l'étapes suivante :
 - Connecter le lecteur de l'harnais 429 au connecteur Pin 1 (Data Bus Output High) et Pin2 (Data Bus Output Low) de l'amplificateur AVM
- Préparer un harnais 429 afin d'afficher et d'enregistrer l'étiquette 301 :
- ❖ Position l'interrupteur du lecteur harnais 429 sur le mode « On »

Remarque :

Le lecteur harnais 429 fera un auto teste lorsque le courant sera rétabli, si tel est le cas le message « SelfTest ok /Auto Test ok » sera affiché durant deux secondes, puis l'harnais lecteur donnera les étiquettes qui seront reçues.

- ❖ Mettre l'interrupteur « RX Speed » de l'harnais 429 sur la position « LO ».
- ❖ Mettre l'interrupteur « Display » de l'harnais 429 sur la position « ENG ».
- ❖ S'assurer que la voyant « RX » de la diode émettrice est bien allumé. si ce n'est pas le cas, appuyer sur la touche « TX/RX » sur le harnais 429, et cela jusqu'à ce que le voyant de la diode s'allume.
- ❖ Appuyer sur la touche « TRAP » sur le harnais 429. ceci fera basculer l'harnais en mode TR.AP « TRAP / TRAP LABELS ? XXX ».
- ❖ Appuyer sur la touche « D/D.O. » sur l'harnais 429, pour ça part. l'harnais affichera après « Data Only » durant 1 seconde . ceci signifie que l'harnais a basculé en mode Expanded memory, de plus l'harnais affichera le message « Trap/Trap Labels ? »
- ❖ Taper « 301 » sur l'harnais et valider à l'aide de la touche « ENT ». l'harnais affichera après cela le message suivant « SDI/I).A"IA ? XXXXXXX ».
- ❖ Pour le modèle « 429EB » :
 - Si la lecture des messages de pannes concerne les deux moteurs . dans ce cas appuyer sur la touche « ENT » sur l'harnais.
 - Si la lecture des messages de pannes concerne le moteur gauche seulement, dans ce cas entrer le chiffre « 01 » sur l'harnais, puis valider à l'aide de la touche « ENT » .
 - Si la lecture des messages de pannes concerne le moteur droit seulement, dans ce cas entrer le chiffre « 10 » sur l'harnais. puis valider à l'aide de la touche « ENT ».
- ❖ Pour le modèle « 429 C,BP » :
 - Appuyer sur la touche « ENT », dès lors l'harnais affichera le message « Trig Label? XXXXXX »
 - Appuyer sur la touche « ENT », dès lors l'harnais affichera le message « DATA :'XXXXXX »
 - Appuyer sur la touche « ENT »
- Si l'on utilise la boîte de test générique de l'AVM, suivre les étapes suivantes :
 - ❖ Appuyer sur « Read Fault History » sur la boîte générique de test AVM, ceci fera transmettre les messages de pannes de l'étiquette 301 à l'harnais 429

Remarque :

L'afficheur du lecteur de l'harnais 429 donnera le message «### RX labels », « ### » seront remplacés par le nombre de messages pannes transmit au lecteur de l'harnais 429, le lecteur de l'harnais 429 transmettra une copie de tout les mots de pannes mémorisés au lecteur de l'harnais 429, dans le cas où aucun mots de pannes n'aura été mémorisé dans l'AVM, alors qu'un seulement un seul mot de panne sera transmit au lecteur de l'harnais 429

Ce seul mot contiendra le message « Inactive » et si aucun message de panne n'est mémorisé dans l'AVM. Alors ce dernier ne transmettra aucun message de panne.

- Si l'on utilise pas la boîte de test générique de l'AVM, suivre les étapes suivantes
 - ❖ Relier à l'aide d'un Jumper Wire le Pin 23 au l'in 20 sur l'amplificateur des signaux de l'AVM durant 5 secondes, ceci permettra la transmission des codes de pannes de l'étiquette 301 par l'AVM au lecteur de l'harnais 429.

Remarque :

L'afficheur du lecteur de l'harnais 429 montrera le message suivant « ### RX Label s/##4 Trap Words », où « ### » symbolise le nombre de messages de pannes transmit au lecteur de harnais 429 .Le lecteur de l'harnais 429 transmettra par ailleurs une copie de tout les mots de messages de pannes reçues, dans le cas ou aucun message de panne n'a été mémorisé dans l'amplificateur de signaux AVM , alors :

- Pour le modèle 429EB , un seul mot du message de panne sera transmit au lecteur de l'harnais 429 , ce mot sera accompagné du message « Inactive » , par conséquent , l'amplificateur de signaux AVM ne transmettra aucun message de panne .
- Pour le modèle 429EBP, le lecteur de l'harnais 429 affichera le message suivant « 0 Trap Words ».

➤ Afin de lire les messages de pannes mémorisés de l'étiquette 301, suivre les étapes suivantes :

- ❖ Appuyer sur la touche en forme de flèche ascendante (↑) sur le lecteur de l'harnais 429.

Remarque :

Le message « 301 faults Hits » sera affiché sur le lecteur de l'harnais .

- ❖ Appuyer sur les touches ↓/↑ du lecteur de l'harnais 429. Afin d'afficher les messages de pannes déjà mémorisés.

Remarque :

Le message « Trapped words## » apparaîtra brièvement sur le lecteur de l'harnais 429, où « ## » symbolise l'ordre dans lequel les mots de pannes on été reçus , par le lecteur de l'harnais 429 , l'amplificateur de signaux AVM , peut transmettre jusqu'à 32 messages de pannes .

- ❖ Appuyer sur la touche « LAB / DAT » sur le lecteur de l'harnais 429, afin de basculer en mode DATA.

Remarque :

La touche « LAB / DAT » fait basculer le lecteur du mode Label au mode Data , afin de donner les messages de pannes le lecteur doit être en mode Data ,Par contre , afin de passer au prochain mot de la pannes . l'harnais doit être en mode Label .

- ❖ Appuyer sur les touches ↓/↑ du lecteur de l'harnais 429, jusqu'à ce que le numéro de la panne, le moteur incriminé, et le moment de panne seront donnés.

Remarque :

Le message « Fault # » indique l'ordre dans lequel les pannes on été mémorisées dans l'AVM, « Faut 0 » est le dernier message mémorisé, et « faut 1 » est l'avant dernier, et ainsi de suite

- ❖ Appuyer sur la touche « LAB / DAT » du lecteur afin d'y retourner au mode Label.

- ❖ Faire les quatre étapes ci-dessus jusqu'à ce que tout les messages seront affichés.

➤ Mémoriser tout les messages de pannes affichés et suivre la procédure exigée par le tableau 101.

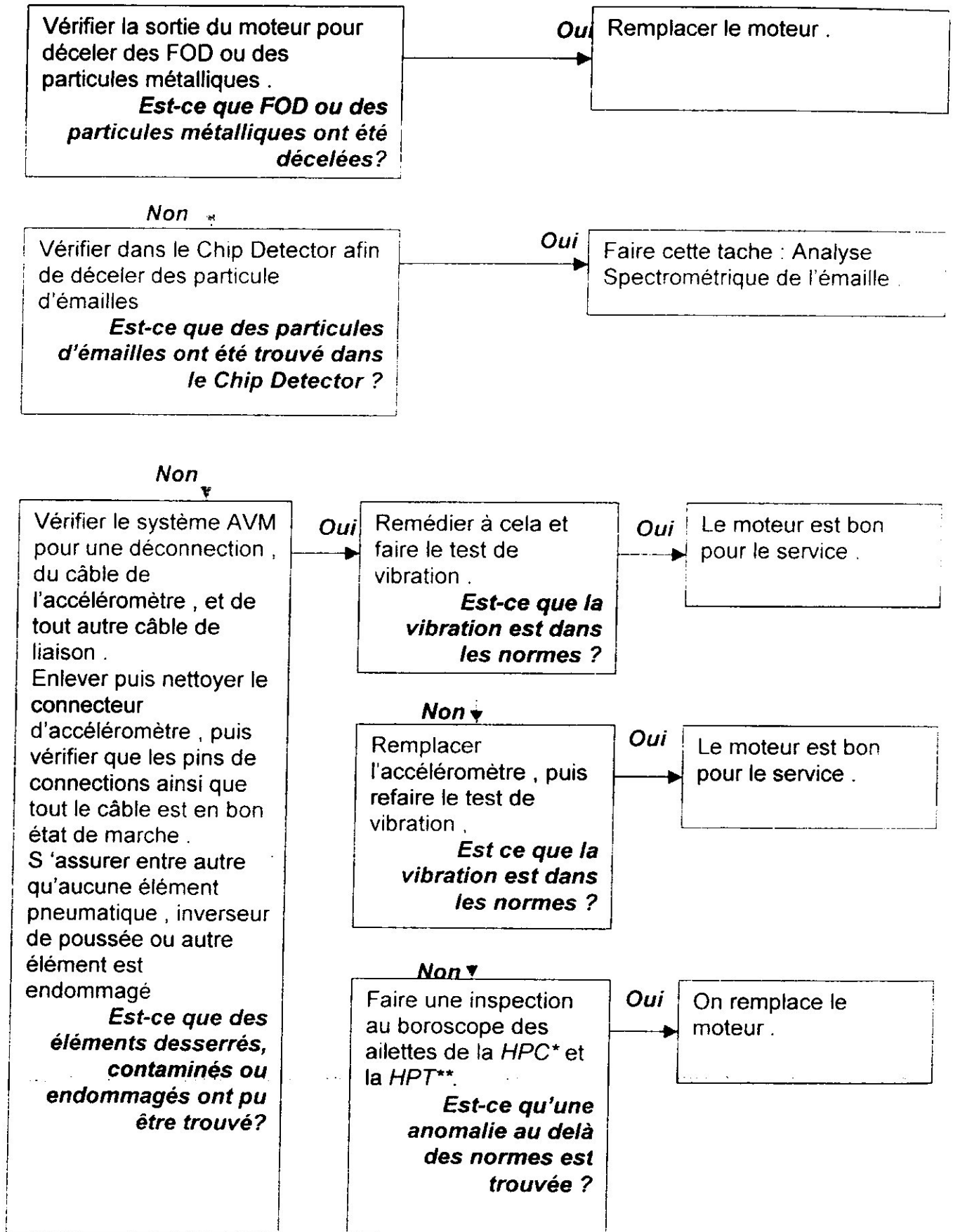
➤ Si l'on utilise un lecteur d'harnais d'un modèle autre que ceux mentionnés précédemment , utiliser les procédures du tableau 102 afin de cerner la panne , puis faire la procédure édicté par le tableau 101 .

III-2-1-3-Effacement de l'historique de l'amplificateur des signaux AVM :

- S'il on utilise La boîte de test générique AVM. Suivre les étapes suivantes :
 - ❖ Appuyer sur la touche « Rase Fault History » et allumer la boîte de teste générique.
- S'il on utilise pas la boîte de test générique, suivre les étapes suivantes :
 - ❖ Relier à l'aide d'un Jumper Wire. et ce durant 5 secondes , le Pin 18 (Fault History Erase Control Discrète) au Pin 20 (Control Discrète Common). Sur l'amplificateur des signaux AVM.
- Effacer le message « ENG VIB BITE » sur l'EICAS (AMM 31-41-00/201).
- S'assurer que le message « ENG VIB BITE » n'est plus affiché (AMM 31-41-00/201).
- suspendre les connecteurs du panneau des connecteurs avant de l'AVM
- Replacer le couvercle (cache) du connecteur sur l'amplificateur de signaux AVM.

Message de Panne	Action Corrective																			
Unit Fail	Remplacer l'amplificateur des signaux AVM, M132 (AMM 77-31- 03/401)																			
N1, Tach Loss	<p>Examiner le circuit à partir de l'amplificateur des signaux AVM M132 ainsi que N, Tach T430 (WDM 77-12-11 ; WDM 77-31-11) et Réparer les problèmes que l'on trouve .</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>Moteur</th> <th>Connecteur</th> <th>Pin</th> <th>Au Connecteur</th> <th>Pin</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td rowspan="2">Droit</td> <td rowspan="2">D2708A</td> <td>A8</td> <td rowspan="2">P102</td> <td>3</td> </tr> <tr> <td>B8</td> <td>4</td> </tr> <tr> <td rowspan="2">Gauche</td> <td rowspan="2">D2708B</td> <td>A8</td> <td rowspan="2">P102</td> <td>3</td> </tr> <tr> <td>B8</td> <td>4</td> </tr> </tbody> </table> <p>Si le problème persiste, remplacer l'amplificateur AVM M132, (AMM 77-31-03/401).</p>	Moteur	Connecteur	Pin	Au Connecteur	Pin	Droit	D2708A	A8	P102	3	B8	4	Gauche	D2708B	A8	P102	3	B8	4
Moteur	Connecteur	Pin	Au Connecteur	Pin																
Droit	D2708A	A8	P102	3																
		B8		4																
Gauche	D2708B	A8	P102	3																
		B8		4																
N ₂ Tach Loss	<p>Examiner le circuit depuis l'amplificateur des signaux AVM,, M132 ; ainsi que la carte de la vitesse de rotation du moteur Droit/Gauche ! (M1093/M1092) (WDM 77-12-12 WDM 77-13-11) et réparer les problèmes que l'on trouve</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>Moteur</th> <th>Connecteur</th> <th>Pin</th> <th>Au Connecteur</th> <th>Pin</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td rowspan="2">Droit</td> <td rowspan="2">D2708A</td> <td>C10</td> <td rowspan="2">D8030P</td> <td>38</td> </tr> <tr> <td>D10</td> <td>40</td> </tr> <tr> <td rowspan="2">Gauche</td> <td rowspan="2">D2708B</td> <td>C10</td> <td rowspan="2"></td> <td>47</td> </tr> <tr> <td>D10</td> <td>50</td> </tr> </tbody> </table> <p>Si le problème persiste AVM, remplacer l'amplificateur de signaux AVM M132 (AMM 77-31-03/401) Réparer le problème rencontré.</p>	Moteur	Connecteur	Pin	Au Connecteur	Pin	Droit	D2708A	C10	D8030P	38	D10	40	Gauche	D2708B	C10		47	D10	50
Moteur	Connecteur	Pin	Au Connecteur	Pin																
Droit	D2708A	C10	D8030P	38																
		D10		40																
Gauche	D2708B	C10		47																
		D10		50																

Procédure de recherche de panne pour la vibration elle est dans l'organigramme suivant :



Non

Élever les ailettes du rotor FAN puis nettoyer le rotor.
Mettre le moteur en service et tester avec les ailettes.

Est-ce que la vibration est toujours aussi importante ?

Non

Le moteur est en service. Puis s'assurer à l'aide du Vibrateur Trends que la vibration est vraiment tolérable.

Oui

Mesurer l'équilibrage du rotor FAN puis procéder au test de vibration.

Est-ce que la vibration est toujours aussi importante ?

Non

Le moteur est en état de fonctionner.

Oui

On remplace le moteur.

Non

Tester le bon fonctionnement du système AVM.

Est-ce que le système AVM est dans les limites réglementaires ?

Oui

Vérifier les ailettes du fan pour tout forme d'endommagement.

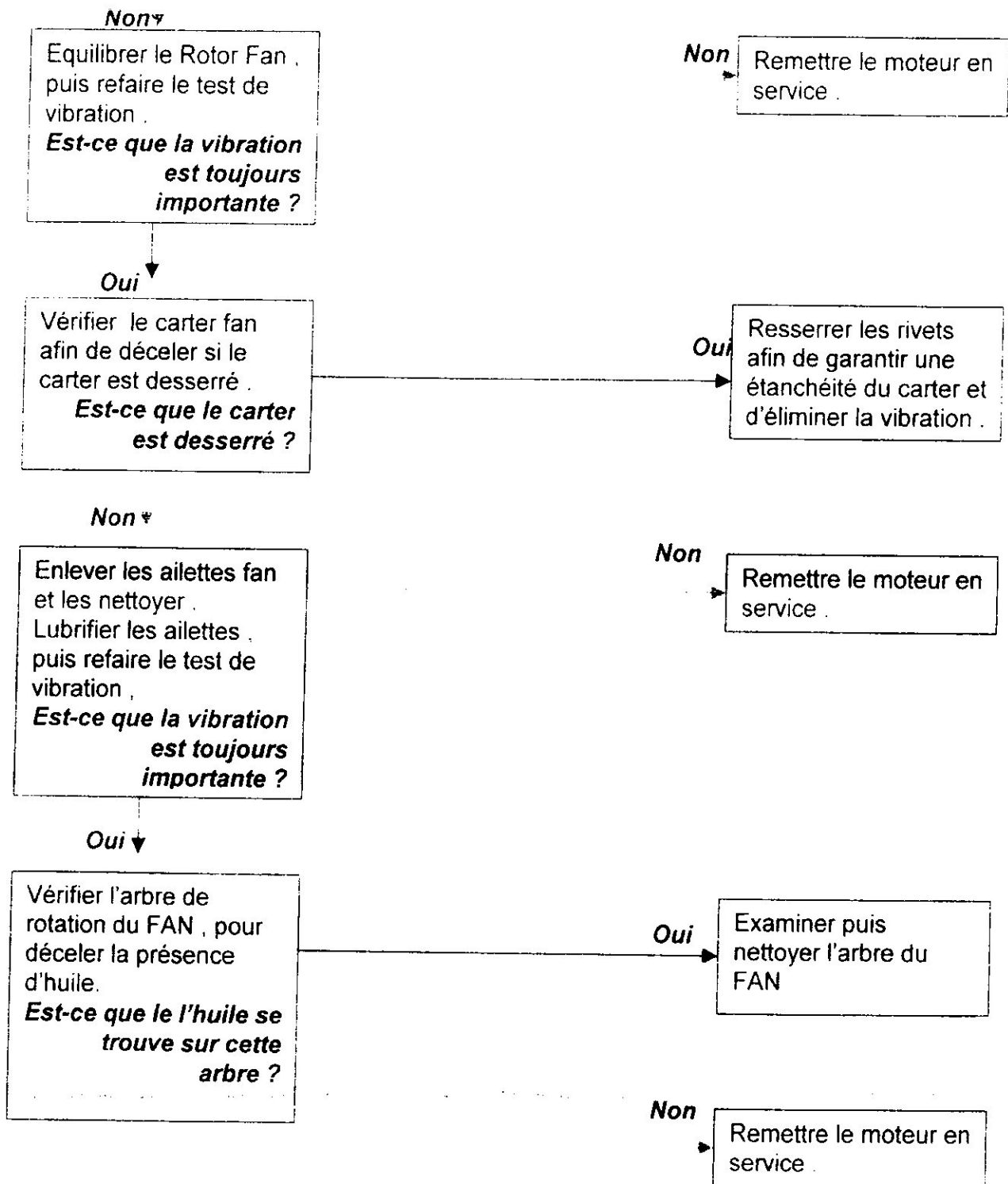
Est-ce qu'un endommagement a été trouvé ?

Non

Remplacer l'accéléromètre de vibration applicable.

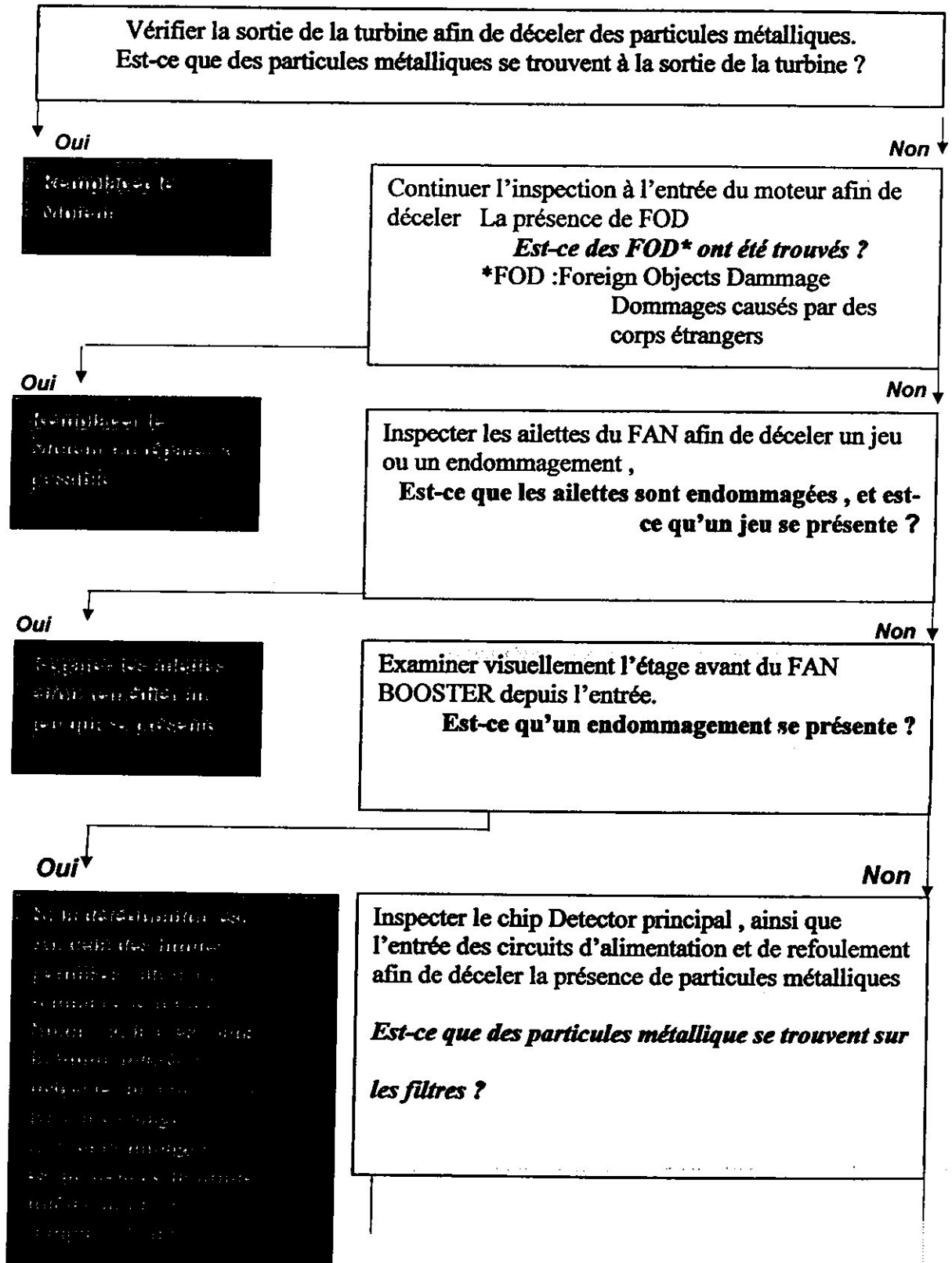
Oui

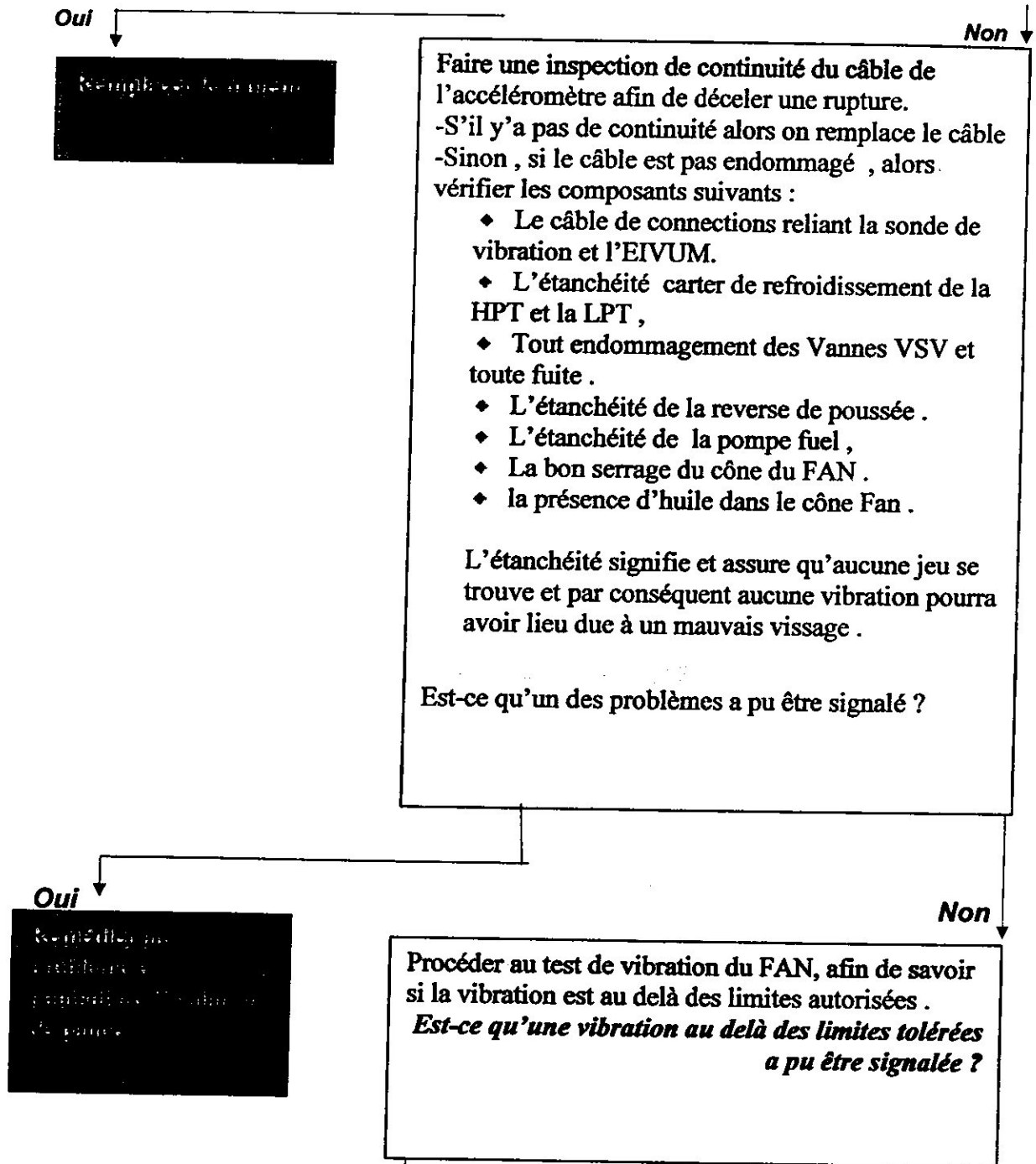
Remplacer les ailettes endommagées.

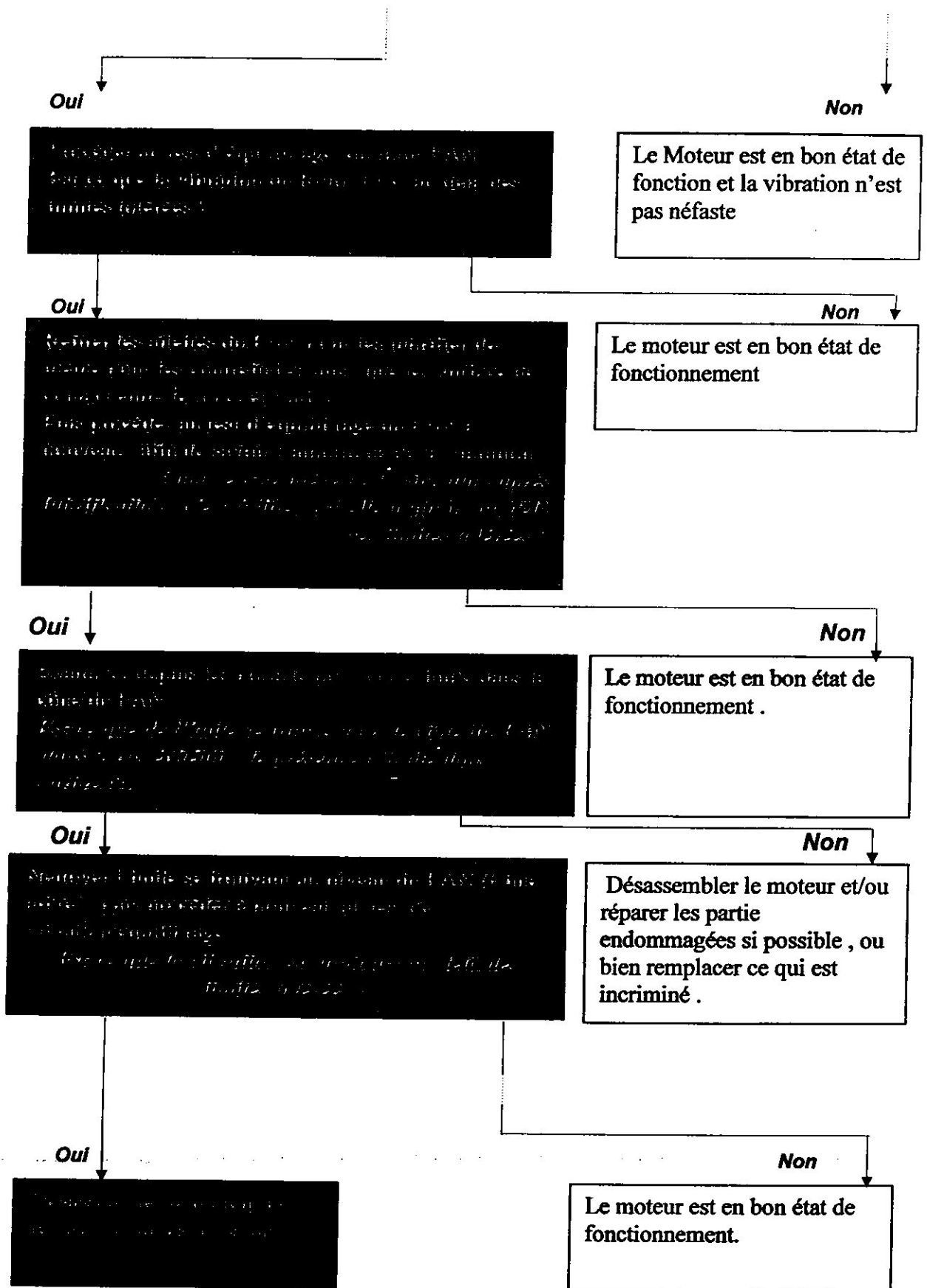


III-3-PANNE DE VIBRATION SUR LE CF6-80-E1 :

Dans le cas où un message de pannes relatif à la vibration sera donné où si une vibration a été détectée, la procédure de recherche de panne de vibration sur l'AIRBUS est modulaire « Vibration Fan et Vibration Core », c'est à dire qu'une procédure d'isolation de la panne a été prévue pour chaque module, là où la vibration se localise, La procédure de la recherche de panne, est schématisée dans l'organigramme suivant, dans ce cas la vibration en question est « Vibration Fan ».









Conclusion



Tableaux de comparaison :

<u>Moteur CF6-80-C2 :</u>	<u>Moteur CF6-80-E1 :</u>
<ul style="list-style-type: none"> • Utilise le système d'affichage commun « CDS » ayant deux fonctions , fournissant les informations pour l'avion de ses système et permet de contrôler les paramètres moteurs durant le vol • Deux écran de d'affichage FICAS l'écran supérieur permet d'afficher les paramètres secondaires du moteur « N₁, température EGT . état de l'attelage basse pression . tant dis que l'écran inférieur permet d'afficher N₁ . l'état de l'attelage haute pression . le débit carburant • L'EICAS donne 6 niveaux de messages de pannes (Niveau A.B.C,S.M.E) • Utilise pour mémoriser les panne le P I M U pour les consulter durant le test • Les pannes sont données par quatre pages : Page PERF/APU (anomalie du N₁.N₁max . N₁ Réel ,EGT. N₂ , Débit Carburant...), Page ENG EXCD (Anomalie de: VSV, VBV,T₁₂,T₀, BCV,T₂₅,T₃...). Page CONF/MCDP(Type de moteur. système d'indication . commande de poussée , calculateur de gestion de vol) • Les pannes sont données en mode numérique par le CDU. 	<ul style="list-style-type: none"> • utiliser le système central de maintenance « CMS » afin d'afficher les pannes , composé de deux calculateurs « CMC1 et CMC2 ». • Scanne en permanence les système afin de déceler l'anomalie . • Les pannes sont en trois classes (1,2,3) . • Utilise le EIVMU , pour déceler la vibration . • MCDU assure la performance des tests opérationnels des systèmes . de vérification fonctionnelles et de la lectures des informations BITE . • I a maintenance au sol se fait a travers le CMS . Pour prendre connaissance de l'état du moteurs , ainsi que les paramètres voulus ceci est possible a travers les page suivantes : Previous Flight Report (Rapport du vol précédent) . Avionics Status . Class3 Faults . Report Programming , Flight report filter. • Afin de bien mener la maintenance au sol, il est possible d'avoir les message de pannes , leurs localité ainsi que leurs fréquences et cela a travers les pages suivantes . qui toutes dérivent du ECU) Main Menu : <ul style="list-style-type: none"> - Last Leg Report - Previous leg Report - LRU identification . - Ground Scanning - Trouble Shooting DATA - Last Leg Class1 Faults

<ul style="list-style-type: none"> • Utilise le manuel FIM. • Dans notre exemple de recherche de pannes . on a constater que la panne de vibration est totale dans la moteur CF6-80-C2 . c'est-à-dire , l'isolation et la détection d el vibration se l'ait tout au long du moteur , et non pas en isolant chaque module à part. 	<ul style="list-style-type: none"> - Engine Test (afin de s'assurer du remède a la panne) - Display Test - Ground Report - Specetic DATA <ul style="list-style-type: none"> • Les pannes sont donnée d'une manière digital • La vibration dans le CF6-80-E1 ce fait par partie de module c'est-à-dire qu'il il v" a une démarche spécial Vibration Fan et une démarche Spécial Vibration CORE. • Utilise comme manuel de maintenance le « TSM »
--	--

Conclusion :

Notre étude nous a permis de prendre connaissance du monde pratique de l'aéronautique.

Notre travail est porté sur la recherche de panne des moteurs CF6-80-C2 et CF6-80-E1 équipant respectivement les avions suivants : Boeing B767/300 et Airbus A330/300 .

A l'issue de notre stage pratique au sein de la compagnie Air Algérie , nous avons eu l'occasion de voir les deux moteurs en question , à savoir la composition et le fonctionnement ceci nous a été inculqué par notre promotrice sur le terrain .

En ce qui est de la recherche de pannes , on a eu l'occasion de voir a plusieurs reprise celle du moteur CF6-80-C2 , nous avons aussi suivie la procédure de dépannage jusqu'à sa fin , incluant la recherche de panne , suivie de la réparation proprement dite après localisation de l'anomalie .

Pan contre , nous n'avions pas eu l'occasion de voir la procédure recherche de panne du CF6-80-E1 . vue que ce moteur n'était pas en fonction au moment de notre stage .

Aussi, pour les manuels de recherche de panne relatives à chaque moteur . l'occasion de les consulter et de les comparer nous a été donnée , ce nous a permis entre autre de savoir aussi que le système d'affichage des panne sur les deux moteur est différent , vue qu'au sein

de cette la compagnie les moteurs équipent deux modèles d'avions différents (Boeing Airbus).

Pour conclure , il sera a noter que notre travail s'est porté sur la recherche de pannes , vue que c'est une partie importante des connaissance

et des taches que le technicien doit assurer . aussi, cette expérience nous a permis de bien nous préparer pour une vie professionnelle dans le domaine aéronautique

GLOSSAIRE :

ANGLAIS	FRANCAIS
Accessory gear box.....	Boîtier des accessoires
Blade.....	Ailette
Body	Corps
Booster.....	Gavage
Box.....	Boite
Bracket.....	Support
Chamber.....	Chambre
Check valve.....	Clapet de controle-by-pass
Clearance.....	Jeu- espace
Clearance control manifold.....	Rampe de contrôle des jeu
Clog.....	Colmatage
Combustor.....	Chambre de combustion
Cooling.....	Refroidissement
Core cowl.....	Capot réacteur
Cowl	Capot
Device.....	Système
Diffuser turner.....	Diffuseur et chambre
Disk	Disque
Display.....	Ecran
Drain	Drain
Drive shaft.....	Arbre d'entérinement
End housing	Logement d'extrémité
Engine.....	Réacteur
Fairing.....	Carénage d'entrée d'air primaire
Fan.....	Soufflante
Fan blade containment.....	Revêtement protecteur en cas de rupture d'ailete de fan
Fan cowl	Capot de fan
fan forward case.....	Carter avant de fan
Fan forward shaft.....	Arbre avant
Fan frame case.....	Carter intermédiaire de fan
Fan stator case.....	Carter de fan
Fill.....	Remplissage
Flow.....	Ecoulement débit
Forward mount.....	Attache avant
Fuel nozzle.....	Injecteur carburant
Gearbox.....	Boîtier d'accessoires
Harness.....	Rampe
Heat exchanger	Echangeur thermique
Hole	Orifice
HPT nozzle assembly.....	Stator de turbine HP
Ignitor plug	Allumeur
Indicator.....	Indicateur
Inlet.....	Entrée
Inlet gearbox.....	Prise de mouvement -IGB
Inner	Intérieur
Leads.....	Câblage
Leak.....	Fuite
Level.....	Niveaux

Low pressure spool.....	Attelage basse pression
LP compressor.....	Compresseur BP
LP turbine.....	Turbine BP
Lube et scavenge pump.....	Pompe de lubrification et récupération
Main engine control.....	Régulateur principal de carburant
Main housing.....	Carter principal
Manifold	Collecteur
Midshaft.....	Arbre intermédiaire BP
Nose cowl.....	Capotage d'entre d'air
Nut.....	Ecrou-
Nozzle.....	injecteur, gicleur
Over temperature	surchauffe
Port.....	Orifice
Pre-cooler	pré-refroidissement
Probe	Sonde
Receptor	Récepteur
Rod	Biellette
Scoop	Prise d'air
Screen	Filtre, crépin
Seal	Joint
Secondary	Secondaire
See view.....	vue
Sensor	Sonde, détecteur
Shaft	Arbre
Shrter	Réduction
Spool	Rotor
Stage	Etage
Stage 1 nozzle	Distributeur de turbine 1 ^{er} étage (NGV 1)
Stream	Flux
Sump	Puisard
Supply	Alimentation
Swirl	Turbulence
Tank	Réservoir
Thrust reverser	Inverseur de poussée
Traducer	Transmetteur
Turbine disk	Disque de turbine
Variable bleed valves	Vanne de décharge
Variable stator vanes	Stator a calage variable
VBV door closed	Vanne de décharge fermée
VBV door open	Vanne de décharge ouverte
VBV mechanical system	Dispositif anti-pompage BP
Wing anti-ice	Dégivrage
Wiring	Câblage

Bibliographie

-Dictionnaire d'aéronautique technique

-Live maintenance course A330 volume 1 (course text book) CF6-80 E1

-Livre Fault isolation manuel (FIM) B767 (course text book) CF6-80C2

LES THESES :

1-comparison de la maintenance des réacteurs CF6-80-C2 FADEC et le CFM 56-7B

2-Système de contrôle de Boing 767-300

Les CD :

- *CD du TSM A 330(Trouble Shooting Manual)*
- *CD de l'AMM A330 (Air craft Maintenance Manuel)*
- *GE –Aircraft Engines CF6-80 E1, CF6- 80 C2*
- *CF6-80 E1 Engine Manuel IPC-SBs*