

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE & POPULAIRE  
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

UNIVERSITE DE BLIDA  
INSTITUT D'AERONAUTIQUE  
**MEMOIRE DE FIN D'ETUDES**

En vue de l'obtention du Diplôme d'Etudes Universitaires  
Appliquées en Aéronautique (DEUA)



Option : propulsion



**Thème**

**LE SYSTEME DE CONTROLE DU  
REACTEUR CF6 80-C2 FADEC**

**\*\* BOEING 767-300 \*\***

Présenté par :

Mm: GUERRAG Kheira  
Mr: BOUTALEB Boualem

Promoteurs :

Mr : A. BENOMAR  
Mr : H. BENTRAD

**PROMOTION \*\*2002\*\***



## Remerciement

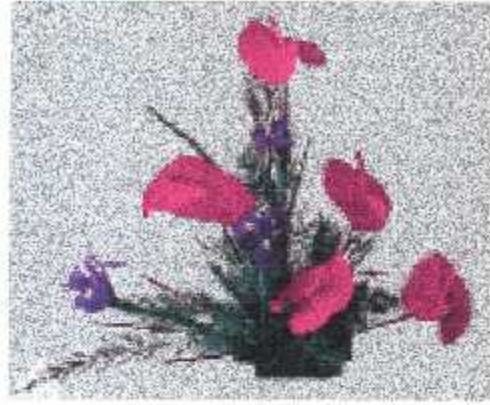
*Une occasion nous est offerte pour exprimer à tous ceux qui ont bien veillé à la réalisation de ce modeste travail.*

*Tout d'abord, nos sincères remerciements au notre promoteur Mr : BENOMAR de nous avoir dirigé , soutenu et encouragé malgré ses préoccupations.*

*Nous remerciant aussir notre copromoteur Mr : BENTRAD qui nous a aidé et orienté.*

*Nos vifs remerciements et gratitude vont également à Mr : BOUTALEB DJILLALI pour l'enorme travail qui l'a fait pour nous et à tous les techniciens d'AIR ALGERIE notamment : samir, kamel, nacer, nessah et bien sur à Mr: remal moussa*

*Nous tenent remercier aussi à ben messabih mohamed et Mme hayet pour leurs précieuses aides.*



*Je dédie ce modeste travail à l'âme de mon père, que j'ai tant voulu qu'il soit  
parmis nous aujourd'hui.*

*A celle qui ma élevé, veillé sur moi, aimé, encouragé et soutenue durant  
mes années d'études.*

*A celle qui ma entouré d'affection et tendresse, ma très chère maman  
« Rachida »*

*Je ne saurais jamais comment te remercier.*

*Merci pour tout maman et que Dieu, le tout puissant te garde pour nous.*

*A mon frère « Slim ».*

*A mes très chères sœurs « Leila et mon adorable Ouarda ».*

*A Khalloullou Mohamed ainsi que sa femme Zahia.*

*A mes tantes : Djamila, Cherifa, Zleikha, Hanifa, fadhéla.*

*A mon oncle Abdelkader et sa femme Kheira.*

*A mes cousins et cousines : Ghania, Meriem, Assia, Rabiaâ, Aida, Samia,  
Lakhder, SidAli, Mustapha, Azzedine, Naïma, SidAhmed, le petit Ismail, Amina,  
Hadjer, Asma, Amel, Khaoula, Adel, Hind, Sawsen, Hichem, Fouad, Randa, Amine,  
Samia, Zola, Linda.*

*A mes très chers amis : Amel, Hayet, Hadjer, Ghania, Karima Djerah,  
Radia*

*A mon binôme Boualem qui ma soutenu et encouragé.*

*A mes amis d'étude : Mounir, Omar, Mourad, Amel, Sihem, Fatima et tous  
les gens de propulsion et structure.*

*A Aissam qui ma Encouragé.*

Notre mémoire de fin d'étude traite le fonctionnement du système de contrôle et indication du BOEING 767-300 équipé par un reacteur GENERAL ELECTRIC CF6 80-C2 FADEC, cet avion possède un système EICAS qui assure le suivi de tout les systèmes d'une façon automatique et affiche les données, les paramètres, et les messages d'alerte et de la maintenance sur des écrans au lieu des indicateurs électromécaniques on augmentant la fiabilité, la sécurité, la précision, on réduisant le poids, le cablage, ainsi le temps et le coût de la maintenance.

L'EICAS offre une assistance opérationnelle pour l'équipage on leur fournissant une analyse automatique complète des système, en consequence moins d'effort mental et plus du confort.

L'EICAS offre aussi une assistance technique pour la personnel de la maintenance en leur fournissant tout l'analyse des pannes.

Le but de notre travail est mettre a la disposition des étudiants de l'institut d'aéronautique un petit ouvrage les aider a bien apprendre et les nouveaux système de contrôle des avion et moteur et nous espérent bien que on apeut atteindre cet objectif.



# SOMMAIRE

## INTRODUCTION

### CHAPITRE I : DESCRIPTION DU REACTEUR CF6 80-C2 FADEC

I-1	INTRODUCTION.....	1
I-2	MODULE FAN.....	1
I-3	MODULE CORE.....	2
I-4	MODULE TURBINE HAUTE PRESSION.....	3
I-5	MODULE TURBINE BASSE PRESSION.....	4
I-6	MODULE D'ENTRAINEMENT D'ACCESSOIRES.....	5
I-7	CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DU CF6 80-C2 FADEC.....	5
I-8	REPERAGE DES DIFFERENTES STATIONS REACTEUR.....	11

### CHAPITRE II : DIFFERENTS CIRCUITS DU REACTEUR CF6 80-C2 FADEC

II-1	CIRCUIT CARBURANT.....	12
II-1-1	LES FONCTION DU CIRCUIT CARBURANT.....	12
II-1-2	COMPOSITION DU CIRCUIT CARBURANT.....	12
II-1-3	CONTROLE DU CIRCUIT CARBURANT.....	12
II-2	CIRCUIT DE GRAISSAGE.....	15
II-2-1	COMPOSITION DU CIRCUIT DE GRAISSAGE.....	15
II-2-2	CONTROLE DE CIRCUIT DE GRAISSAGE.....	15
II-3	CIRCUIT D'AIR.....	18
II-3-1	CONTROLE DE DEBIT D'AIR.....	18
A)	STATORS A CALAGE VARIABLE (VSV).....	21
B)	VANNES DE DECHARGE (VBV).....	21
II-3-2	REGULATION DU DEBIT D'AIR DE REDFROIDISSEMENT.....	24

A) VANNES DE REFROIDISSEMENT (BORE COOLING VALVE).....	24
B) VANNE DE REFROIDISSEMENT DU 11 <sup>EME</sup> ETAGE.....	26
C) VANNE SOLENOIDE DE REFROIDISSEMENT DU 11 <sup>EME</sup> ETAGE.....	27
II-3-3 REFROIDISSEMENT DU MOTEUR ET ACCESSOIRES.....	27
II-3-4 REFROIDISSEMENT D'AILETTES TURBINE HAUTE PRESSION.....	30
II-3-5 CONTROLE DE JEU TURBINES HAUTE ET BASSE PRESSION.....	30
II-4 CIRCUIT DE DEMARRAGE.....	35
II-4-1 DEMARRAGE REACTEUR.....	35
II-4-2 ALLUMAGE REACTEUR.....	35
II-4-3 COMMANDES ET CONTROLES.....	35
A) PANNEAU DE DEMARRAGE.....	35
B) SELECTEUR DE DEMARRAGE.....	35
II-5 CIRCUIT REVERSE.....	38
II-5-1 DISPOSITIFS D'EJECTION.....	38
II-5-2 PRINCIPE.....	38
II-5-3 INVERSION DE POUSEE.....	38
II-5-4 SIGNALISATION.....	38
II-5-5 CIRCUIT DE COMMANDE.....	39
II-6 CIRCUIT DE CONTROLE.....	41
GENERALITES.....	41
II-6-1 INDICATEUR DE VITESSE (N1).....	41
II-6-2 LA TEMPERATURE DES GAZ D'ECHAPPEMENT (EGT).....	43
II-6-3 INDICATEUR DE VITESSE (N2).....	46
II-6-4 MESURE DU DEBIT CARBURANT.....	50
II-6-5 MESURE DE PRESSION D'HUILE.....	50
II-6-6 MESURE DE TEMPERATURE D'HUILE (TEO).....	52
II-6-7 MESURE DE LA QUANTITE D'HUILE.....	54
II-6-8 MESURE DE NIVEAU DE LA VIBRATION.....	58
II-7 UNITE ELECTRONIQUE DE CONTROLE MOTEUR (EEC).....	61
LE MODE CONTROLE.....	61
LE MODE TEST.....	61

CHAPITRE III :

LE SYSTEME « EICAS »

III-1	INTRODUCTION.....	66
III-2	DESCRIPTION DU SYSTEME EICAS.....	66
	A) LE MODE OPERATIONNEL.....	68
	B) LE MODE ETAT.....	68
	C) LE MODE MAINTENANCE.....	68
III-3	DESCRIPTION FONCTIONNELLE DES COMPOSANTS EICAS.....	68
III-3-1	MICROPROCESSEUR EICAS.....	68
III-3-2	MODULES DE PERMUTATION EICAS.....	70
III-3-3	ECRANS EICAS ( TUBES CATHODIQUE ).....	70
	A) ECRAN SUPERIEUR EICAS.....	71
	B) ECRAN INFERIEUR EICAS.....	71
III-3-4	PANNEAU DE COMMANDE EICAS.....	72
III-3-5	SWITCH CANCEL-RECALL.....	77
III-3-6	AVERTISSEUR DE DEFAUTS (CAUTION).....	77
III-3-7	AVERTISSEUR FEU.....	79
III-4	LE SYSTEME SECOURS D'INDICATION MOTEUR.....	80
	LE BUT.....	80
	DESCRIPTION.....	80
III-5	LOCALISATION DES COMPOSANTS DE L'EICAS.....	82
III-5-1	LES COMPOSANTS AU POSTE DE PILOTAGE.....	82
III-5-2	LES COMPOSANTS DANS LA SOUTE ELECTRONIQUE PRICIPALE.....	82
III-6	LES MESSAGES DU SYSTEME EICAS.....	82
III-7	LES PAGES DE MAINTENANCE.....	84
III-7-1	PAGES PERF/APU.....	86
III-7-2	PAGE EPCS.....	88
III-7-3	PAGE DEPASSEMENT MOTEUR.....	88

CHAPITRE IV :    LA MAINTENANCE

IV-1	STRATEGIE DE LA MAINTENANCE.....	91
IV-1-2	MAINTENANCE AVEC TEMPS LIMITE ( HARD TIME ).....	91

IV-1-3 MAINTENANCE AVEC SURVEILLANCE AU COMPORTEMENT.....	91
( MONITORING CONDITION ).....	91
IV-1-3 MAINTENANCE SELON VERIFICATION DE L'ETAT (ON CONDITION)..	92
IV-2 STRATEGIE DE LA MAINTENANCE DU REACTEUR CF6-80-C2 FADEC.....	93
IV-2-1 ENTRETIEN EN LIGNE.....	93
IV-2-2 ENTRETIEN EN ATELIER.....	93
IV-3 MAINTENANCE ET FIABILITE DU SYSTEME FICAS.....	96

## LA CONCLUSION



## LISTE DES FIGURES

FIGURE I-1 LE MODULE FAN.....	1
FIGURE I-2 LE MODULE CORE.....	2
FIGURE I-3 LE MODULE TURBINE HAUTE PRESSION.....	3
FIGURE I-4 LE MODULE TURBINE BASSE PRESSION.....	4
FIGURE I-5 LE MODULE BOÎTE D'ENTRAÎNEMENT.....	6
FIGURE I-6 LES DIFFÉRENTS MODULES DU MOTEUR.....	7
FIGURE I-8 CAPOTAGE MOTEUR.....	8
FIGURE I-9 CARACTÉRISTIQUES PRINCIPALES DU RÉACTEUR.....	9
FIGURE I-10 LES DIFFÉRENTES STATIONS DU RÉACTEUR.....	11
FIGURE II-1 CIRCUIT CARBURANT.....	13
FIGURE II-2 FONCTIONNEMENT DE CIRCUIT CARBURANT.....	14
FIGURE II-3 CIRCUIT DE GRAISSAGE.....	16
FIGURE II-4 INDICATION DE CIRCUIT GRAISSAGE.....	17
FIGURE II-5 LE SYSTÈME A AIR.....	19
FIGURE II-6 LES COMPOSANTS DE SYSTÈME A AIR.....	20
FIGURE II-7 LES STATORS A CALAGE VARIABLE.....	22
FIGURE II-8 VANNE DE DÉCHARGE.....	23
FIGURE II-9 CONTRÔLE DES VANNES BCV.....	25
FIGURE II-10 SYSTÈMES DES VANNES DE REFOUILLAGE ESCV ET CCCV.....	28
FIGURE II-11 SYSTÈMES DES VANNES ESCV ET CCCV.....	29
FIGURE II-12 CIRCUIT DE CONTRÔLE DU JEU TURBINE HAUTE ET BASSE PRESSION.....	31
FIGURE II-13 FONCTIONNEMENT DU SYSTÈME DE CONTRÔLE DE JEUX TURBINES.....	32
FIGURE II-14 LE CAPTEUR T3.....	34
FIGURE II-15 CIRCUIT DE DÉMARRAGE.....	36
FIGURE II-16 SYSTÈME DE DÉMARRAGE ET ALLUMAGE.....	37
FIGURE II-17 SYSTÈME REVERSE.....	39
FIGURE II-18 SYSTÈME D'INDICATION REVERSE.....	40
FIGURE II-19 LE CAPTEUR N1.....	42
FIGURE II-20 LE CAPTEUR EGT.....	44
FIGURE II-21 INDICATION EGT.....	45
FIGURE II-22 LE CAPTEUR N2.....	47
FIGURE II-23 LE SYSTÈME D'INDICATION N1 ET N2.....	48
FIGURE II-24 LES INDICATION N1 ET N2.....	49
FIGURE II-25 TRANSMETTEUR DÉBIT CARBURANT.....	51
FIGURE II-26 SYSTÈME D'INDICATION DE PRESSION DE HUILE.....	52
FIGURE II-27 SYSTÈME D'INDICATION DE LA TEMPÉRATURE DE HUILE.....	55
FIGURE II-28 SYSTÈME D'INDICATION DE LA QUANTITÉ D'HUILE.....	57
FIGURE II-29 SYSTÈME DE VIBRATION.....	59
FIGURE II-30 L'INDICATION DE VIBRATION.....	60
FIGURE II-31 L'UNITÉ ÉLECTRONIQUE DE CONTRÔLE.....	62
FIGURE II-32 LES INTERFACES DE L'EEC.....	63
FIGURE III-1 SYSTÈME DE SURVEILLANCE.....	64
FIGURE III-2 SYSTÈME D'INDICATION.....	65
FIGURE III-3 LE MODE D'AFFICHAGE.....	67
FIGURE III-4 LE SYSTÈME EICAS SIMPLIFIÉ.....	69
FIGURE III-5 PANNEAU DE COMMANDE D'AFFICHAGE EICAS.....	73
FIGURE III-6 PANNEAU DE MAINTENANCE EICAS.....	76
FIGURE III-7 SWITCH CANCEL/RECALL.....	78
FIGURE III-8 AVERTISSEUR FEU.....	79
FIGURE III-9 SYSTÈME SECOURS D'INDICATION MOTEUR.....	81
FIGURE III-10 LOCALISATION DES COMPOSANTS EICAS.....	83
FIGURE III-11 PAGE PERF/APU.....	87
FIGURE III-12 PAGE EPCS.....	89
FIGURE III-13 PAGE DÉPASSEMENT MOTEUR ENG EXCD.....	90
FIGURE IV-1 LA DOSSIMÉTRIE.....	94

# Introduction



Après le ballon, le chemin de fer, le dirigeable, l'aéroplane viendra clore une série déjà longue d'invention majeures. La locomotion aérienne n'était plus un miracle. Mais il fallait tout de même croire à ces improbables machines. L'attitude est normale pour un inventeur. Les pilotes et ingénieurs de ces années là sont d'ailleurs, restés la plus part célèbres, pour leur conviction, car depuis 1680, il avait bien fallu s'y-resoudre puisque BORRELI l'avait dit : « **JAMAIS DES PECTORAUX, SI DEVELOPPES SOIENT- ILS N'AURAIENT LA FORCE D'ENLEVER UN HOMME EN L'AIR A L'INSTARD'UN OISEAU** ». Sur donc de ne rien pouvoir gagner à singer les hérons, peut être était- il bon de les observer pour en décomposer le mouvement. Au moins, se restituait-on à notre exacte règne animal : non pas celle d'une chimère employée, mais d'un cerveau pensant et analytique. Duquel au fil du temps, naquit, élément par élément. « **L'AVION** », bien sur cela ne se fit pas tout seul, à l'habitude ; on tâtonna. Mais, de ces prolégomènes sortirent clairement identifiées trois problèmes :

- Il fallait tenir en l'air.
- Il fallait y- avancer.
- Il fallait s'y- diriger.

En traduction technique :

- La sustentation.
- La propulsion.
- Les gouvernes.

Il a à nécessiter une révolution de sciences et de techniques. Cet ensemble de sciences et de techniques qui sont relatives à la navigation aérienne est dit : « **AERONAUTIQUE** ».

Ce domaine est hautement normalisé est sujet à une réglementation stricte qui ne permet le laxisme ou le laisser aller. Un avion de transport soit passagers ou frets ne peut être mis en ligne que s' il répond aux normes de sécurité et de navigabilité.

Donc il est indispensable de surveiller à chaque instant tous les systèmes avion à l'aide d'un dispositif de contrôle **EICAS** qui offre une facilité de surveillance, de contrôle et de maintenance.

On a pris comme exemple d'étude « **LE SYSTEME DE CONTROLE DU BOEING 767-300** ».

Cet exemple est reparti en quatre parties essentielles :

Chapitre I la description du réacteur **CF6-80 C2 FADEC**.

Chapitre II les différents circuits du réacteur **CF6-80 C2 FADEC**.

Chapitre III le système **EICAS**

Chapitre IV la maintenance.

# CHAPITRE I

***LA DESCRIPTION DU REACTEUR  
CF6 80-C2FADEC***

## I-1 INTRODUCTION:

Le réacteur GENERAL ELECTRIC CF6-80-C2 FADEC équipe le BOEING 767-300. C'est un moteur double corps, double flux et à taux de dilution élevé.

Le CF6-80-C2 FADEC est composé de cinq (05) modules principaux :

- MODULE FAN.
- MODULE CORE.
- MODULE TURBINE HAUTE PRESSION.
- MODULE TURBINE BASSE PRESSION.
- MODULE BOITE D'ENTRAINEMENT D'ACCESSOIRES.

## I-2 MODULE FAN :

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

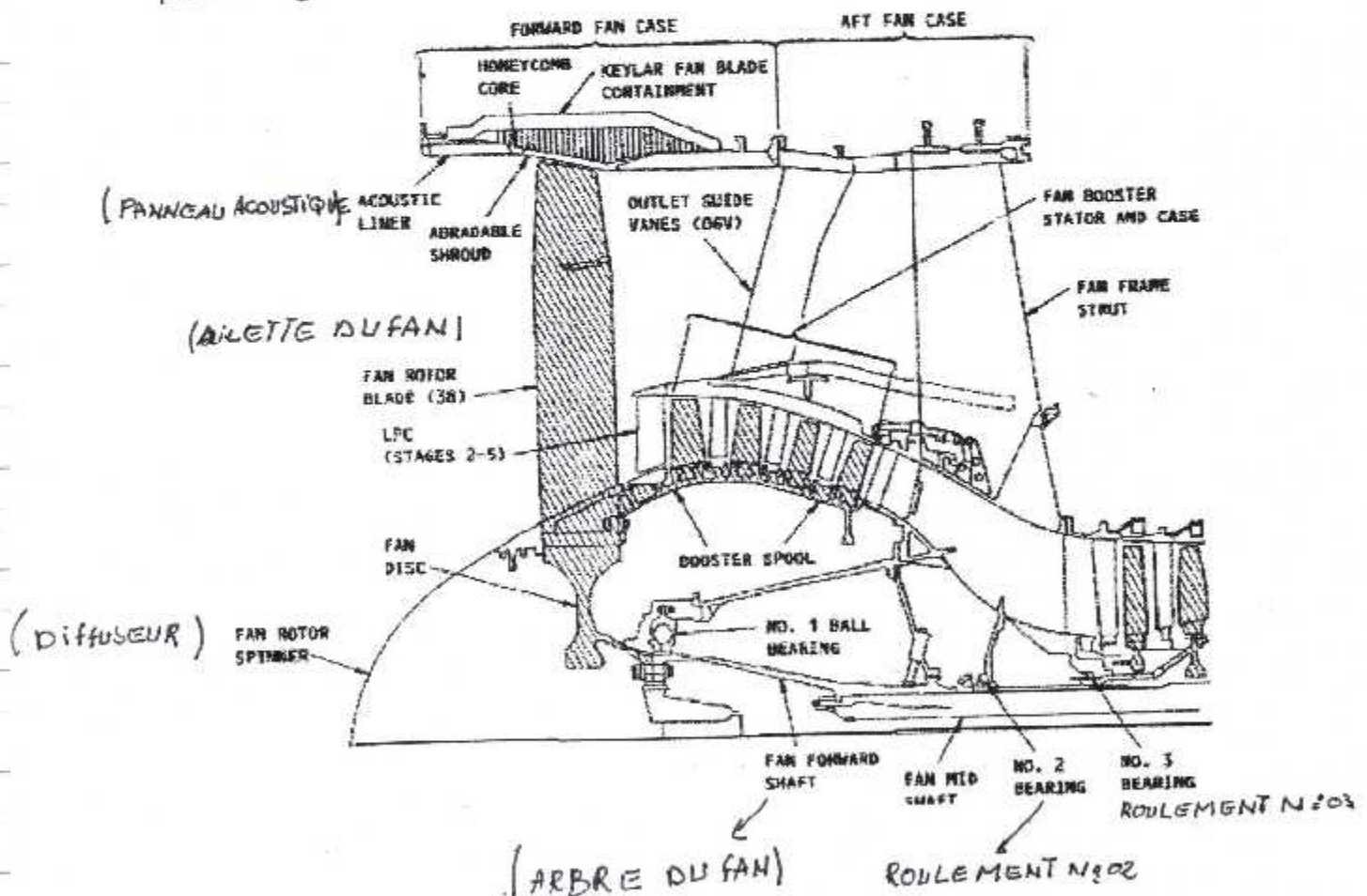


FIGURE I-2 LE MODULE FAN

Le module fan est entraîné par la turbine basse pression.

	ROTOR	STATOR	OGV	MATERIAUX UTILISES	
				ROTOR	STATOR
FAN	38	96	80	Titane	Titane
2 <sup>ème</sup> ETAGE	62	130		Titane	Titane
3 <sup>ème</sup> ETAGE	71	130		Titane	Titane
4 <sup>ème</sup> ETAGE	80	140		Titane	Titane
5 <sup>ème</sup> ETAGE	71	108		Titane	Titane

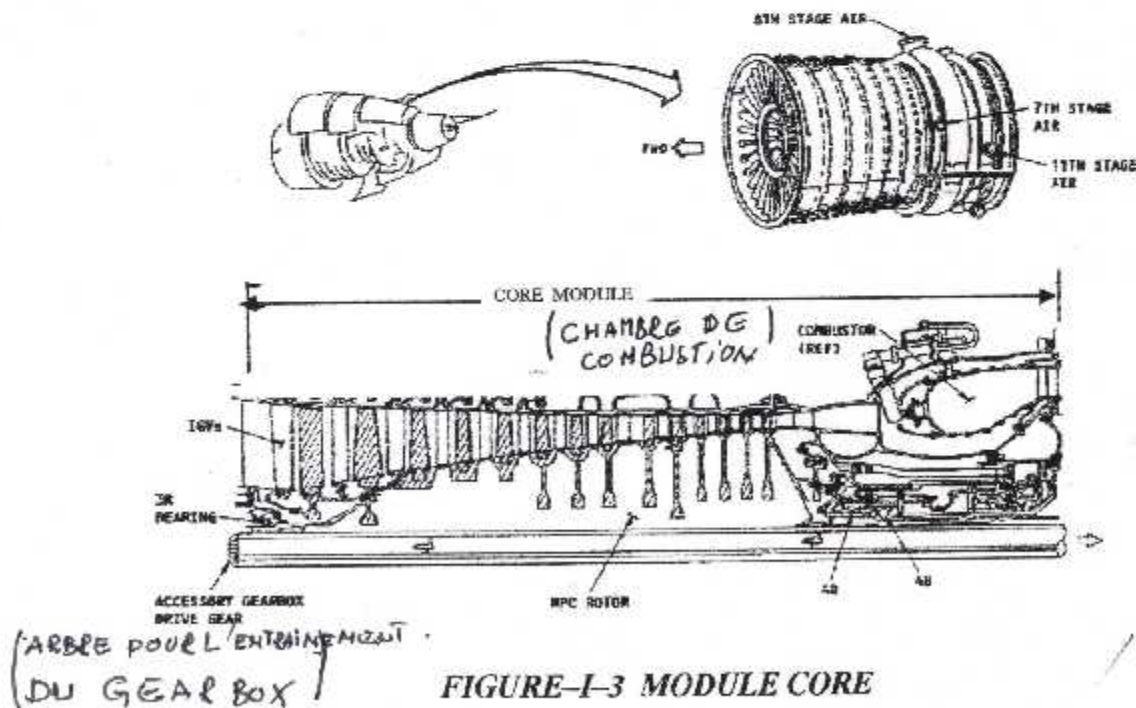
**I-3 MODULE CORE :**

Ce module est constitué d' un compresseur haute pression à quatorze (14) étages, d'une chambre de combustion annulaire équipée de (30) trente injecteurs et deux (02) allumeurs à haute tension position 3.30, 5.30 et de premier étage statorique de la turbine haute pression.

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

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

L'ensemble des aubes de prérotation et des stators à calage variable constitue le dispositif anti-pompage du compresseur haute pression. Le compresseur haute pression est entraîné par le turbine haute pression.



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

**I-4 MODULE TURBINE HAUTE PRESSION :**

Ce module est constitué de deux (02) étages. La turbine haute pression entraîne le compresseur haute pression et la boîte d'entraînement d'accessoires.

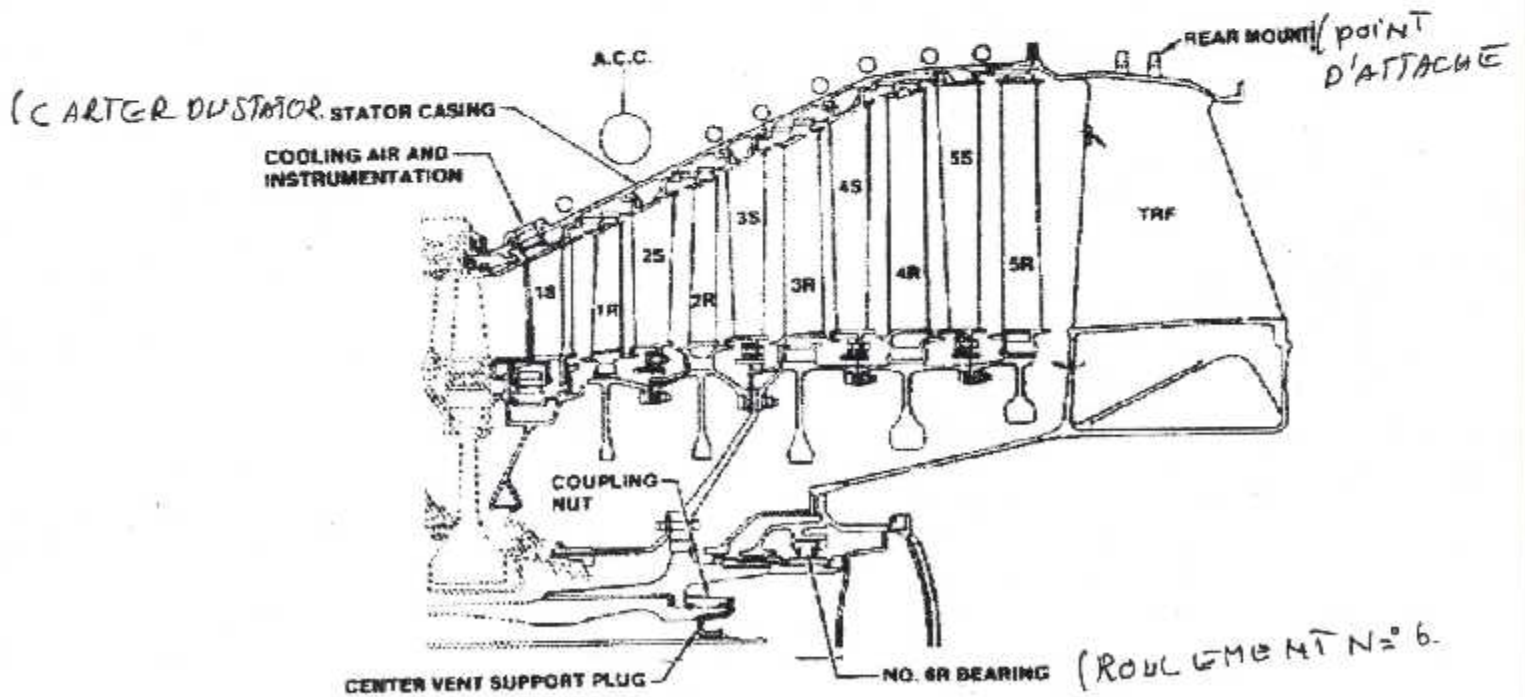
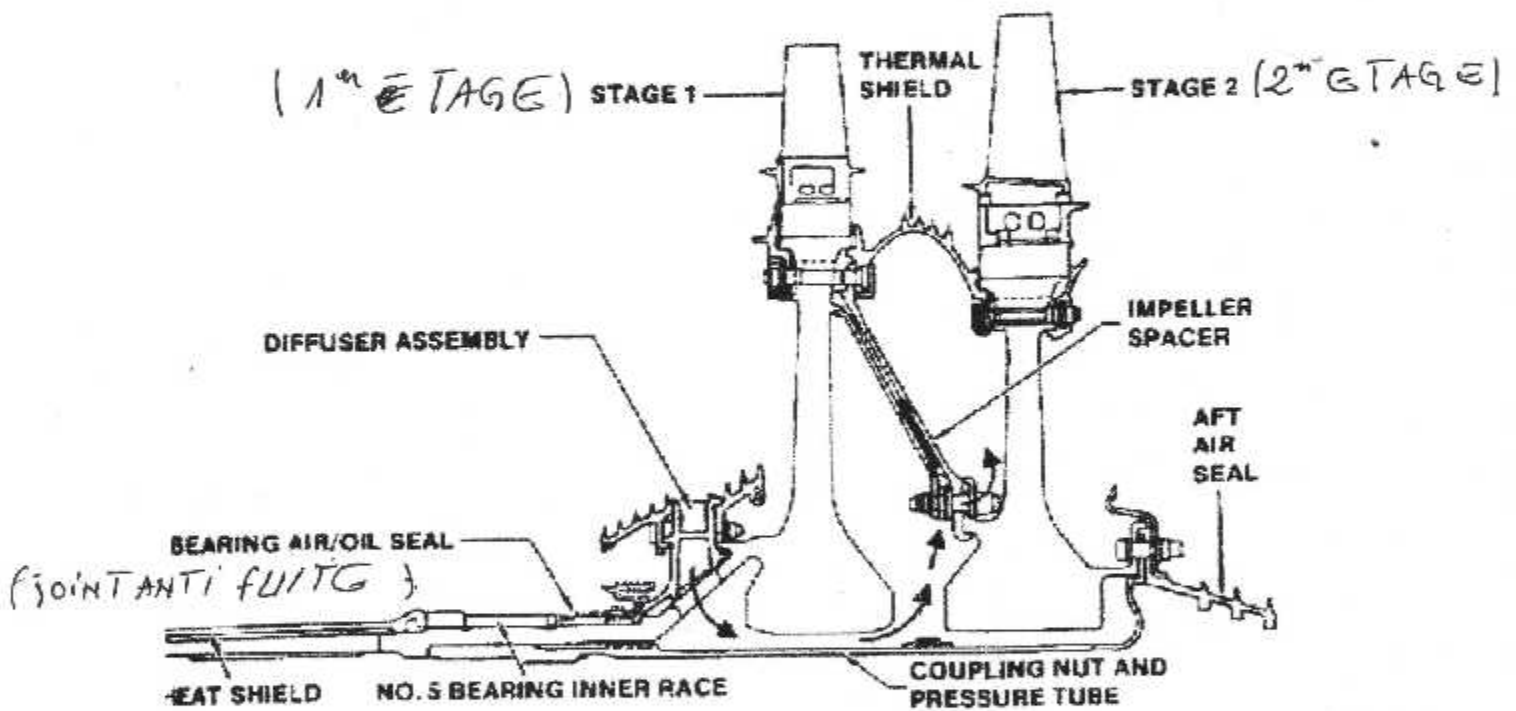


FIGURE I-4 MODULE TURBINE HAUTE PRESSION

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

**I-5 MODULE TURBINE BASSE PRESSION:**

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



**FIGURE I-5 MODULE TURBONE BASSE PRESSION**



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

### I-6 MODULE D' ENTRAINEMENT D' ACCESSOIRES:

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

Les différents accessoires qui équipent le boîtier sont :

#### A) SUR LA FACE AVANT :

- Un (01) régulateur carburant ( HMU ).
- Une (01) pompe de pression et cinq ( 05 ) pompes de récupération d'huile.
- Une (01) pompe hydraulique.
- Un (01) tachymètre N2.
- Un (01) alternateur ( pour l'alimentation du EEC ).

#### B) SUR LA FACE ARRIERE :

- Une (01) pompe carburant haute pression.
- Un (01) démarreur.
- Un (01) alternateur (IDG).

### I-7 CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DU CF6-80-C2 FADEC :

Le CF6-80-C2 FADEC présente les caractéristiques suivantes :

- Poussée statique maximale (F) Z=0 température ambiante < 32.2 °C F=23134 Dan
- Poussée assurée par le flux primaire : 20% de la poussée totale.
- Poussée assurée par le flux secondaire : 80% de la poussée totale.
- Poussée inverse : 40% de la poussée directe du fan.
- Masse du réacteur nu : 4216 Kg. *5094 kg.*
- Diamètre de l'entrée d'air : 2,49 m.
- Taux de dilution : 5,15. *5,15*
- Rapport manométrique de compression : 29,9. *PE / PE*

CF6-80C2F  
FADEC

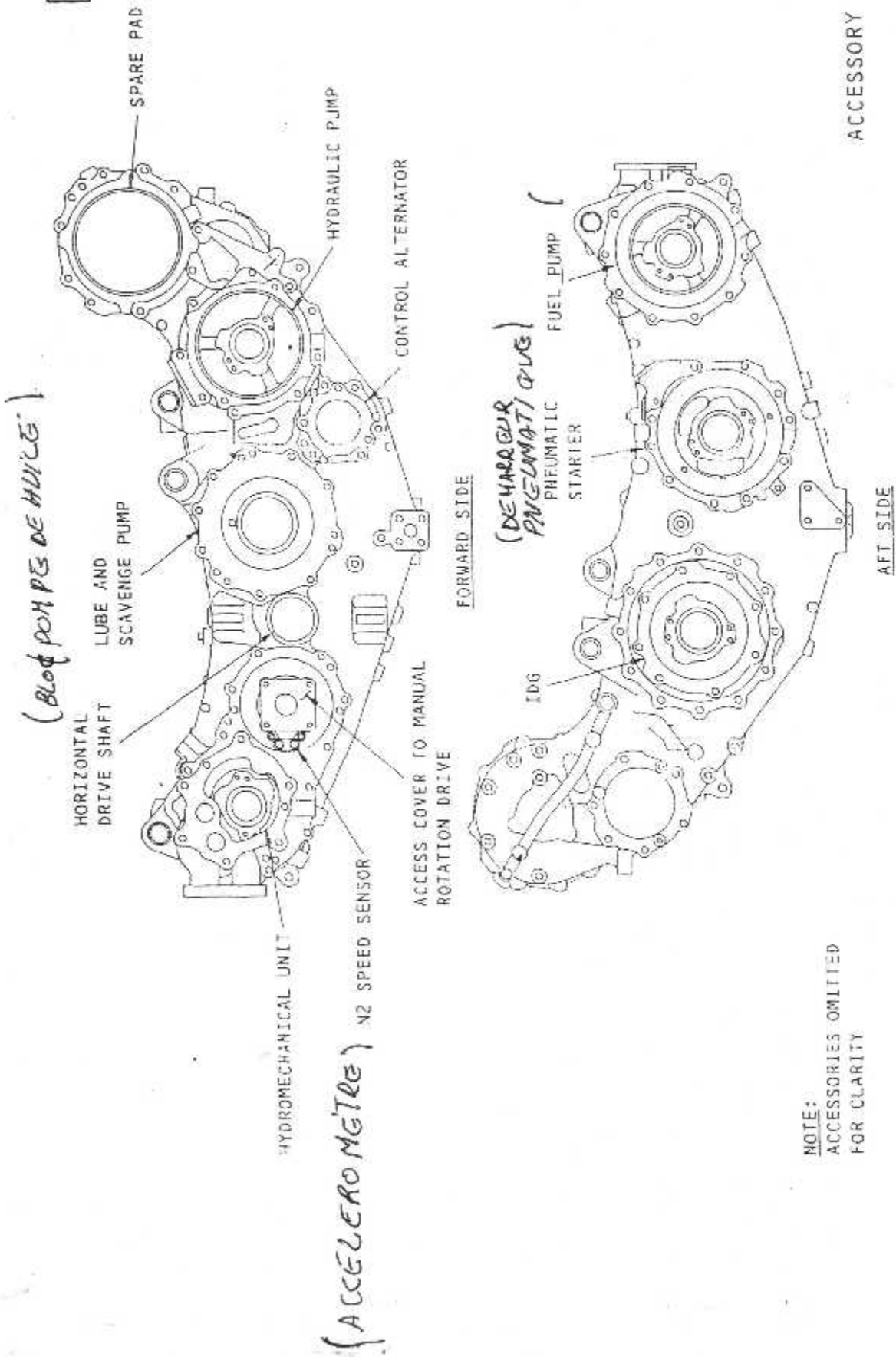


FIGURE I-6 MODULE BOITE TRAINEMENT

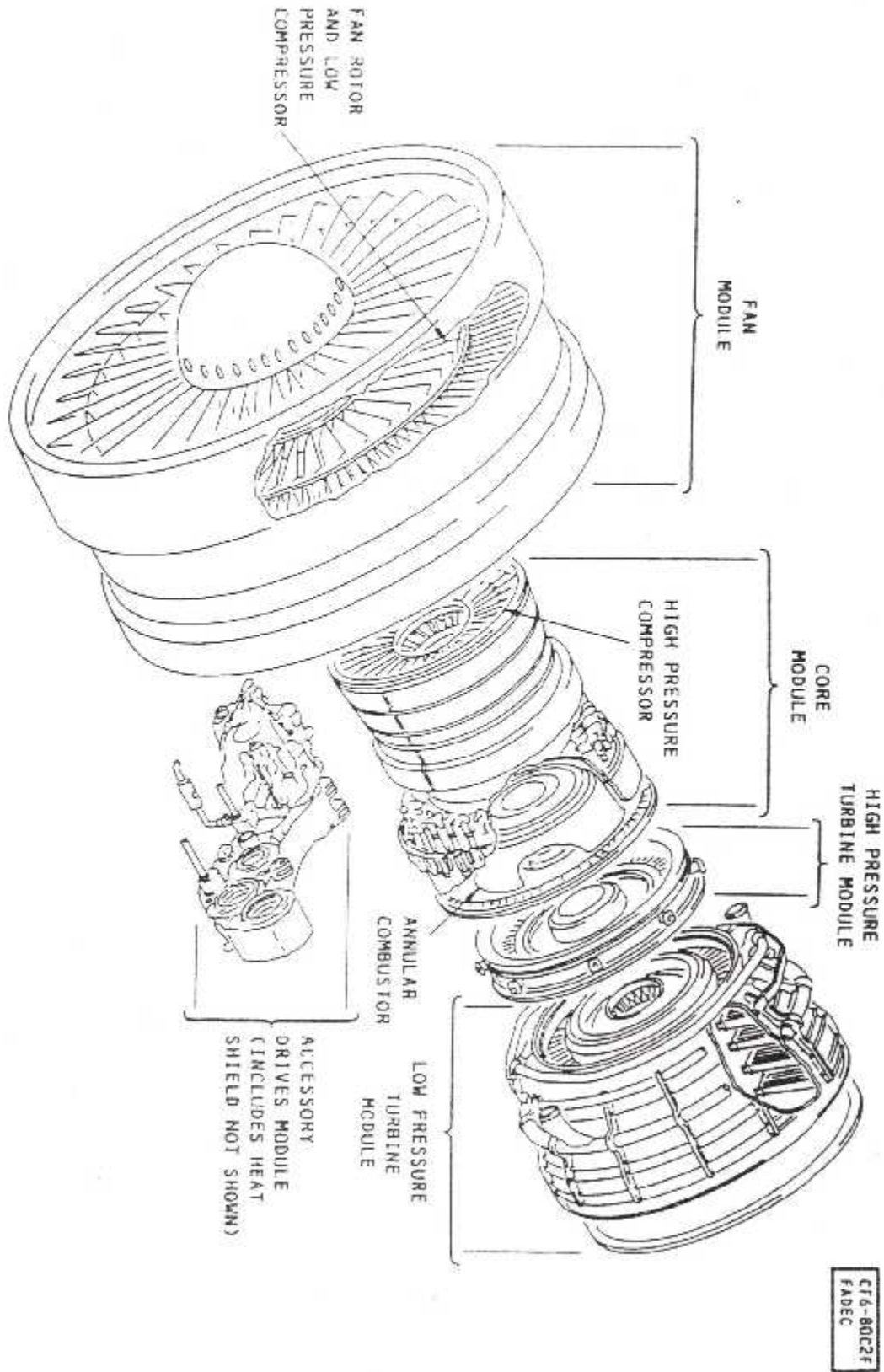
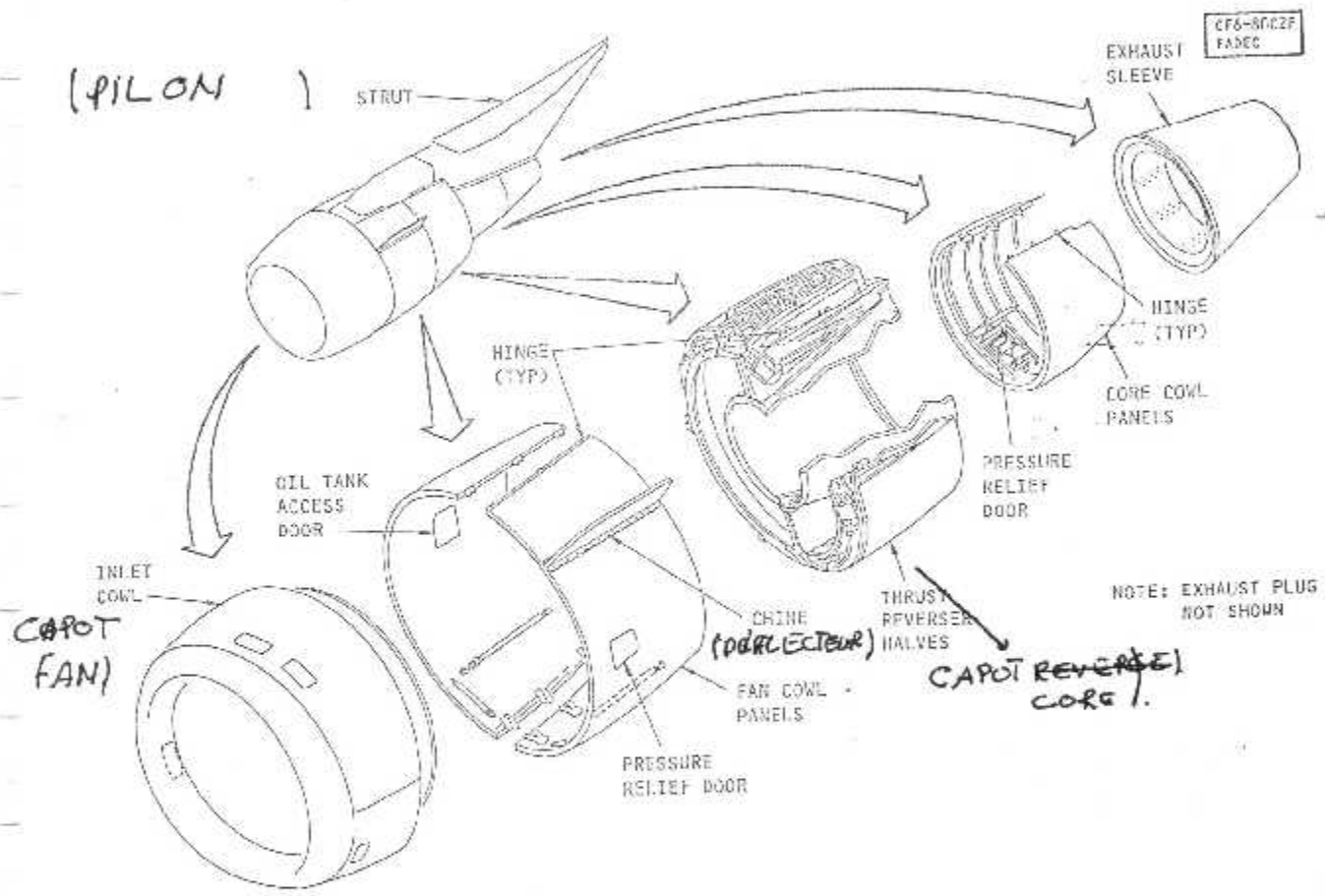


FIGURE I-7 LES DIFFERENTS MODULES

**CAPOTAGES :**

Le réacteur CF6 80-C2 à trois capots sont les suivants :

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



**FIGURE I-8 CAPOTAGE MOTEUR**

CF6-80C2F  
FADEC

**GENERAL ELECTRIC**  
CF6-ENGINE

ASSY IDENT

SERIAL NO

CINCINNATI, OHIO 45215  
MADE IN USA

**GENERAL ELECTRIC**  
AIRCRAFT GAS TURBINE  
FOR JET PROPULSION

TYPE CERTIFICATE

PROD CERTIFICATE

MODEL NO

SERIAL NO

TO THRUST

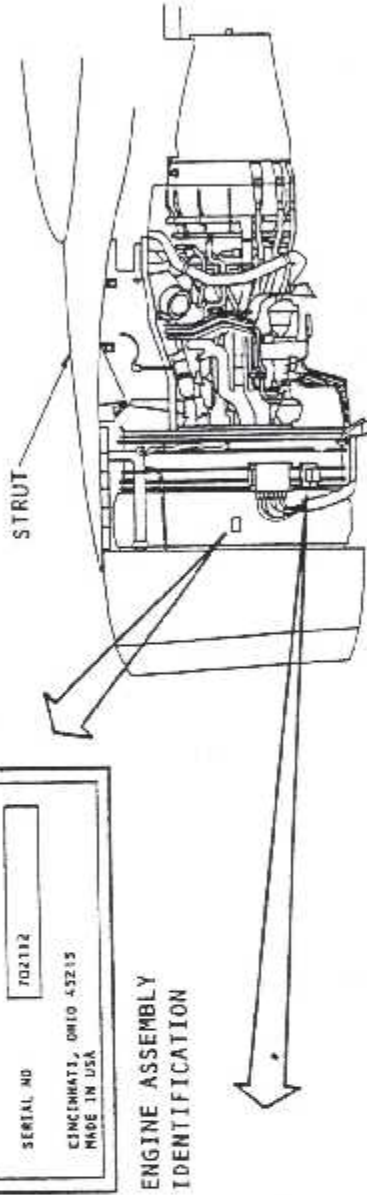
MAX CORRT THRUST

DATE OF MFG

CINCINNATI, OHIO

COMPLY

MADE IN USA



ENGINE SPECIFICATIONS

MODEL	CF6-80C2B2F	MAX N1	117.5% RPM
TAKEOFF THRUST	52,010 LBS	MAX N2	112.5% RPM
MAX FLAT RATED TEMP	90°F (32.2°C)	N1 (100%)	3280 RPM
EGT REDLINE	960°C	N2 (100%)	9827 RPM
BYPASS RATIO	5.15 TO 1	WEIGHT (BARE)	9485 LBS (4216 KG)
COMPRESSOR PRESSURE RATIO	29.9 TO 1	LENGTH	170 IN (432 CM)
		DIAMETER	98 IN (249 CM)

ENGINE DATA

CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DU REACTEUR

## - régime N1

100%= 3280 tr/mn.

117,5%= 3854 tr/mn. *115,5 2, mn*

## - régime N2

100%=9827 tr/mn

122,5%=11055 tr/mn. *122,5 2, mn*

## - EGT 960°C

*2250 mn x perulath 5mn ( Take off EGT 960°C  
Start - EGT 750°C*I-8 REPERAGE DES DIFFERENTES STATIONS REACTEUR:

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

Flux primaire :

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

Flux secondaire :

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





# CHAPITRE II

***LES DIFFERENTS CIRCUITS  
DU  
REACTEUR CF6 80-C2 FADEC***



## **II-1 CIRCUIT CARBURANT :**

### **II -1-1 LES FONCTIONS DE CIRCUIT CARBURANT :**

Le circuit de carburant assure les fonctions suivantes : pour rôle de

- L'alimentation des trente (30) injecteurs de la chambre de combustion.
- L'alimentation des deux (02) vérins des vannes de décharge (VBV).
- L'alimentation des deux (02) vérins stators à calage variable (VSV).
- L'alimentation de la vanne de refroidissement carter turbine haute pression.
- L'alimentation de la vanne de refroidissement carter turbine basse pression.
- Le refroidissement de l'huile de graissage moteur.
- Le refroidissement de l'huile de graissage alternateur (IDG).

### **II -1-2 COMPOSITION DU CIRCUIT CARBURANT :**

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

- Une ( 01 ) pompe carburant haute pression
- Un ( 01 ) échangeur thermique principal (huile/carburant) réacteur.
- Un ( 01 ) filtre principal.
- Un ( 01 ) servo réchauffeur carburant.
- Un ( 01 ) régulateur principal carburant ( HMU ).
- Un ( 01 ) transmetteur de débit carburant.
- Un ( 01 ) échangeur thermique secondaire (huile/carburant) alternateur ( IDG ).
- Une ( 01 ) rampe d'injection carburant.
- Trente ( 30 ) injecteurs.

### **II-1-3 CONTROLE DU CIRCUIT CARBURANT :**

La surveillance du circuit carburant est réalisée à partir :

- D'une indication du débit carburant située sur l'écran inférieur EICAS page ENGINE et page PERF/APU
- D'une indication de pression carburant pompe 1<sup>er</sup> étage sur l'écran EICAS page PERF/APU.
- D'une indication de colmatage filtre principal carburant sous forme de message d'alarme couleur ambre sur l'écran EICAS supérieur en haut du côté gauche.

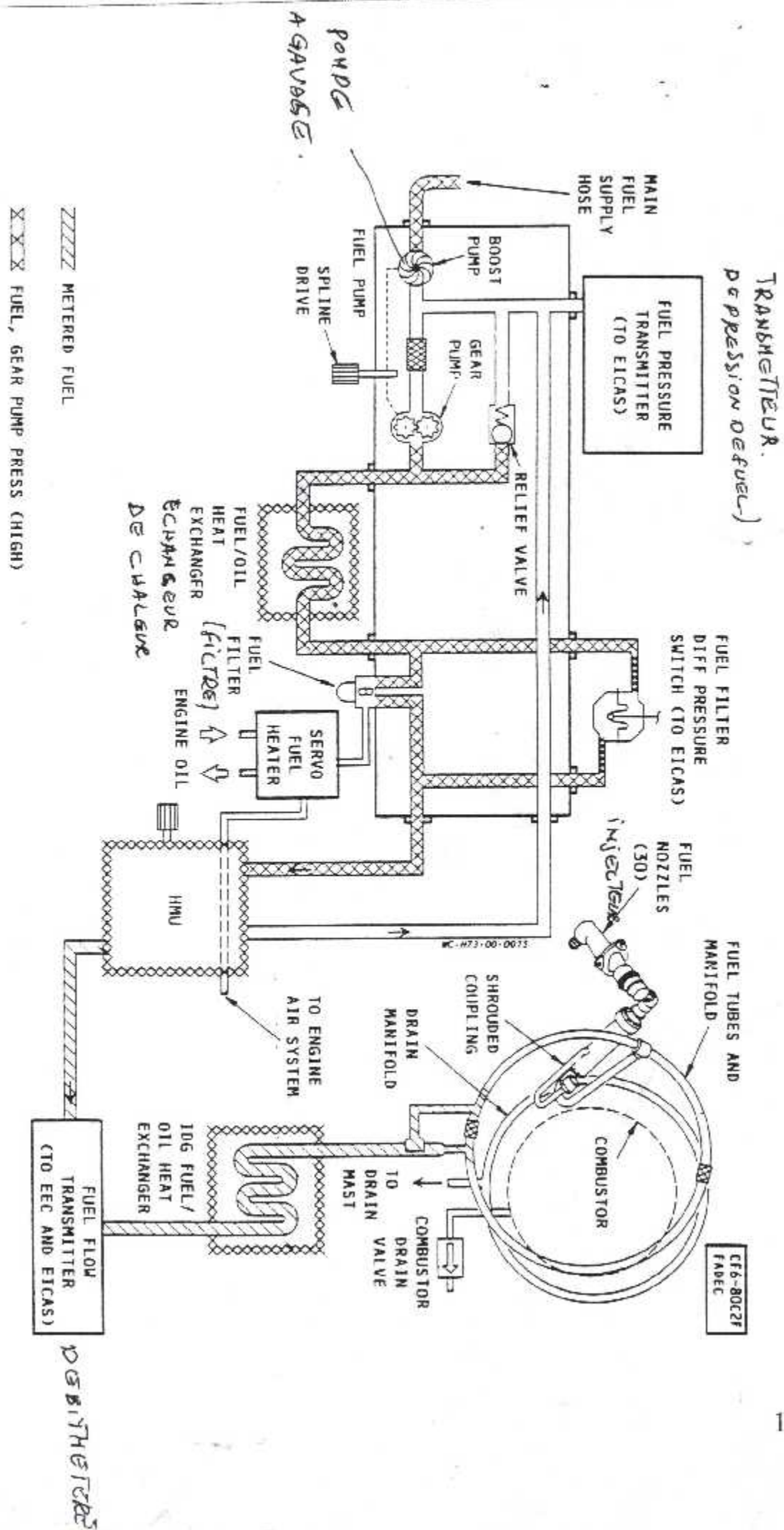


FIGURE II-1 CIRCUIT CARBURANT

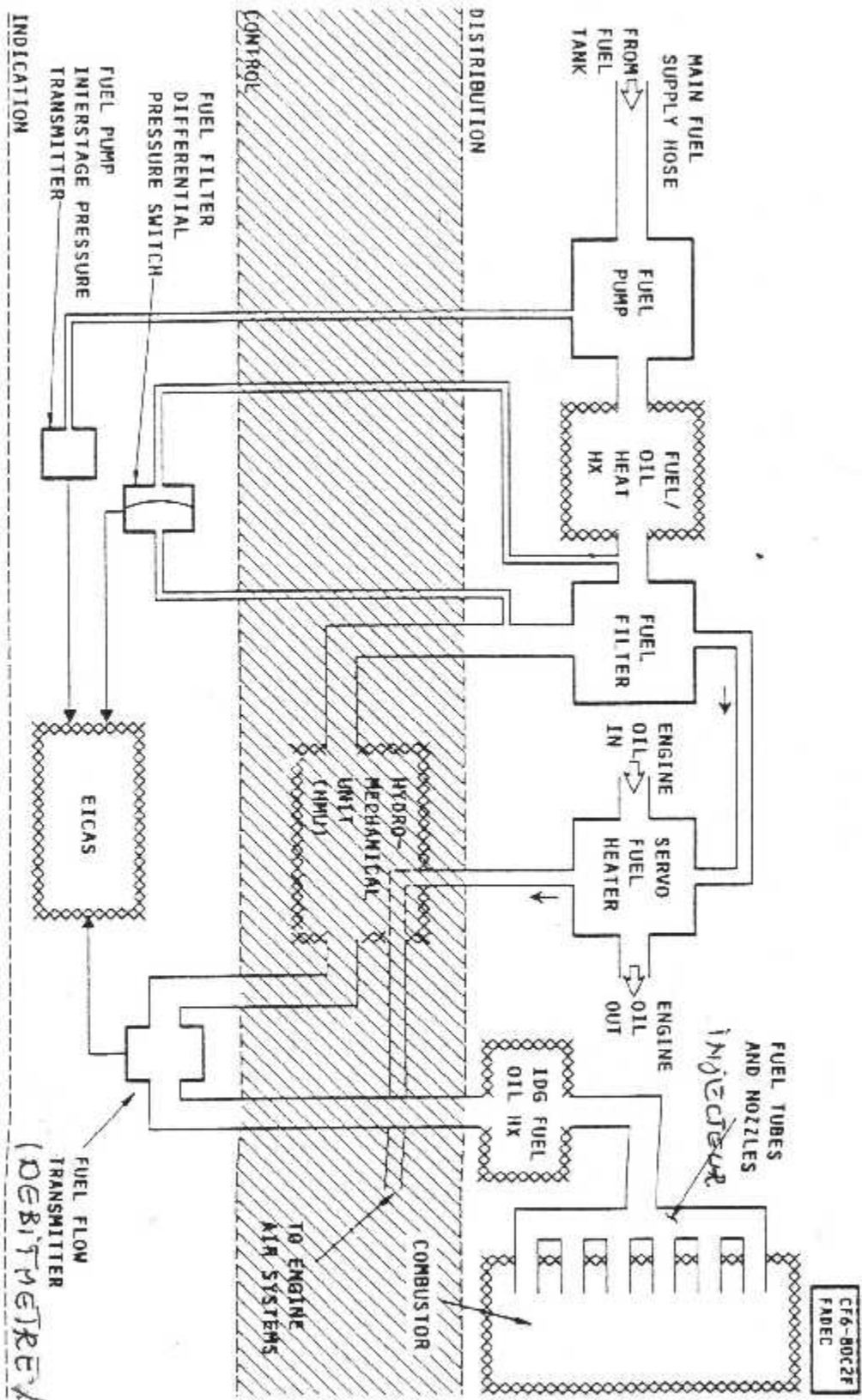


FIGURE II-2 FONCTIONNEMENT DU CIRCUIT CARBURANT

## **II-2 CIRCUIT DE GRAISSAGE :**

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

### **II-2-1 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 ) pompes de récupération.
- Un ( 01 ) filtre principal équipé d'une **BY-PASS**.
- Un ( 01 ) transmetteur de pression d'huile.
- Un ( 01 ) manocontact de baisse de pression d'huile.
- Un ( 01 ) détecteur magnétique principal de limaille.
- Une ( 01 ) sonde de température d'huile de récupération.
- Un ( 01 ) filtre de récupération.
- Un ( 01 ) manocontact détecteur de colmatage.

### **II-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 ) manocontact de baisse de pression d'huile.
- Un ( 01 ) manocontact de colmatage de filtre.

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

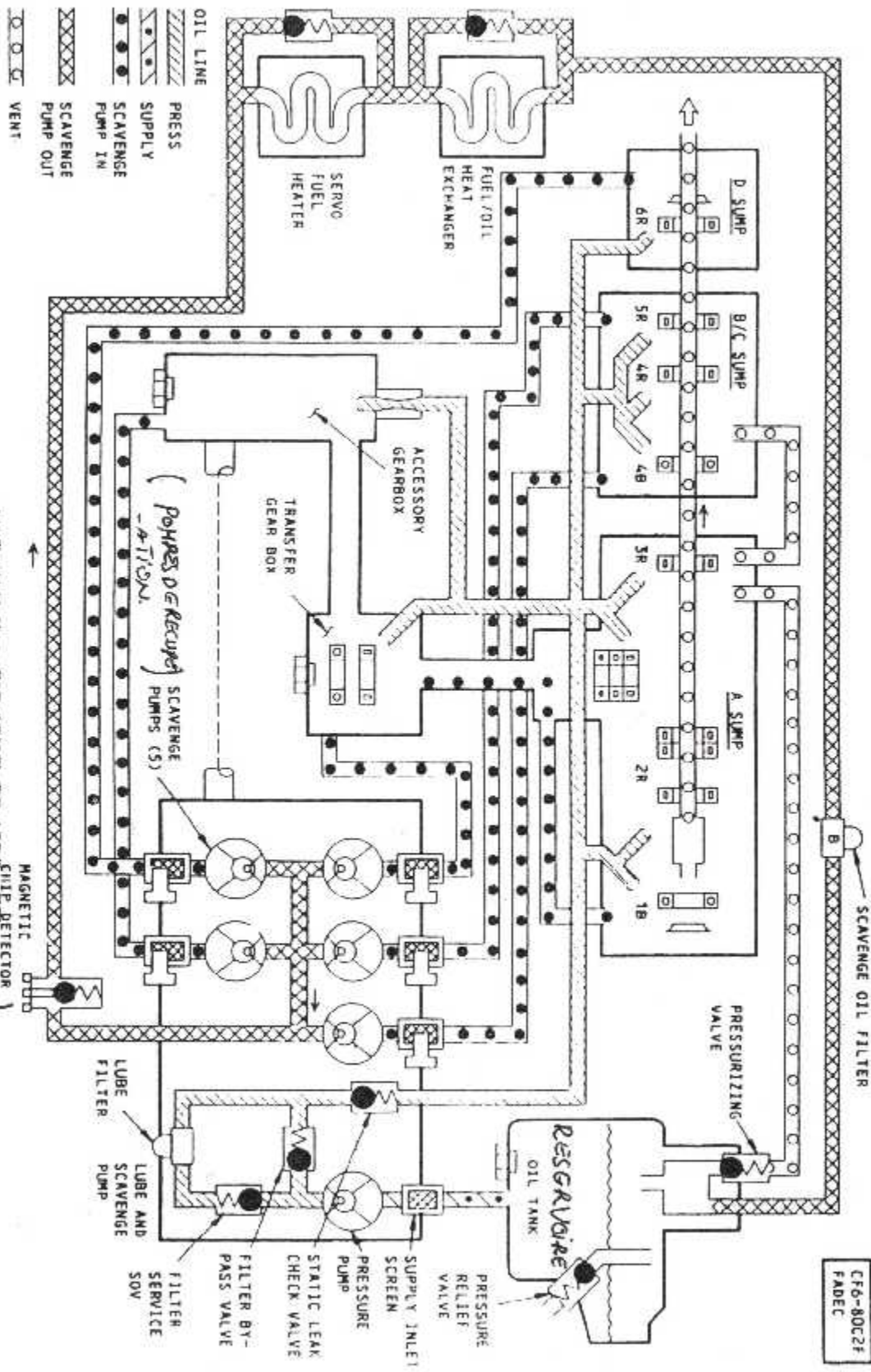


FIGURE H-3 CIRCUIT GRAISSAGE

*Handwritten note:* 15 pp

*Handwritten note:* de recevoir de similaires

CF6-80C2  
FADEC

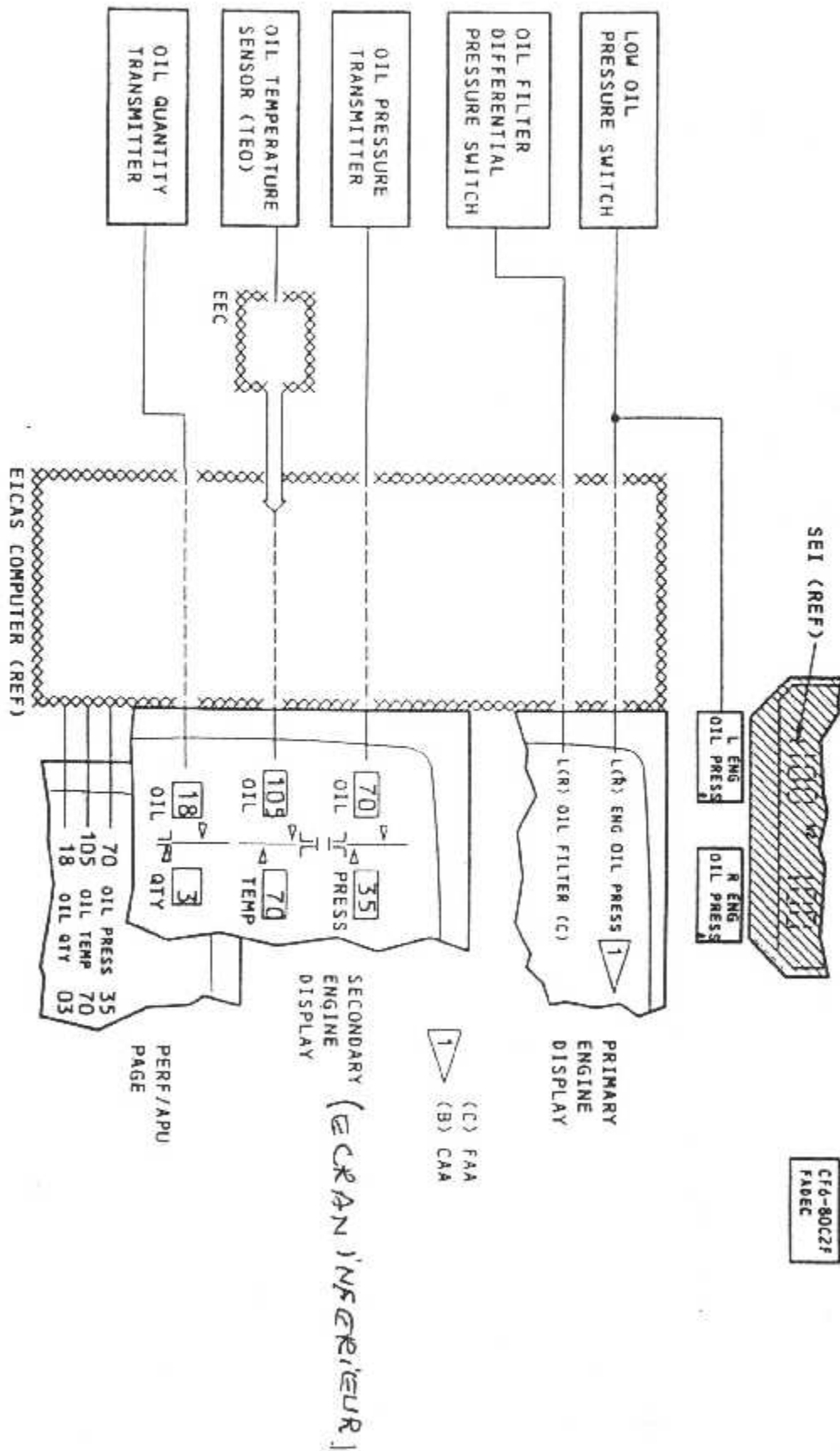


FIGURE II- FONCTIONNEMENT DU CIRCUIT GRAISSAGE

### II-3 CIRCUIT D'AIR:

Le circuit d'air du réacteur **CF6 80- C2 FADEC** 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 :

- Le contrôle du débit d'air à travers le compresseur.
- La régulation du débit d'air de refroidissement.
- Le refroidissement du réacteur et des accessoires.
- Le refroidissement de la chambre de combustion.
- Le refroidissement des ailettes turbine haute pression.
- Le refroidissement des ailettes turbine basse pression.
- Le dispositif actif de contrôle de jeu des turbines haute pression et basse pression.
- Le dispositif passif de contrôle de jeu de la turbine haute pression.
- Le refroidissement des bougies ;
- Le refroidissement de l'huile de l'alternateur **IDG**.
- La ventilation de l'unité électronique de contrôle moteur (**EEC**).
- La ventilation nacelle.
- La ventilation et la pressurisation des puisards.

Dans notre travail on s'intéresse au :

- Contrôle du débit d'air.
- Régulation du débit d'air de refroidissement.
- Refroidissement du réacteur et accessoires.
- Refroidissement des ailettes turbine haute pression.
- Dispositif actif de contrôle de jeu de la turbine haute et basse pression.
- Dispositif passif de contrôle de jeu turbine haute pression.

Toutes ces fonctions sont contrôlées par l'**EEC**.

#### II-3-1 LE CONTROLE DU DEBIT D'AIR :

Le contrôle du débit d'air à travers le compresseur du réacteur **CF6 80- C2FADEC** est réalisé par un dispositif anti-pompage. Ce dispositif évite le pompage et améliore l'efficacité du réacteur.

L'unité électronique de contrôle moteur (**EEC**) utilise les signaux des capteurs **N2**, **T2.5** et **P2.5** pour contrôler les servo vannes électro- hydrauliques du régulateur principal carburant (**HMU**).

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

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

CF6-80C2F  
FADEC

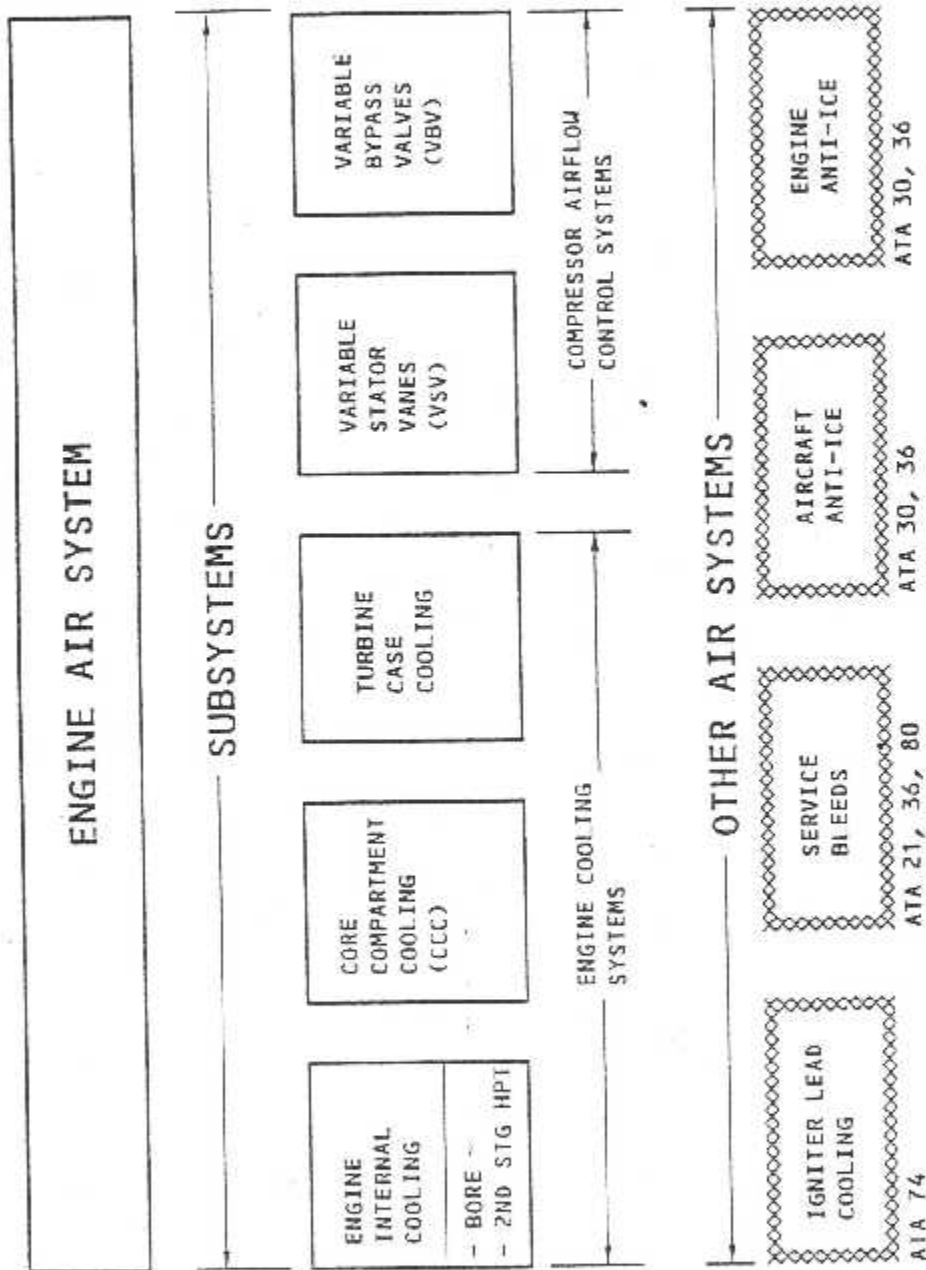


FIGURE II-5 LE SYSTEME A AIR



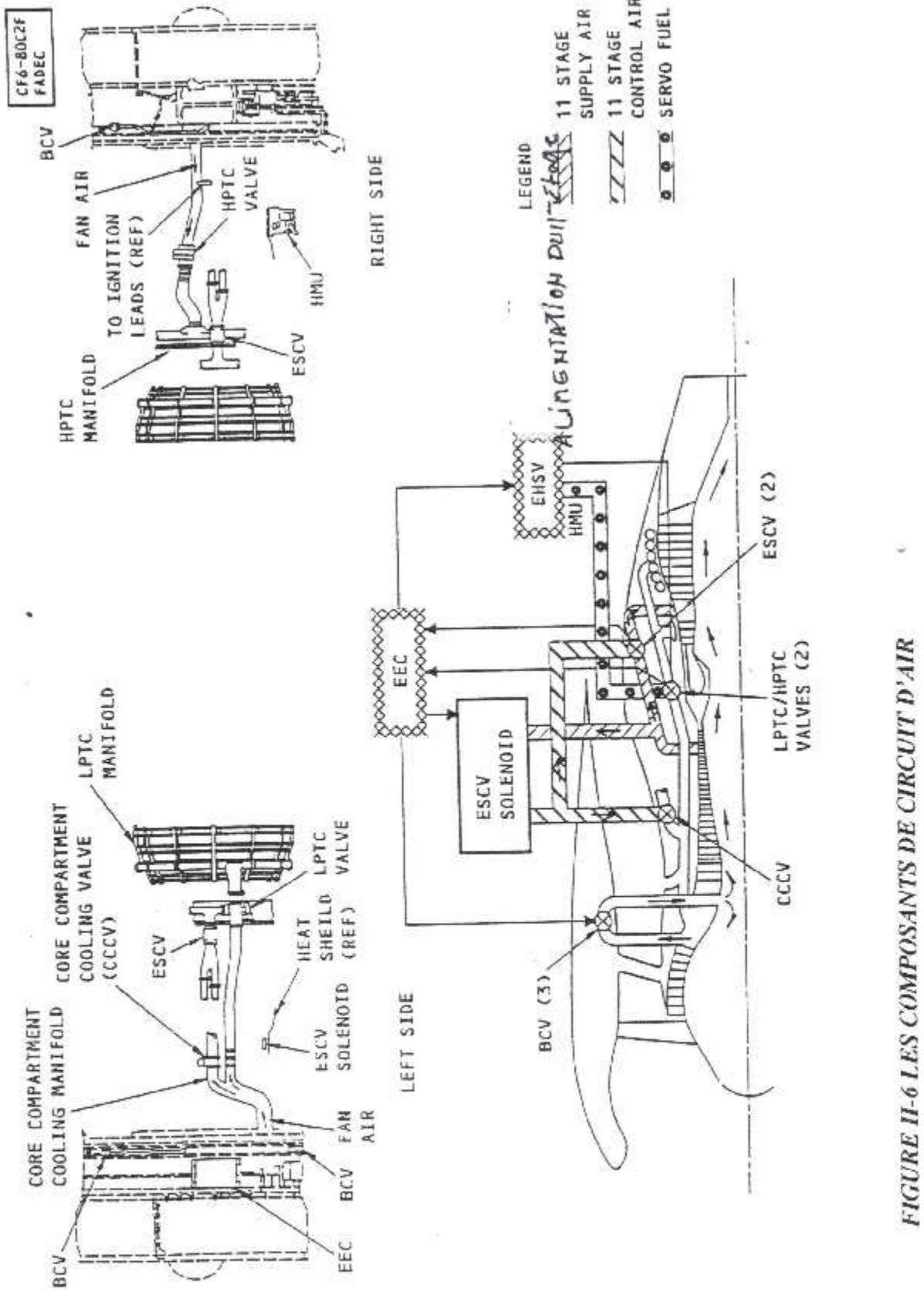


FIGURE II-6 LES COMPOSANTS DE CIRCUIT D'AIR

### A) LES STATORS A CALAGE VARIABLE (VSV) :

L'entrée du compresseur haute pression est équipée de trente quatre (34) aubes de prérotation (IGV). Les cinq premiers étages du compresseur haute pression comportent des aubes de stator à calage variable. L'ensemble des aubes de pré rotation (IGV) et des staturs à calage variable (VSV) constitue le système anti-pompage du 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 entraînés par deux (02) barres de commande disposées symétriquement 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'incidence 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 sont 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 rotor constant.

Pour un régime N2 inférieur au ralenti les VSV sont en position fermée.

### B) LES VANNES DE DECHARGE (VBV) :

Le compresseur basse pression étant destiné à alimenter le compresseur haute pression, fournit un taux de compression faible mais adapté aux régimes élevés.

Aux bas régimes, le débit d'air fournit est généralement excessif au besoin, c'est à dire son 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).

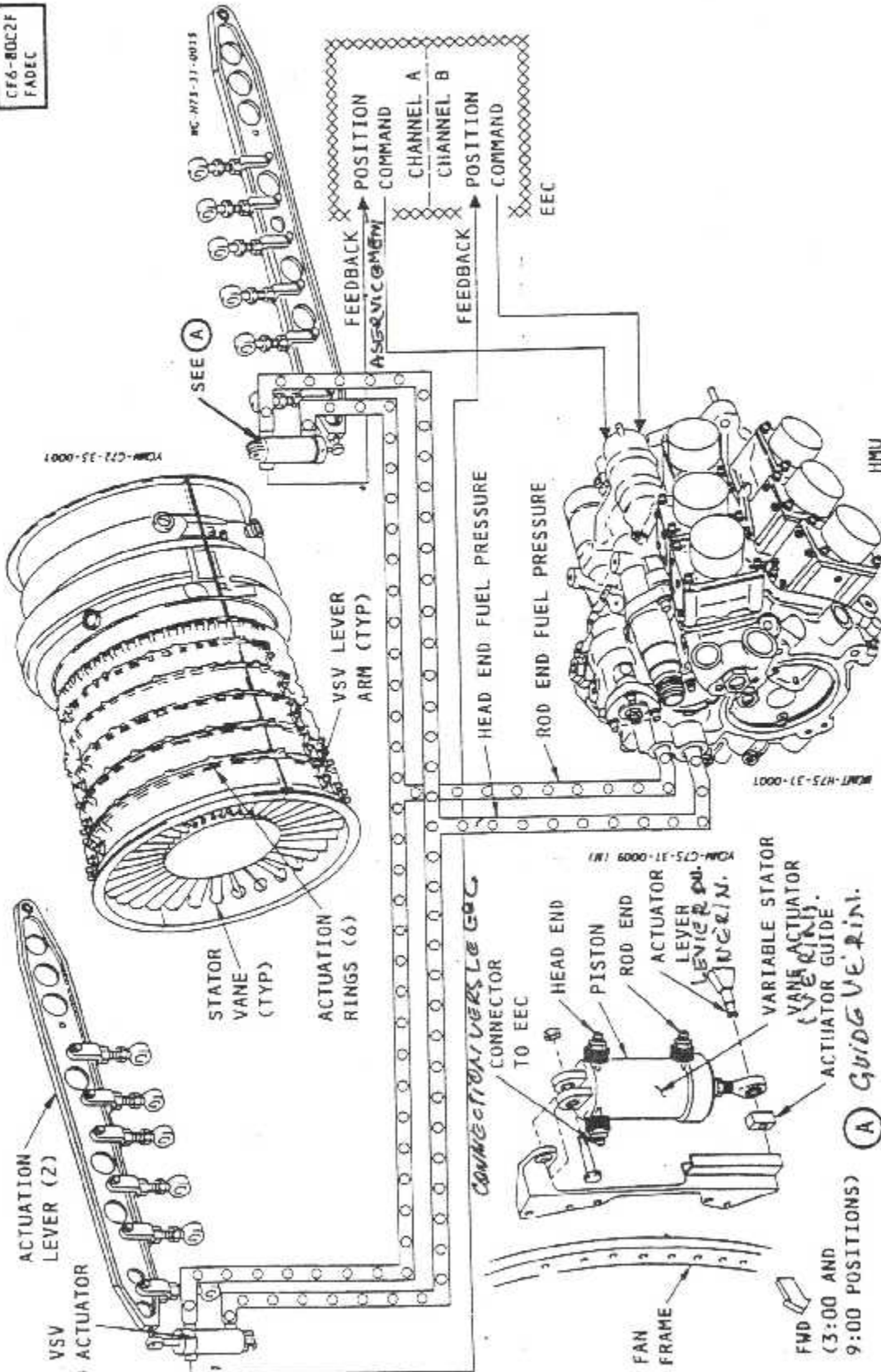
Les vannes de décharge permettent de réguler le débit d'air primaire dans le moteur pour diminuer les risques du compresseur lorsque celui-ci travaille en dehors des conditions optimales de fonctionnement, c'est à dire à bas régime :

- En accélération rapide.
- En décélération rapide.

Dans ces conditions, le régulateur carburant commande l'ouverture progressive des vannes de décharge (VBV) en entraînant une diminution du rapport manométrique du compresseur basse pression et une augmentation de son débit, donc, les risques de pompage du compresseur basse pression sont ainsi réduits.

Au régime élevé, est stabilisé n conditions standard, le réacteur fonctionne à son régime d'adaptation, les vannes de décharge (VBV) sont fermées.

CF6-80C2F  
FADEC



(A) Guide VÉRIN.

FWD (3:00 AND 9:00 POSITIONS)

FIGURE II-7 STATOR A CALAGE VARIABLE

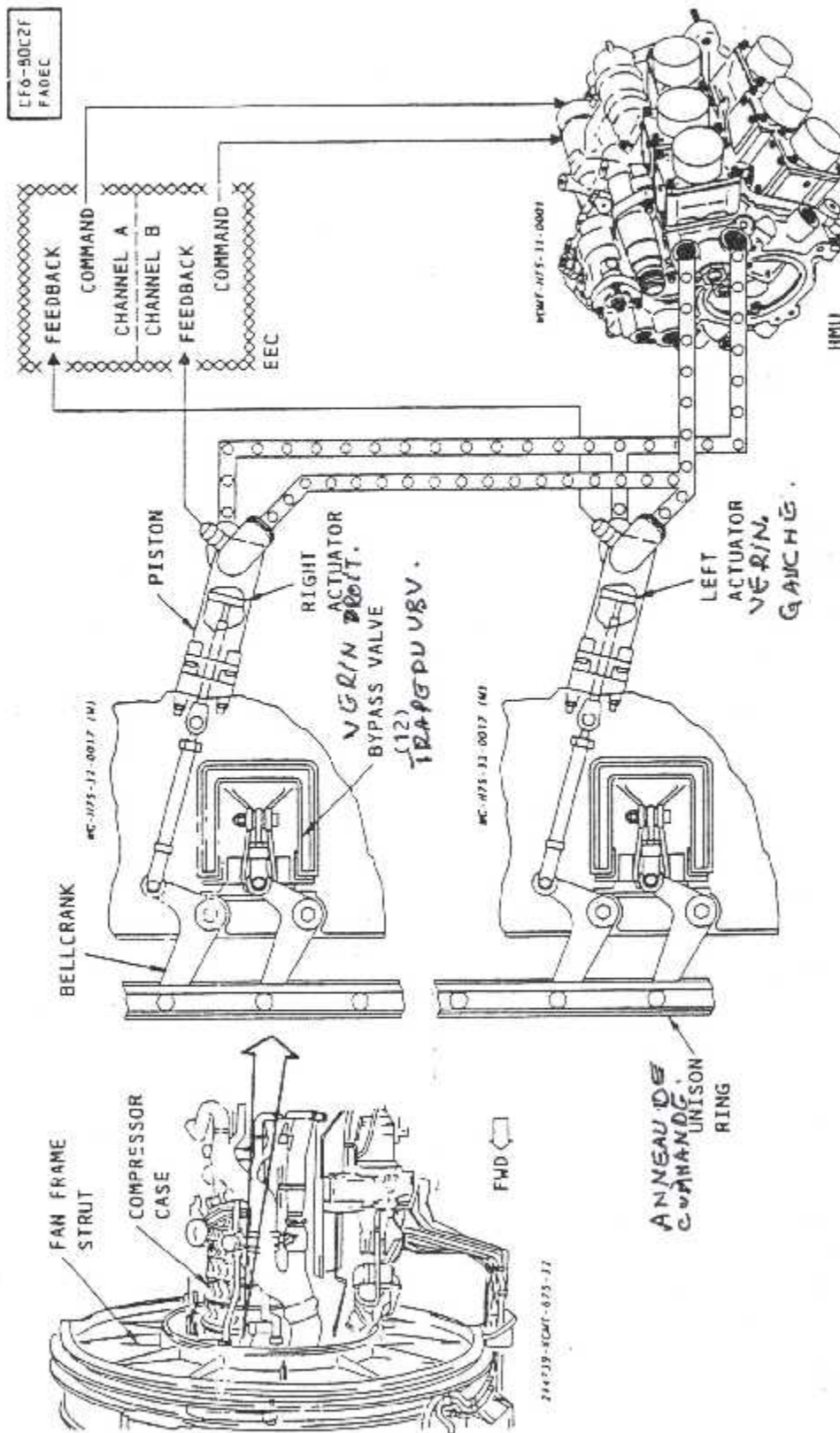


FIGURE II-8 VANNE DE DECHARGE

Le programme de fonctionnement des vannes de décharge est déterminé en fonction de la position instantanée des aubes de stator à calage variable ( VSV ). Il dépend aussi du régime N2 et la température T2.5.

Les vérins de commande des vannes de décharge sont montés sur la partie arrière du carter Fan, chaque tige de position de 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.

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

Les servo vannes électro- hydrauliques de la pression carburant vers les vérins des VSV et VBV pour les mettre en position commandée par l'unité électronique de contrôle moteur (EEC).

### **II-3-2 REGULATION DU DEBIT D'AIR DE REFROIDISSEMENT :**

Le réacteur CF6 80-C2 FADEC 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 les 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 FADEC 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 11 ème étage.

#### **A) LES VANNES DE REFROIDISSEMENT ( BORE COOLING VALVE ) :**

Le contrôle du débit d'air parasite améliore la consommation spécifique fuel. Le flux secondaire sert à l'augmentation 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 électrique reliées directement aux canaux A et B de l'unité électronique de contrôle moteur ( EEC ).

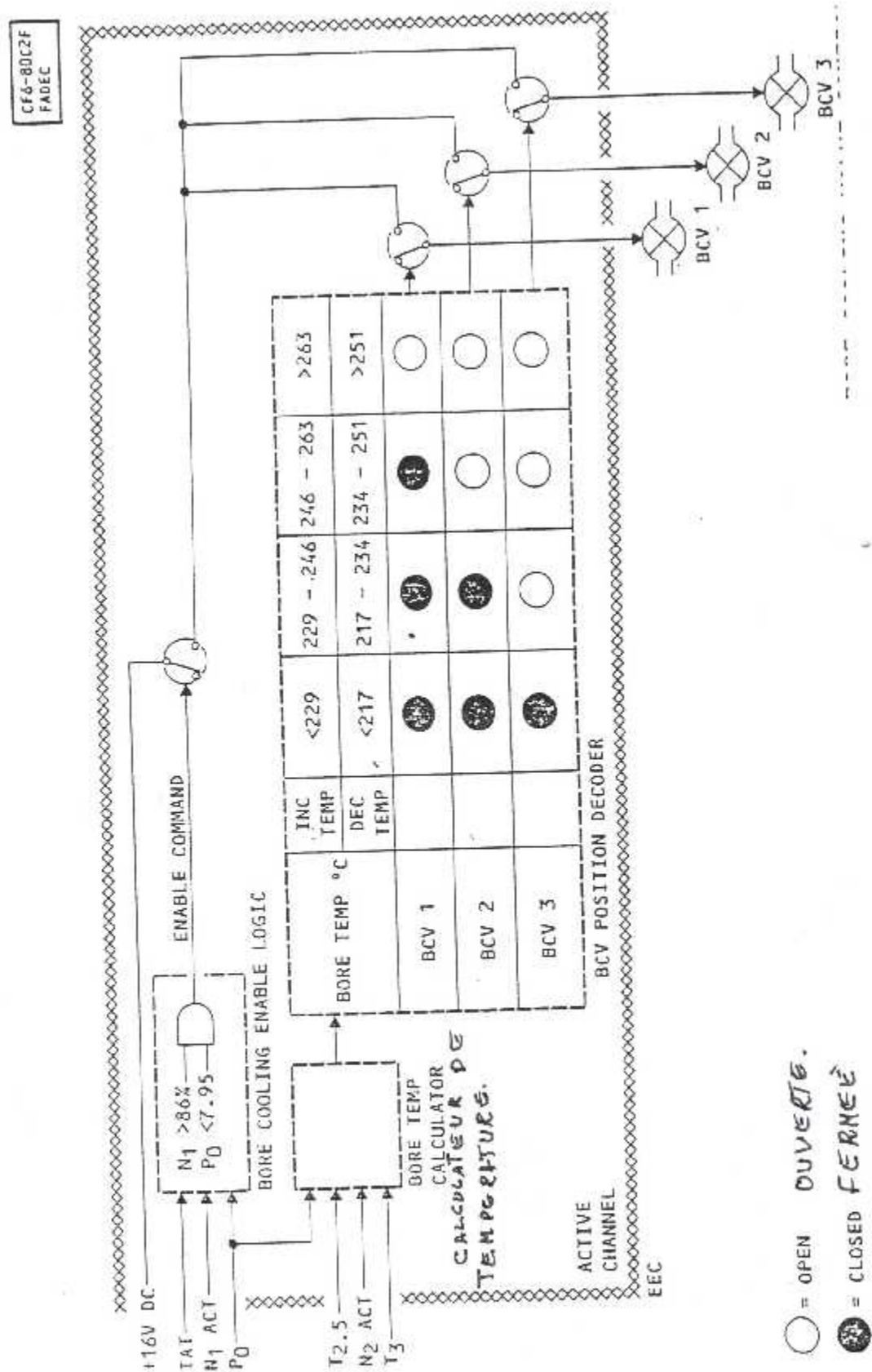


FIGURE II-9 CONTROL DES VANNES BCV

Les BCV sont en nombre de trois disposées autour du carter fan. Elles sont montées en position 2.00, 5.30 et 11.00. 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 composants du logiciel des vannes de refroidissement se trouvent à l'intérieur de la EEC, il comprend :

- Un ( 01 ) circuit d'engagement et désengagement qui reçoit les informations TAT, P0 et N1 pour connaître quand l'avion est en configuration croisière.
- Un ( 01 ) calculateur de température qui reçoit les informations P0, T2.5, T3 et N2 afin de calculer la température moteur.
- Un ( 01 ) décodeur de position des vannes de refroidissement il reçoit la température moteur calculée pour commander la fermeture et l'ouverture d'une valve ou deux et même trois, c'est en fonction de la température moteur.
- Trois ( 03 ) switches d'engagement et de désengagement.
- Deux ( 02 ) relais de permutation des canaux actifs et stand-by.

La position des vannes de refroidissement est en fonction de la température moteur.

La EEC ferme les vannes de refroidissement quand la vitesse de rotation N1 est inférieur ou égale 86% et la pression ambiante P0 est inférieur à 7.95 PSI.

La EEC ouvre les vannes de refroidissement quand la vitesse N1 chute à moins de 85% ou la pression ambiante augmente jusqu'à 8.20 PSI.

Les vannes de refroidissement ( BORE COOLING VALVE ) sont conçues pour qu'elles restent en position ouverte en cas d'une panne ( FAIL SAFE OPEN).

#### B) LES VANNES DE REFROIDISSEMENT DU 11EME ETAGE :

Les vannes de refroidissement du 11ème étage refroidissent les ailettes statorique 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 3.00 et 9.00. Chaque vanne comprend :

- Deux ( 02 ) prises électriques chacune pour un canal de la EEC.
- Un ( 01 ) switch pour indiquer à la EEC la position de la vanne (ouverte/fermée)

Le logiciel de la vanne de refroidissement du 11ème étage comprend :

- Un ( 01 ) sélecteur de position qui reçoit les informations T.A.T, N1, P0 et EGT pour détecter quand l'avion est en vol croisière et envoie un signal pour fermer la vanne de refroidissement du 11ème étage si la vitesse N1 est inférieur à 86% et P0 inférieur à 7.95 PSI et EGT inférieur à 699°C.

- Un ( 01 ) détecteur d'accélération qui reçoit les informations N2 et génère un signal de sortie pour la EEC si la vitesse N2 est entre 70 et 150 RPM/sec dans une période supérieur à 1.2 seconde et le taux d'accélération est supérieur à 150 RPM/sec afin de désexciter le solénoïde de la vanne de refroidissement du 11ème étage et en conséquence l'ouverture des deux vannes du 11ème étage ( ESCV ) et la vanne de refroidissement moteur et accessoires ( CCCV ).
- Un ( 01 ) détecteur de commande d'accélération qui reçoit les information N2 commandée par le doseur du l'HMU et la N2 réel à partir du capteur. Il génère un signal de sortie lorsque la différence entre N2 commandée et la N2 réel est supérieur à 5% afin de désexciter le solénoïde de refroidissement du 11ème étage et en conséquence l'ouverture des vannes (ESCV) et ( CCCV ).

### C) LA VANNE SOLENOIDE DE REFROIDISSEMENT DU 11EME ETAGE :

La vanne solénoïde de refroidissement du 11ème étage est localisée sur le coté avant gauche de la gear box, elle convertie les signaux électriques de commande de position des vannes de refroidissement en signaux pneumatiques pour les actionner. Elle comprend deux prises électriques, une d'entrée, l'autre de sortie. Elles sont connectées à la EEC.

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

La EEC la vanne solénoïde de refroidissement du 11ème étage pour les deux vannes de refroidissement du moteur et des accessoires lorsque la température EGT est inférieur à 699°C, N1 supérieur à 86%, P0 inférieur à 7.95 PSI, un taux d'accélération inférieur à 70RPM/sec et en fin la différence entre N2 commandée et N2 réel inférieur à 5%.

### II-3-3 REFROIDISSEMENT DE MOTEUR ET ACCESSOIRES :

Le système de refroidissement du moteur et accessoires utilisent de l'air frais provenant du fan. Le débit d'air de refroidissement du moteur et des accessoires sont réglés par une vanne de refroidissement **CORE COMPARTIMENT 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 4ème étage compresseur haute pression à 10.00 et équipée par un indicateur de position et un système de blocage manuel en position (ouverte/ fermée) et on trouve des flèches indiquant le sens de débit.

La EEC contrôle la position de la vanne à travers le solénoïde de la vanne de refroidissement du 11ème étage. Elle est ouverte au sol et à basse altitude pour permettre un maximum de refroidissement. Elle est fermée en croisière et en haute altitude.

A haute altitude et en croisière l'aire ambiant passe à travers des ouvertures dans le capotage permettant le refroidissement par convection du moteur et accessoires ce qui permettre l'augmentation de la durée de vie du moteur et la nacelle et améliorer la consommation spécifique de carburant.



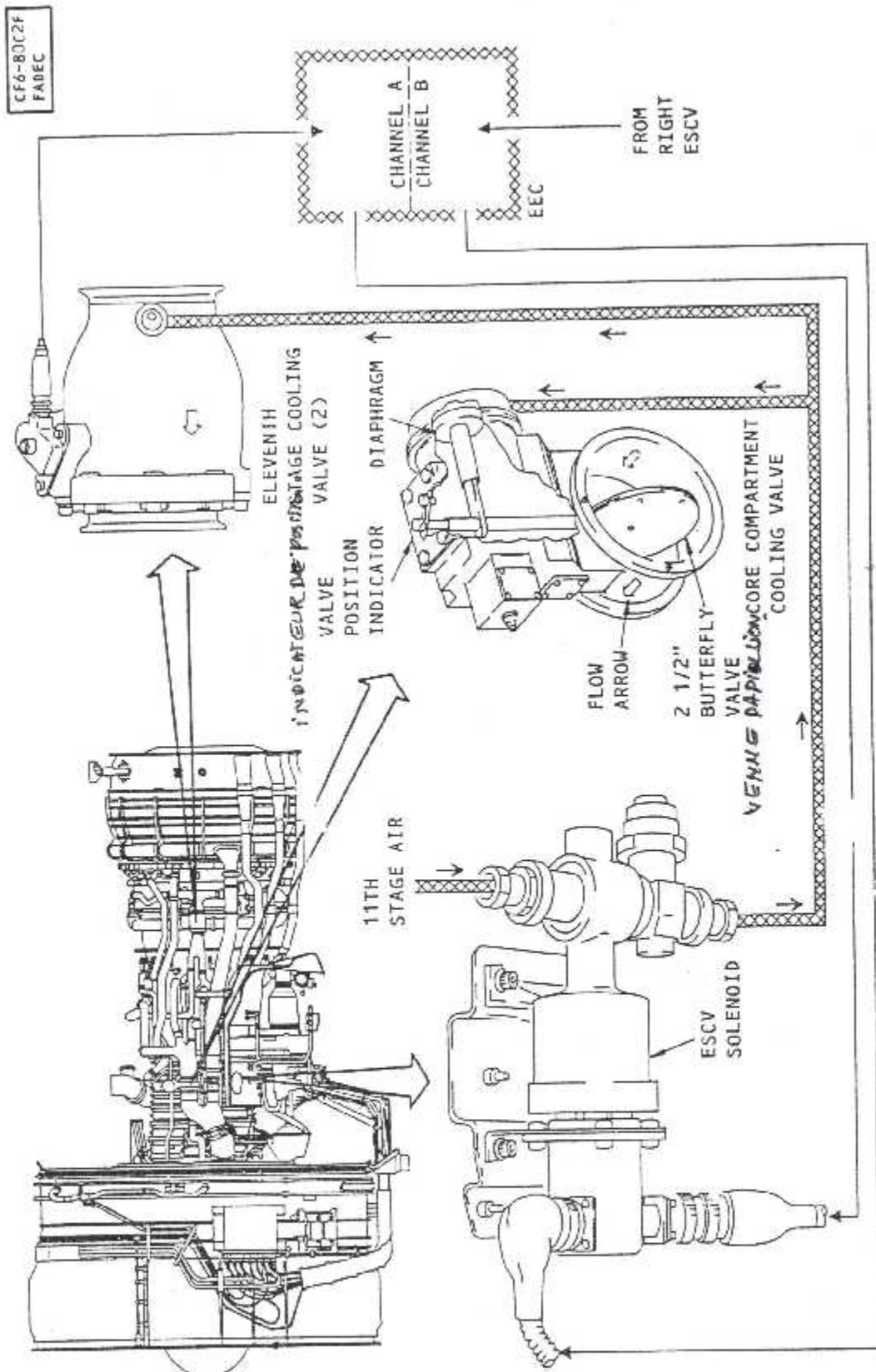


FIGURE II-10 SYSTEME DES VANNES DE REFROIDISSEMENT ESCV ET CCCV

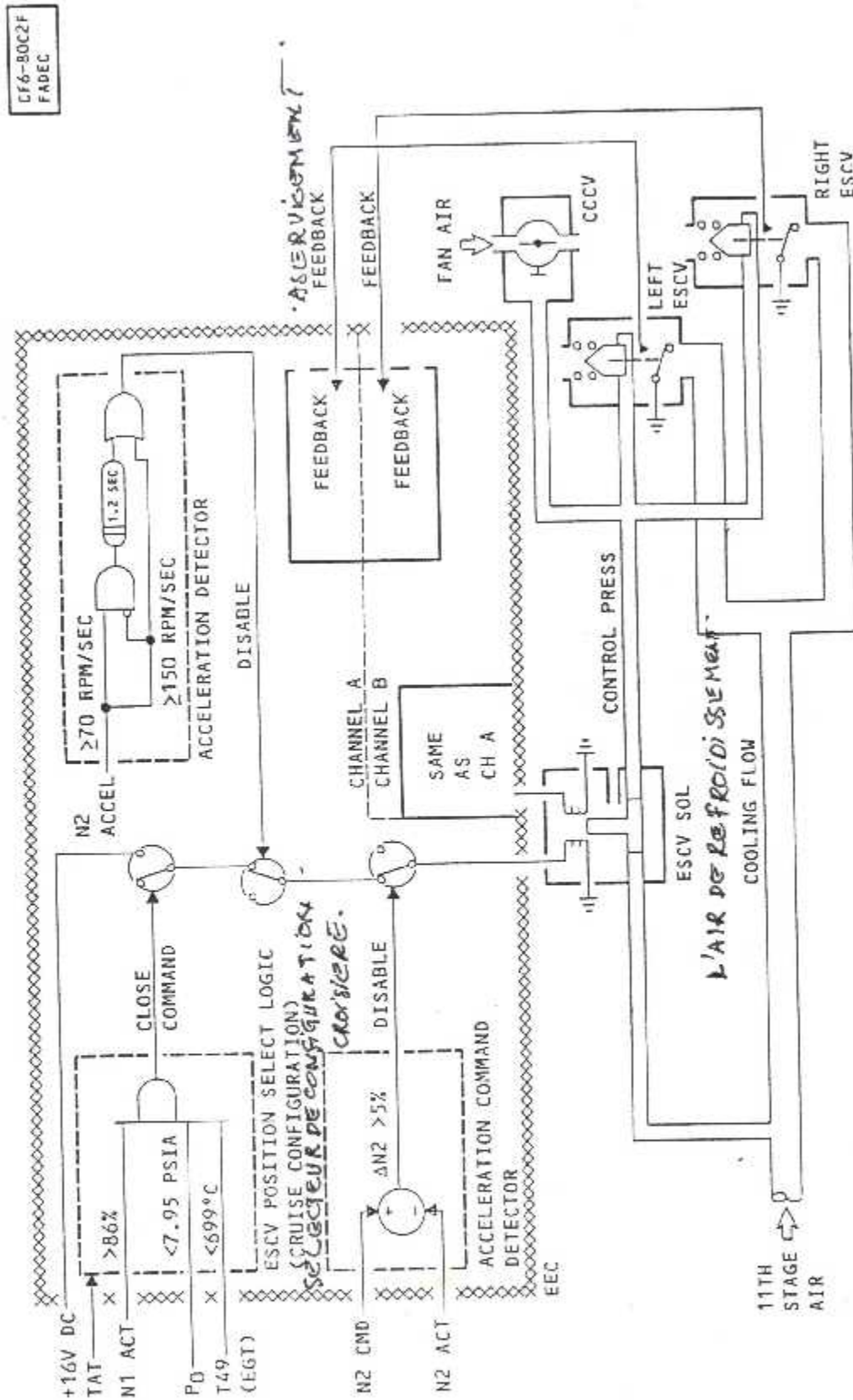


FIGURE II-11 CONTROL DES VANNES DE REFROIDISSEMENT ESCV ET CCCV

La vanne est conçue d'une façon à rester en ouverture en cas d'une panne. ( FAIL SAFE OPEN ).

La vanne de refroidissement est commandée par la EEC via le solénoïde. Ce dernier lorsque il excité, il laissera l'air passer du 11ème étage du compresseur haute pression vers diaphragme du vérin de la vanne de refroidissement pour la fermer.

La vanne se ferme lorsque la vitesse N1 est supérieur à 86%, P0 inférieur à 7.95 PSI, la température EGT inférieur à 699°C, le taux d'accélération inférieur à 70RPM et en fin la différence entre la vitesse N2 commandée et N2 réel est moins de 5%.

La vanne s'ouvre lorsque la vitesse N1 chute à 85%, la pression P0 augmente à 8.2 PSI, la température EGT augmente à 704.4°C, le taux d'accélération est entre 70 et 150 RPM en 1.2 seconde et en fin la différence entre la N2 commandée et N2 réel est plus de 5%.

#### **II-3-4 REFROIDISSEMENT DES AILETTES TURBINE HAUTE PRESSION :**

On utilise l'air en haute pression. Le distributeur de turbine haute pression 11ème étage est refroidie par l'air prélevé du 14ème étage compresseur haute pression tandis que le distributeur de 2ème étage est refroidie par l'air prélevé du 11ème étage de 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 11ème étage sont ouvertes aux régimes élevés et à basse altitude pour refroidir les aubes statorique du 2ème étage turbine haute pression. Les deux vannes sont fermées aux bas régimes et aux hautes altitudes pour une meilleure consommation spécifique.

Les ailettes statoriques du 2ème étage haute pression sont refroidies lorsque la vitesse N1 chute à 85%, la pression ambiante P0 augmente à 8.32 PSI, la température EGT augmente à 704.4°C, le taux d'accélération est entre 70 et 150 RPM/ sec en plus de 1.2 seconde et en fin la différence entre la N2 commandée et la N2 réel dépasse le 5%.

#### **II-3-5 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 turbines haute pression et basse pression par des injections 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 vannes de refroidissement identiques, une vanne pour refroidissement du carter turbine haute pression localisée sur le coté droit du moteur e position 1.00 et autre pour refroidissement du carter turbine basse pression localisée sur le coté gauche du moteur en position 8.00 près de la chambre de combustion. Elles sont les deux du type papillon actionnées par vérin hydraulique dont la modulation est commandée par le régulateur principal carburant ( HMU ) à travers le servo vanne électro-hydraulique ( EHSV ).

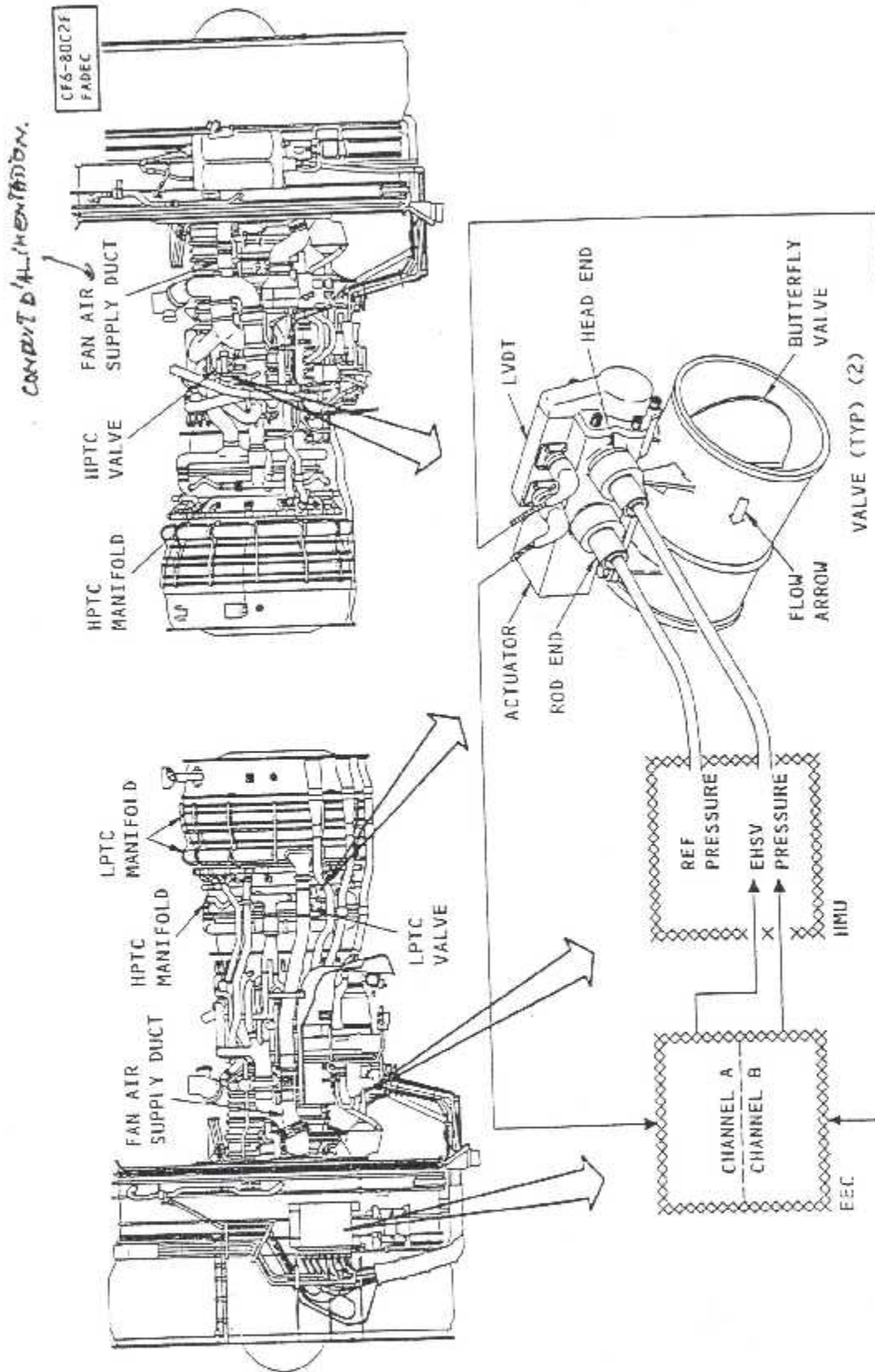


FIGURE II-12 CIRCUIT DE CONTROLE DU JEU TURBINES HAUTE ET BASSE PRESSION

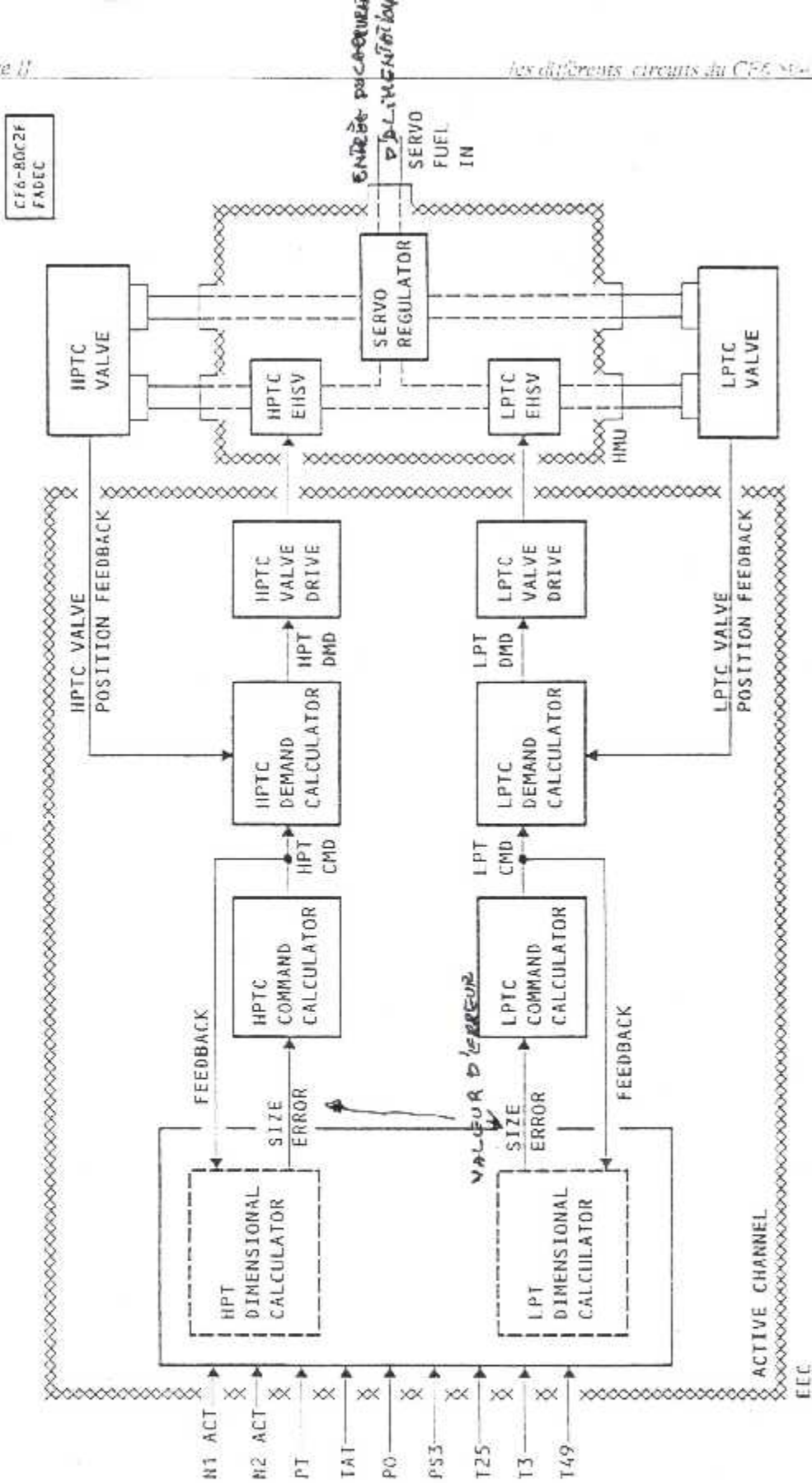


FIGURE II-13 FONCTIONNEMENT DU SYSTEME DE CONTROLE DU JEU TURBINES HAUTE ET BASSE

La vanne de refroidissement du carter turbine se compose de deux transducteurs linéaires de déplacement variables, **LINEAR VARIABLE DISPLACEMENT TRANSFORMER ( LVDT )** qui envoie un signal de position de la vanne vers la **EEC** à travers une prise électrique pour la .chacun des deux **LVDT** est connecté avec un canal de la **EEC**.

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

Les composants de logiciel de contrôle actif du jeu de turbines dans électronique de la **EEC** sont :

- Les calculateurs dimensionnels qui ont besoin des informations des températures **TAT, T2, T3, T4.9**, la pression **P0** et les vitesses **N1** et **N2** pour calculent l'erreur chaque fois qu'il aura un jeu turbine et ils envoient des signaux de la valeur d'erreur.
- Les calculateurs de commande reçoivent les signaux de la valeur d'erreur et les convertissent en signaux de commande de la vanne de la position refroidissement en pourcentage entre **0%** pour une totalement fermée et **100%** pour une vanne totalement ouverte.
- Les calculateurs de commande utilisent les signaux de routeur d'asservissement pour déterminer l'erreur entre la commande de la position de la vanne de refroidissement et la valeur d'erreur, ces signaux sont envoyer vers les vérins de commande de la vanne qui convertissent les signaux électriques vont au servo vanne électro- hydraulique du régulateur principale carburant ( **HMU** ) pour contrôler les position des vannes de refroidissent du carter de la turbine haute et basse pression.

### LE CAPTEUR T3

La **EEC** utilise l'information de la température de l'air de décharge du compresseur haute pression **T3** pour commander les trois vannes de refroidissement **BORE COOLING VALVE ( BCV )** et le contrôle actif de jeu des turbine haute et basse pression ( **HPTACC** ) et ( **LPTACC** ).

La sonde de température **T3** est fixée sur le carter arrière du compresseur haute pression en position **11.00**. Cette sonde est faite de deux thermocouples **ALUMEL CHROMEL** .un thermocouple pour le canal **A** l'autre pour le canal **B**. elle un intervalle de fonctionnement qui varie entre **60°C** et **725°C**.

CRF-80C2F  
FADEC

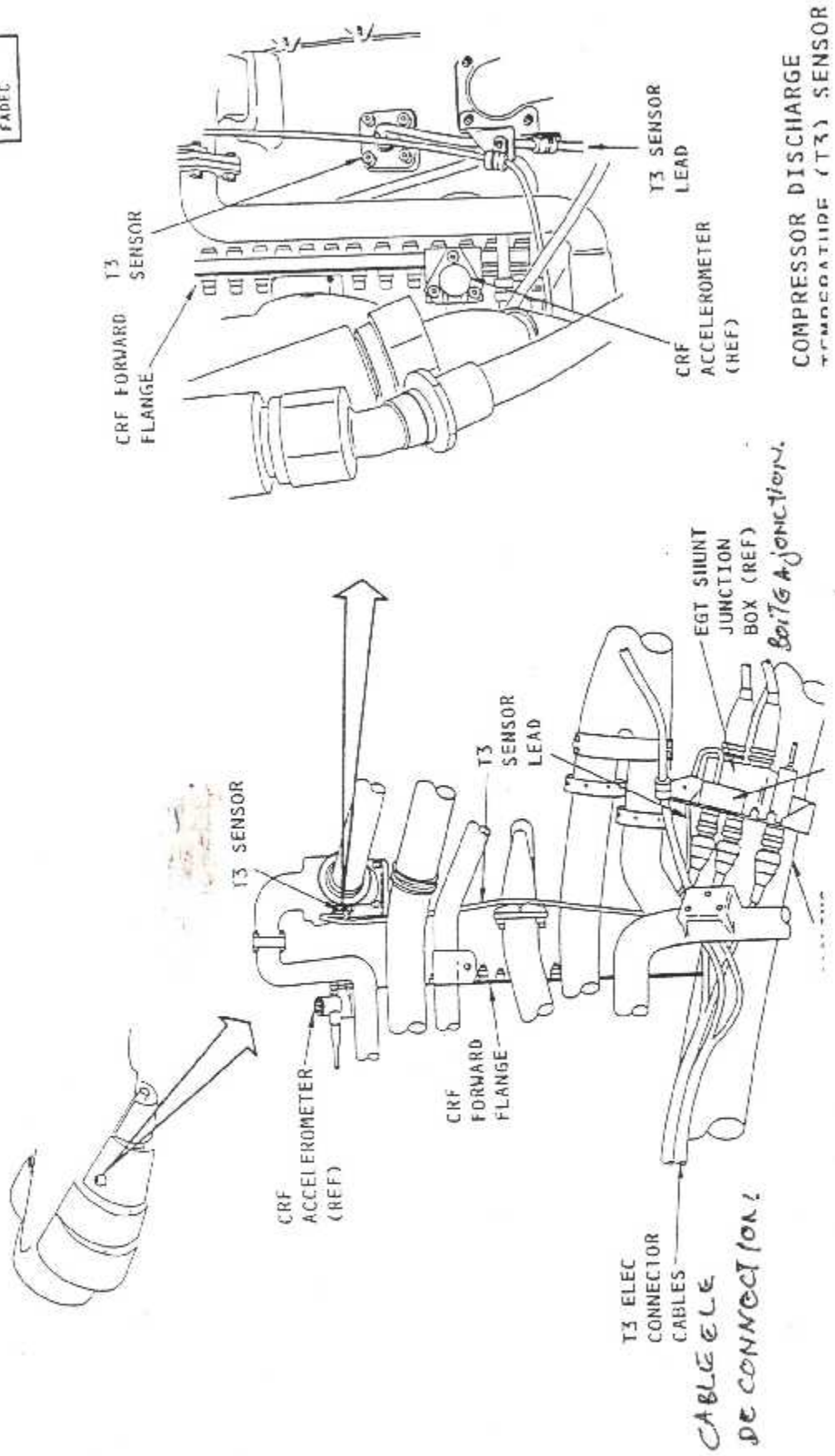


FIGURE LE CAPTEUR T3

## **II-4 CIRCUIT DE DEMARRAGE :**

### **II-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 pneumatiques (pression comprise entre 25 et 55 PSI).**

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

### **II-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

### **II-4-3 COMMANDES ET CONTROLES :**

#### **A) PANNEAU DE DEMARRAGE :**

Il est situé le panneau supérieur pilote **P5**.

#### **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 :

- **ARRET.**
- **AUTO.**
- **SOL.**
- **ALLUMAGE CONTINUE.**
- **REALLUMAGE EN VOL.**

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

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



CF6-80C2F  
FADEC

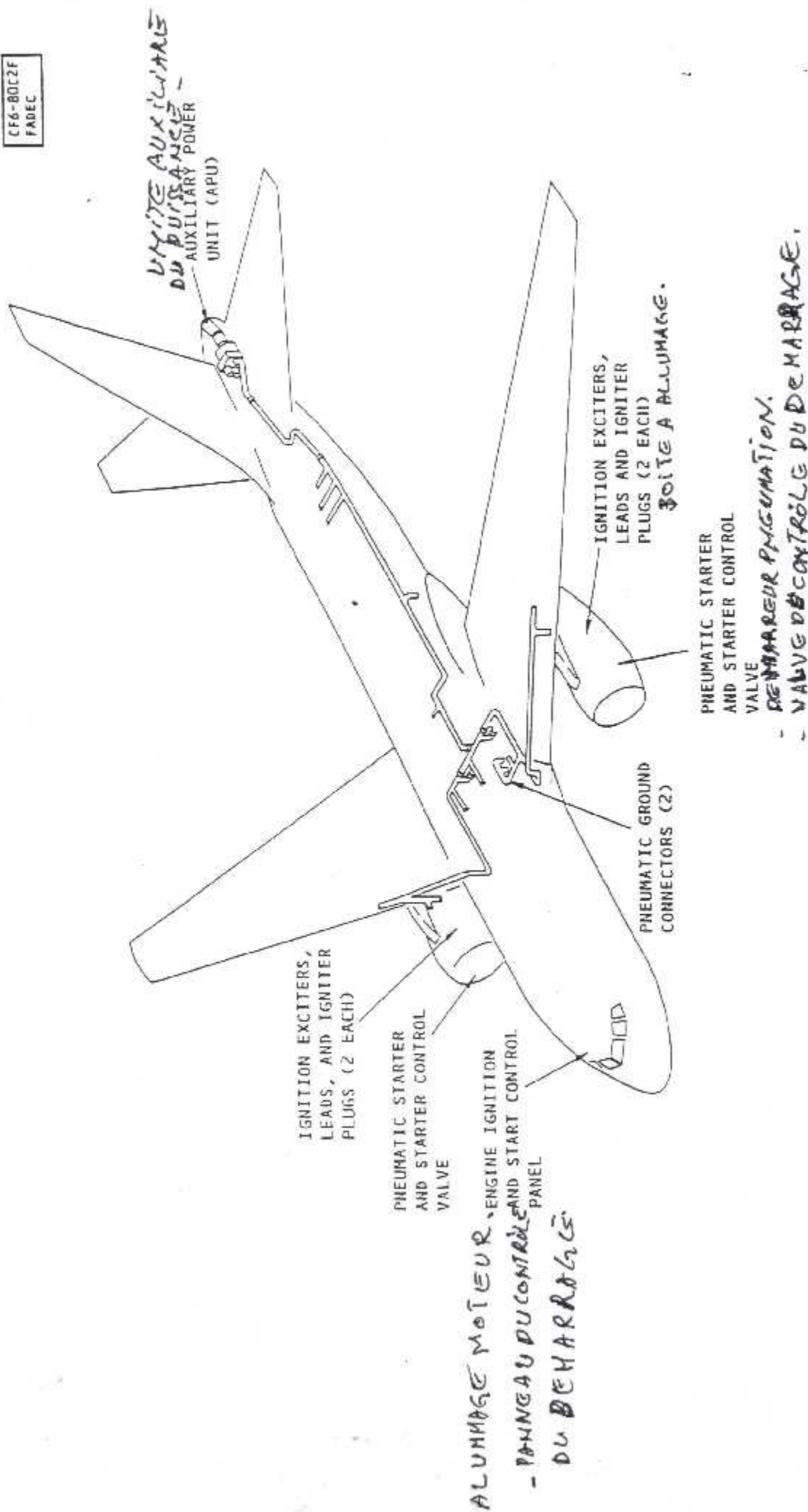


FIGURE II-15 CIRCUIT DE DEMARRAGE

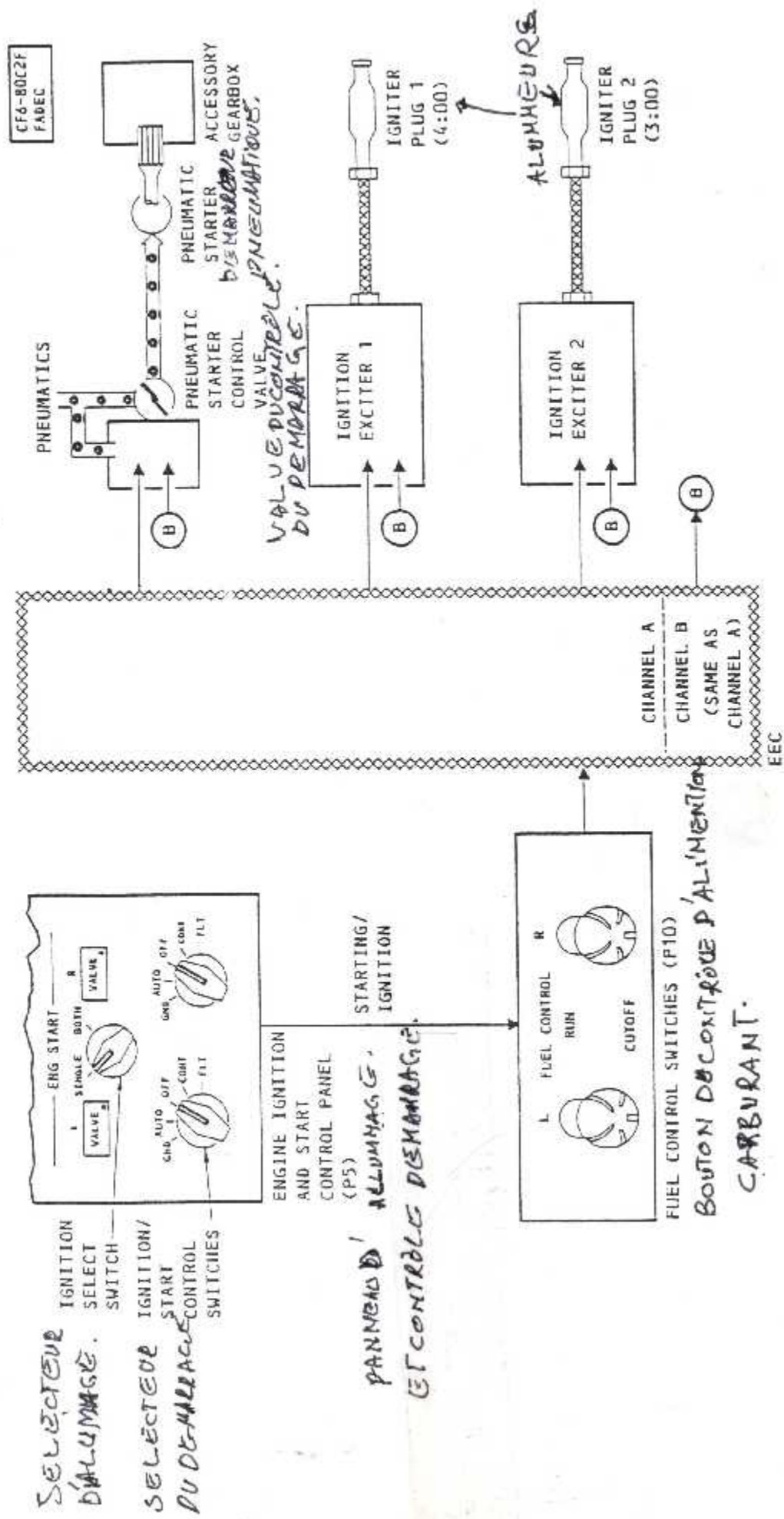


FIGURE II-16 SYSTEME DE DE DEMARRAGE ET ALLUMAGE

## II-5 CIRCUIT REVERSE :

### II-5-1 DISPOSITIFS D'EJECTION :

Ils assurent :

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

### II-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 déplacent 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 40% de la poussée décollage.

### II-5-3 INVERSION DE POUSEE :

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<sup>ème</sup> étage de compresseur haute pression ( a travers de la vanne haute pression ) ou le 8<sup>ème</sup> étage ( au 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 poussée comprend :

- Un ( 01 ) ensemble de commandes, contrôles et retour d'asservissement.
- Un ( 01 ) régulateur de pression et d'arrêt.
- Deux ( 02 ) moteurs pneumatiques munis chacun d'une ( 01 ) vanne de sélection du sens de rotation.
- Une (01) vanne électropneumatique de commande du sens de rotation.
- Six (06) vérins à vis sans fin, deux ( 02 ) centraux entraînés par moteur pneumatique. Et quatre ( 04 ) autres alimentés par un moteur pneumatique à l'intermédiaire d'un arbre flexible.

### II-5-4 SIGNALISATION :

La signalisation se compose de :

- Un ( 01 ) voyant disposé au-dessus de l'indication N1 sur EICAS .
- Un ( 01 ) voyant ambre repéré « REV » reverse déverrouillée(en transit).

- Un ( 01 ) voyant vert repéré « REV » reverse sortie et verrouillée.

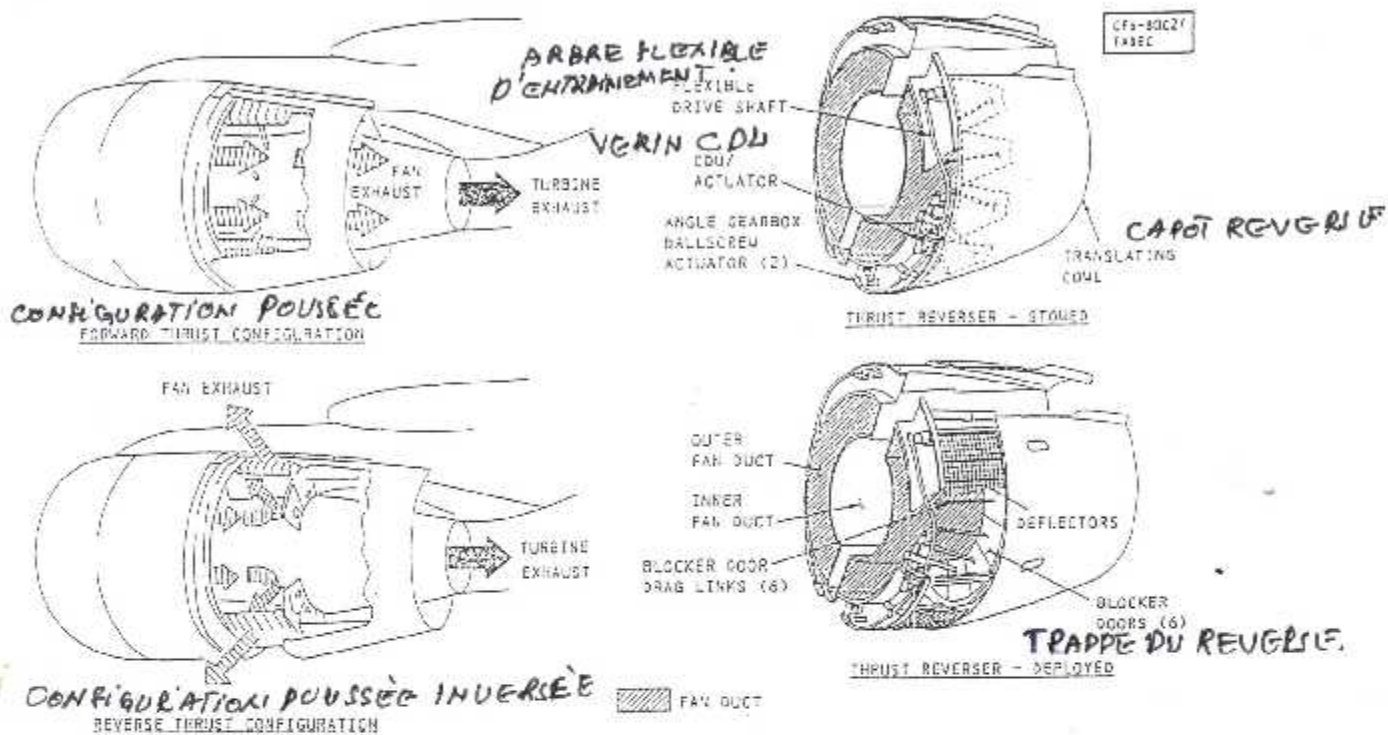


FIGURE II- 17 SYSTEME REVERSE

**II-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.

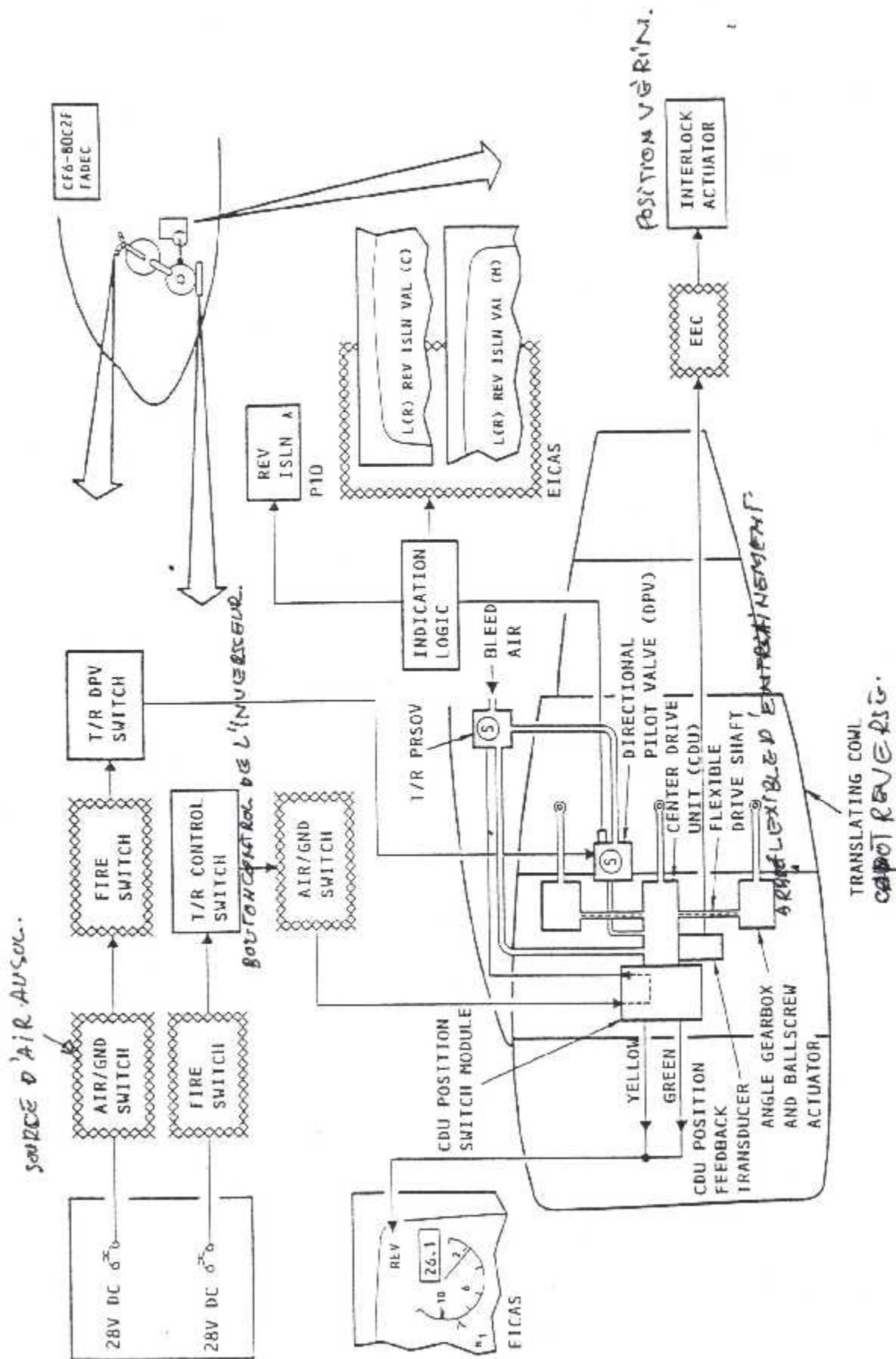


FIGURE II-18 SYSTEME D'INDICATION REVERSE

## II -6 CIRCUIT DE CONTROLE :

### GENERALITES :

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

### II-6-1 INDICATEUR DE LA VITESSE N1 :

L'indication de nombre **N1** de l'attelage basse pression est déterminé par le capteur **N1**. Il est localisé dans le carter fan à **2 :00** heure.

Le capteur **N1** est composé d'un aimant permanent et trois bobines alimentées en **115VAC, 400Hz**. Le bout du capteur est mis par un jeu clos (**0.1inch**) avec les dents ferromagnétiques , lorsque ces dernières passent frontalement aux bobines, il y aura introduction d'un signal, on trouve deux connecteurs séparés assurant la transmission des signaux de la première bobine vers la **EEC** directement et de les deux autres bobines vers la **EEC** et l' **EICAS** le module vibration **AVM**, l'ensemble des trente huit (**38**) signaux constitue une révolution entière ( un tour ) de l'arbre **N1**.

Ces indications apparaissent sur l'**EICAS**. L'affichage comprend :

- **Une fenêtre :**

Elle indique la valeur de la vitesse de rotation de l'attelage basse pression (**N1**) sous forme digitale calculée par l'unité électronique de contrôle moteur (**EEC**). La valeur apparaît en couleur blanche.

- **Une aiguille :**

Elle indique la valeur de la vitesse de rotation **N1** sous forme analogique calculée par l'unité électronique de contrôle moteur (**EEC**).

- **Un trait rouge :**

Il indique la valeur maximale permmissible **117.5% N1**, valeur à laquelle le pilote doit arrêter le moteur :

- **Un index :**

De couleur verte, il indique la valeur de **N1** de référence. La valeur de **N1** de référence est la vitesse limite de **N1**. L'index est positionné par le calculateur de gestion de vol (**FMC**).

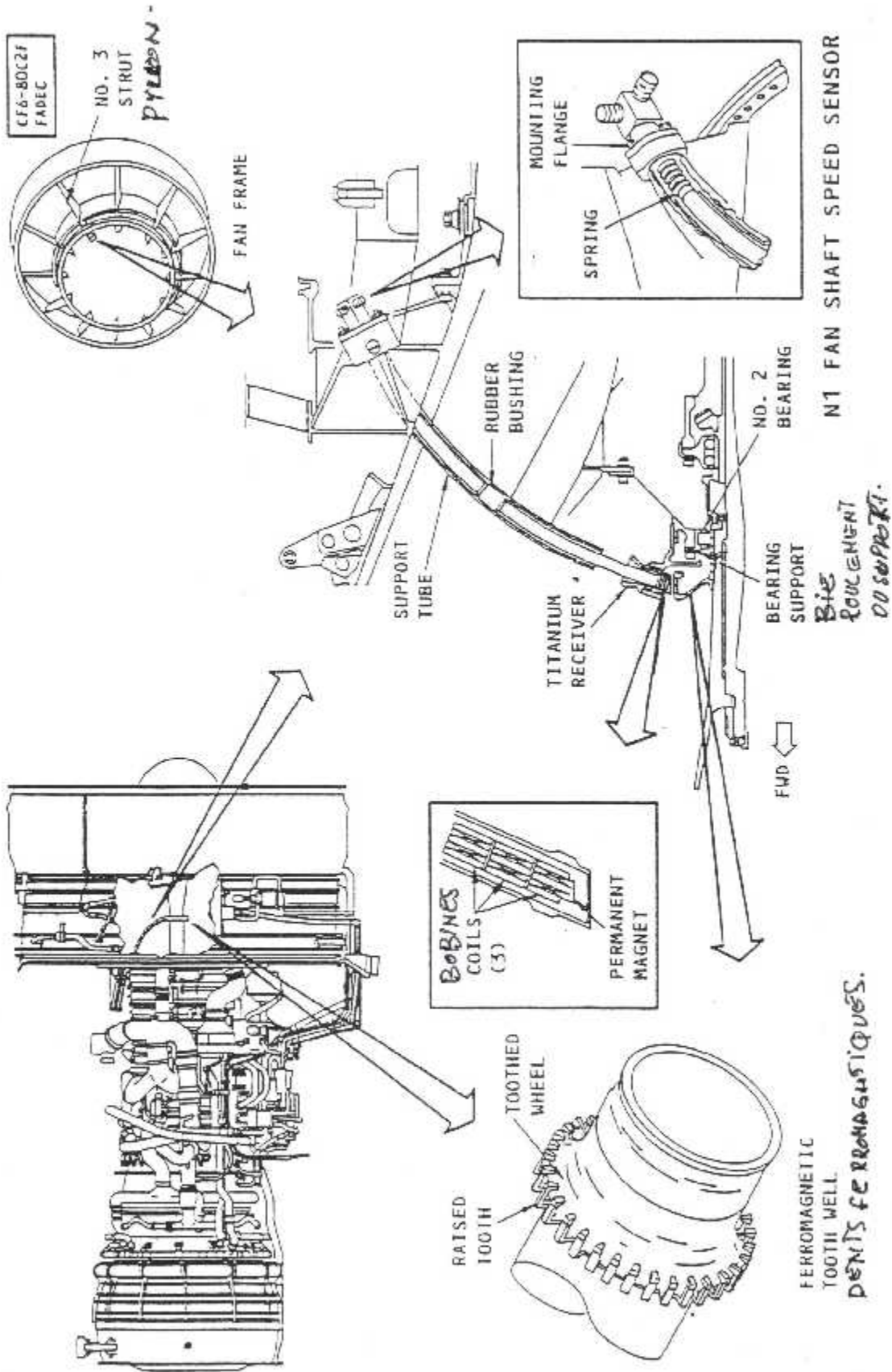


FIGURE 11-19 LE CAPTEUR N1

- **Une valeur de N1 de référence :**

De couleur verte. Cette valeur est digitale et est calculée par le calculateur de gestion de vol. Elle apparaît au-dessus de la fenêtre N1.

- **Le mode de vol :**

Le mode de vol est affiché par le calculateur de gestion de vol sous forme de lettres de couleur verte.

- **Un secteur de commande :**

Il apparaît automatiquement lors d'une accélération et lors d'une décélération. Il s'efface quand l'accélération/décélération est atteinte.

## **II -6-2 LA TEMPERATURE DES GAZ D'ÉCHAPPEMENT (EGT) :**

La température des gaz d'échappement **T 4.9 (EGT)** est mesurée entre la turbine basse pression et la turbine haute pression, en effet le capteur **T4.9** est constitué d'un ensemble d'harnais supportant huit (08) thermocouples « **ALUMEL** » « **CHROMEL** » distribués circonférentiellement repartis en deux séries de quatre (04) thermocouples.

Chaque série est reliée à une boîte de jonction permettant de transmettre un signal vers la **EEC** proportionnel à la variation de la température des gaz.

Le potentiel mesuré des signaux émis par les fils **CHROMEL** et **ALUMEL** représente ainsi une mesure moyenne de la température par les huit (08) thermocouples.

L'indication apparaît sur l'**EICAS**, elle comprend :

- **Une fenêtre :**

Elle indique la valeur de la température des gaz d'échappement sous forme digitale transmis par les thermocouples. La valeur apparaît en couleur blanche.

- **Une aiguille :**

Elle indique la valeur de température des gaz d'échappement sous forme analogique.

- **Un trait ambre :**

Il indique la valeur de la température des gaz d'échappement, si la valeur (EGT) atteint la bande ambre, la valeur devient ambre. C'est une température permmissible.

- **Un trait rouge :**

Il indique la valeur de température des gaz d'échappement maximal (960°C), température à laquelle le pilote doit arrêter le moteur.



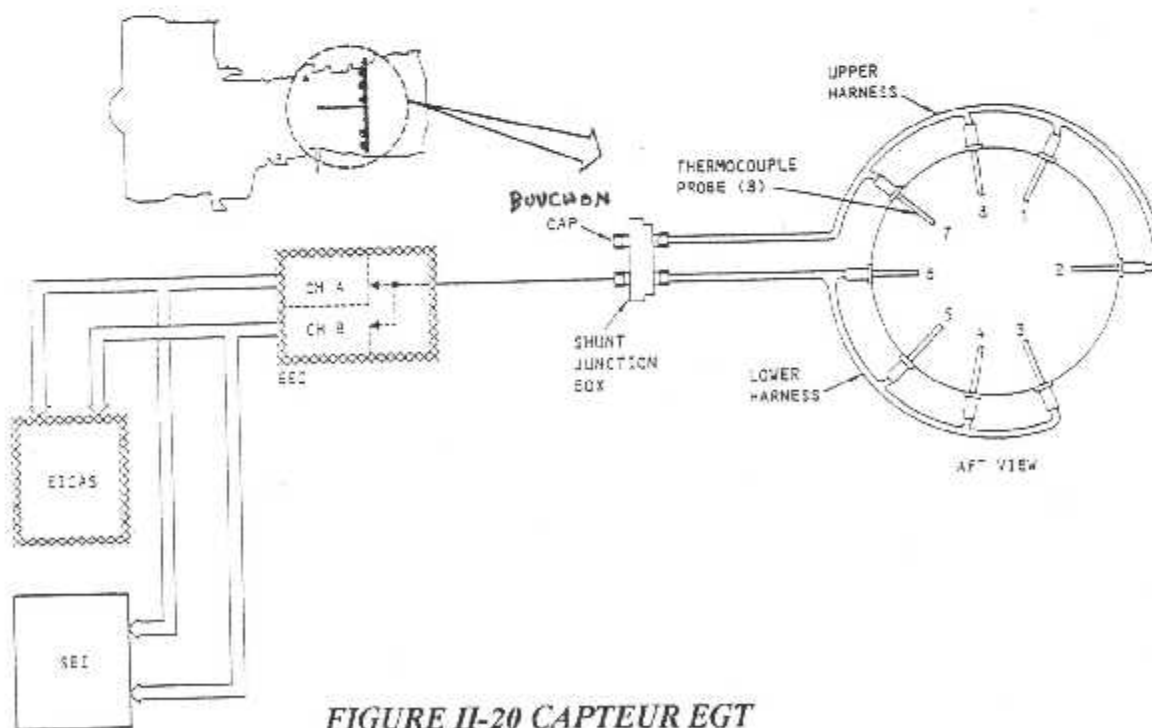
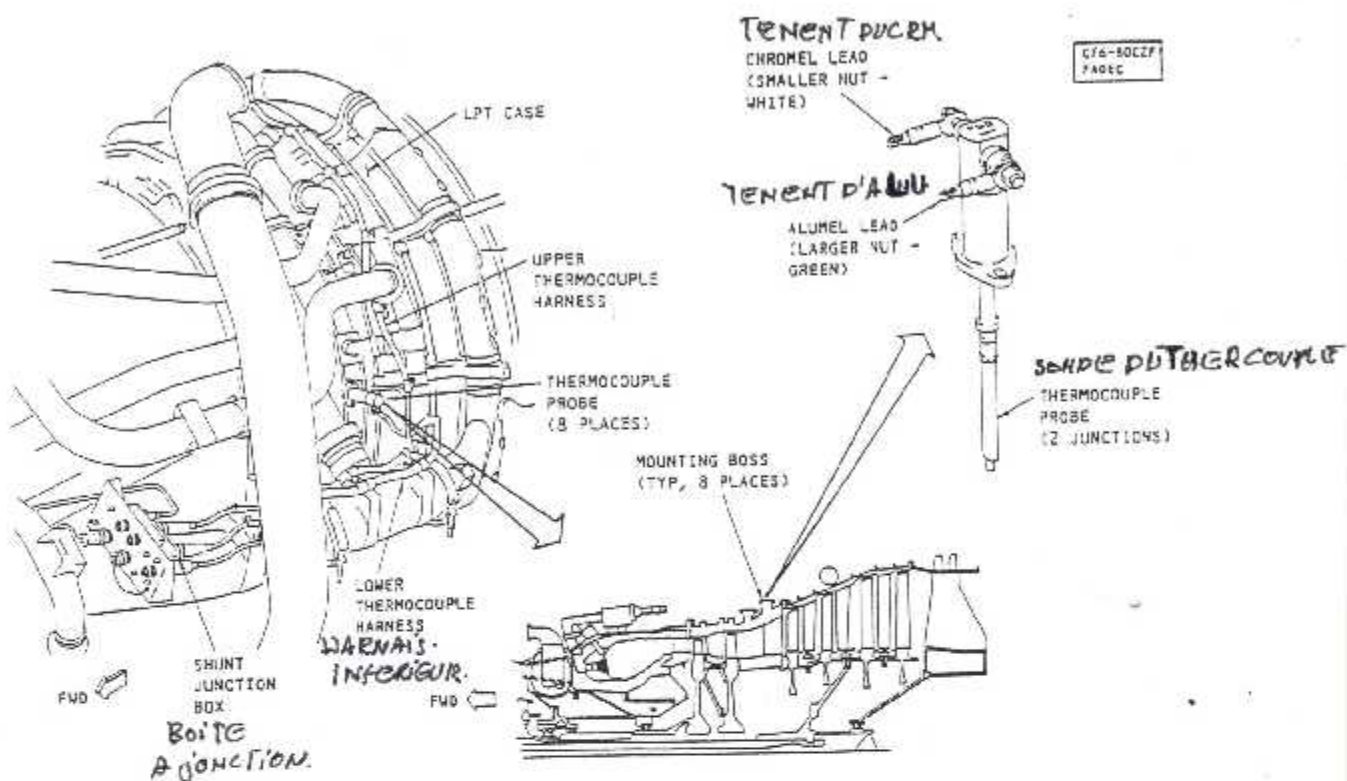
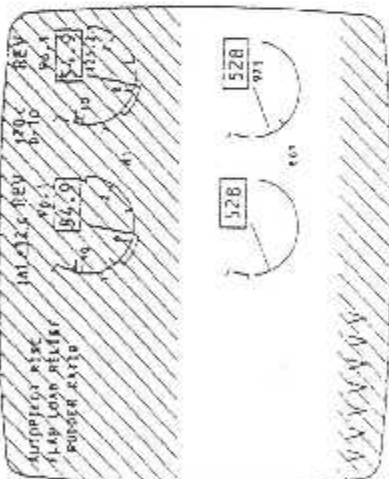


FIGURE II-20 CAPTEUR EGT

CFM-80C2F  
FADEC



PERF/APU PAGE



PRIMARY ENGINE DISPLAY



ENGINE EXCEEDANCE PAGE

FIGURE II-21 INDICATION EGT

- **Un trait mauve :**

Il apparaît automatiquement lors de démarrage moteur pour indiquer la valeur maximale permissible lors de démarrage. La valeur **EGT** maximale lors de démarrage est de **725°C** après le démarrage le trait mauve disparaît.

### **II-6-3 INDICATEUR DE LA VITESSE N2 :**

L'indication de nombre de tour **N2** de l'attelage haute pression est déterminé par le capteur de nombre de tour **N2** situé dans la boîte d'entraînement des accessoires.

Le capteur **N2** est composé d'un aimant et trois bobines alimentées en **115 VAC 400Hz**. Le signal généré par les trois bobines localisées juste derrière l'aimant permanent installé dans la face arrière du capteur, le bout de ce capteur est mis par un jeu clos de **0.037 Inch** avec les douze brides ferromagnétiques.

Pour chaque tour complet de l'attelage haute pression, le pignon du démarreur fait une rotation de **346°** qui correspond à **266°** de rotation du pignon fou qui porte douze brides ferromagnétiques. Ces derniers passant au front du capteur.

On trouve deux connecteurs séparés assurant la transmission des signaux de la première bobine vers la **EEC** et les autres bobines vers la **EEC**, l'**EICAS** et le module de vibration l'**AVM**.

Pour chaque neuf ( **09** ) passages sur le bout de la sonde, on aura une série de neuf pulsations équivalentes à un tour de **N2**.

L'indication apparaît sur l'**EICAS**, elle comprend :

- **Une fenêtre :**

Elle indique la valeur de la vitesse de rotation de l'attelage haute pression (**N2**) sous forme digitale calculée par l'unité électronique de contrôle moteur (**EEC**). La valeur apparaît en couleur blanche.

- **Une aiguille :**

Elle indique la valeur de la vitesse de rotation **N2** sous forme analogique.

- **Un trait rouge :**

Il indique la valeur maximale permissible **112.5% N2**. Valeur à laquelle le pilote doit arrêter le moteur.

- **Un trait mauve :**

Apparaît automatiquement lors de démarrage moteur indiquant **15%N2**, valeur où le pilote doit mettre la manette de démarrage sur position **RUN** (marche). Le trait mauve disparaît après que le **N2** atteint **15%N2**.

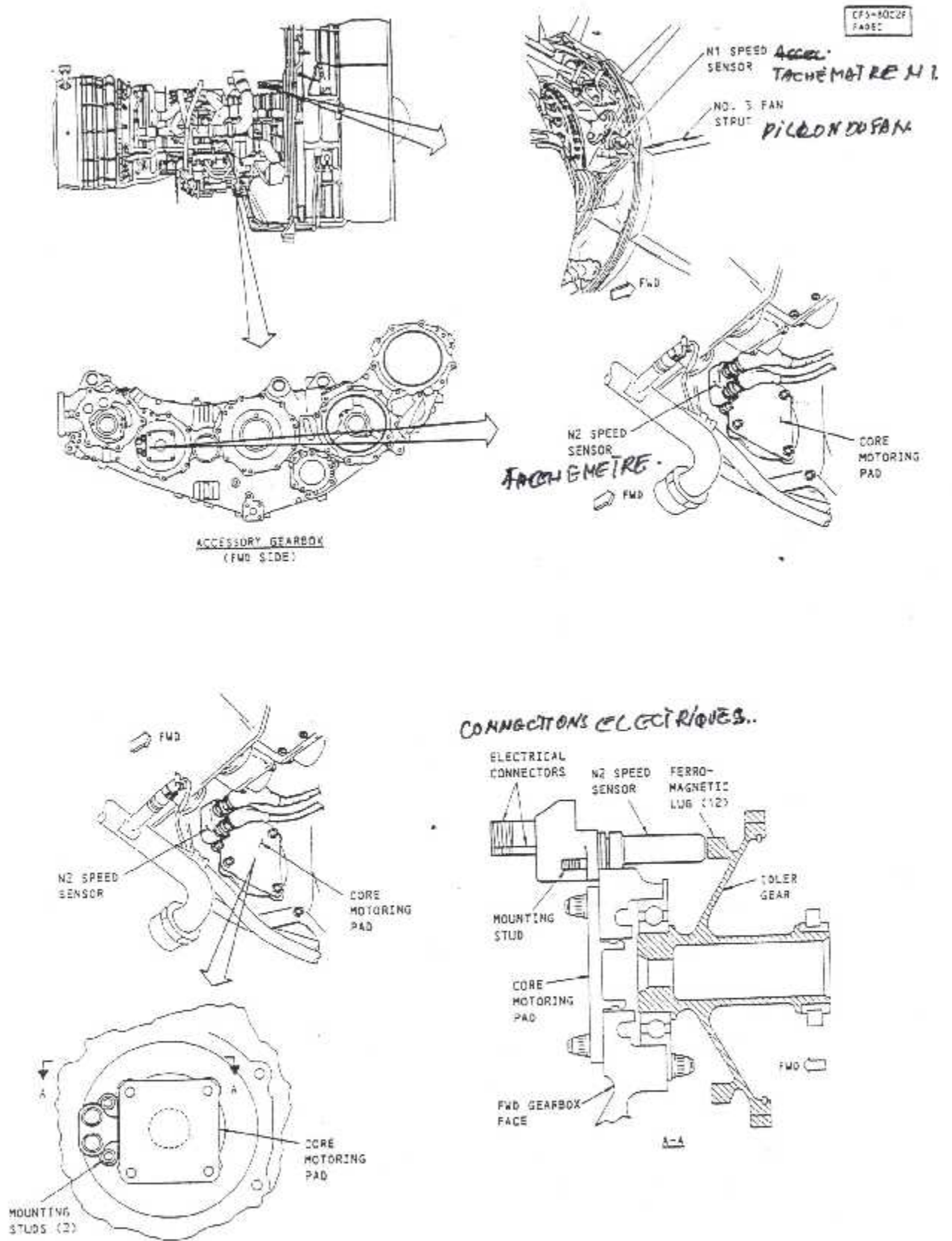


FIGURE II-22 LE CAPTEUR N2

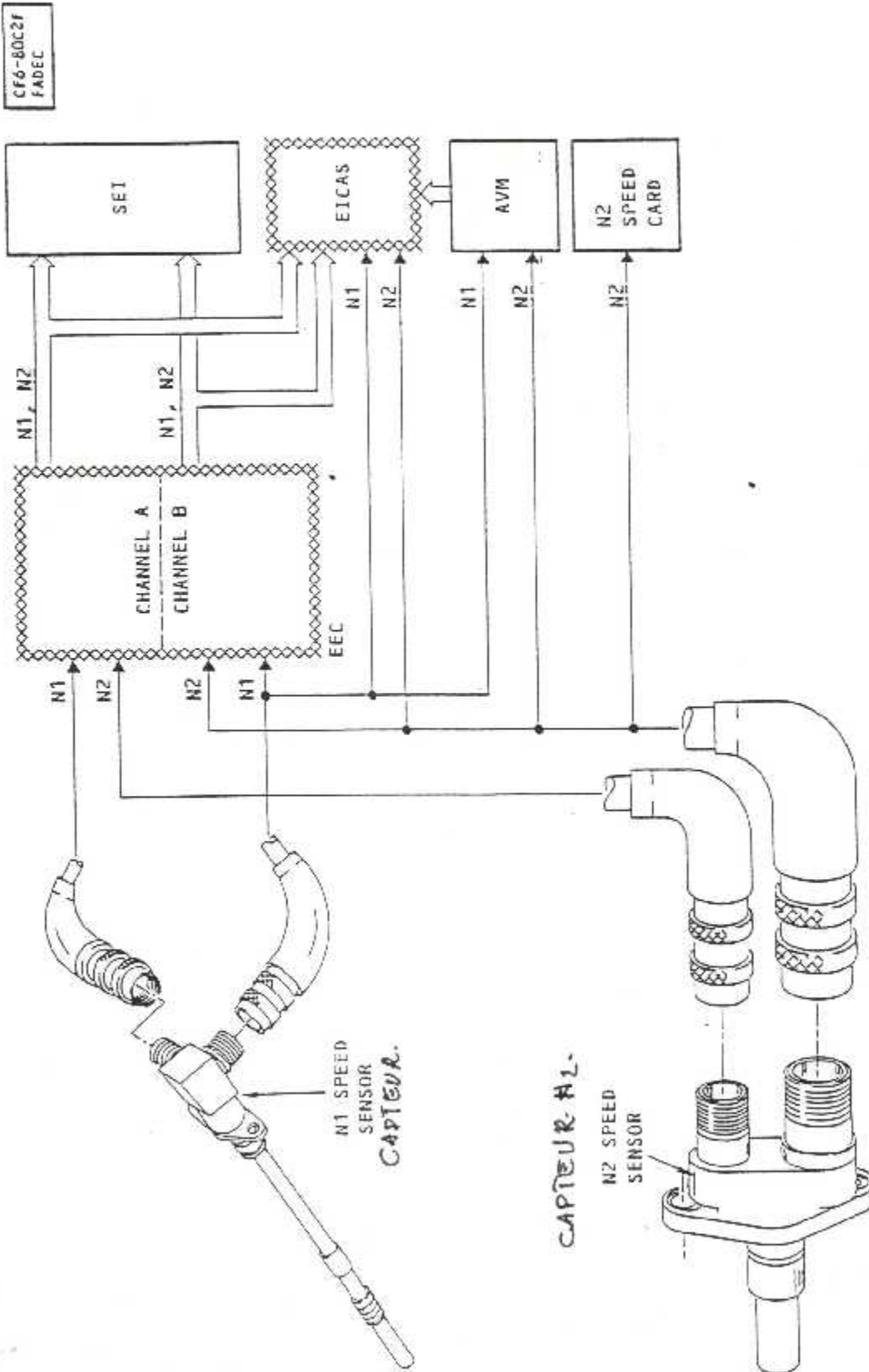


FIGURE II-23 SYSTEME D'INDICATION N1 ET N2



#### **II-6-4 MESURE DU DEBIT CARBURANT (FUEL FLOW) :**

La mesure du débit carburant est faite par le débit mètre qui mesure la quantité de carburant allant vers les injecteurs. Ce signal est transmis vers la EEC à travers un connecteur électrique monté au bas du débit mètre.

Le transmetteur est composé d'un générateur de tourbillons, un rotor et une turbine. Le générateur de tourbillons est situé à l'avant tandis que la turbine se trouve à la face arrière du transmetteur cependant le rotor est entre les deux.

Ce dernier tourne librement, tandis que la turbine est maintenue par un ressort de rappel.

Lorsque le générateur des turbulences fait tourner le rotor et déflexer la turbine, le transmetteur génère une série de pulsations électriques d'arrêt et de début. Les pulsations de début sont générées par une petite bobine montée sur la face extérieure de l'enveloppe, tandis que les pulsations d'arrêt sont générées par une grande bobine qui entoure la face extérieure de l'enveloppe interne du débit mètre.

La masse de la différence entre les deux pulsations permettant d'établir une correspondance avec la quantité de carburant qui à traverser le débitmètre.

L'indication apparaît sur l'EICAS, elle comprend :

- **Une fenêtre :**

Elle indique la consommation carburant sous forme digitale. La valeur est transmise à partir du débitmètre.

- **Une aiguille :**

Elle indique la consommation carburant sous forme analogique. La valeur est transmise à partir du débitmètre.

#### **II-6-5 MESURE DE PRESSION D'HUILE :**

La pression d'huile est déterminée par l'intermédiaire du capteur qui est sensible à la pression différentielle entre le collecteur d'huile et la cavité de la Gear Box.

Le capteur contient une réluctance variable avec la pression pour produire un signal électrique proportionnel. Les deux sources de pression sont séparées maintenant dans le capteur.

Un diaphragme contient deux bobines en équilibre alimentées en 28VDC-400Hz à la pression différentielle. Ce dernier dans son mut relative à la pression différentielle génère un signal sur les deux bobines qui l'entour. La pression d'huile est donnée en PSI.

L'indication apparaît sur l'EICAS, elle comprend :

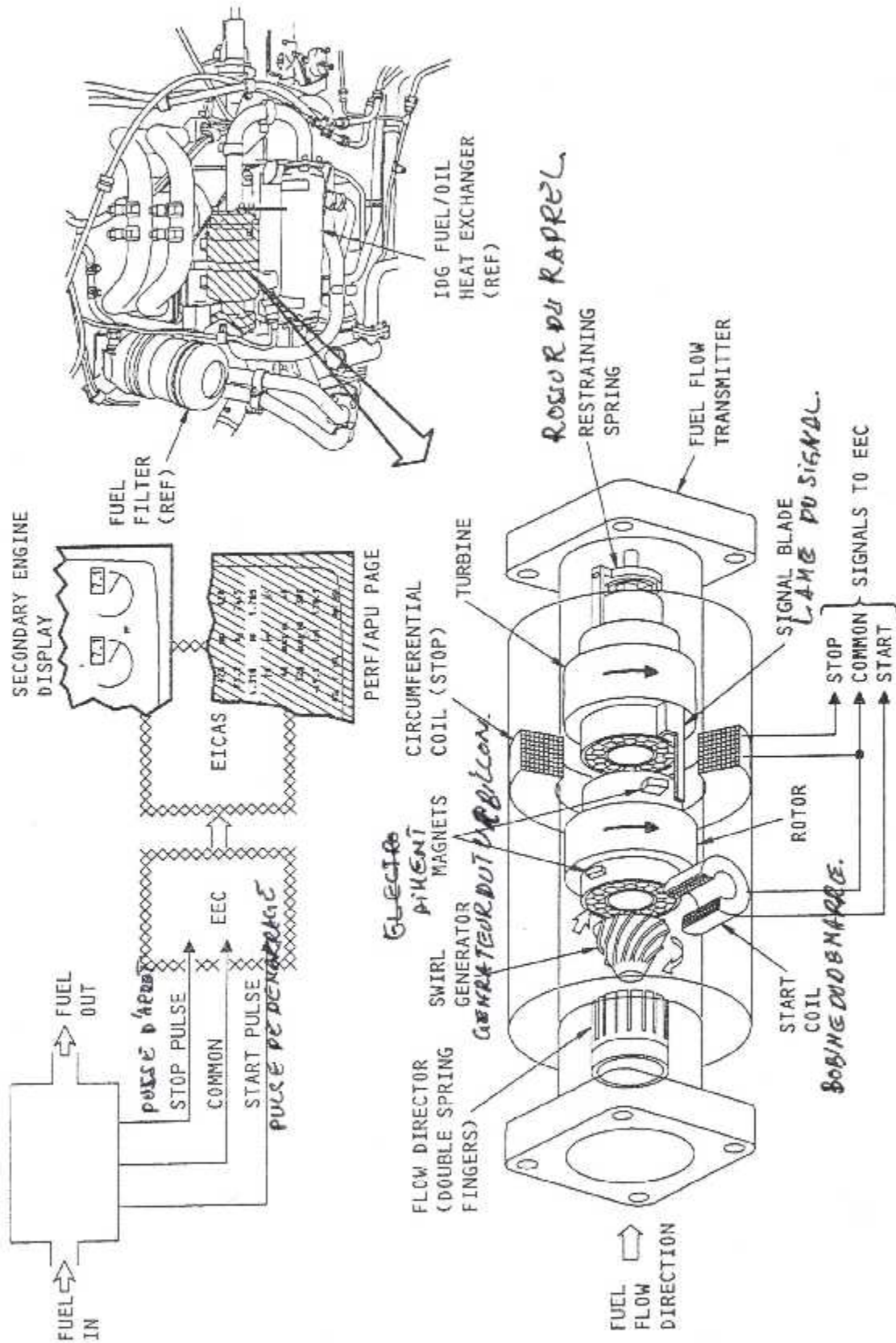
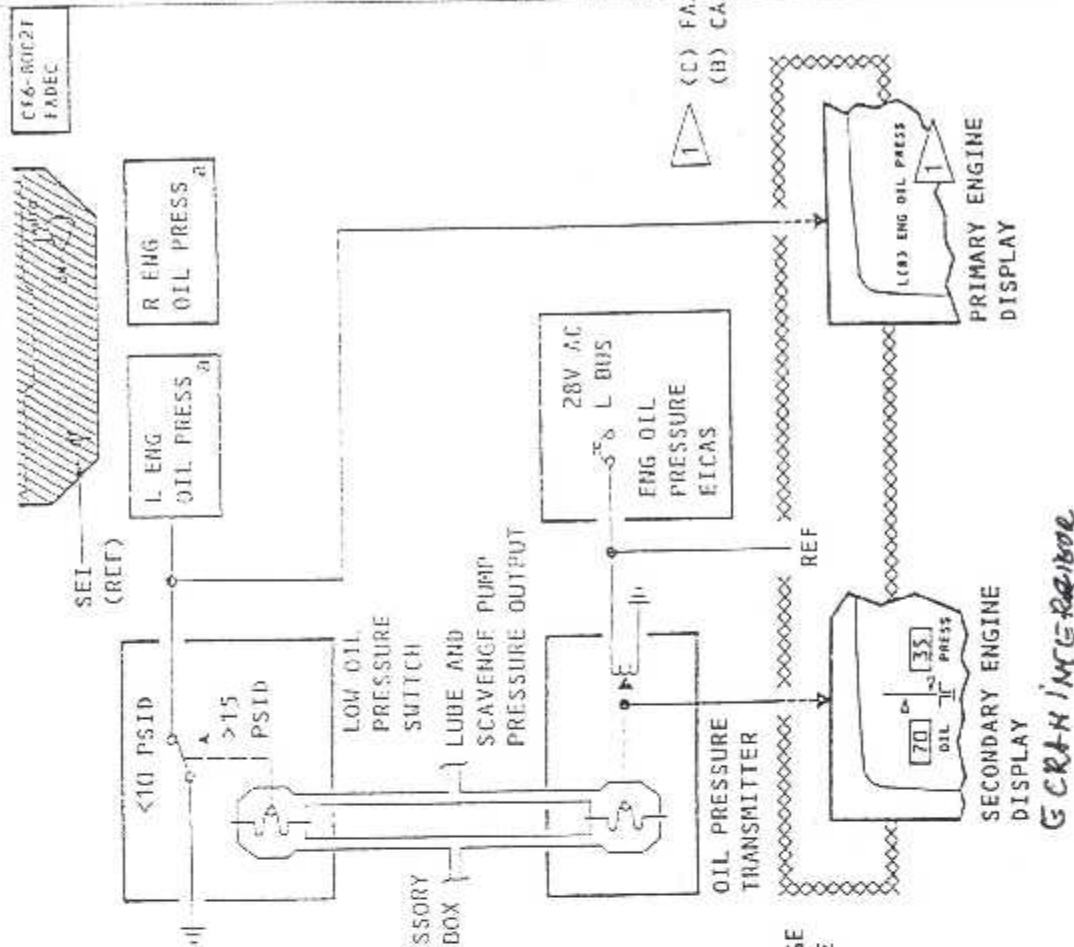


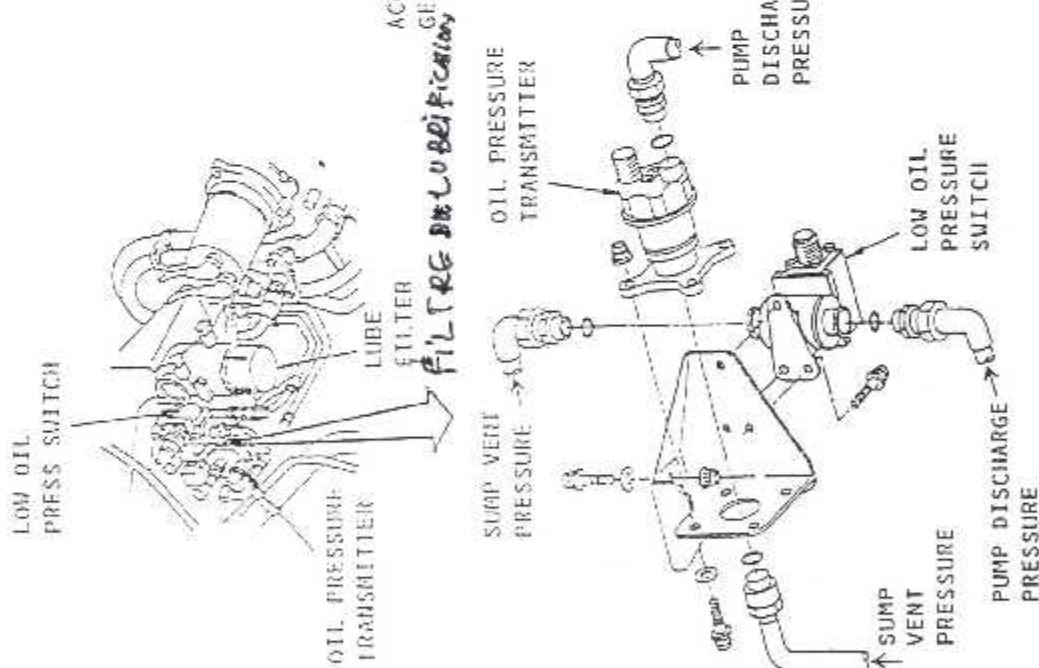
FIGURE II-25 TRANSMETTEUR DE DEBIT CARBURANT





ÉCRAN INSTRUMENTAIRE

FIGURE II-26 SYSTÈME D'INDICATION DE PRESSION DE HUILE



TRANSMETTEUR DE PRESSION

- **Un trait vertical :**

Une échelle.

- **Une fenêtre :**

Elle indique la valeur de la pression d'huile sous forme digitale.

- **Un triangle :**

C'est un index qui se déplace le long de l'échelle, quand la pression d'huile augmente, le triangle se déplace vers le haut de l'échelle, quand la pression d'huile diminue, le triangle se déplace vers le bas de l'échelle.

- **Un repère :**

Il indique la baisse de pression d'huile. Il est localisé sur le côté bas de l'échelle. Quand le repère est atteint :

- La valeur digitale devient rouge.
- Le triangle devient rouge.
- Un message de baisse de pression d'huile (niveau **B**) apparaît sur l'écran **EICAS** supérieur côté gauche.
- Un voyant baisse de pression s'allume ambre sur le panneau **P2**.
- La pression d'huile normale est de **70 Psi**
- La pression d'huile devient ambre quand la pression d'huile est inférieure à **26 Psi**.
- La pression d'huile devient rouge quand la pression est inférieure ou égale à **10Psi**.

Le capteur de pression d'huile est localisé à la sortie de la pompe de pression d'huile. Le switch de baisse de pression d'huile est localisée à la sortie de pompe de pression d'huile. La pression d'huile peut être lue sur la page **EICAS PERF/APU**.

## **II-6-6 MESURE DE TEMPERATURE D'HUILE (TEO):**

Le capteur de la température d'huile est localisé en face de la boîte d'entraînement des accessoires dans le circuit retour d'huile entre la pompe de récupération et le capteur magnétique des impuretés. Il comprend deux fiches électriques et un seul connecteur à son bout pour la transmission du signal à l'unité électronique de contrôle moteur (**EEC**).

Ce capteur contient deux types de thermocouples « **ALUMEL** », « **CHROMEL** » inséré face au circuit d'huile de retour, quand cette dernière passe, elle chauffe les deux thermocouples et ils deviennent électrifiés par différentes charges en fonction de la température. Chacun des deux thermocouples transmet un signal directement à l'unité électronique de contrôle moteur (**EEC**). L'intervalle opérationnel de la **EEC** est de **(-63°C - 178°C)**.

Ces indications apparaissent sur l'**EICAS** est comprennent :

- **Un trait vertical :**

Une échelle.

- **Une fenêtre :**

Elle indique la valeur de la température d'huile sous forme digitale.

- **Un triangle :**

C'est un index qui se déplace le long de l'échelle. Quand la température augmente, le triangle se déplace vers le haut, quand la température diminue, il se déplace vers le bas de l'échelle.

- **Un repère :**

Il indique la surchauffe d'huile, il est localisé sur le coté bas de l'échelle.  
Quand le repère est atteint :

- La valeur digitale devient rouge.
  - Le triangle devient rouge.
  - Un message de surchauffe d'huile (niveau **B**) apparaît sur l'écran EICAS supérieur coté gauche.
- la température d'huile normale est de **120°C** à **159°C**.
  - la température d'huile devient ambre à **160°C**.
  - la température d'huile devient rouge à **175°C**.

La température d'huile peut être lue aussi sur la page EICAS PERF/APU.

## **II -6-7 MESURE DE LA QUANTITE D'HUILE :**

Le capteur de la quantité d'huile est une sonde installée dans le réservoir, le système comprend un ensemble des circuits électriques et un flotteur magnétique. Le flotteur cause la fermeture du circuit qui contient une résistance spécifique correspondant au niveau d'huile actuel. Le système alimenté par **28VDC**. L'indication change à cause de la fermeture et l'ouverture du circuit. La quantité d'huile est donnée en **1 Quart US**.

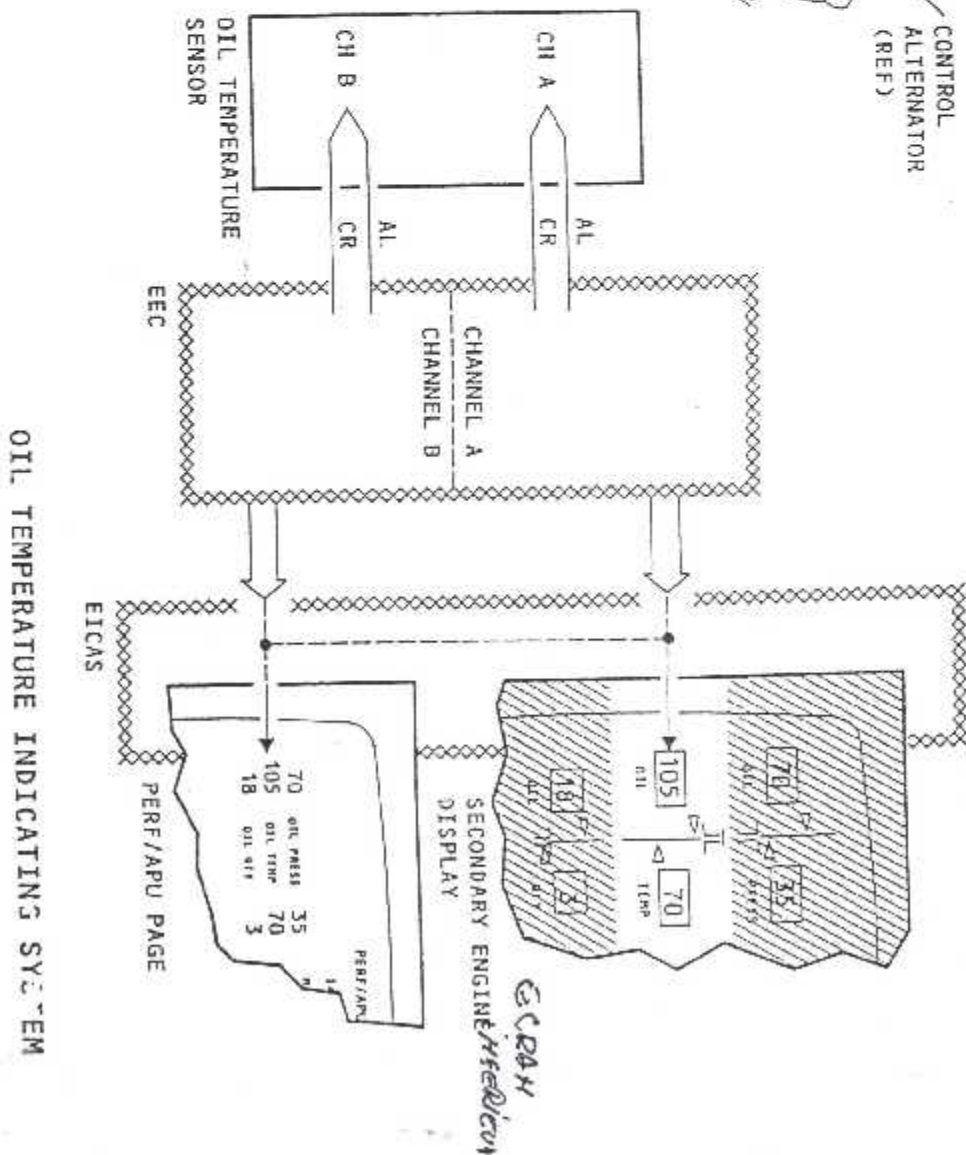
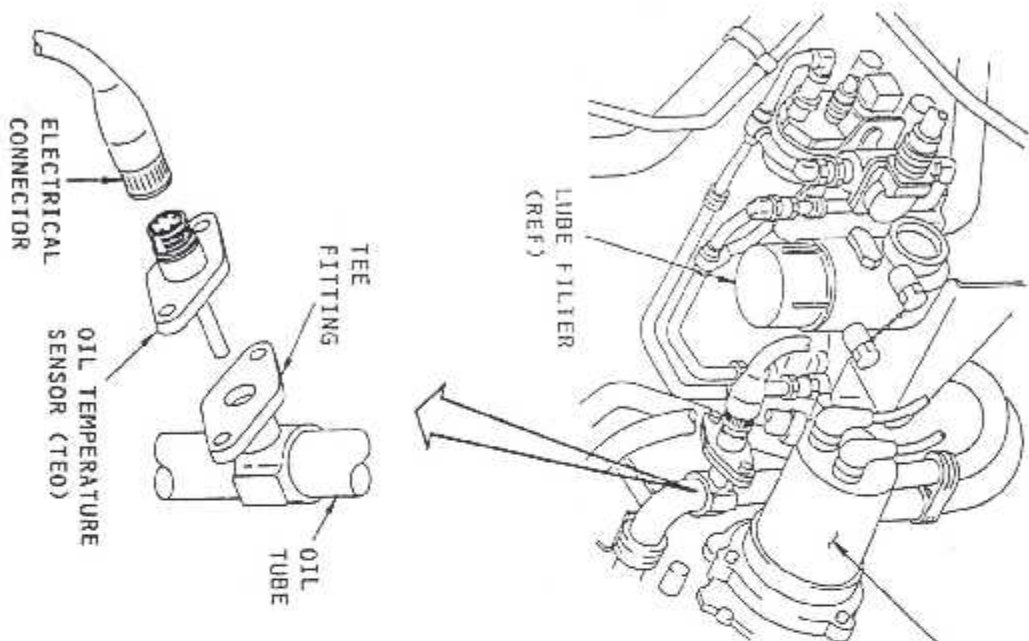
L'indication apparaît sur l'EICAS, elle comprend:

- **Un trait vertical :**

Une échelle.

- **Une fenêtre :**

Elle indique la quantité d'huile sous forme digitale.



- **Un triangle :**

C'est un index qui se déplace le long de l'échelle. Quand la quantité d'huile est normale, le triangle se déplace vers le haut. Quand la quantité d'huile diminue dans le réservoir, le triangle se déplace vers le bas.

- **Un repère :**

Il indique la baisse de quantité d'huile, il est localisé sur le coté bas de l'échelle. La quantité d'huile maximale est de l'ordre de **26** litres. La quantité d'huile minimale est de **5.6** litres. La quantité d'huile peut être aussi lue sur la page **EICAS PERF/APU**.

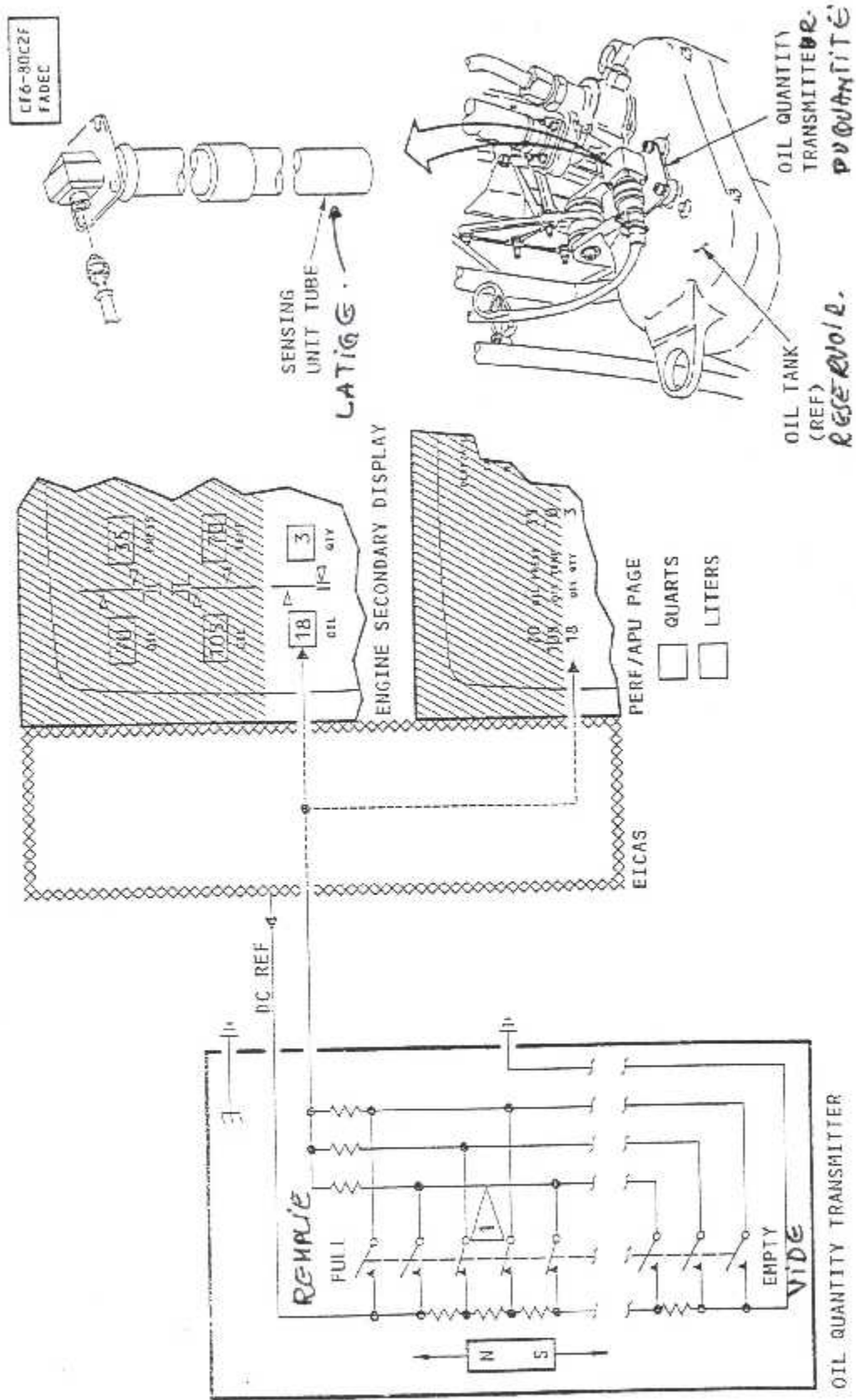


FIGURE II-28 SYSTEME D'INDICATION DE LA QUANTITE DE HUILE

## **II-6-8 MESURE DE NIVEAU DE LA VIBRATION :**

L'indication de vibration permet de mettre en évidence une dégradation interne du réacteur elle est nécessaire pour le contrôle de fonctionnement de réacteur. Le système de vibration comprend :

- Un module de vibration localisé dans la soute électronique.
- Un capteur de vibration de l'attelage basse pression N1 localisé dans l'enceinte A.
- Un capteur de vibration de l'attelage haute pression N2 localisé sur le carter du compresseur haute pression.

Le module de vibration reçoit :

- La vitesse de rotation N1.
- Le capteur de vibration N1.
- La vitesse de rotation N2.
- Le capteur de vibration N2.

Le module de vibration compare les signaux et affiche la plus grande vibration, moteur.

Le niveau de vibration est capté par un accéléromètre, qui est un ensemble de galettes de cristal piezoélectriques et des plaques collectrices. Il est sensible aux mouvements vibratoires suivant l'axe des vices d'assemblage. L'amplificateur de signal est nécessaire pour un affichage métrique plus clair. L'accéléromètre peut capter une faible vibration de 50 pico coulomb/g.

L'indication apparaît sur l'EICAS et comprend :

- **Un trait vertical :**

Une échelle.

- **Une fenêtre :**

Elle indique la vibration sous forme digitale.

- **Un triangle :**

C'est un index qui se déplace le long de l'échelle. Quand la vibration augmente, l'index se déplace vers le haut. Quand la vibration diminue, l'index se déplace vers le bas. La valeur de vibration est graduée entre 0 et 5 unités.

La vibration peut être lue aussi sur la page EICAS PERF/APU.

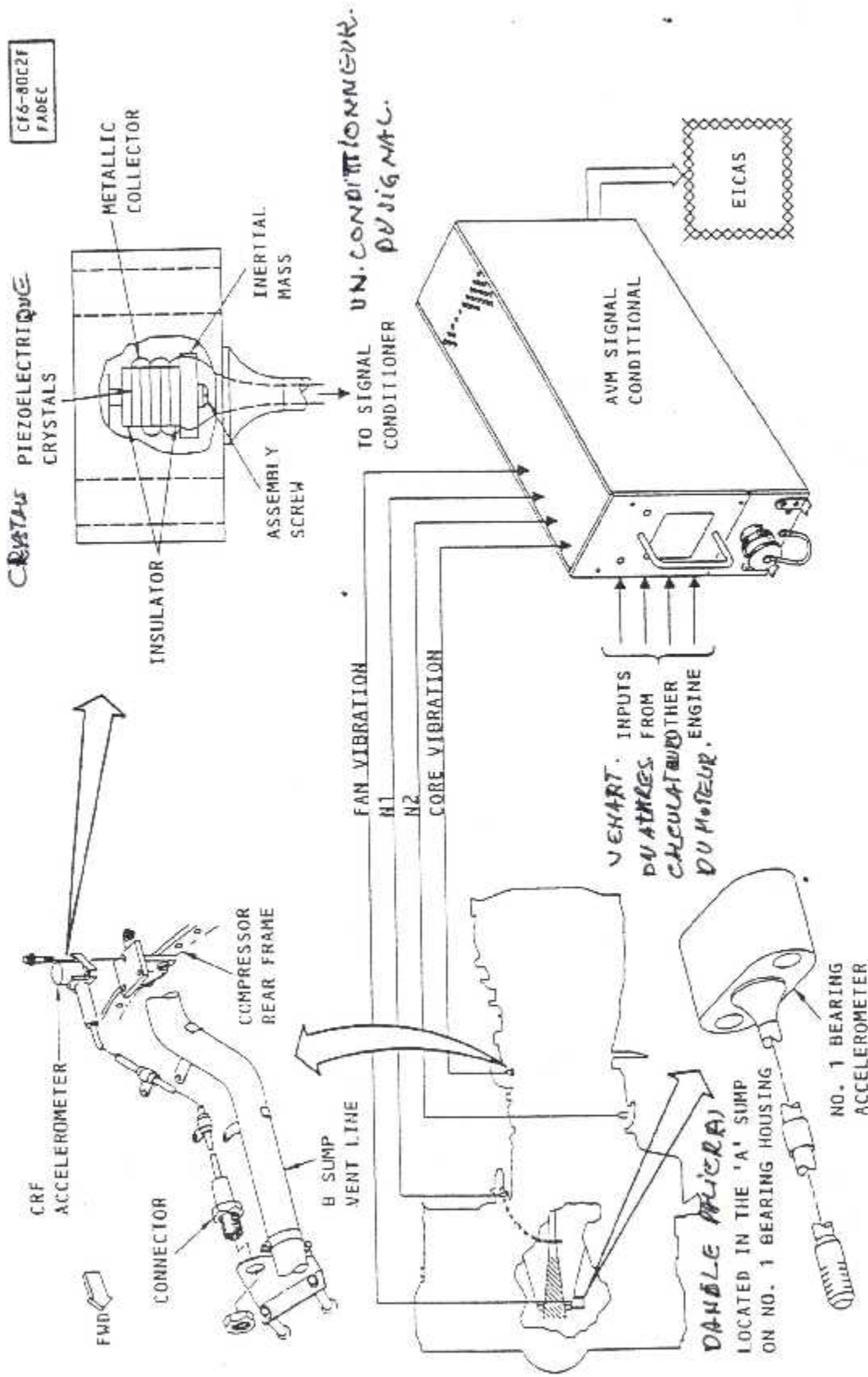


FIGURE II-29 SYSTEME DE VIBRATION



CF6-80C2F  
FADEC

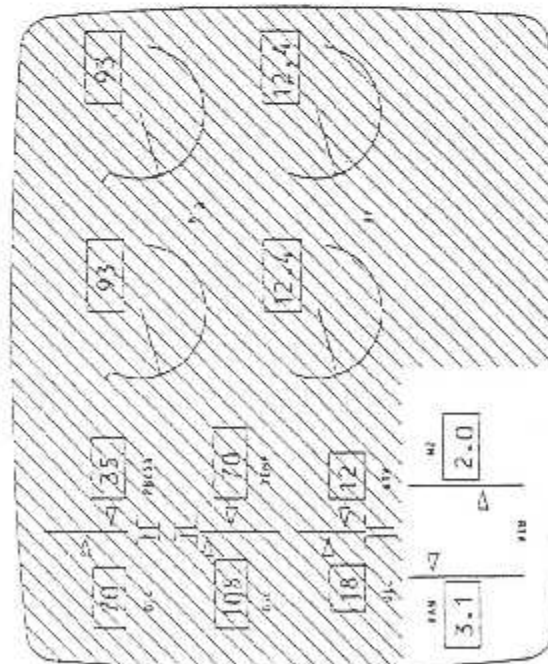
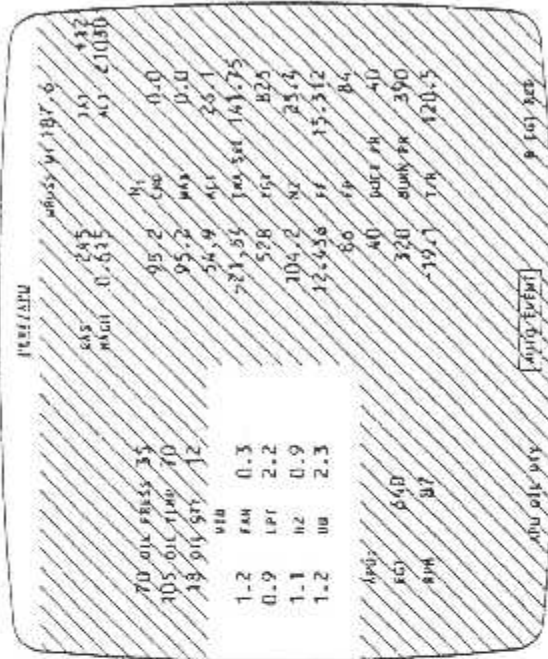


FIGURE II-30 L'INDICATION DE VIBRATION

## II-7 UNITÉ ÉLECTRONIQUE DE CONTRÔLE MOTEUR (EEC) :

L'unité électronique de contrôle moteur est fixée sur le côté gauche du carter fan position **8h30**, elle est composée de deux canaux identiques **A** et **B**. L'EEC comporte **15** prises électriques de **J1** à **J15** distinguées par leurs couleurs facilitant leur localisation dans le moteur. L'EEC est refroidie par convection d'air

L'EEC assure les fonctions suivantes :

- Le contrôle de la poussée de moteur.
- Le contrôle du débit à travers le compresseur.
- Le refroidissement des carter turbines haute pression et basse pression.
- Assure interface moteur - avion (**EICAS, TMC ....**).
- La protection des paramètres limites.
- Assure le test incorporé de l'équipement (**BITE**).
- Détection des pannes.
- Le contrôle de circuit reverse.
- Le contrôle de circuit démarrage.
- Indication status moteur.

L'EEC a deux modes de fonctionnement.

- Mode contrôle.
- Mode test.

### LE MODE CONTRÔLE :

L'unité électronique de contrôle moteur ( **EEC** ) a trois mode de fonctionnement:

- **MODE CONTRÔLE NORMAL**
- **MODE CONTRÔLE SOFT**
- **MODE CONTRÔLE HARD**

Lors du fonctionnement moteur un canal de l'unité électronique de contrôle moteur (**EEC**) est actif l'autre est mode surveillance. a l'arrêt moteur le canal qui était actif devient en mode surveillance et le canal qui était en mode surveillance devient actif. cette permutation se fait automatiquement quand le pilote met la manette de démarrage sur position arrêt.

### LE MODE TEST :

Le mode test s'effectue quand le moteur est en fonctionnement dont le but de mémoriser toutes les anomalies des systèmes moteur afin de les afficher pour la maintenance.

CF6-80C2F  
FADEC

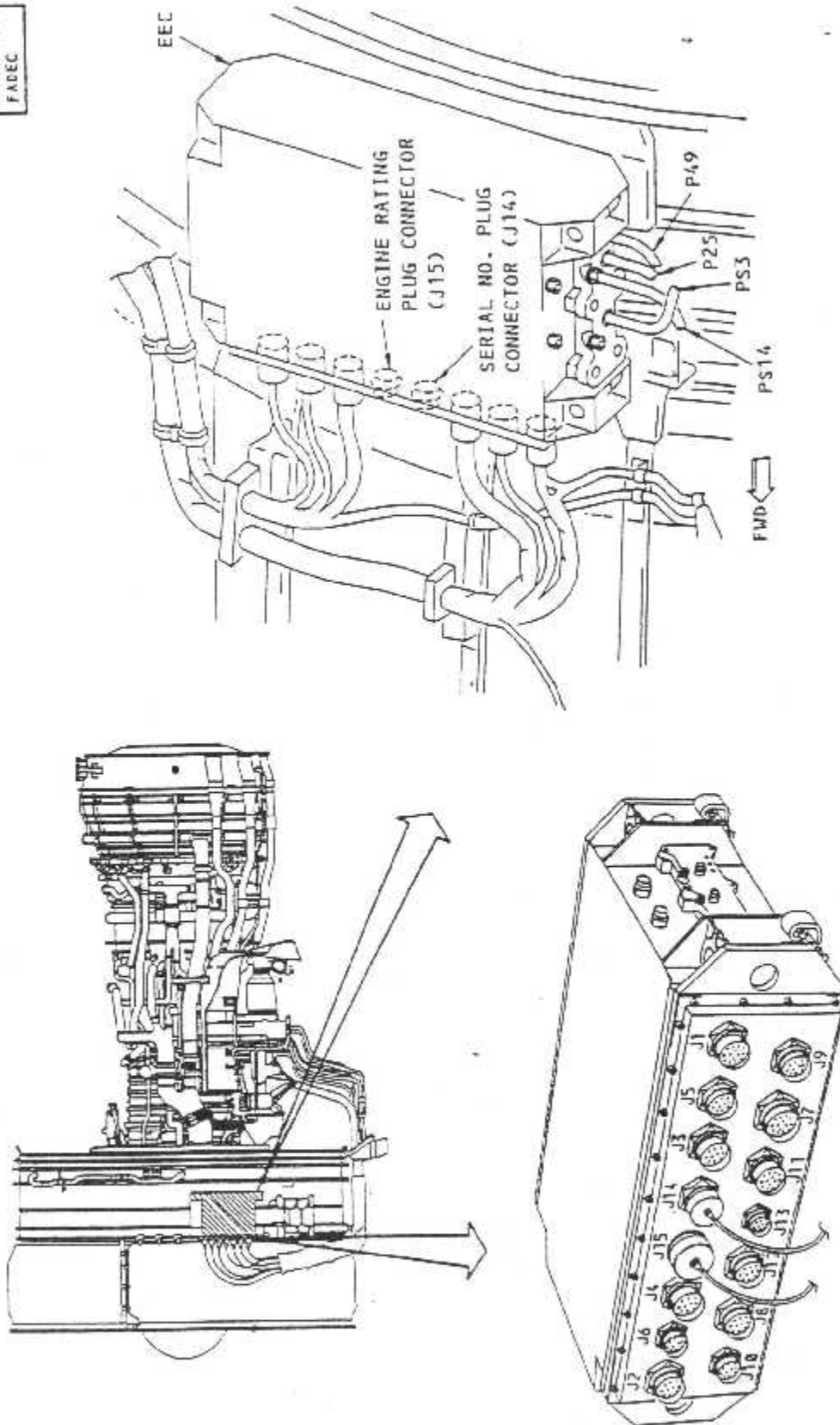


FIGURE II-31 UNTE ELECTRONIQUE DE CONTRÔLE

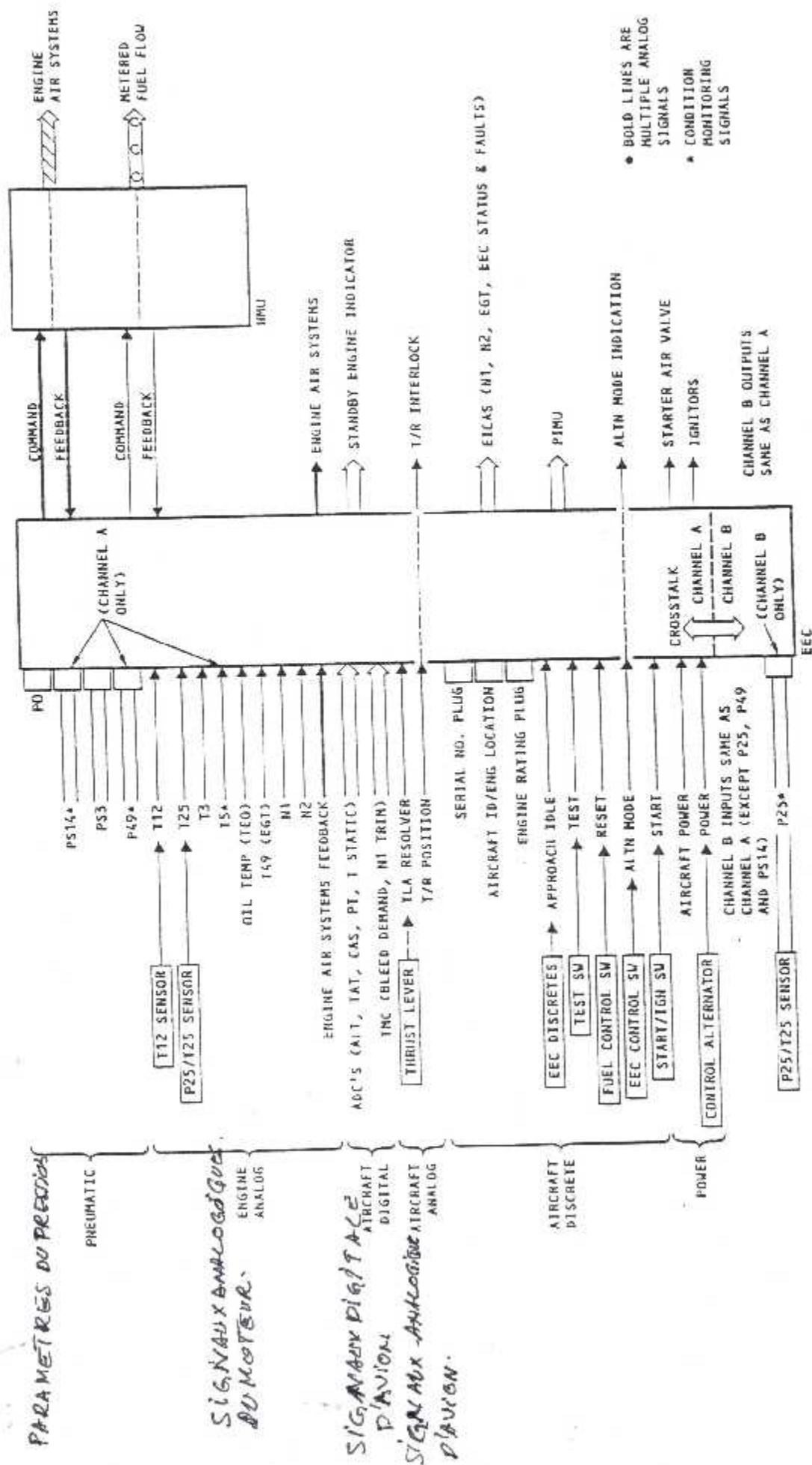


FIGURE II- 32 LES INTERFACES DE LA EEC

# CHAPITRE III

*LE SYSTEME EICAS*

CF6-80C2F  
FADEC

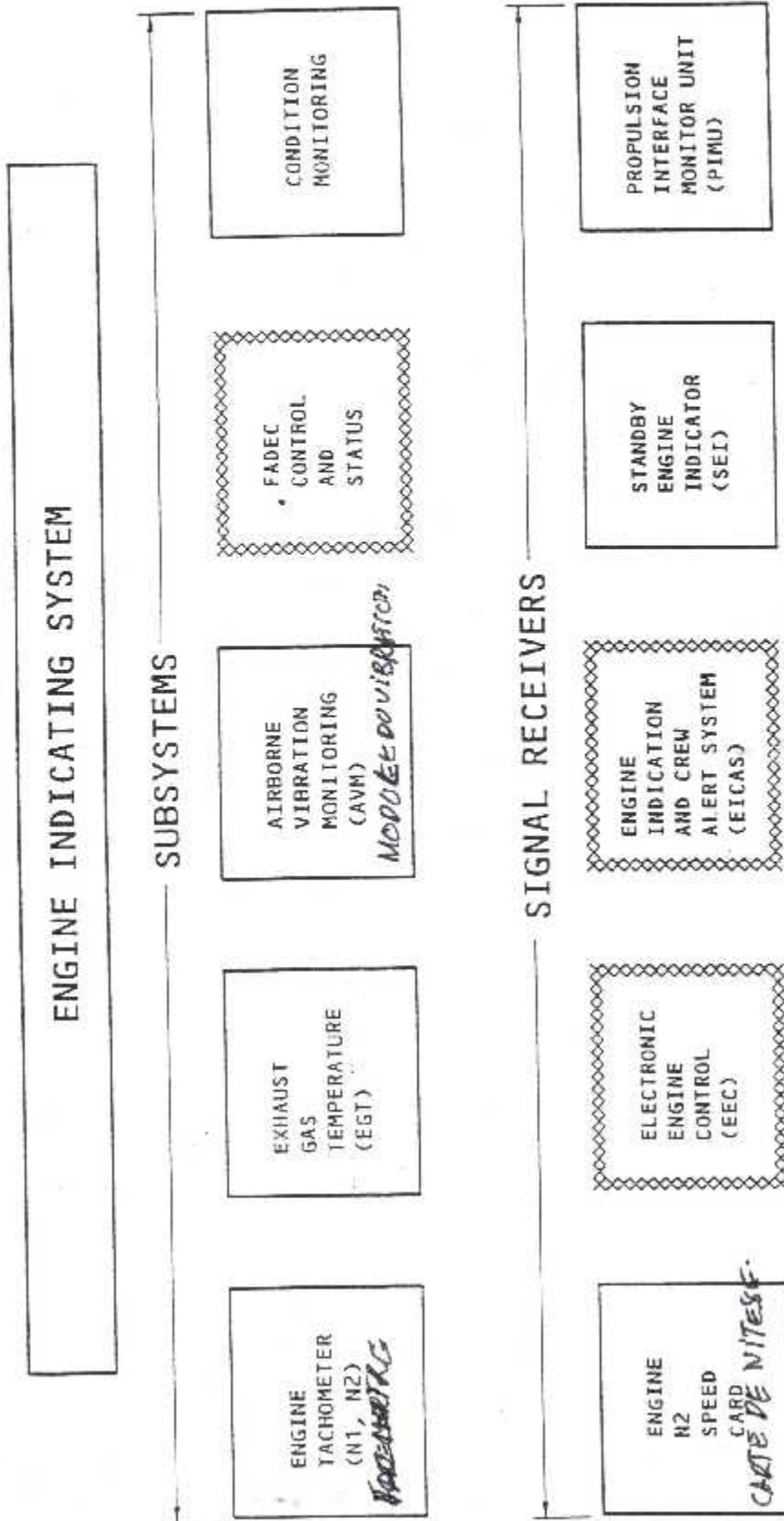


FIGURE III-1 SYSTEME DE SURVEILLANCE

CF6-80C2F  
FADEC

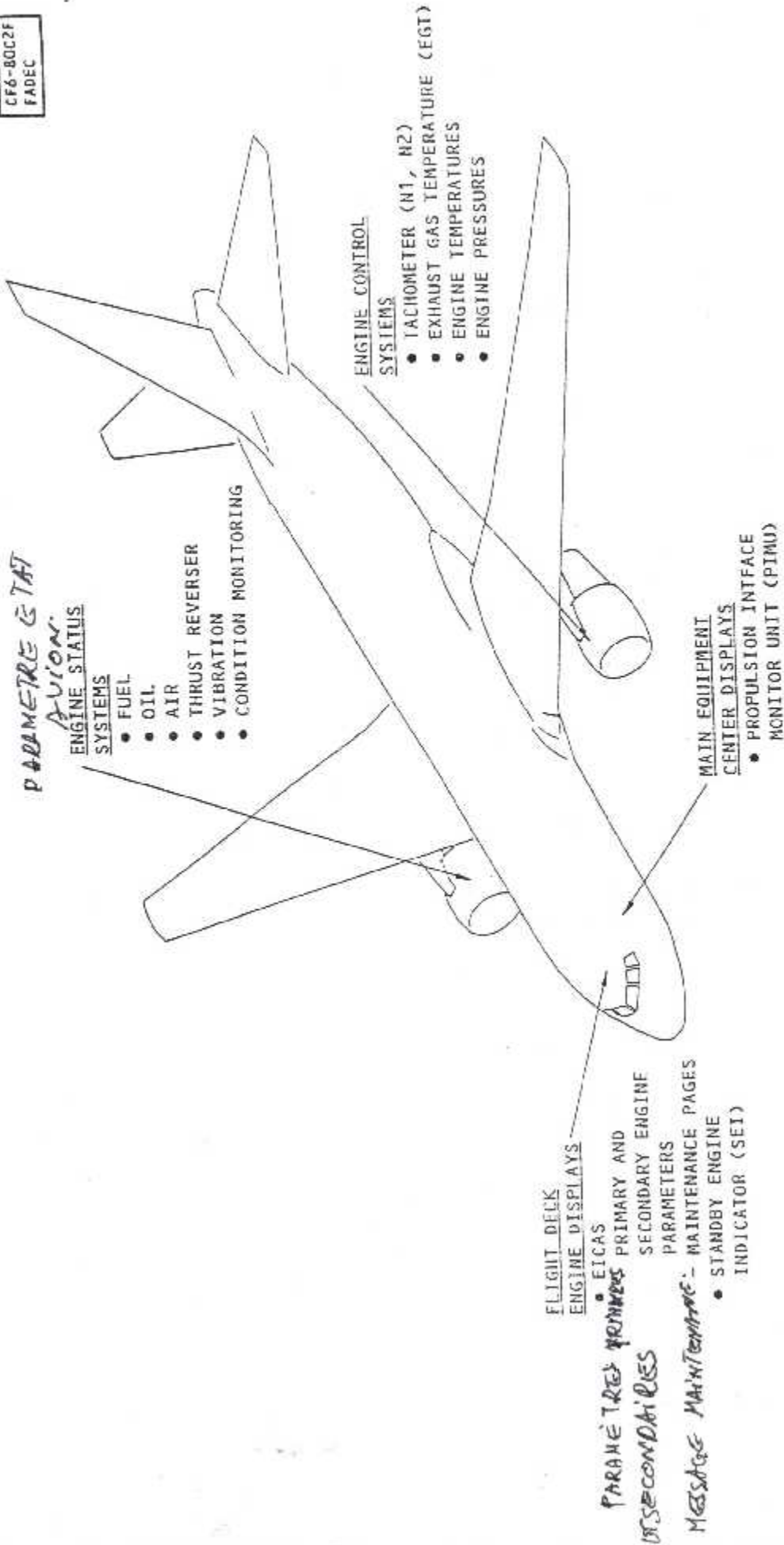


FIGURE III-2 LE SYSTEME D'INDICATION

### III- 1 INTRODUCTION :

Sur les anciens avions commerciaux, le système d'indication utilisait des indicateurs électromécaniques et des alarmes visuelles et sonores.

Ces indicateurs :

- N'offraient pas une sécurité et une versatilité.
- Prenaient beaucoup de place dans le cockpit.
- L'effort mental de l'équipage était énorme.
- La maintenance était difficile prenait beaucoup de temps et était coûteuse.

Avec l'introduction de technologie moderne digitale un nouveau système sophistiqué a été conçu par les constructeurs aéronautiques appelé :

Engine Indicating and Crew Alerting System : **EICAS** ( système d'indications moteurs et alarmes équipage ).

Le système **EICAS** offre les avantages suivants :

- Une bonne versatilité et une meilleure sécurité.
- Diminue l'effort mental de l'équipage.
- Gain d'espace dans le cockpit.
- Gains de temps de la maintenance.
- Facilite la recherche de pannes au personnel de la maintenance.
- Coût de la maintenance moins élevé.
- Traitement des données entièrement automatique.

### III- 2 DESCRIPTION DU SYSTEME EICAS :

Le système **EICAS** comprend les composants suivants :

- Deux ( 02 ) tubes cathodiques multicolores (écran supérieur et écran inférieur ).
- Deux ( 02 ) microprocesseurs ( calculateur gauche et calculateur droit ).
- Deux ( 02 ) modules de permutation.
- Deux ( 02 ) panneaux de commande.
- Deux ( 02 ) switch ( cancel/recall ).
- Deux ( 02 ) avertisseurs de défauts.
- Deux ( 02 ) avertisseurs de feu.

Le système **EICAS** reçoit plus de **400 informations** permettant le suivi de tous les systèmes de l'avion **BOEING 767-300**. Il permet de centraliser toutes les données de l'avion sur les deux écrans **EICAS**.

Les paramètres primaires moteurs ( **N1, EGT** ) et les messages d'alarmes d'équipages sont affichés sur l'écran **EICAS** supérieur tandis que sur l'écran **EICAS** inférieur sont affichés les paramètres secondaires moteurs ( **N2** ) mesure de débit de carburant et la pression, température, quantité d'huile et les vibrations moteurs ( **N1 et N2** ).



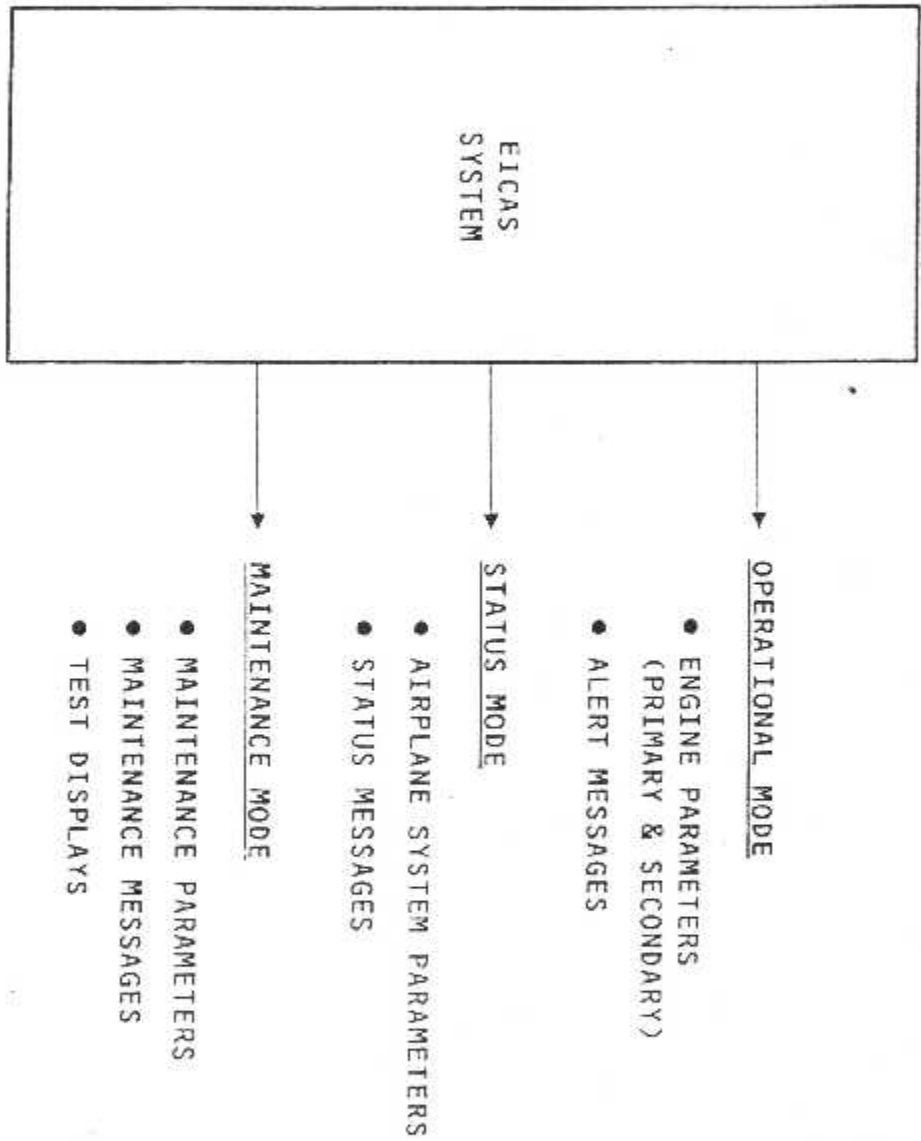


FIGURE III-3 LES MODES D'AFFICHAGE

Les messages de l'état du système ( **STATUS** ) et les messages de la maintenance peuvent aussi être affichés sur l'écran inférieur par l'action des switches afficheurs sur le panneau de maintenance.

L'EICAS est conçu pour catégoriser les alarmes et les affichages selon la fonction et l'usage. Ceci résulte trois modes d'affichage :

- A) **LE MODE OPERATIONNEL**
- B) **LE MODE ETAT**
- C) **LE MODE MAINTENANCE**

#### A) **LE MODE OPERATIONNEL :**

Il affiche les paramètres moteurs désirés au sol et en vol et assure la surveillance continue de tout l'avion.

#### B) **LE MODE ETAT :**

Son affichage assure les paramètres du sous-système de même que les messages état sur l'écran inférieur.

#### C) **LE MODE MAINTENANCE :**

Il affiche les paramètres sous-système de l'avion et les messages de maintenance sur l'écran inférieur.

### III- 3 DESCRIPTION FONCTIONNELLE DES COMPOSANTS EICAS :

#### III -3 -1 MICROPROCESSEUR EICAS :

Il y a deux microprocesseurs **EICAS** gauche et droit qui ont pour rôle :

- D'assurer toute l'interfaces ( interconnexion ).
- D'analyser, contrôler et d'afficher toutes les données.

Chaque microprocesseur est logé dans un boîtier **10 MCU** et pèse moins de **16,8 Kg**, toutes les connexions électriques sont branchées à l'arrière du boîtier par six connecteurs. Il possède **713** épingles approximativement **500** sont utilisés.

Le microprocesseur contient :

- Un générateur de symbole.
- Vingt trois (**23**) circuits intégrés.
- Des cartes de mémoires.
- Des circuits analogiques ( entrée/sortie ).

Les deux calculateurs **EICAS** gauches et droite reçoivent la tension monophasée **115 VAC 400 Hz** alternative à partir des buses ( **AC** ) alternative gauche et droite



respectivement via les disjoncteurs de panneau ( P11 ).

Chaque calculateur reçoit les données d'entrée de commande à partir du panneau d'affichage EICAS. Le calculateur utilise ces données pour déterminer le mode désiré de l'opération.

Le microprocesseur reçoit les données sous la forme de deux signaux analogiques. Les données sont traitées et formulées dans des formats de visualisation variée pour la présentation des données moteur, de l'état et de la maintenance.

Le calculateur gauche est munit d'affichages, il est accompli par le positionnement du switch sélecteur du calculateur sur panneau d'affichage à la position 'AUTO'. Cette position permet la commutation automatique au calculateur droite dans l'événement d'un défaut du calculateur gauche.

### **III- 3-2 MODULES DE PERMUTATION EICAS :**

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

Ils sont alimentés en 28 VDC continue à partir de la bus ( DC ) droite. Les deux modules de permutations EICAS ( interconnexion ) entre les deux microprocesseurs et les deux écrans EICAS. Ils sont identiques et interchangeable, chacun contient dix (10) relais et huit (08) sorties alimentées vers l'écran respectif. Quand le switch sélecteur du calculateur sur le panneau d'affichage est positionné à la position L ( Gauche) ou R ( Droite )

Les relais dans les modules de permutation sont commutés pour recevoir les signaux venants à partir calculateurs droite et gauche respectivement.

### **III- 3-3 ECRANS EICAS ( TUBES CATHODIQUE ) :**

Les deux écrans EICAS supérieur et inférieur permettent d'afficher les données dans des couleurs différentes ( rouge, ambre, bleu claire, rose, verte et blanche ). Ils sont situés au panneau ( P2 ) du cockpit.

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

### A) ECRAN SUPERIEUR EICAS :

Cet écran permet d'afficher :

- Les paramètres primaires **N1** (vitesse de rotation) de l'attelage basse pression et **EGT** ( température de gaz d'échappement ).
- Les alarmes sur le coté supérieur gauche de l'écran, ces alarmes peuvent atteindre le nombre onze (11) sur chaque page.

### B) ECRAN INFERIEUR EICAS :

Cet écran permet d'afficher :

- Les paramètres secondaires moteurs **N2** ( vitesse de rotation de l'attelage haute pression ) et **Fuel Flow** ( débit de carburant ).
- La pression d'huile, la température d'huile, la quantité d'huile et la vibration moteur dans la configuration moteur ( **ENG** ).

Dans les autres configurations l'écran inférieur affiche :

- Les paramètres secondaires moteurs.
- La page état ( **STATUS** ).

Les pages de maintenance au sol seulement.

Les systèmes **EICAS** comprennent huit (08) pages :

- **ENG (Moteur).**
- **STATUS (Etat).**
- **ECS/MGS** ( Conditionnement d'air )
- **ELEC/HYD** ( Electricité /Hydraulique ).
- **PERF/APU** ( Performances/APU ).
- **CONF/MCDP** ( Configuration ).
- **EPCS** ( Système de contrôle électronique de propulsion ).
- **ENG EXCD** ( Dépassements moteur ).

### III- 3-4 PANNEAU DE COMMANDE EICAS :

Il y a deux panneaux de commande **EICAS** :

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

### A) PANNEAU DE COMMANDE D’AFFICHAGE EICAS :

Ce panneau permet le contrôle de fonctionnement du système EICAS en vol et au sol, il pèse 4 livres (1,8 Kg) et compte une seule prise électrique sur sa face arrière. Le panneau est alimenté en 115VAC, 400 Hz monophasé alternative à partir de la bus AC alternative droite via un disjoncteur au panneau (P11). L’éclairage intégral du panneau utilise la tension de 0 à 05 VAC (alternative), 400 Hz.

Le panneau d’affichage reçoit les informations à partir du panneau de maintenance EICAS et des switches ( RECALL/CANCEL ).

Le panneau de commande d’affichage EICAS comporte :

- Deux ( 02 ) boutons poussoirs ( ENGINE et STATUS ).
- Un ( 01 ) bouton ( EVENTS RECORD ).
- Un ( 01 ) bouton sélecteur microprocesseur.
- Un ( 01 ) bouton de luminosité ( BRT ).
- Un ( 01 ) bouton sélecteur de poussée ( THRUST REF SET ).
- Un ( 01 ) bouton de reset maximal ( MAX IND RESET ).

#### a) Bouton poussoir 'ENGINE' et 'STATUS'

En appuyant sur le bouton poussoir ENG (ENGINE) il affiche tous les paramètres moteurs.

- Paramètres primaires sur l’écran supérieur.
- Paramètres secondaires sur l’écran inférieur.

En appuyant une deuxième fois sur ENG (ENGINE) la page moteur s’efface. En pressant le bouton poussoir STATUS, il affichera les informations état de l’avion sur l’écran inférieur.

En appuyant une deuxième fois sur STATUS, la page état s’efface de l’écran.

#### b) Bouton 'EVENTS RECORD' :

Ce bouton permet de mémoriser les paramètres instantanées des systèmes (ECS, ELEC/HYD, PERF/ APU et EPCS).

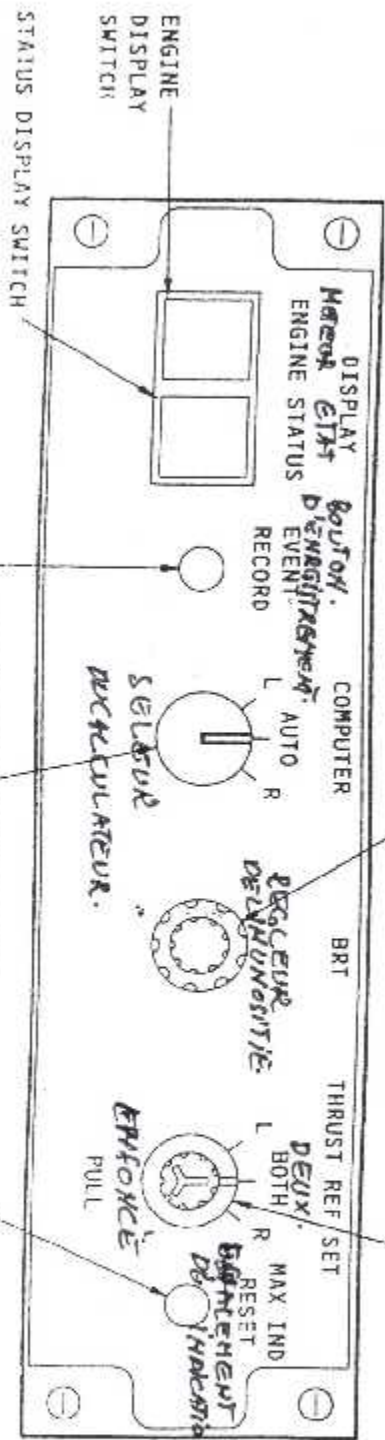
#### c) Bouton de sélection microprocesseur :

Ce bouton à trois (03) positions rotatives:

- Gauche (L).
  - Both.
  - Droite (R).
- Le Bouton sélecteur sur position droite ( R ) permet au calculateur droit d’afficher les paramètres sur les deux écrans EICAS.

SEP 20 1989 IGS

- 1) PRESSING THE ENGINE OR STATUS SWITCH WILL SELECT THAT FORMAT ON THE LOWER DISPLAY - FROM ANY OTHER FORMAT EXCEPT TEST
- 2) PRESSING THE SAME SWITCH A SECOND TIME WILL BLANK THE LOWER DISPLAY



- EICAS DISPLAY BRIGHTNESS CONTROL**
- INNER KNOB CONTROLS THE UPPER DISPLAY BRIGHTNESS
  - OUTER KNOB CONTROLS THE LOWER DISPLAY BRIGHTNESS

- THRUST REFERENCE SET**
- INNER KNOB - PUSHED IN - THRUST MODE INDICATION AND N1 REFERENCE DATA ACQUIRED FROM TMC
  - PULLING AND ROTATING THE INNER KNOB SETS REFERENCE DATA ON THE THRUST INDICATOR (EPR) FOR THE ENGINE(S) SELECTED BY THE OUTER KNOB

- EICAS COMPUTER SELECT KNOB**
- AUTO - SELECTS THE PRIMARY COMPUTER (L) AND AUTOMATICALLY SWITCHES TO THE OTHER (R) COMPUTER UPON A FAILURE
  - L, R - MANUALLY SELECTS A SPECIFIC COMPUTER

- MAXIMUM INDICATOR RESET SWITCH**
- CLEARS MAXIMUM EXCEEDANCE DIGITAL READOUTS FROM DISPLAY UNITS

- EVENT RECORD SWITCH**
- RECORDS MAINTENANCE DATA IN NONVOLATILE MEMORY FOR THE ECS, ELEC/HYD, PERF/APU, AND EPCS PARAMETERS SIMULTANEOUSLY

EICAS DISPLAY SELECT PANEL - CONTROLS

COLLINS  
PW2700, 4000  
GE CF6-80C2F

631-41-059-03A

FIGURE III-5 PANNUEA DE COMMANDE D'AFFICHAGE EICAS

- Le Bouton sélecteur sur position **AUTO** permet au calculateur gauche d'afficher les paramètres sur les Deux écrans **EICAS**.

En cas de panne du calculateur Gauche, c'est le calculateur droit qui affiche les paramètres automatiques sur les deux écrans.

**d) bouton sélecteur de poussée (THRUST REF SET) :**

Ce bouton à trois positions rotatives :

- **Gauche (L).**
- **Both.**
- **Droit (R).**

Il possède deux positions :

- Position enfoncée : mode automatique.
- Position tirée (relâchée) : mode manuel.

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

En mode manuel en perdant le **TMC**, c'est le pilote qui calcule et affiche manuellement la poussée de référence sur l'indicateur **N1**.

**e) bouton de reset maximal (MAX IND RESET) :**

Ce bouton d'afficher les dépassements moteur de la mémoire.

**LA MAINTENANCE :**

Les deux écrans **EICAS** et le panneau de commande sont sensibles à l'électricité statique. Lors de leur dépose et repose, **BOEING** recommande de porter des bracelets pour éviter la décharge de l'électricité statique sur les équipements afin d'éviter leur détérioration.

**B) PANNEAU DE MAINTENANCE EICAS :**

Le panneau de maintenance **EICAS** assure toutes les fonctions de contrôle pour l'affichage au cockpit de l'information de la maintenance. Il est localisé au cockpit panneau (**P 61**) et comprend :

1- Six (06) switches ( boutons poussoirs ) :

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



- **EPCS.**
- 2- Deux (02) switches :
- **AUTO EVENT.**
- **MAN EVENT**
- 3- Un bouton de test (**TEST**).
- 4- Un bouton record (**REC**).
- 5- Un bouton efface (**ERASE**).

**a) switch ECS/MSG :**

Ce bouton permet d'afficher les paramètres et les messages de maintenance du système de conditionnement d'air .Les paramètre et les messages de maintenance apparaissent sur l'écran **EICAS** inférieur. Ce switch est utilisé au sol seulement.

**b) switch ELEC/HYD :**

Ce bouton permet d'afficher tout les paramètres et les messages de maintenance de la génération électrique et du circuit hydraulique sur l'écran **EICAS** inférieur .Ce bouton est utilisé au sol seulement.

**c) switch PERF/APU :**

Ce switch permet d'afficher les paramètres moteur et les messages de maintenance Moteur et ceux de l'**APU**. Les paramètres et les messages apparaissent sur l'écran **EICAS** inférieur. Il est utilisé au sol seulement.

**d) switch CONF/MCDP :**

Ce switch permet d'afficher les informations suivantes :

- Type de moteur.
- Système d'indication (**EICAS**).
- Calculateur de commande de poussée (**TMC**).
- Calculateur de gestion de vol (**FMC**).
- Système de contrôle électronique de propulsion (**EPCS**).

Ce switch est utilisé au sol seulement.

**e) switch ENG EXCD :**

Ce switch permet d'afficher sur l'écran **EICAS** inférieur les dépassements moteur (**N1**, **EGT** et **N2**). Il affiche la valeur et le temps de dépassement des ces paramètres, il est utilisé au sol seulement.

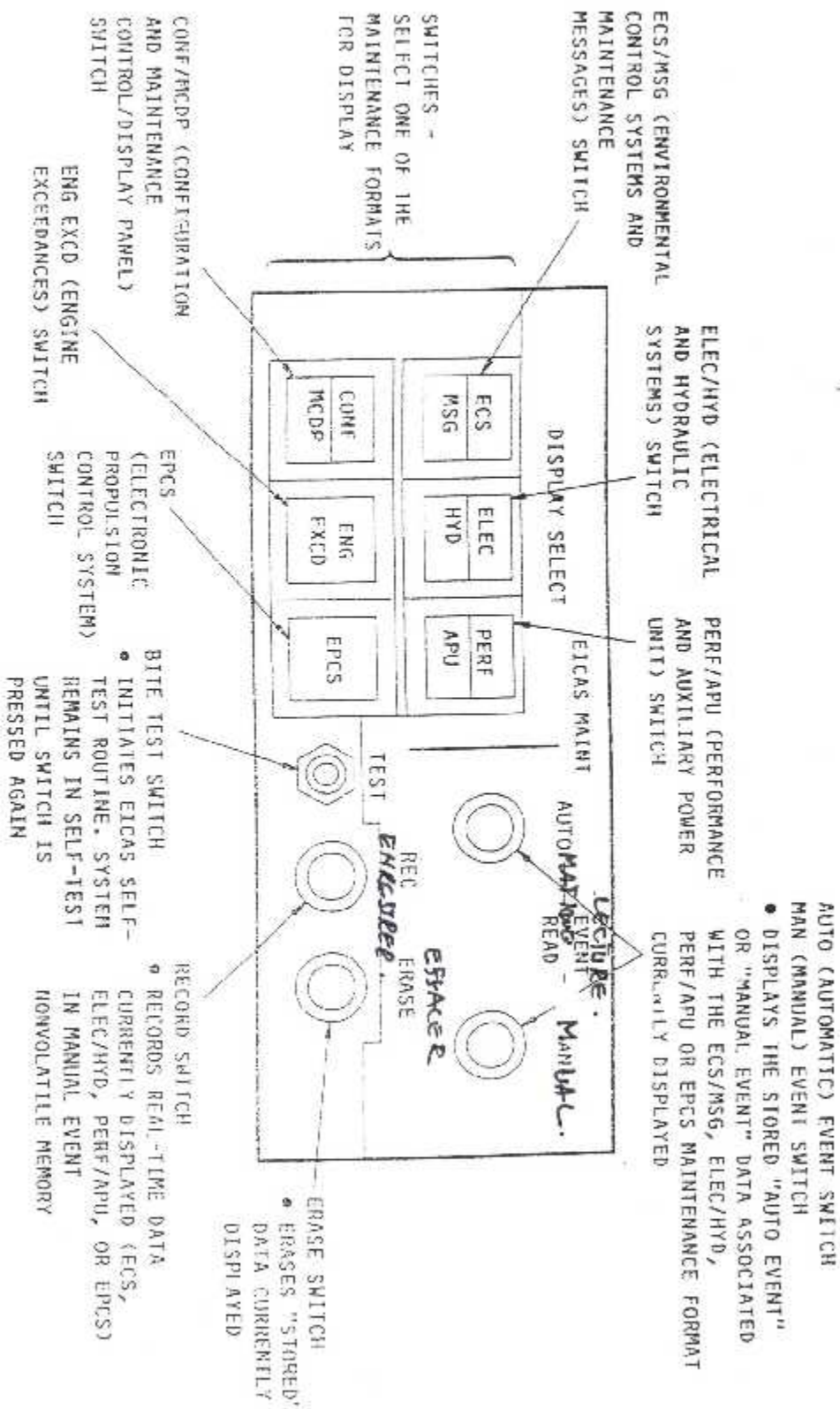


FIGURE III-6 PANNEAU DE MAINTENANCE EICAS

**f) 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.

**g) switch EVENT READ AUTO :**

Ce bouton permet d'afficher les paramètres mémorisés automatiquement.

**h) switch EVENT READ MAN :**

Ce bouton permet d'afficher les paramètres mémorisés manuellement.

**i) switch TEST :**

Ce bouton permet de déclencher l'auto test 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 défaillant le message 'TEST FAIL' apparaît sur l'écran **EICAS**.

**j) switch RECORD ( REC ) :**

Ce bouton permet d'analyser les données de maintenance dans une mémoire non volatile (**NVM**).

**k) switch ERASE :**

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

**III- 3-5 SWITCH CANCEL-RECALL:**

Les switches **CANCEL** et **RECALL** sont localisés au cockpit au panneau ( **P1** ), ils sont de type bouton poussoir. Ils permettent d'afficher les messages du niveau ( **B** ) et niveau ( **C** ) sur l'écran supérieur **EICAS**.

**- FONCTIONNEMENT :**

En appuyant sur le bouton **CANCEL** 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 onze (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 du niveau ( **B** ) et ( **C** ) seront affichés sur l'écran **EICAS**.

**III- 3-6 AVERTISSEUR DE DEFAUTS (CAUTION) :**

Ils sont localisés au cockpit au côté 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.

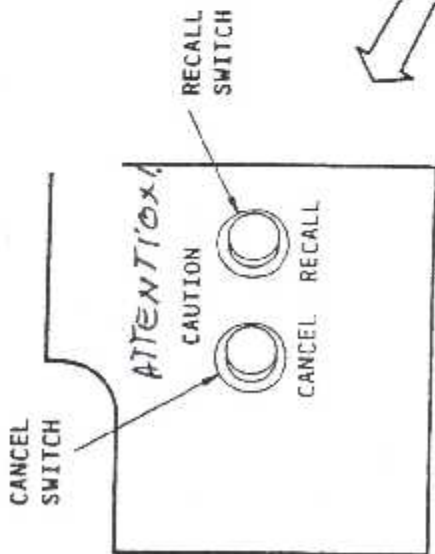
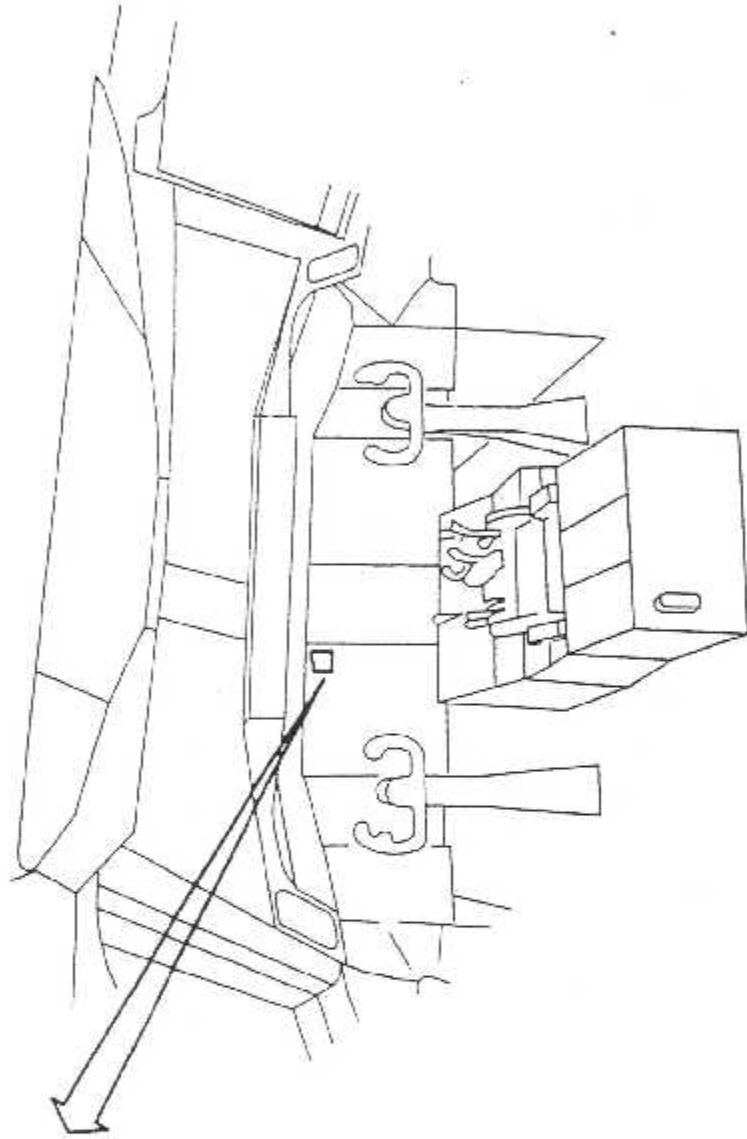


FIGURE III-7 SWITCH CANCEL /RECALL

### III- 3-6 AVERTISSEUR DE DEFAUTS (CAUTION) :

Il sont localisés au cockpit au coté gauche et droit de l'auvent 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.

### III- 3-7 AVERTISSEUR FEU :

Ils sont localisés au cockpit à droite du panneau ( P7 ).Ce sont des étiquettes qui s'allument rouge à chaque fois qu'il y a feu :

- APU.
- REACTEURS.
- SOUTES A BAGAGES AVANT ET ARRIERE.

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 défaillant.

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

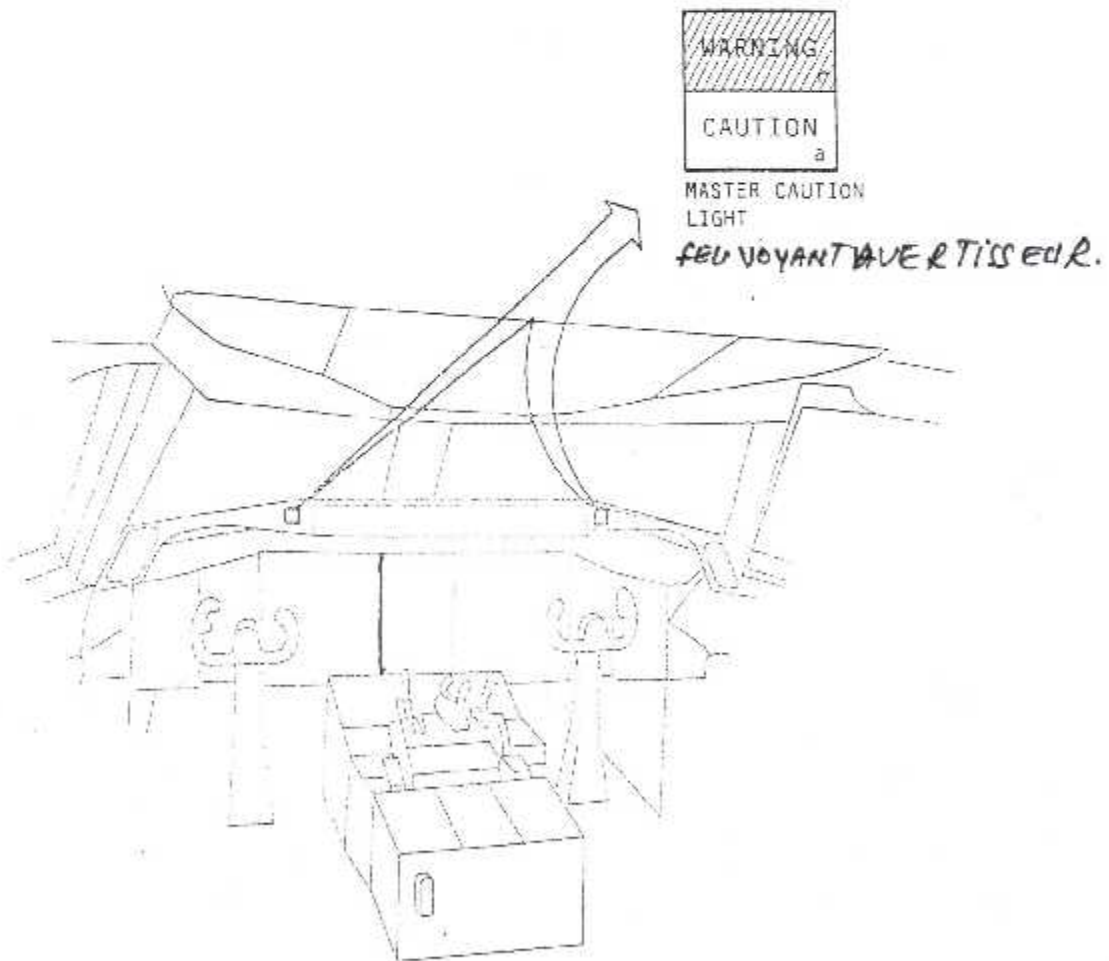


Figure III-8 AVERTISSEUR FEU

### III-4 LE SYSTEME SECOURS D'INDICATION MOTEUR :

#### LE BUT :

Le rôle du système secours d'indication moteur (SEI) est d'afficher les paramètres moteur N1, EGT et N2 en cas de panne des deux écrans EICAS.

#### DESCRIPTION :

Ce système comporte :

- Huit (08) fenêtres d'affichage digitale, ces fenêtres d'affichage digitale permettent d'afficher les paramètres N1, EGT et N2 des deux moteurs.
- Six (06) fenêtres d'affichage digital latérales. Ces fenêtres permettent d'afficher les paramètres limite N1, EGT et N2 des deux moteurs.
- Un bouton test :  
Ce bouton permet de tester le système secours d'indication moteur (SEI). Pour faire le test, il suffit tout simplement d'appuyer sur le bouton test et tourner vers la droite.
- Un sélecteur à deux positions :
  - ON
  - AUTO

La position normale du sélecteur est la position AUTO. Elle est recommandée par le constructeur BOEING. Cette position permet d'afficher les paramètres N1, EGT et N2 automatiquement en cas de panne des deux écrans EICAS.

La position ON permet d'afficher les paramètres N1, EGT et N2 en permanence.

Si le test est concluant, les valeurs suivantes s'afficheront sur les fenêtres d'affichage digital.

188.8	pour le N1.
1888	pour l'EGT.
188	pour le N2.

Si le test n'est pas concluant, les pannes s'afficheront sur les fenêtres d'affichage digital supérieures selon des codes. Ces codes sont les suivants :

111	pour défaillance EPROM.
222	pour défaillance RAM.
333	pour défaillance alimentation électrique.
444	pour défaillance du canal A de EEC moteur gauche.
555	pour défaillance du canal B de EEC moteur gauche.
666	pour défaillance du canal A de EEC moteur droit.
777	pour défaillance du canal B de EEC moteur droit.

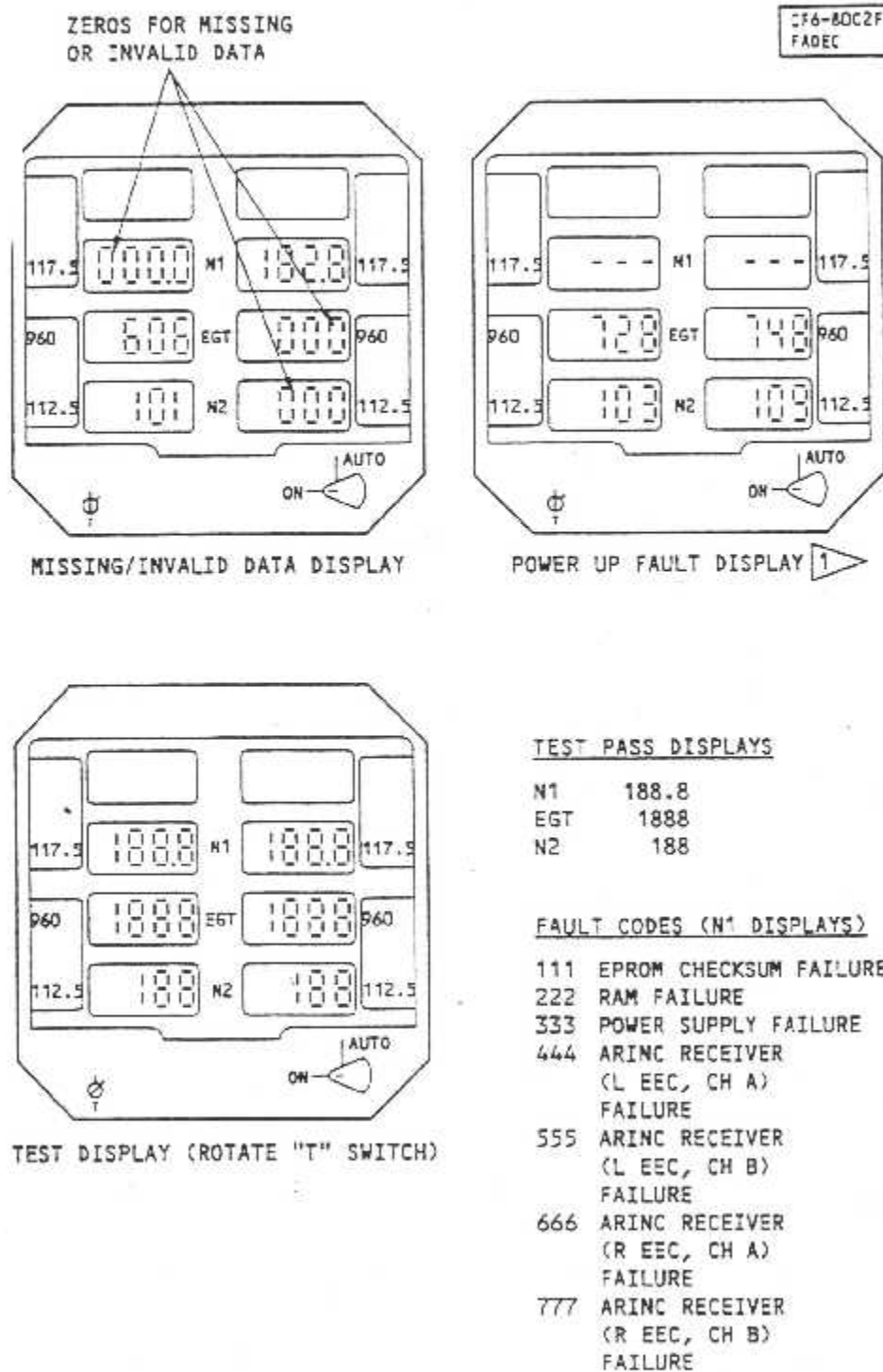


FIGURE III-9 SYSTEME SECOURS D'INDICATION MOTEUR

### **III- 5 LOCALISATION DES COMPOSANTS DE L'EICAS :**

#### **III -5 -1 LES COMPOSANTS AU POSTE DE PILOTAGE :**

- Les deux écrans EICAS (supérieur et inférieur) localisé au panneau ( P2 ).
- Le panneau sélecteur d'affichage EICAS localisé sur le panneau ( P9 ).
- Les switches voyants avertisseurs situés au l'auvent d'éclairage ( P7 ).
- Les switches **Cancel/Recall** situés au panneau de commandement ( P1- P3 ).
- Le panneau de maintenance EICAS localisé au panneau de coté droite ( P61 ).
- Les disjoncteurs situés au panneau supérieur.

#### **III -5-2 LES COMPOSANTS DANS LA SOUTE ELECTRONIQUE PRICIPALE:**

- Le calculateur EICAS droit situé sur l'étagère ( E8-1 ).
- Le calculateur EICAS gauche situé sur l'étagère ( E8-2 ).
- Les deux ( 02 ) modules de permutation localisés à coté des calculateurs sur l'étagère ( E8-1 ).
- Carte de consolidation de signal localisée au panneau ( P 50 ).



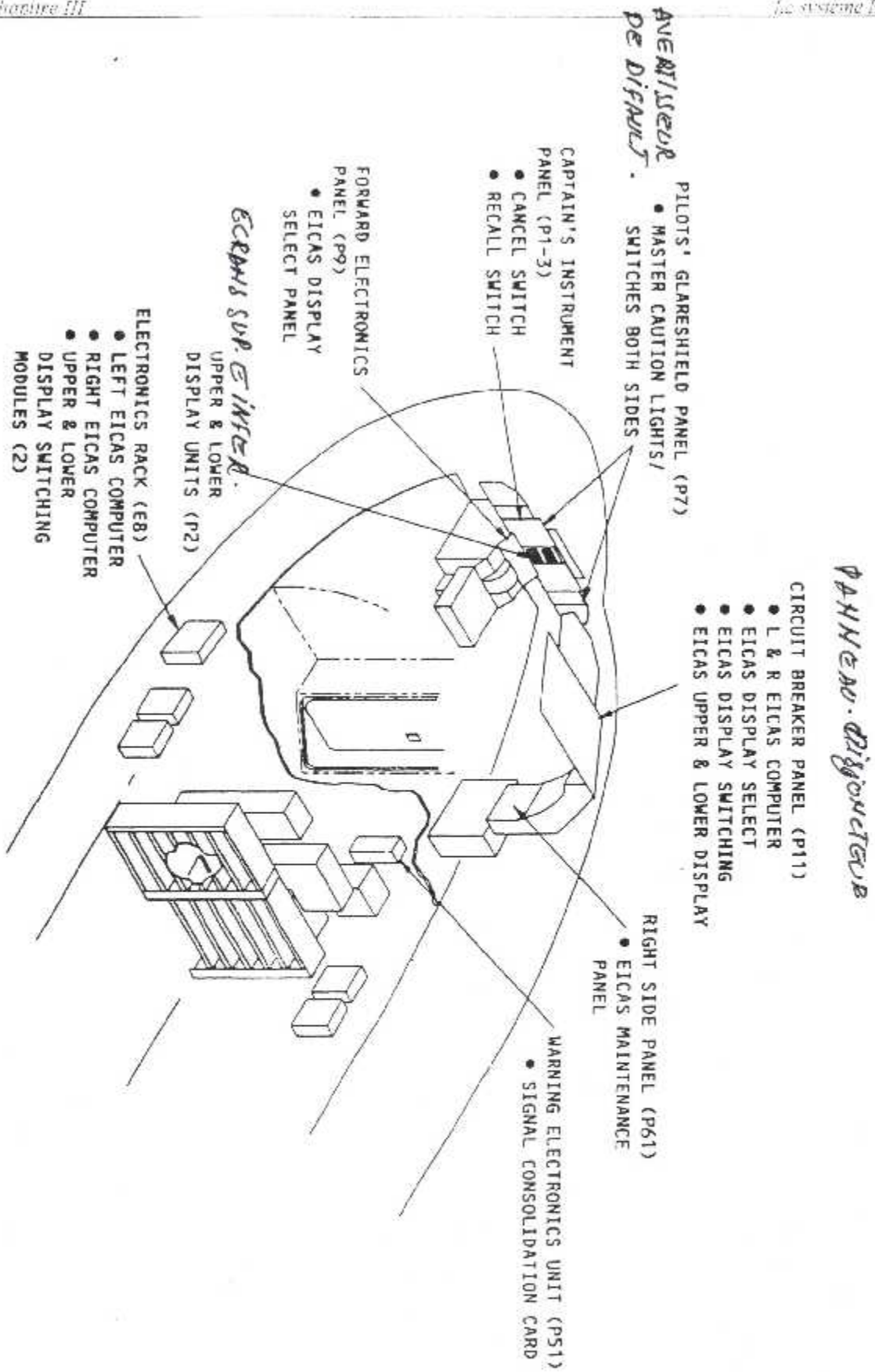


FIGURE III-10 LOCALISATION DES COMPOSANT EICAS

### III-6 LES MESSAGES DU SYSTEME EICAS :

Le système EICAS a six (06) niveaux de messages. Les messages sont comme suit :

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

#### NIVEAU A :

Le message du niveau ( A ) est un message où l'action corrective de l'équipage est immédiate. Le message niveau ( A ) apparaît en cas de feu ( APU, MOTEUR, SOUTES A BAGAGES, TRAINS D'ATTERRISSAGE ).

Le message du niveau ( A ) est affiché sur l'écran supérieur EICAS coté gauche de couleur rouge suivi par des alarmes suivantes :

- Les ( 02 ) deux avertisseurs feu s'allument en rouge sur le panneau ( P7 ).
- Les ( 02 ) deux avertisseurs de défaut s'allument en ambre sur le panneau ( P7 ).
- Une sonnerie retentit.
- La poignée coupe feu moteur s'allume rouge (en cas de feu moteur).
- La poignée coupe feu APU s'allume rouge (en cas de feu APU).
- Une étiquette s'allume rouge (en cas de feu train d'atterrissage).
- Une étiquette s'allume rouge (en cas de feu soute à bagage).

#### NIVEAU B :

Le message du 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'anomalies d'un ou plusieurs systèmes avion. Le message du niveau ( B ) est affiché sur l'écran supérieur EICAS coté gauche de couleur ambre suivi des alarmes suivantes :

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

#### NIVEAU C :

Le message du niveau ( C ) est un message où l'attention de l'équipage est attirée mais l'action corrective n'est pas immédiate. Le message du niveau ( C ) apparaît en cas d'anomalies d'un ou plusieurs systèmes avion (anomalie n'est pas aussi importante que l'anomalie 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 ) suivi des alarmes suivantes :

- Les deux avertisseurs de défaut s'allument ambre sur le 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 dispatch 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 de maintenance n'apparaissent qu'au sol seulement. Ils sont associés aux boutons poussoirs situés au panneau ( P 61 ).

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

Les messages de maintenance permettant au personnel de la 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 suit :

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.

Dans notre travail nous sommes intéressés aux pages :

- PERF/APU.
- ENG EXCD.
- ECPS.

Ces pages permettent :

- De connaître tous les paramètres moteur.
- De faire la recherche de panne du moteur.

### III-7 LES PAGES DE MAINTENANCE :

#### III-7-1 PAGES PERF/APU :

Cette page est affichée quand on appuie sur le bouton poussoir **PERF/ APU** sur le panneau de maintenance (**P61**) au sol. Elle permet d'afficher les paramètres suivants sur l'écran **EICAS** inférieur des deux moteurs :

Sur le côté gauche de l'écran :

- Pression d'huile.
- Température d'huile.
- Quantité d'huile.
- Vibration **FAN**, turbine basse pression et **N2**.

Sur le côté droit de l'écran :

- Poids total brut de l'avion.
- Vitesse avion.
- Nombre de Mach.
- Température totale de l'air.
- Altitude.
- **N1** recommandé.
- **N1** maximum.
  
- **N1** actuel.
- Position angulaire manette de poussée.
- **EGT**.
- **N2**.
- Débit carburant.
- La pression carburant.
- La pression pneumatique (au niveau du collecteur pneumatique).
- La pression au niveau de la chambre de combustion.
- Position de la manette reverse.

En cas de dépassement de **N1**, **EGT**, **N2**, le message apparaît sur l'écran côté bas droit.

		PERF/APU		GROSS WT 315.0	
		CAS		TAT	+12
		MACH		ALT	30
70	OIL PRESS	35		N <sub>1</sub>	
105	OIL TEMP	70	95.2	CRD	0.0
18	OIL QTY	12	104.0	MAX	104.0
			54.9	ACT	26.1
		VIB	-25.4	TRA SEL	141.7
1.2	FAM	0.3	52.8	EGT	2.5
0.9	LPT	2.2	104.2	N <sub>2</sub>	23.4
1.1	N <sub>2</sub>	0.9	12.436	FF	15.312
APU:			86	FP	84
	EGT	640	40	DUCT PR	40
	RPM	103	320	BURN PR	390
	OIL q	0.25	-19.1	T/R	120.5
APU OIL QTY			OIL 7 YEL	EGT RED	

FIGURE III-11 PAGE PERF/APU

### **III- 7- 2 PAGE EPCS :**

Cette page apparaît quand on appui sur le bouton **EPCS** sur le panneau de maintenance ( **P 61** ). Elle permet d'afficher les paramètres suivants sur l'écran inférieur **EICAS** des deux moteurs :

- Position du stator à calage variable (**VSV**).
- Position des vannes de décharge (**VBV**).
- Position de la manette de poussée.
- Température **T1.2**.
- Pression ambiante **P0**.
- Position de la vanne de refroidissement carter de la turbine haute pression.
- Position de la vanne de refroidissement de la turbine basse pression.
- Position de la demi-couronne reverse gauche.
- Position de la demi-couronne reverse droite.
- Température **T25**.
- Température **T3**.
- Pression statique **Ps3**.

En cas de dépassement des paramètres **N1**, **EGT** et **N2**, un message apparaît sur le bas de l'écran.

En haut de l'écran, le canal actif s'affiche dans un carré.

### **III -7 -3 PAGE DEPASSEMENT MOTEUR :**

Cette page apparaît quand on appui sur le bouton poussoir **ENG/EXCD** sur le panneau de maintenance ( **P 61** ). Elle permet d'afficher sur l'écran inférieur **EICAS** le :

#### **DEPASSEMENT N1 :**

Elle affiche la plus grande valeur de dépassement **N1** et le temps de dépassement.

#### **DEPASSEMENT N2 :**

Elle affiche la plus grande valeur de dépassement **N2** et le temps de dépassement.

#### **DEPASSEMENT EGT :**

Elle affiche la plus grande valeur de dépassement **EGT** et le temps de dépassement.

Elle affiche l'**EGT** des dix derniers démarrages moteur de la plus grande valeur de démarrage jusqu'à la plus petite valeur de démarrage moteur ainsi que le temps de dépassement.

Elle affiche quatre **EGT** ambre (**925°C – 955°C**) dans un ordre décroissant et leur temps de dépassement.

STATUS		EPCS	
A	B		
-21.3	-21.3	VSV	54.2 54.2
-19.3	-19.3	VBV	112.4 112.4
-1.2	-1.2	TRA	110.2 110.2
-42	-42	T12	132 132
1.2	1.2	PO	31.2 31.2
-92	105	HPTC	-92 105
113	123	LPTC	113 123
101.5	101.5	T/R <sub>L</sub>	-12.7 -12.7
110.1	117.9	T/R <sub>R</sub>	10.6 5.2
-55	-55	T <sub>25</sub>	150 150
-28	-28	T <sub>3</sub>	650 650
-25	-19	PS <sub>3</sub>	550 550

OIL T YEL EGT RED

FIGURE III-12 PAGE EPCS

STATUS		ENG EXCD	
116.7	:06	N <sub>1</sub> RED	
649	:12	EGT START	
		EGT RED	
		N <sub>2</sub> RED	113.9 :03
MAX	L EGT START		
649	645 :02.7		
	635 :03.5		
	625 :04.4		
	615 :05.2		
	605 :06.3		
	595 :07.6		
	585 :08.5	R EGT AMBER	MAX
	575 :09.1	680 1:09.5	687
	565 :10.4	660 1:11.2	
	555 :11.3	640 1:13.3	
	545 :12.2	620 1:15.7	

FIGURE III-13 PAGE DEPASSEMENT MOTEUR



# CHAPITRE IV

*LA MAINTENANCE*

## IV -1 STRATEGIE DE LA MAINTENANCE :

### IV -1-2 MAINTENANCE AVEC TEMPS LIMITE ( HARD TIME )

C'est une maintenance préventive effectuée selon échéancier en fonction du temps de fonctionnement réalisé par le matériel désigné qui signifie que ce matériel devra être déposé avant d'atteindre son potentiel ( heure de vol, heure de fonctionnement ).soit pour subir certains travaux qui permettront de le libérer pour une nouvelle période de fonctionnement. ou bien pour être retiré de service( vie limite ).

#### A) AVANTAGES

- les opérations et les interventions sont planifiées, cette planification nous permet d'éliminer les causes de défaillances qui pourraient survenir après.
- Les coûts des opérations sont prédéterminés et la gestion financière est facile.

#### B) INCONVENIENTS

- Le coût des opérations élevé, car la périodicité est calée sur la durée de vie minimum d'un composent.
- Le démontage partiel d'un appareil incite aux changements aux pièces par précaution.
- Indisponibilité du matériel causée par les visites et retour en atelier.
- Perte de potentiel pour une défaillance partielle.
- La multiplicité des opérations de démontage accroît le risque d'introduction de nouvelles pannes.

Cette stratégie s'applique aux équipements ayant une très grande importance fonctionnelle et qu'on ne peut pas suivre leur état car il n'y a pas de paramètres significatifs de leurs états de dégradation, cette stratégie permettra de leur faire des inspections en atelier pour les libérer pour un autre potentiel.

**EXEMPLE :** pompe à huile, ventilateur, alternateur, bougie d'allumage.

### IV-1-2 MAINTENANCE AVEC SURVEILLANCE AU COMPORTEMENT ( MONITORING CONDITION ) :

C'est une maintenance effectuée après indication de défaillance, les travaux de cette stratégie consistent en l'élimination des conséquences de la défaillance. Ce mode d'entretien nécessite la mise en œuvre des moyens appropriés de suivis. Pour sélectionner les éléments dont le niveau de fonctionnement n'est pas satisfaisants.

Les méthodes qui permettent d'analyser les défaillances sont :

- Installation d'éléments de secours.
- Utilisation de technologie plus fiable.
- Utilisation de méthodes de diagnostic de pannes rapides ( historique des pannes, expertise...).

**A) AVANTAGES :**

- Méthode simple ( on attend l'indication de la panne pour intervenir ).
- Investissement relativement réduit ( les coûts de maintenance sont minimisés ).
- Eviter l'encombrement dans les ateliers.

**B) INCONVENIENTS :**

- Volume d'information à recueillir important.
- L'application de la défaillance d'un organe peut engendrer un mauvais fonctionnement de tout le système.

Cette maintenance coûte chère en sécurité. elle s'applique par un nombre bien déterminé d'éléments.

**EXAMPLE:** vanne de soutirage, les switchers, les valves.

**IV-1-3 MAINTENANCE SELON VERIFICATION D'ETAT (ONCONDITION).**

Dire qu'un élément fait l'objet d'un entretien selon vérification de l'état signifie que cet élément subit des interventions périodique ou éventuellement soumises à des observations continues pour déterminer son état.

C'est une maintenance préventive subordonnée à un type d'événement prédéterminé (auto diagnostic, information donnée par un capteur mesure d'une usure, etc....) révélateur de l'état de dégradation de cet élément.

Cela signifie qu'on intervient sur l'élément de façon conditionnelle, c'est à dire uniquement si certains paramètres évoluent de façon significative.

**A) AVANTAGES :**

- Possibilité de détection des défaillances de leur stade dévolution, nous mène à maintenir et garantir un niveau élevé de fiabilité et de la sécurité de vol.
- la détection rapide de anomalies de fonctionnement sans même devoir démonter l'élément ainsi pouvoir prévenir la panne et en prévoir la répartition le plus tard possible.

**B) INCONVENIENTS :**

- coûts élevés de la procédure de contrôle des paramètres de l'élément individuellement ( qualification de personnel, équipements sophistiqués...).
- cette stratégie s'applique sur les accessoires ayant une importance sur le plan de la sécurité de vol ou pour les accessoires et les éléments disposants d'équipements et des moyens techniques.

## IV-2 STRATEGIE DE LA MAINTENANCE DU REACTEUR CF6-80-C2 FADEC :

Le réacteur General Electric **CF6-80-C2 FADEC** nécessite une maintenance préventive et curative pour augmenter sa durabilité ou diminuer les pannes en cours d'utilisation.

Cette maintenance consiste en deux méthodes utilisées régulièrement :

- Entretien de ligne.
- Entretien en atelier.

### IV- 2-1 ENTRETIEN EN LIGNE :

- Inspection de routine.
- Vérification de fonctionnement.
- PV2.
- Inspection boroscopique.

#### **A) INSPECTION DE ROUTINE :**

C'est une inspection qui se fait après chaque vol et qui vérifie d'une manière visuelle les constituants extérieurs du moteur.

#### **B) VERIFICATION DE FONCTIONNEMENT :**

Cette inspection concerne la vérification du moteur au sol en inspectant les indicateurs au poste de pilotage.

#### **C) INSPECTION POUR ETAT :**

Cette inspection concerne la structure métallique extérieur du moteur en contrôlant les fissures et les fuites.

#### **D) PV2.**

Cette inspection est réalisée toutes les **200** heures de fonctionnement du moteur.

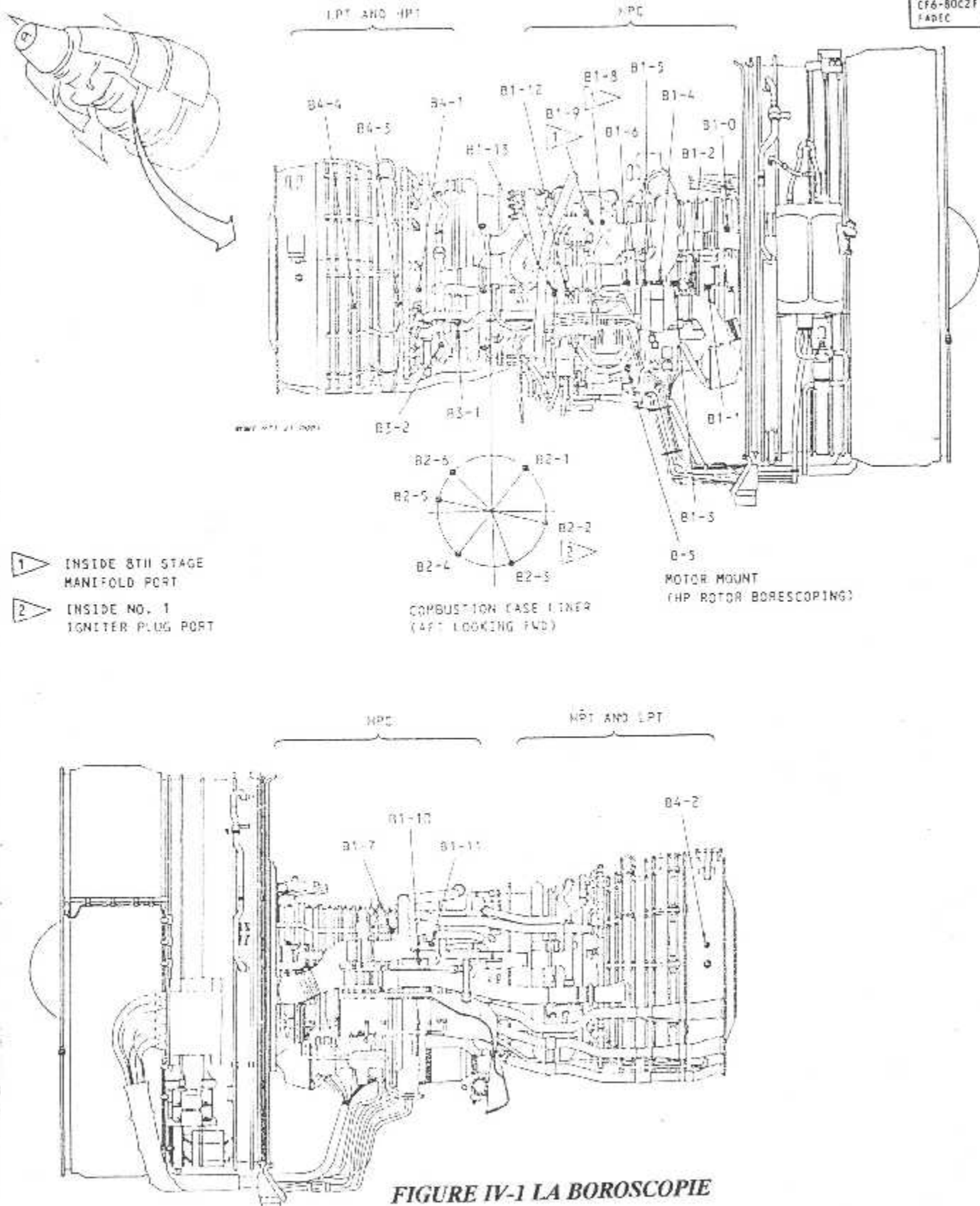
#### **E) INSPECTION BOROSCOPIQUE :**

C'est une inspection qui nécessite un appareillage spécial (le boroscope) et un éclairage qui varié entre **150** et **300** Watt.

Le but de cette inspection est de voir l'état interne du moteur :

- Les ailettes du compresseur.
- La chambre de combustion.
- Les ailettes de la turbine.

Cette inspection est réalisée chaque **400** cycles.



#### IV-2-2 ENTRETIEN EN ATELIER :

L'inspection du moteur en atelier est régie par des protocoles d'inspection nous citerons les protocoles suivants :

- Protocole inspection complète moteur assemblé.
- Protocole inspection complète modulaire.
- PV2.

Le bon fonctionnement du réacteur **CF6-80-C2 FADEC** dépend de :

- Entrée d'air.
- Bon état des ailettes du compresseur.
- Bon état de la chambre de combustion.
- Bon état des ailettes de la turbine.
- Bon fonctionnement du circuit carburant.
- Bon fonctionnement des dispositifs anti-pompage.
- Bon fonctionnement du circuit de graissage.
- Bon fonctionnement du circuit de démarrage et allumage.
- Bon fonctionnement du circuit reverse.
- Bon fonctionnement du circuit de commande.
- Bon fonctionnement du système d'indication.

L'entrée doit être inspectée pour fissures, criques, déformations, rivets en place. Les ailettes du compresseur doivent être inspectées au boroscope pour absence de criques et érosions. L'inspection du 1<sup>er</sup> étage rototique du fan consiste à inspecter les 38 ailettes, le disque, et la fixation.

Selon les recommandations de **GENERAL ELECTRIC**. Les ailettes du fan doivent être déposées après un nombre de cycles pour :

- Inspection.
- Nettoyage.
- Graissage.

Le graissage se fera en trois couches espacées de 30 à 40 minutes de séchage. La réinstallation des ailettes se fera suivant une redistribution fournie par l'engineering.

Le but de cette recommandation est :

- Eliminer toutes les vibrations moteur.
- L'inspection des ailettes statoriques du fan.
- L'inspection de la chambre de combustion pour absence de crique, déformation, corrosion et fluage.
- L'inspection de la turbine pour absence de crique, déformation, corrosion et fluage.

L'inspection du circuit carburant consiste à inspecter :

- La pompe carburant.
- Le filtre carburant.

- Le régulateur principal carburant ( **HMU** ).
- Les échangeurs thermiques.

En ce qui concerne le régulateur principal carburant ( **HMU** ) son inspection consiste à la vérification, réglage et ajustement si nécessaire.

Les injecteur carburant sont lavés et nettoyer s'il sont déposés.

L'inspection du dispositif anti-pompage consiste à inspecter :

- Les deux vérins des vannes de décharge.
- Les deux vérins des stators à calage variable.
- Les fuites.

#### IV- 4 MAINTENANCE ET FIABILITE DU SYSTEME EICAS :

La maintenance du système **EICAS** du **BOEING 767-300** obéit à des normes établies par le constructeur et par le département **ENGINEERING D'AIR ALGERIE**. Ces normes sont sous forme de protocoles destinés au personnel de la maintenance afin d'effectuer leurs tâches :

Cette maintenance se fait de façon soit :

- Curative.
- Programmée.

##### **A) Curative :**

Quand le système **EICAS** est défaillant, il faudra dépanner pour dispatcher l'avion. Le système **EICAS** est pourvu d'un système de test incorporé à l'équipement.

##### **PROCEDURE DE BITE :**

La procédure de **BITE** du système **EICAS** se fait :

- Au sol seulement.
- Frein de parc tiré.

##### **TEST**

En appuyant sur le bouton de test du panneau de maintenance ( **P 61** ), le système **eicas** fait son auto test.

Chaque calculateur **EICAS** répond indépendamment au test.

Lors de l'auto test, le message **TEST IN PROGRESS** apparaît sur les deux écrans **EICAS** :

Si le test est satisfaisant, le message **TEST OK** apparaît sur les deux écrans **EICAS**.

Si le test n'est pas satisfaisant, les anomalies du système **EICAS** détectées lors de l'auto test s'afficheront sur les deux écrans **EICAS**.

**EXEMPLE :**

Lors de test les anomalies affichées sont :

- Test défaillant (**TEST FAIL**).
- Calculateur gauche **EICAS** défaillant.
- L'écran **EICAS** supérieur défaillant.

**TEST DES ECRANS EICAS**

Le test des écrans se fait comme suit :

Si le test des écrans est satisfaisant :

- Les carrés s'allument dans l'ordre suivant : **ROUGE- VERT- BLEU**.
- Les caractères supérieurs s'allument en vert.
- Les caractères inférieurs s'allument en mauve.

Si le test des écrans n'est pas satisfaisant :

- Les carrés s'allumeront dans le désordre.
- Les caractères supérieurs ne s'allumeront pas en vert.
- Les caractères inférieurs ne s'allumeront pas mauve.



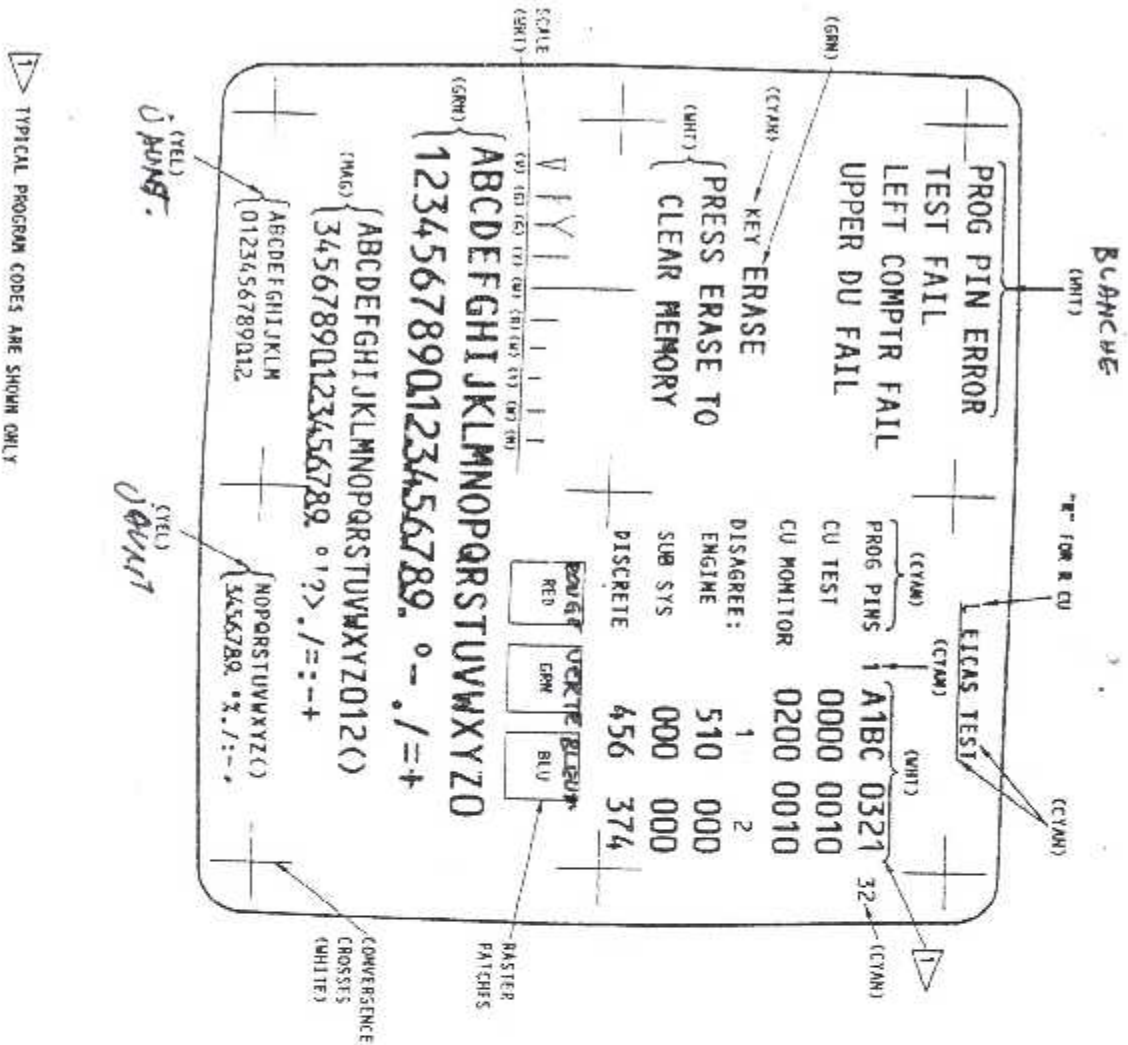


FIGURE IV-2

TEST DES ECRANS EICAS

TEST DISPLAY	EXPLANATION
TEST IN PROGRESS - REPLACED BY TEST FAIL OR TEST OK	INDICATES TEST INITIATION - THEN INDICATES RESULTS OF EICAS SYSTEM BITE TEST
LEFT CMPTR FAIL UPPER DU FAIL LOWER DU FAIL RIGHT CMPTR FAIL	MESSAGE DISPLAYED INDICATES BITE-DETECTED FAILURE WITHIN THAT LRU
KEY	DISPLAYED KEY MESSAGE INDICATES EICAS DISPLAY CONTROL SWITCH THAT IS CURRENTLY DEPRESSED
PRESS ERASE TO CLEAR MEMORY	INDICATES ERASE SWITCH HAS BEEN PRESSED ONCE. SECOND PRESS OF ERASE SWITCH WILL ERASE FAULTS STORED ON TEST FORMAT
EICAS TEST OR R EICAS TEST	INDICATES COMPUTER CURRENTLY DISPLAYING TEST RESULTS
PROG PINS 1 A1BC 0321	DISPLAYED HEXADECIMAL CODE INDICATES CONFIGURATION GROUNDING PROGRAM PINS OF SELECTED COMPUTER (EXAMPLE SHOWN)
CU TEST CU MONITOR	DISPLAYED HEXADECIMAL CODE INDICATES INTERNAL COMPUTER FAULT CODE FOR FAULTS DETECTED DURING TEST OR SELF-MONITORING
DISAGREE: ENGINE SUB-SYS DISCRETE	ENGINE ANALOG INPUT DISAGREES BETWEEN COMPUTERS. STATUS MESSAGE "EICAS DISAGREE" OR MAINT MESSAGE "EICAS BITE" DISPLAYED WHEN SELECTED  SUBSYSTEM (NON-ENGINE OR DISCRETE) ANALOG INPUT DISAGREES BETWEEN COMPUTERS (REF TABLE 101). MAINT MESSAGE "EICAS BITE" DISPLAYED WHEN SELECTED

**ETUDE DE FIABILITE :**

Le nombre de pannes des éléments constitutifs de L'EICAS durant les années 1997-2001 est représenté dans le tableau suivant :

	1997	1998	1999	2000	2001	TOTAL
<b>ECRANS</b>	0	0	0	0	0	0
<b>CALCULATEURS</b>	0	1	0	1	0	2
<b>PANNEAUX DE COMMANDE</b>	1	1	1	0	0	3

**COMMENTAIRE :**

D'après les constats recensés au niveau des structures de maintenance **D'AIR ALGERIE** on remarque :

- Les écrans EICAS ont un taux de fiabilité élevé. Durant les cinq dernières années aucune panne n'a été enregistrée pour les écrans.
- Les calculateurs ont un taux de fiabilité pratiquement élevé. Durant les cinq dernières années deux pannes seulement ont été enregistrées.
- Les panneaux de commande ont un taux de fiabilité relativement élevé. Durant les cinq dernières années trois pannes ont été enregistrées.

**B) LA MAINTENANCE PROGRAMMEE :**

La maintenance programmée est une maintenance qui obéit à des normes établies par le constructeur et les services de l'engineering **D'AIR ALGERIE**.

Cette maintenance a lieu selon :

- Nombre d'heures de vol.
- Nombre de cycles.
- Nombre d'année.

## LA CONCLUSION :

A l'issue de ce modeste travail nous avons pris connaissance :

- Des différents composants du réacteur **CF6-80 C2 FADEC**.
- Des différents circuits du réacteur **CF6-80 C2 FADEC**.
- Du fonctionnement du réacteur **CF6-80 C2 FADEC**.
- Du système de contrôle du **BOEING 767-300**.

Notre attention a été particulièrement attiré par le système **EICAS**.

Le système **EICAS** a été mis au point dans le but :

- D'offrir une assistance opérationnelle pour des situations normales et anormales des systèmes avion . Ce système améliore le confort de l'équipage et leur diminue de façon notable l'effort mental en leur fournissant une analyse profonde des pannes.
- La commande est entièrement automatique et ne nécessite aucune action de l'équipage ( le traitement des données avion se fait automatiquement ).
- D'améliorer le poste de pilotage en introduisant deux écrans **EICAS** et en supprimant tous les indicateurs électromécaniques moteur économisant ainsi le poids, le câblage électrique et diminuant le risque de panne.
- D'offrir une assistance technique au personnel de la maintenance en leur fournissant toute la recherche de panne avion

Notre stage au sein des installations de la direction technique de l'**AIR ALGERIE** nous a permis de bien connaître les moyens et les méthodes de maintenance utilisées et nous préparer au monde de travail.

# BIBLIOPHIE



- [1] Air plane maintenance manuel, (ATA -73-72-80) Boeing 767-300 (AMM), 1998-2001.
- [2] Configuration study ; CF6 80-C2 PNC/ FADEC- GEK 92468 , 1990
- [3] Dictionnaire technique d'aéronautique, et l'espace, (English, French), par Henri GOURSAU , 1985.
- [4] GEK- 97309- Basic Engine and FADEC systems , 1990.
- [5] GEK- 97284- installation Manual, 1998.
- [6] GEK - 72501 Engine Manual
- [7] GEK- 50485 CF6-80 Engine
- [8] Mémoire fin d'étude , Etude comparative des deux réacteurs GE. CF6 80-C2 FADEC et, Promotion 99/2000.
- [9] Illustrated Parts Catalogue, Boeing 767-300, ATA 73, 1998-2001.
- [10] Recherche des panes, Boeing 767-300, (TSM , ATA 73), 1998-2001
- [11] Training Manual, EL / AF/ PP Boeing 767-300, part 4, 2001.