

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE
SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE DE SAAD DAHLAB BLIDA
FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE

MEMOIRE

En vue de l'obtention du diplôme d'études universitaires appliquées.

OPTION PROPULSION

- THEME -

CF6-80E1 ENGINE AND NACELLE



Description et fonctionnement de la reverse du CF6-80 E1

Réalisé par :

M^r : BOUTICHE Lahcene.
M^r : HOCINE Abdelhak.

Encadré par :

M^r : BEN OMAR Abdelkader.
M^r : KBAB Hakim.

2007/2008

Résumé :

Notre travail a porté sur la reverse du moteur CF6-80E1 qui équipe l'AIRBUS A330-200. Le rôle principale de la reverse est de freiner l'avion au sol.

Summary :

Our study was about the thrust reverser of the engine CF6-80 E1 which equips the AIRBUS A330-200. The main purpose of the thrust reverser is to ensure the braking of the airplane on the ground.

ملخص:

تعرفنا من خلال الدراسة التي قمنا بها على جهاز انعكاس الدفع للمحرك المخصص للطائرة أرباص 330-200 , وقد استخلصنا أن المهمة الرئيسية لجهاز انعكاس الدفع تتمثل في كبح الطائرة أثناء هبوطها على الأرض. كما أنه يقلل من حدة التأثيرات على جهاز كبح عجلات الطائرة.

REMERCIEMENTS

Tout d'abord nous remercions le bon DIEU pour m'avoir guider vers le bon chemin de la lumière et du savoir.

Nos sincères remerciements à nos parents qui ont beaucoup aidé durant nos études.

A tous les enseignants de l'Institut d'Aéronautique de BLIDA et surtout nos enseignants de l'option : Propulsion.

Nous tenons à présenter nos chaleureux remerciements aux :

*Nos promoteurs : M^R : BEN OMAR Abdelkader.
M^R: KBAB Hakim.*

Nous tenons à remercier aussi les membres du jury pour l'honneur qu'ils nous accordent, en acceptant de juger notre travail.

Nous remercions tous ceux qui nous ont aidé de loin ou de près.

DEDICACES

Je dédie ce modeste travail à :

Mes chers parents, qui m'ont aidé beaucoup, que le bon Dieu les protège pour mois.

Mes chers frères et mes chères sœurs et toute la famille BOUTICHE.

Dédicaces spéciales pour mes chers amis : RACIM, MHAND, MOHAMED, NASRO, ISMAIL, KAMAL, YACIN, MAMAR, TAREK, SALIM, CHOUAIB, ABDELOUAHAB.

A mon très chère binôme HOCINE Abdelhak et toute sa famille.

Mes amis intimes de DOUERA.

Toute la promotion 2007/2008.

Sommaire

Remerciements.

Dédicace.

Sommaire.

La liste des figures.

List des abréviations.

Les unités utilisées en aéronautique.

Les valeurs des unités.

Résumé.

Introduction.....01

Chapitre I : Description du moteur CF6-80E1.

I.1.	Description du Cf6-80-E1.	1
I.2.	Les différents modules du réacteur.....	2
I.2.1.	Module fan.....	3
I.2.2.	Module core.	4
I.2.2.a.	Le compresseur haute pression.	4
I.2.2.b.	La chambre de combustion.	6
I.2.3.	Module turbine haute pression.	7
I.2.4.	Module turbine basse pression.	8
I.2.5.	Module boîte d’entraînement des accessoires AGB.	9
I.3.	Caractéristique principales du réacteur CF6- 80E1 FADEC.	11
I.4.	Repérage de différentes stations du réacteur.	13
I.4.a.	Flux primaire.....	13
I.4.b.	Flux secondaire.....	13
I.5.	Les paliers et roulements du réacteur CF6-80E1.	14

Chapitre II : Description des différents circuits du moteur CF6-80E1.

II.1.	Circuit carburant.	15
II.1.1.	Les composants du circuit carburant.	16
II.1.2.	Contrôle du circuit carburant.	17
II.2.	Circuit de graissage.	17
II.2.1.	Composants du circuit de graissage.....	18
II.2.2.	Contrôle du circuit de graissage.	20
II.3.	Circuit de démarrage et d’allumage.	21
II.3.1.	Démarrage moteur.	21
II.3.2.	Allumage réacteur.....	22

II.3.3.	Commandes et contrôles.	22
II.4.	Circuit de contrôle.	23
II.4.1.	Généralité.	23
II.4.2.	Tachymètre N1.....	24
II.4.3.	Indication EGT.	24
II.4.4.	Capteur de vibration.	24
II.4.5.	Système ECAM.	25
II.4.6.	L'unité électronique de contrôle moteur.	26
II.5.	Circuit d'air du réacteur CF6-80-E1 FADEC.	27
II.5.1.	Le contrôle de débit d'air a travers le compresseur du réacteur CF6-80-E1 FADEC.	27
II.5.2.	Régulation de débit d'air de refroidissement.	29
II.5.3.	Le système de refroidissement du moteur et des accessoires (CCCV).	30
II.5.4.	Refroidissement de la chambre de combustion.....	32
II.5.5.	refroidissement ailettes turbine haute pression.	32
II.5.6.	Refroidissement des ailettes turbine basse pression.....	33
II.5.7.	Dispositif actif de contrôle du jeu turbine haute pression et basse pression.	33
II.5.8.	Dispositif passif de contrôle du jeu turbine haute pression.	35
II.5.9.	Refroidissement des bougies.	36
II.5.10.	Refroidissement de l'huile de l'alternateur (IDG).....	36
II.5.10.	Ventilation de l'unité électronique de control moteur ECU.....	38
II.5.11.	Ventilation nacelle.....	38
II.5.12.	Refroidissement et pressurisation des puisards.	38
II.5.13.	Pressurisation des réservoirs.....	39
II.5.1.	Pressurisation des réservoirs hydraulique.....	40
II.5.2.	Pressurisation des réservoirs d'eau.....	40
 Chapitre III : Description et fonctionnement de la reverse.		
III.1.	Dispositifs d'éjection.....	41
III.1.1.	Principe.....	41
III.1.2.	Tuyère secondaire.....	42
III.2.	Inversion de poussée.....	44
III.2.1.	Généralité.....	44

III.2.2. Fonctionnement de la reverse.....	46
III.2.2.a. Sortie reverse.....	47
III.2.2.b. rentrée reverse.....	50
III.2.3. Régulateur de pression et d'arrêt (TRPV).....	51
III.2.4. Vanne électropneumatique de sélection du sens de rotation (TRDV).....	53
III.2.5. Moteur pneumatique d'inversion CDU.....	54
III.2.5.1. Eléments moteur.....	54
III.2.5.2. Boîtier d'engrenages.....	55
III.2.5.3. Vérin central a vis sans fin.....	56

Chapitre IV : La maintenance de la reverse.

IV.1. La surveillance de la reverse.....	58
IV.2. L'action corrective concernant reverser fault.....	59
IV.2.1. Le test de bon fonctionnement.....	60
IV.2.2. Le stockage de la reverse.....	61

Conclusion.

Bibliographie

LA LISTE DES FIGURES

Figure : I.1	Le moteur CF6-80 E1	01
Figure : I.2	Les modules du moteur	02
Figure : I.2.1	Le module FAN	04
Figure : I.2.2.a	La compresseur haute pression	05
Figure : I.2.2.b	La chambre de combustion	06
Figure : I.2.3	Le module turbine haute pression	07
Figure : I.2.4	Le module turbine basse pression	08
Figure : I.2.5.a	L'emplacement de la AGB	09
Figure : I.2.5.b	Le boîtier AGB	10
Figure : I.3	Les capots et portières du réacteur CF6-80 E1	11
Figure : I.4	Les stations du moteur CF6-80 E1	13
Figure : I.5	Les paliers du CF6-80 E1	14
Figure : II.1	le circuit carburant	15
Figure : II.1.1	Les composants du circuit carburant	16
Figure : II.2	Circuit de lubrification	18
Figure : II.2.1.a	Réservoir d'huile	19
Figure : II.2.1.b	L'emplacement du réservoir.	19
Figure : II.2.1.c	Les composants du circuit d'huile	19
Figure : II.2.2	L'indication du circuit d'huile	20
Figure : II.3.1	Circuit de démarrage	21
Figure : II.3.2	Circuit de démarrage et allumage	23
Figure : II.4.2	Ecran d'affichage	25
Figure : II.4.5	Système d'indication ECAM	26
Figure : II.4.6	L'unité électronique de contrôle moteur ECU	27
Figure : II.5.1	Système VSV, VBV	28
Figure : II.5.2	La valve BCV	29
Figure : II.5.3	La valve CCCV	31
Figure : II.5.7.a	la valve HPTACC et LPTACC	34
Figure : II.5.7.b	L'emplacement de la LPTACC	34
Figure : II.5.7.c	L'emplacement de la HPTACC	34
Figure : III.1.1.a	La détente du flux secondaire	41
Figure : III.1.1.b	L'inversion du flux secondaire	42
Figure : III.1.2.a	Les capots du moteur	44
Figure : III.1.2.b	L'ouverture manuelle des capots	44
Figure : III.2.1	Les composants du système reverse	46
Figure : III.2.2.a1	La RVDT et son emplacement	48
Figure : III.2.2.a2	La sortie de la reverse	49
Figure : III.2.2.b	La rentrée de la reverse	51
Figure : III.2.3	La TRPV	52
Figure III.2.4	La TRDV	53
Figure III.2.5	Moteur pneumatique CDU	54
Figure III.2.5.3	Le vérin central à vis, l'arbre flexible et le boîtier d'engrenages	57
Figure VI.2.1	Le test de la reverse	62

LISTE DES ABREVIATIONS

A

A/C	Aircraft.
A/THR	Auto Thrust.
AC	Alternating Current.
ACC	Active Clearance Control.
Act	Actuator.
AGB	Accessory Gear Box.
AMM	Aircraft Maintenance Manual.
APU	Auxiliary Power Unit.
AVM	Aircraft Vibration Monitoring.

B

BCV	Bore Cooling Valve.
BITE	Built In Test Equipment.
BRP	Bypass Ratio.
BSI	Boroscope inspection.

C

C	Celsius/Centigrade.
CBP	Compressor Bleed Pressure.
CC	Core Compartment.
CCCV	Core Compartment Cooling Valve.
CDP	Compressor Discharge pressure.
CDU	Center Drive Unit.
CH	Channel.
CIP	Compressor Inlet Pressure.
CIT	Compressor Inlet Temperature.
CLB	Climb.
CMC	Central Maintenance Computer.
CMD	Command.
CRC	Continuous Repetitive Chime.
CRF	Compressor Rear Frame.
CSD	Constant Speed Drive.
CTAI	Cowl Thermal Anti Ice.
CVT	Center Vent Tube.
CW	Clock Wise.

D

DC	Direct Current.
Deg	Degree.
DMC	Display Management computer.
DU	Display Unit (Part of ECAM).

E

ECAM	Electronic centralized air craft monitoring.
ECM	Engine Conditioning Monitoring.
ECS	Environmental Control System.
ECU	Electronic Control Unit.
EEC	Electronic Engine Control.
EGT	Exhaust Gas Temperature.
EHSV	Electro Hydraulic Servo Valve.
EIU	Engine Interface Unit.
EIVMU	Engine Interface and Vibration Monitoring Unit.
ENGRTG	Engine Rating.
ESN	Engine Serial Number.
EWD	Engine and Warning Display Unit.

F

F/O	Fuel/Oil.
F/R	Fan Reverser.
FADEC	Full Authority digital Engine Control.
FCPC	Flight Control Primary Computer.
FF	Fan Frame.
FLT	Flight.
FMS	FADEC Monitoring System.
FMV	Fuel Metering Valve.
FN	Engine Thrust.
FOB	Fuel On Board.
FOD	Foreign Object Damage.
FOHE	Fuel Oil Heat Exchanger.
FWD	Forward.

G

GCU	Generator Control Unit.
GEAE	GE Aircraft Engines.
GND	Ground.

H

HMU	Hydro Mechanical Unit.
HP	High Pressure.
HPC	High Pressure Compressor.
HPCR	High Pressure Compressor Rotor.
HPCS	High Pressure Compressor Stator.
HPOFF	High Pressure Fuel Shutoff Command.
HPSOV	High Pressure Shutoff Valve (Fuel).
HPT	High Pressure Turbine.

HPTACC High Pressure Turbine Active Clearance Control.
HPTN High Pressure Turbine Nozzle.
HPTR High Pressure Turbine Rotor.
Hx Heat Exchanger.
HYD Hydraulic.

I

I.D Inside Diameter.
IDG Integrated Drive Generator.
IDL Idle.
IGB Inlet Gear Box.
IGM Ignition.
IGV Inlet Guide Vane.
INOP Inoperative.

J

-

K

-

L

LGCIU Landing Gear Control Interface Unit.
LP Low Pressure.
LPC Low Pressure Compressor
LPCR Low Pressure Compressor Rotor.
LPCS Low Pressure Compressor Stator.
LPR Low Pressure Recoup.
LPT Low Pressure Turbine.
LPTACC Low Pressure Turbine Active Clearance Control.
LPTN Low Pressure Turbine Nozzle.
LPTR Low Pressure Turbine Rotor.
LPTS Low Pressure Turbine Stator.
LRU Line Replaceable Unit.
LSK Line Select Key.
LVDT Linear Variable Differential Transducer.

M

Mach Speed of sound.
MCD Magnetic Chip Detector.
MCDU Multipurpose Control Display Unit.
MFP Main Fuel Pump.
MID Middle.
MLOFF Master Lever Off.
MRV Maximum Reverse.
MSG Message.

N

N/A	Not Applicable.
N1	Low Pressure Rotor Speed.
N1IDL	N1 Idle.
N1LIM	N1 Limit.
N2	High Pressure Rotor Speed.

O

OAT	Outside Air Temperature.
O.D	Outside Diameter.
OGV	Outlet Guide Vane.
OMS	Onboard Maintenance System.
OPR	Overall Pressure Ratio.
OSG	Over Speed Governor.

P

PO	Ambient Pressure Outside.
PLA	Power Lever Angle.
PMA	Permanent Magnet Alternator.
Pt	total Pressure.

Q

QAD	Quick Attach-Detach.
QDM	Quantitative Debris monitor.
QTY	Quantity.

R

RDS	Radial Drive Shaft.
REG	Regulator.
RVDT	Rotary Variable Differential Transducer.

S

SAT	Static Air Temperature.
SAV	Static Air Valve.
SC	Signal Chime.
SOV	Shutoff Valve.
STA	Station.

T

TAT	Total Air Temperature.
TC	Turbine Cooling.
TCC	Turbine Clearance Control.
TEMP	Temperature.
TEO	Engine Oil Temperature.
TFUEL	Fuel Temperature.
TGB	Transfer Gear Box.
TIDGOIL	IDG OIL Temperature.
TR	Thrust Reverse.
TRA	Throttle Resolver Angle.
TRDV	Thrust Reverser Directional Valve.
TRF	Turbine Rear Frame.
TRPV	Thrust Reverser Pressurizing Valve.

U

-

V

VBV	Variable Bleed Valve.
VLV	Valve.
VSV	Variable Stator Vane.

W

WF	Fuel Flow.
Wfm	metered fuel flow.

X

XMTR	Transmitter.
------	--------------

Y

-

Z

-

LES UNITES EN AERONAUTIQUE :

Système US customary		Système de mesure SI metric	
ABRIVIATION	DEFINITION	ABRIVIATION	DEFINITION
Lbf.ft	Pound force.foot (Torque)	m.daN	Mètre.deca Newton
In.Hg	Inch de mesure	hPa	hecto Pascal
oz	Ounce (weight)	g	Gramme
PSI	Pound Square Inch	bar	Bar
Lb/min	US gallon par min	l/min	Litre par minute
deg.F	Degré Fahrenheit	deg.C	Degré celsius
ft	Foot	M	Mètre
US gal	US gallon	L	Litre
In ²	Inch square	cm ²	Centimètre carré
In	Inch	Mm	Millimètre
lb	Pound	Kg	Kilogramme
lbf	Pound force	daN	deca Newton

LES VALEURS DES UNITES :

Système de mesure international	Système de mesure US
1 psi	0.0689 bar
1in²	645.16 mm²
1in²	6.4516 cm²
1lbf	0.4448 daN
1oz	28.3495 g
1in.Hg	33.8640 hPa
1lb	0.4536 kg
1lb/min	0.4536 kg/min
1USgal	3.7854 l
1USgal/min	3.7854 l/min
1USquart	0.9464 l
1lbf.in	0.0113 m.daN
1lbf.ft	0.1356 m.daN
1ft	0.3048 m
1in	25.4 mm
1in³	16.3871 cm³
1in.Hg	0.491 psis

INTRODUCTION :

Notre travail a porté sur l'étude de la reverse du moteur **CF6-80 E1** qui équipe l'avion AIR BUS **A330-200**.

La reverse est d'une construction complexe c'est tout un dispositif qui doit fonctionner harmonieusement durant la sortie et la rentrée afin de jouer le rôle du freinage.

Notre plan de travail comprend :

CHAPITRE I : Description du réacteur CF6-80 E1.

Une vue globale sur le moteur CF6-80 E1, et sur ses différents modules.

CHAPITRE II : Les différents circuits du réacteur CF6-80 E1.

Présentation générale des systèmes du moteur et leurs fonctionnements, rôles et commandes.

CHAPITRE III : Description et fonctionnement de la reverse du réacteur CF6-80 E1.

Le circuit de la reverse, les éléments constituant, l'indication et la surveillance du système.

CHAPITRE IV : Maintenance de la reverse.

La détection et les actions correctives des différentes anomalies de la reverse.

INTRODUCTION

CHAPITRE I
CHAPITRE I
DESCRIPTION DU REACTEUR CF6-80E1
DESCRIPTION DU REACTEUR CF6-80E1

CHAPITRE II
DIFFERENTS CIRCUITS DU REACTEUR CF6-80E1

CHAPITRE III

DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT DE LA REVERSE

CHAPITRE IV
CHAPITRE IV
MAINTENANCE DE LA REVERSE
MAINTENANCE DE LA REVERSE

BIBLIOGRAPHIE

II. 1 CIRCUIT CARBURANT :

Le rôle du circuit carburant est d'assurer :

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

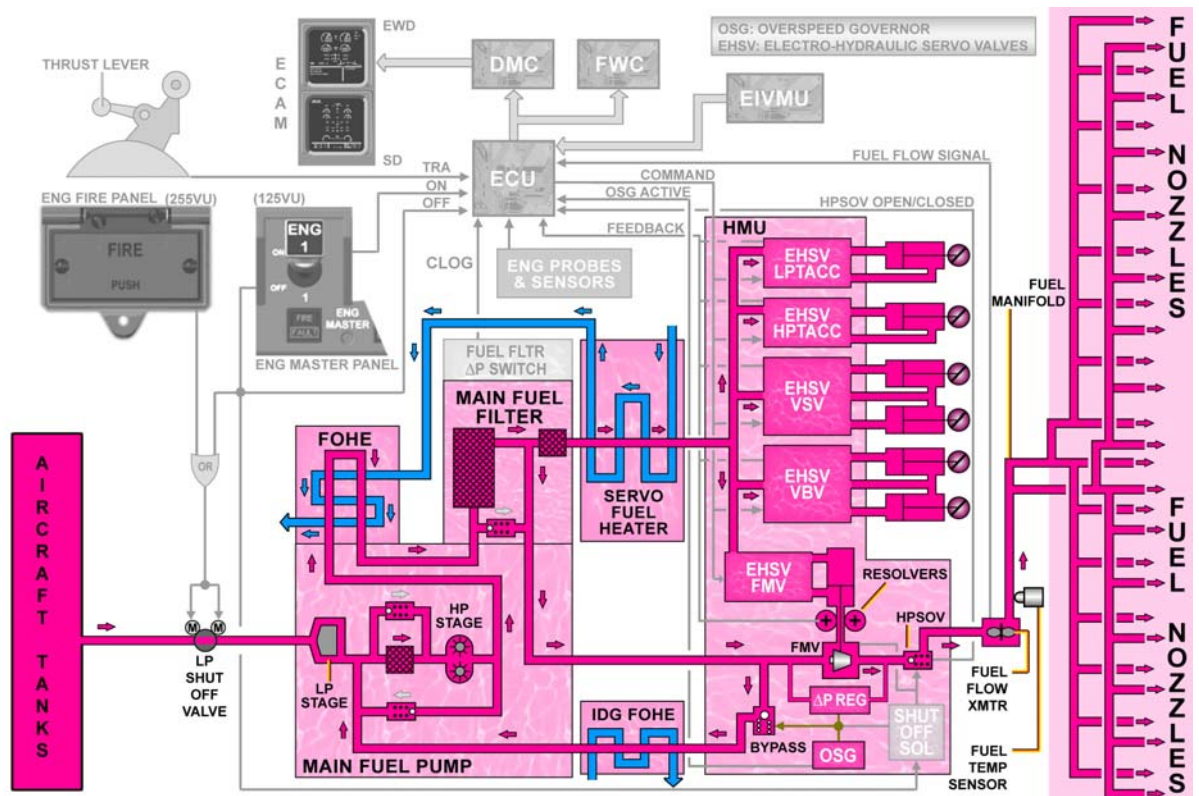


Fig. (II.1) : le circuit carburant.

1. LES COMPOSANTS DU CIRCUIT CARBURANT :

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

- Une (1) pompe carburant haute pression.
- Un (1) échangeur thermique principal (carburant/ huile) réacteur.
- Un (1) filtre principal.
- Un (1) régulateur carburant principal (**HMU**).
- Un (1) servo-fuel heater.
- Un (1) transmetteur de débit carburant (**Fuel Flowmeter**).
- Un (1) échangeur thermique secondaire (carburant/ huile) alternateur (**IDG Fuel Oil Heat Exchanger**).
- Une (1) rampe d'injection carburant.
- Trente (30) injecteurs.

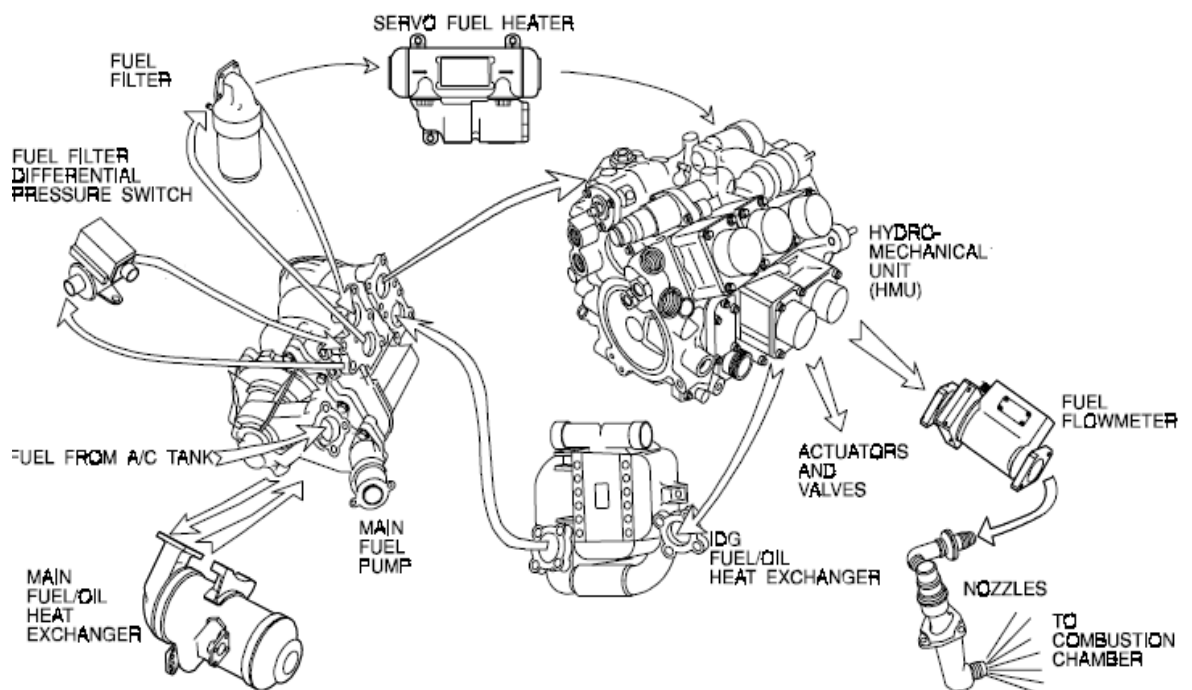


Fig. (II.1.1) : Les composants du circuit carburant.

2. CONTROLE DU CIRCUIT CARBURANT :

La surveillance du circuit carburant est réalisée à partir :

- D'un indicateur de débit carburant (Fuel Flow Meter).
- Colmatage filtre carburant (Fuel Filter Differential Pressure Switch).
- D'une indication de pression carburant.

N.B : Toutes ces indications apparaissent sur le **ECAM**.

II. 2 CIRCUIT DE GRAISSAGE :

Le rôle du circuit de graissage est de :

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

Les sept (07) paliers et le boîtier des accessoires.

Ce circuit assure :

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

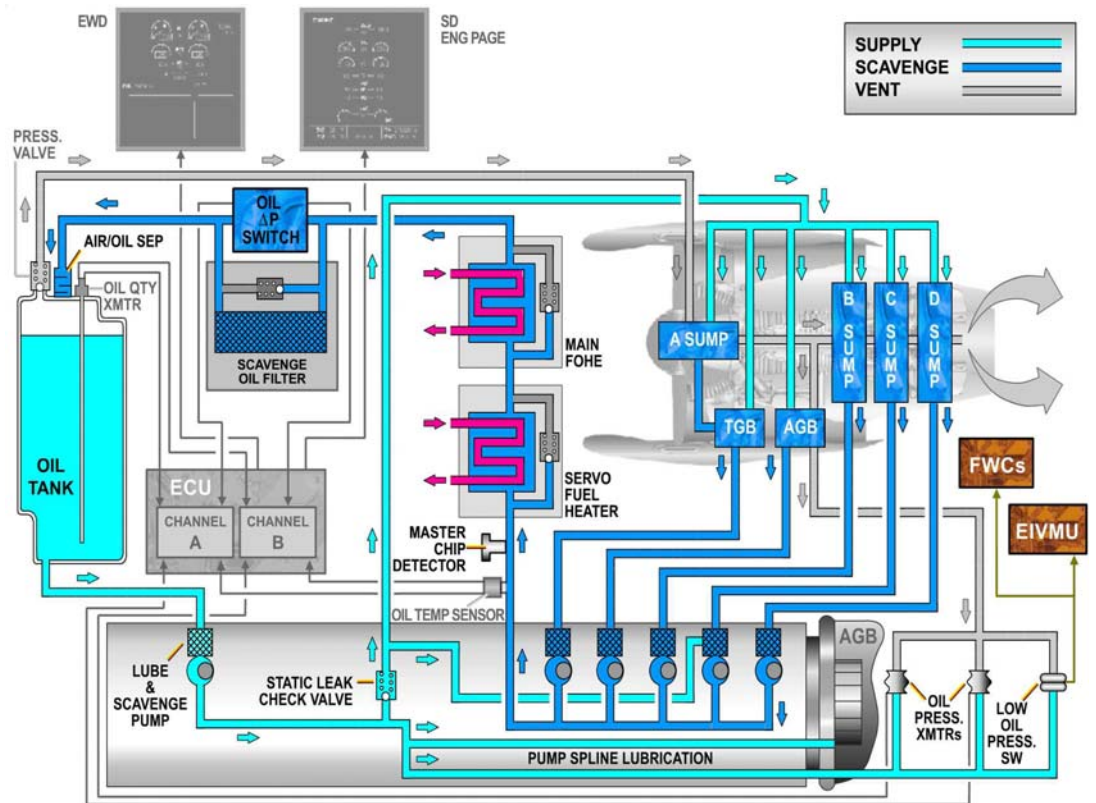


Fig. (II.2) : Circuit de lubrification.

1. COMPOSANTS DU CIRCUIT DE GRAISSAGE :

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

- Un (1) réservoir.
- Une (1) pompe de pression.
- Cinq (5) pompes de récupération.
- Un (1) filtre principal équipé d'une **BY-PASS**.
- Un (1) transmetteur de pression d'huile.
- Un (1) manoccontact de basse pression d'huile.
- Un (1) détecteur magnétique principal de limaille.
- Une (1) sonde de température d'huile de récupération.
- Un (1) filtre de récupération, équipé de **BY-PASS**.
- Un (1) manoccontact détecteur de colmatage.

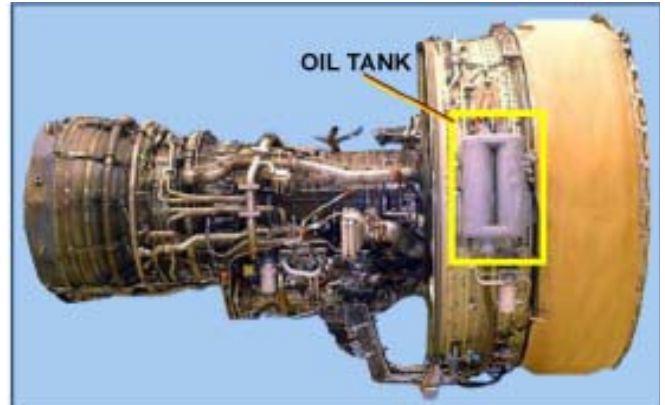
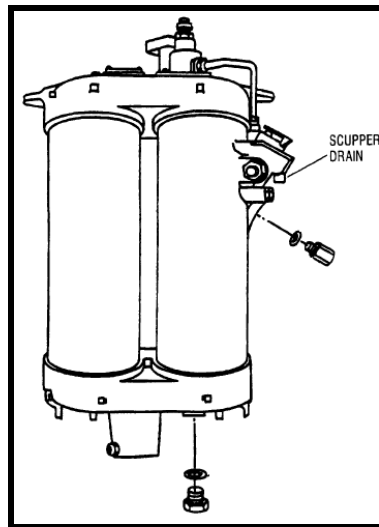


Fig. (II.2.1.a) : réservoir d'huile. Fig. (II.2.1.b) : emplacement du réservoir.

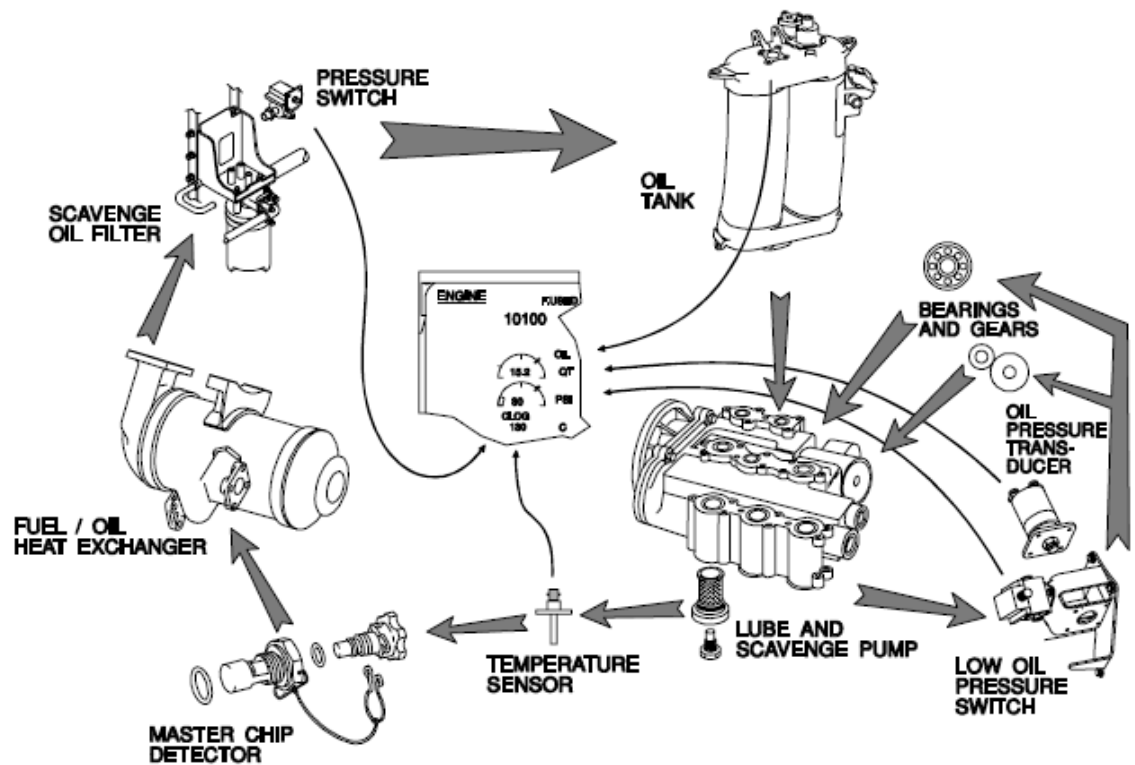


Fig. (II.2.1.c) : les composants de circuit d'huile.

2. CONTROLE DU CIRCUIT DE GRAISSAGE :

La surveillance du circuit de graissage est réalisé 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) manoccontact de baisse de pression d'huile.
- Un (01) manoccontact de colmatage filtre.

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

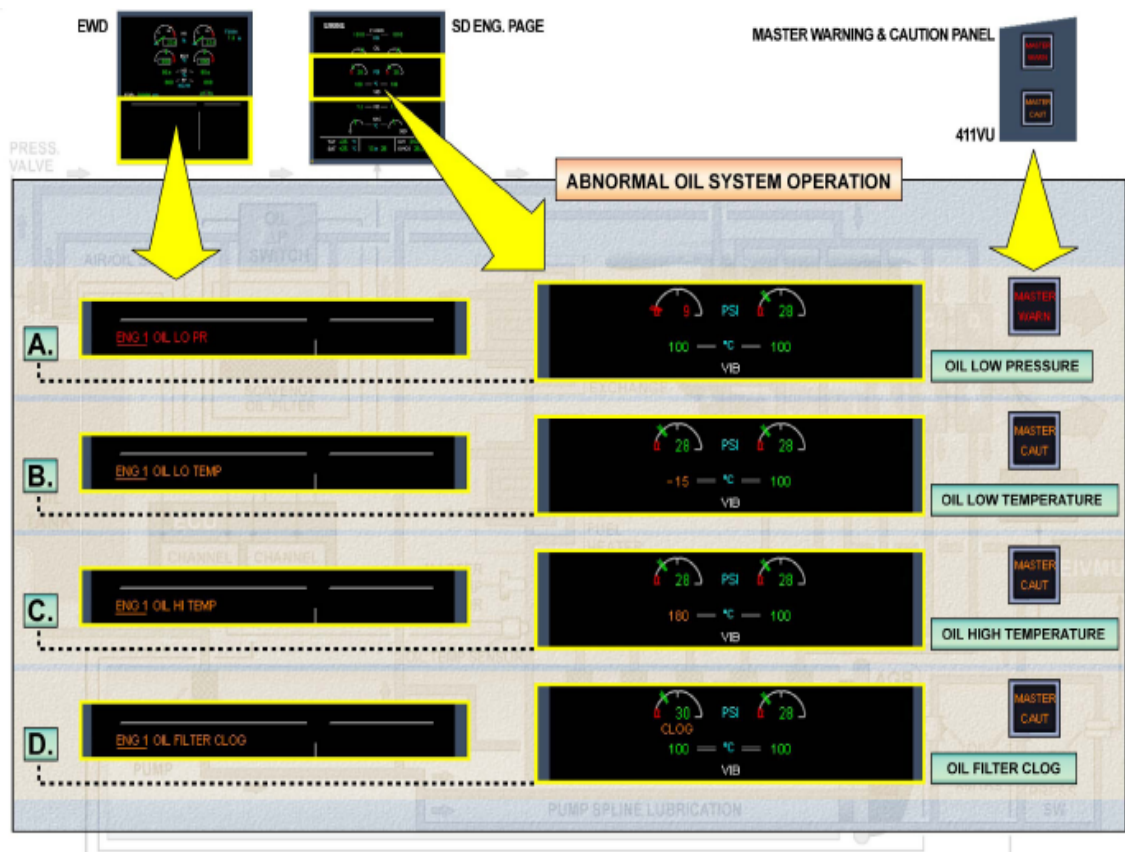


Fig. (II.2.2) : L'indication du circuit d'huile.

II. 3 CIRCUIT DE DEMARRAGE ET D'ALLUMAGE :

1. DEMARRAGE MOTEUR :

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

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

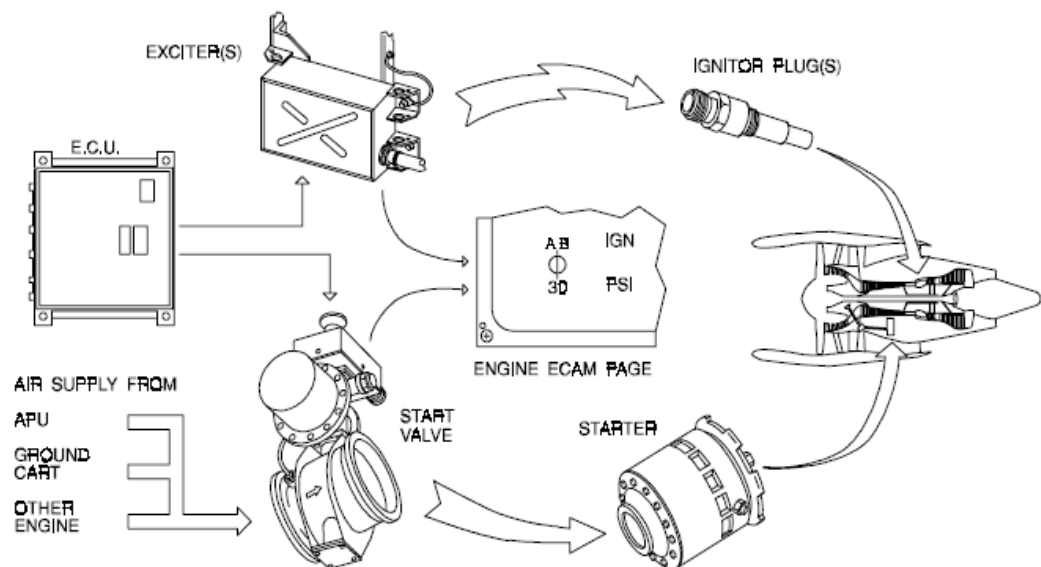


Fig. (II.3.1) : circuit de démarrage.

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.

2. ALUMAGE REACTEUR :

Le dispositif d'allumage est utilisé pour provoquer l'inflammation du mélange AIR/CARBURANT dans la chambre de combustion et éviter l'extinction en cour de fonctionnement. L'ensemble est constitué de deux circuits identiques A et B indépendant.

3. COMMANDES ET CONTROLES:

➤ Panneau de démarrage :

Il est situé sur le panneau supérieur pilote V U.

➤ Sélecteur de démarrage :

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

1. **NORM.**
2. **IGN START.**
3. **CRANK.**

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

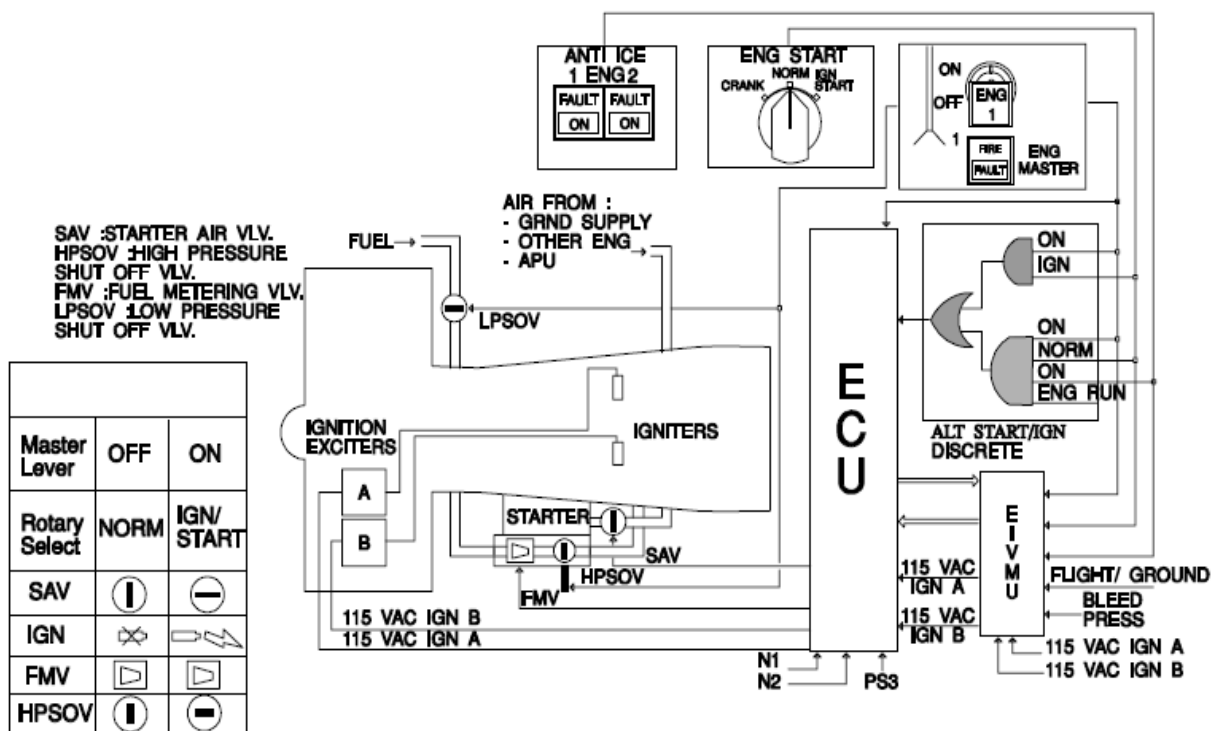


Fig. (II.3.1) : circuit de démarrage et allumage.

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

II. 4 CIRCUIT DE CONTROLE :

1. GENERALITE :

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

2. Tachymètre N1 :

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

3. Indication EGT :

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

4. Capteur de vibration :

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

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

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

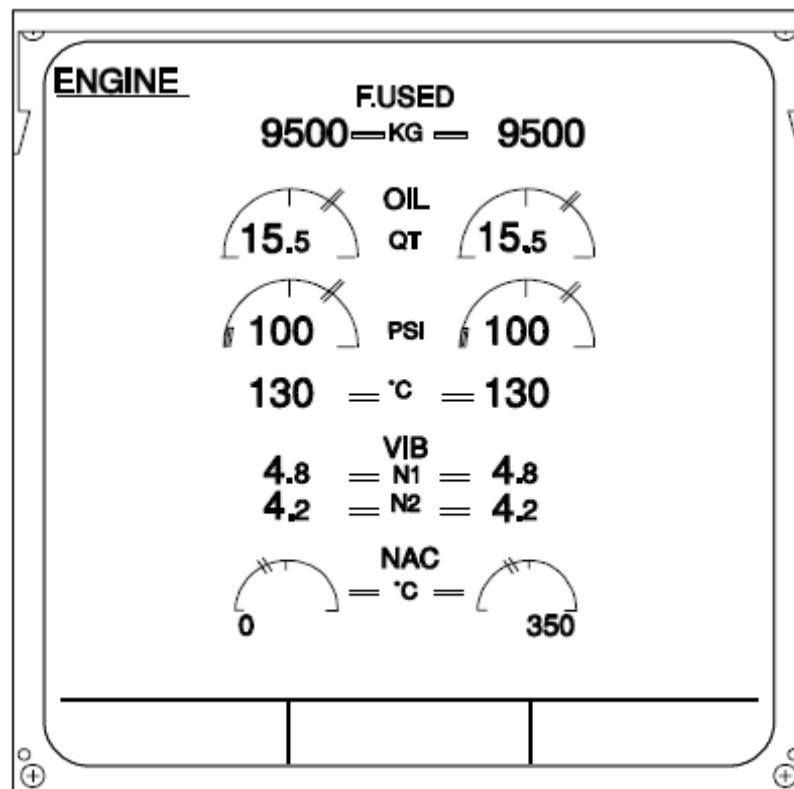


Fig. (II.4.2) : écran d'affichage.

5. SYSTEME ECAM :

La surveillance du fonctionnement des réacteurs est effectuée à partir d'un système électronique sophistiqué appelé ECAM (ELECTRONIC CENTRALIZED AIRCRAFT MONITORING).

Ce système facilite la tâche aux pilotes et au personnel de la maintenance.

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

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

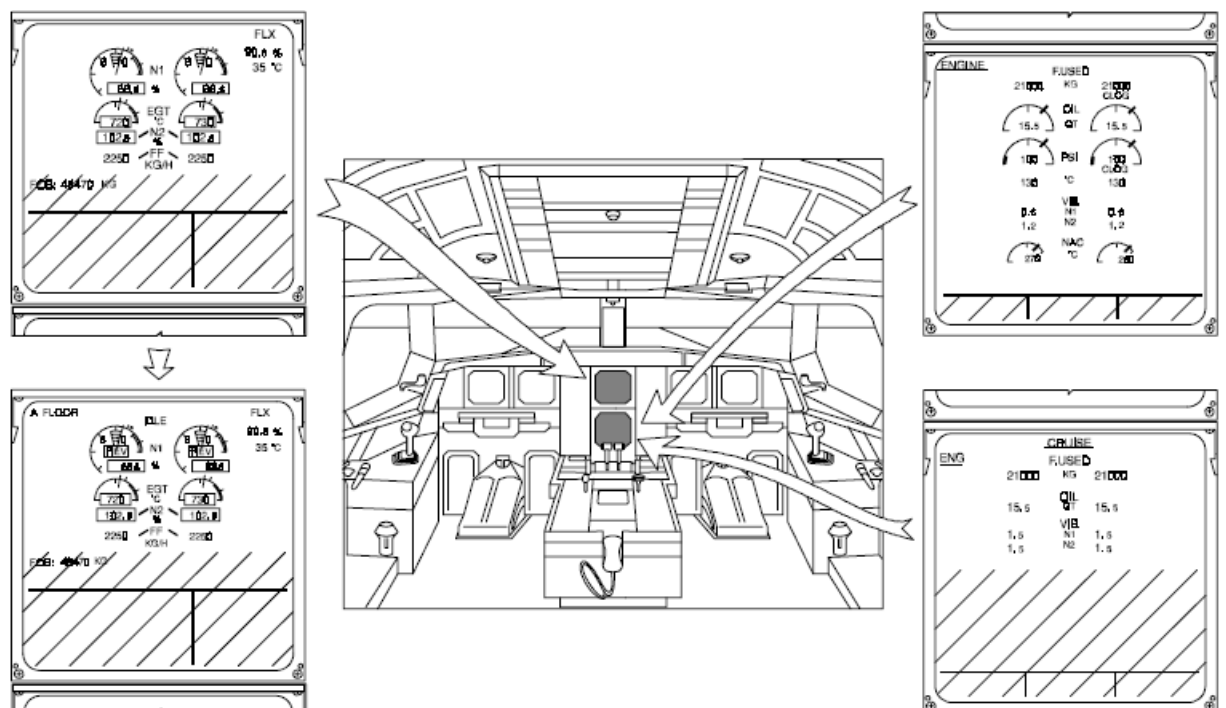


Fig. (II.4.5) : système d'indication ECAM.

6. L'UNITE ELECTRONIQUE DE CONTROLE MOTEUR :

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

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

- Canal A.
- Canal B.

Il comporte quinze (15) prises électriques.

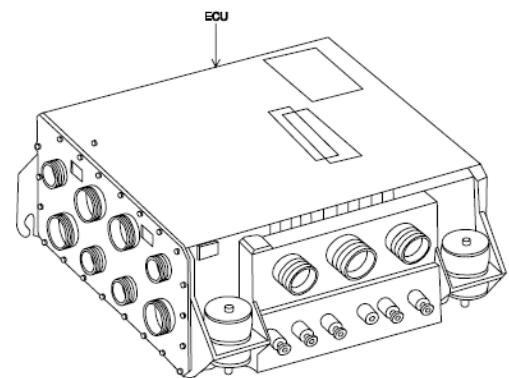


Fig. (II.4.6) : l'unité électronique de control moteur ECU.

II. 5 CIRCUIT D'AIR DU REACTEUR CF6-80-E1 FADEC :

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

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

Le circuit d'air assure :

1. LE CONTROLE DU DEBIT D'AIR A TRAVERS LE COMPRESSEUR DU REACTEUR CF6-80-E1 FADEC :

Il est réalisé par un dispositif anti-pompage. Le dispositif anti-pompage évite le pompage et améliore l'efficacité du réacteur. L'unité électronique du contrôle moteur (ECU) utilise les signaux (N2, T2.5 et P2.5) des capteurs moteur pour contrôler les électro-hydraulique servo vannes du régulateur principal carburant (HMU).

Les électro-hydrauliques servo vannes (EHSV) utilisent la pression carburant pour actionner :

- Les 6 stators à calage variable (VSV).
- Les 12 vannes de décharge (VBV).

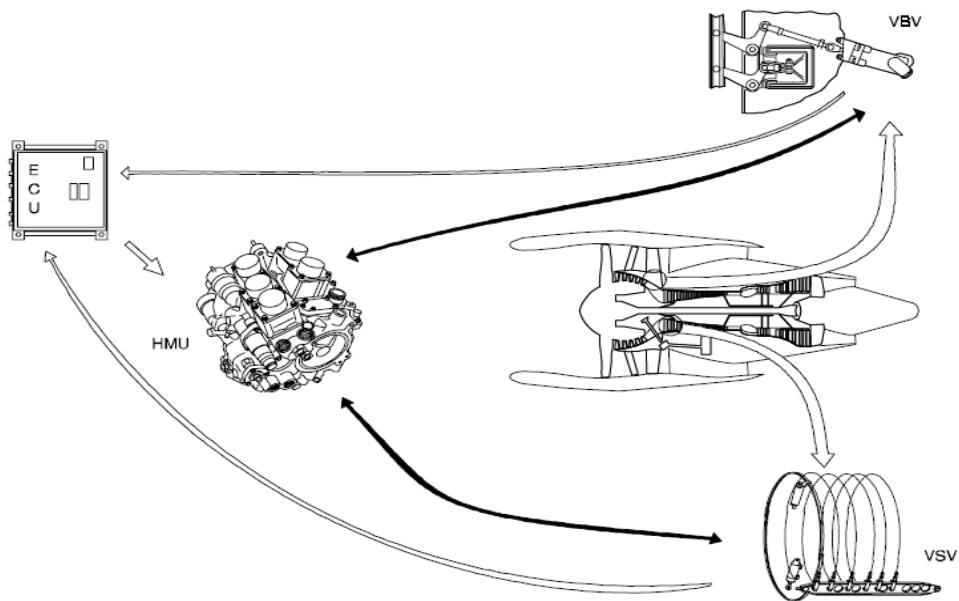


Fig. (II.5.1) : système VSV, VBV.

2. REGULATION DE DEBIT D'AIR DE REFROIDISSEMENT :

Le réacteur CF6-80-E1 FADEC est traversé par deux flux d'air :

- Le débit d'air primaire.
- Le débit d'air secondaire.

Le flux primaire sert à la combustion, on extrait de flux un débit d'air servant pour le refroidissement des cavités moteur et

le refroidissement et la pressurisation des puisards, ce débit est appelé débit d'air parasite.

Le débit d'air parasite du CF6-80-E1 FADEC sert pour le refroidissement interne du moteur. Le contrôle de débit d'air parasite est assuré par :

- Une vanne de refroidissement du 11eme étage.
- Une vanne de refroidissement (BORE COOLING VALVE).

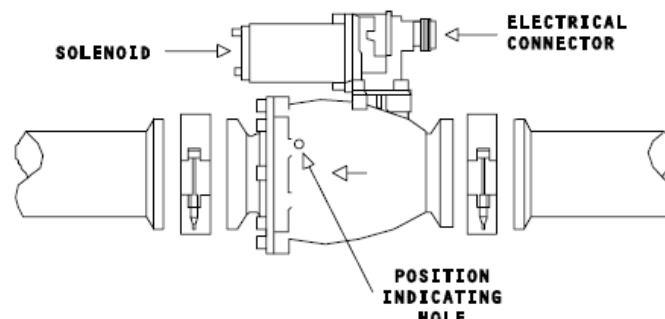


Fig. (II.5.2) : la valve BCV.

Le contrôle du débit d'air parasite améliore la consommation spécifique carburant. Le flux secondaire sert à l'augmentation de la poussée.

4. LE SYSTEME DE REFROIDISSEMENT DU MOTEUR ET DES ACCESSOIRES (CCCV) :

Utilise de l'air frais en provenance du FAN, le débit d'air de refroidissement du moteur et des accessoires est régulé par une vanne de refroidissement, CORE COMPARTMENT COOLING VALVE (CCCV).

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

Elle est montée sur le carter du 4eme étage compresseur haute pression en position 10h.

Elle est équipée d'un indicateur de position (ouverte /fermée) et d'un système de blocage manuel en position (ouverte/fermée).

Sur le corps de la vanne de refroidissement on y trouve une flèche, cette flèche indique le sens du débit d'air et facilite l'installation correcte de la vanne.

L'unité électronique du contrôle moteur (ECU) contrôle la position de la vanne à travers le solénoïde de la vanne de refroidissement du 11eme étage.

La vanne de refroidissement du moteur et des accessoires CCCV est ouverte au sol et à basse altitude pour permettre au maximum le refroidissement. Elle est fermée à haute altitude et en croisière.

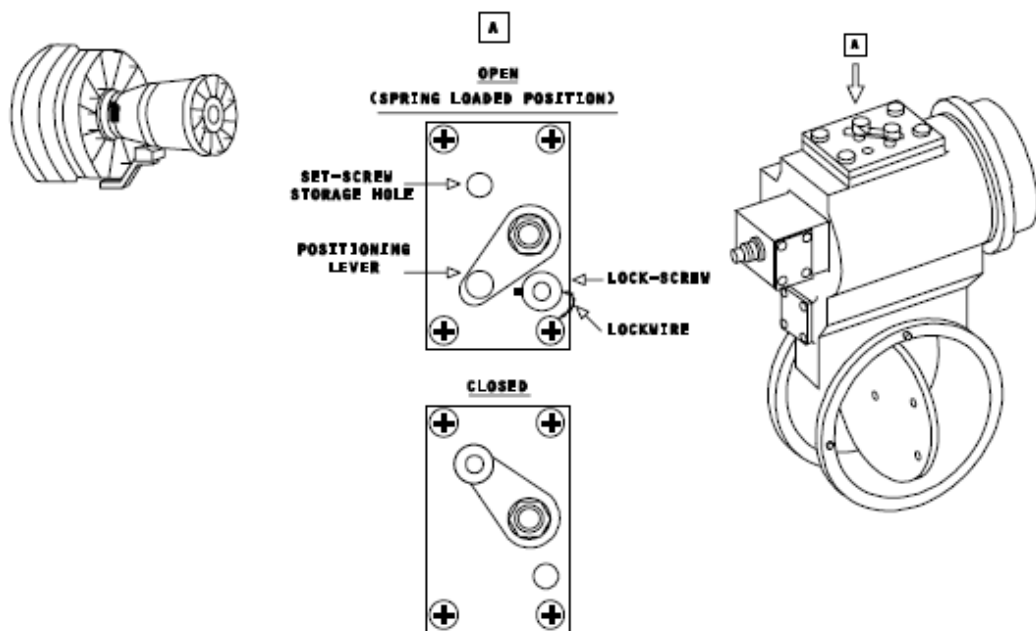


Fig. (II.5.3) : la valve CCCV.

A haute altitude et en vol de croisière l'air ambiant frais passe à travers les ouvertures dans les capotages permettant le refroidissement par convection du moteur et des accessoires. Ce système de refroidissement par convection permet de :

- Augmenter la durée de vie du moteur et de ces accessoires.
- Augmenter la durée de vie de la nacelle.
- Améliorer la consommation spécifique.

La vanne est conçue de façon en cas de panne, elle tombe en position ouverte (FAIL-SAFE OPEN).

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

4. REFROIDISSEMENT DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION :

La chambre de combustion est refroidie par de l'air de décharge du quatorzième étage compresseur haute pression.

Environ 80% d'air en provenance du dernier étage compresseur haute pression sert au refroidissement de la chambre de combustion, tandis que 20% d'air en provenance du dernier étage compresseur haute pression sert à la combustion.

La chambre de combustion est refroidie par l'air (un système de refroidissement par film protecteur).

5. REFROIDISSEMENT AILETTES TURBINE HAUTE PRESSION :

La méthode d'alimentation des aubes en air de refroidissement est une méthode d'alimentation à haute pression.

Le distributeur de turbine haute pression 1^{er} étage est refroidis par de l'air du 14eme étage compresseur haute pression.

Le distributeur de turbine haute pression 2eme étage est refroidis par de l'air prélevé du 11eme étage compresseur haute pression.

Le refroidissement des ailettes satiriques du 2eme étage turbine haute pression est assuré par deux (02) vannes de refroidissement du 11eme étage via la vanne solénoïde de refroidissement du 11eme étage.

6. REFROIDISSEMENT DES AILETTES TURBINE BASSE PRESSION :

L'air en provenance du 7^e étage compresseur haute pression sert au refroidissement :

- Des aubes statorique du 1^{er} étage de la turbine basse pression.
- Des aubes rotorique du 1^{er} étage de la turbine basse pression.
- Du carter avant de turbine basse pression.

Les fuites haute pression recueillit au joint labyrinthe arrière du compresseur haute pression sont utilisé pour le refroidissement :

- Des aubes statorique du 1^{er} étage turbine basse pression.
- Du carter avant turbine basse pression.

7. DISPOSITIF ACTIF DE CONTROLE DU JEU TURBINE HAUTE PRESSION ET BASSE PRESSION :

Le circuit de refroidissement du carter turbine utilise deux (02) collecteur séparé pour refroidir les carter turbine basse et haute pression.

Le refroidissement du carter turbine est assuré par une distribution annulaire ordonné de tubulure percé uniformément appelé rampe de distribution.

Celle-ci décharge l'air du FAN sur la surface du carter turbine basse et haute 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 des vannes de refroidissement identiques.

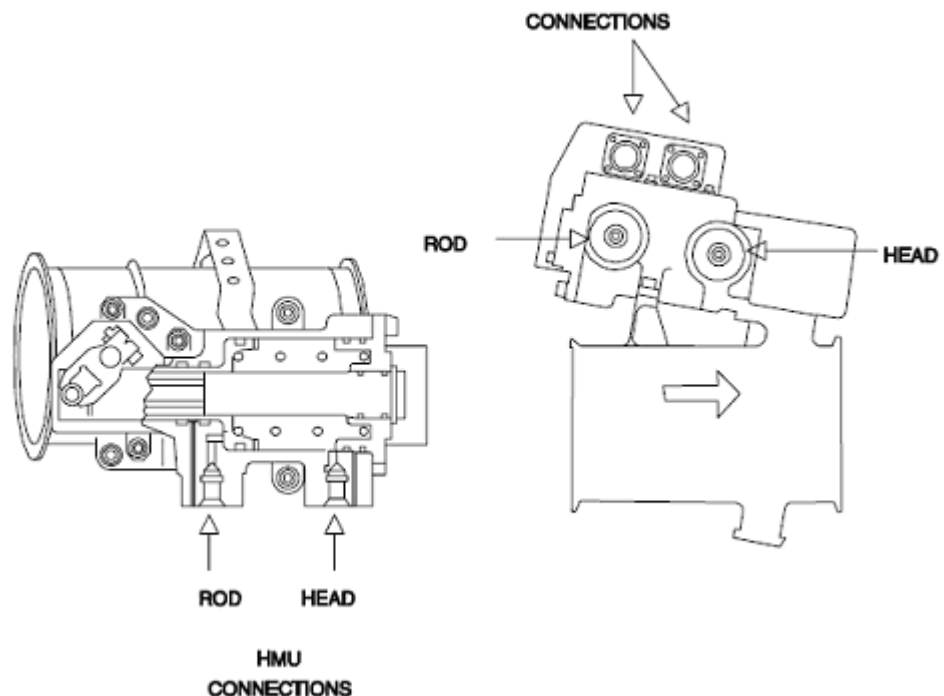


Fig. (II.5.7.a) : la valve HPTACC / LPTACC.

N.B : Il est à noter que les deux valves HPTACC et LPTACC sont interchangeables.

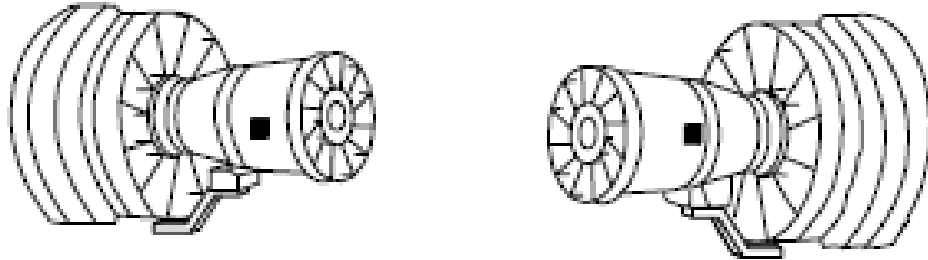


Fig. (II.5.7.b): emplacement LPTACC. **Fig. (II.5.7.c) :** emplacement HPTACC.

8. DISPOSITIF PASSIF DE CONTROLE DU JEU TURBINE HAUTE PRESSION :

En général durant l'augmentation et diminution importantes de régime, la vitesse de variation de diamètre sous l'effet des pressions et de température sont plus rapides pour les carter que pour les rotors de turbine haute pression.

Il en résulte une évolution préjudiciable des jeux en bout d'ailette. Celle-ci peut entraîner :

- Une baisse de température de turbine en cas d'augmentation des jeux.
- Des frottements et détérioration mécanique en cas de diminution des jeux.

Ce dispositif utilise des flux d'air en provenance du 11eme étage et 14eme étage compresseur haute pression. Ces flux d'air régulent la température du carter et des composant du stator de turbine haute pression. Dans ce but les flux d'air circulent dans les canaux internes

brides d'assemblage, ainsi qu'à l'intérieur des fausses brides disposées à la périphérie du carter turbine haute pression.

On remarque que le flux d'air du 14eme étage compresseur haute pression circule plus particulièrement dans la zone du stator 1^{er} étage turbine haute pression.

Le flux d'air du 11eme étage compresseur haute pression circule plus particulièrement dans la zone du stator 2eme étage turbine haute pression.

Par ailleurs une gaine d'isolation est montée à l'extérieur du carter turbine haute pression fin d'éviter toute interférence thermique avec le circuit de ventilation nacelle moteur.

9. REFROIDISSEMENT DES BOUGIES :

Les deux boites d'allumage sont fixées sur le coté droit du carter du FAN en position 3h30 et 5h.

Elles sont identiques et utilisent du courant 115VAC/400Hz. Elles débitent une décharge par seconde sous une tension d'amorçage de 18000volts et libèrent une (01) étincelle par seconde.

- la boite supérieur du circuit **A** alimente l'allumeur en position 5h30.
- la boite inférieur du circuit **B** alimente l'allumeur monté en position 3h30.

Les câblages sous haute tension relient les boites aux allumeurs. Ils cheminent le long du carter du fan et du carter compresseur haute pression, durant leur parcours en zone chaude, au voisinage du carter compresseur haute pression les câbles sont ventilés par un prélèvement d'air en provenance du fan à l'aide d'une tuyauterie

située en amont de la vanne de turbine basse pression du contrôle actif des jeux.

Les allumeurs comportent une électrode centrale en tungstène par une bague en céramique.

10. REFROIDISSEMENT DE L'HUILE DE L'ALTERNATEUR (IDG) :

Chacun est entraîné par l'attelage haute pression. Il se compose de deux éléments principaux :

- L'alternateur qui doit tourner à vitesse constante pour alimenter le réseau de distribution à une fréquence fixe, cet alternateur pèse **60Kg**.
- L'entraînement de l'alternateur qui permet de maintenir cette vitesse constante pour tous les niveaux normale régime moteur, grâce à un régulateur hydromécanique.

L'ensemble est refroidi et lubrifié par un circuit d'huile indépendant. L'huile drainée du carter de l'alternateur est refoulée par un ensemble de deux pompes du type à palettes. Cette huile passe à travers un filtre pour être envoyé vers le circuit de refroidissement avant de revenir vers l'alternateur.

Le circuit de refroidissement est composé de deux échangeurs montés en série :

- Echangeur AIR / HUILE.
- Echangeur CARBURANT/ HUILE.

L'échangeur à air prélève l'air de refroidissement dans le compartiment du FAN, par l'intermédiaire d'une vanne électropneumatique d'admission ; cet air est rejeté ensuite vers

l'extérieur, la vanne d'admission est commandée par le boîtier électronique de l'alternateur (GCU).

L'échangeur carburant refroidit en permanence l'huile de l'alternateur par échange thermique avec le carburant.

Les principaux paramètres de l'alternateur (température d'entrée, sortie, baisse de pression d'huile, vitesse d'entraînement) sont surveillés par le boîtier électronique GCU qui commande la vanne d'admission d'air de l'échangeur thermique AIR/HUILE.

L'échangeur thermique air/huile ne fonctionne pas en permanence et ne sert que d'appoint au circuit de refroidissement dans des conditions particulières de fonctionnement.

La vanne électromagnétique d'admission d'air est commandée en fonction de la température d'entrée d'huile de l'alternateur et s'ouvre lorsque celle-ci atteint 127°C.

L'énergie utilisée pour ouvrir cette vanne est prélevée au 11^{ème} étage compresseur haute pression.

La vanne se referme lorsque la température a été ramenée en dessous de 104°C.

10. VENTILATION DE L'UNITE ELECTRONIQUE DE CONTROLE MOTEUR (ECU):

Il est installé sur le carter FAN en position 8h30. Un circuit de ventilation assure son refroidissement.

Il est refroidi par convection naturelle.

11. VENTILATION NACELLE :

L'alimentation du circuit de ventilation de ce compartiment est assurée par le dispositif de contrôle actif des jeux de turbine basse pression et de ventilation du compartiment réacteur.

C'est le fan qui alimente ce circuit au travers de deux vannes électropneumatique.

12. REFROIDISSEMENT ET PRESSURISATION DES PUISARDS :

Pressurisation puisards des dispositifs d'étanchéité :

Le différent roulement des paliers, prise de mouvement, organe d'entraînement d'accessoires sont enfermés dans les enceintes, appeler puisards, dont l'étanchéité est assuré par des joints pressurisé, pour assuré la pressurisation, le puisard sont entouré d'une ou plusieurs zone sous pression d'air alimenter par les compresseurs.

Entre le puisard et la zone pressurisée, les dispositifs d'étanchéité comportent un joint constitué d'une partie rotative et d'une partie statique.

Sur la partie rotative de petites alvéoles en forme d'écope projettent l'huile par centrifugation vers la partie statique, une rainure hélicoïde ramène l'huile vers l'intérieur du boîtier, le joint est doublé d'un joint labyrinthe.

La pression de la zone pressurisée est en fonction du régime réacteur, elle est supérieure à celle du puisard.

Le débit, au travers des joints, si faible soit-il, ne peut s'établir que vers l'intérieur du puisard.

Il évite ainsi toute possibilité de fuite d'huile vers l'extérieur. Entre la zone pressurisée et l'extérieur, il existe aussi un joint labyrinthe classique.

La zone pressurisée comporte un drain en communication avec l'extérieur est traversé par un léger flux de pressurisation, son but est d'acheminer vers l'extérieur toute trace éventuelle d'huile.

13. PRESSURISATION DES RESERVOIRS :

Il y'a deux réservoirs à pressuriser dans l'avion :

- Réservoirs hydrauliques.
- Réservoirs d'eau potable.

1. RESSURISATION DES RESERVIORS HYDROLIQUE :

L'AIRBUS A 330-200 comprend trois (03) circuits hydrauliques.

- Circuit hydraulique bleu.
- Circuit hydraulique vert.
- Circuit hydraulique jaune.

Chaque circuit hydraulique à un réservoir hydraulique.

- Les trois (03) réservoirs sont pressurisés par de l'air sous pression qui est de 48 PSI MAX qui provient du moteur.
- Le but de la pressurisation est d'éviter le phénomène de **CAVITATION.**

2. PRESSURISATION DES RESERVOIRS D'EAU :

L'AIRBUS A 300-200/300 a deux (02) réservoirs d'eau potable.

- Les deux réservoirs d'eau sont pressurisés par de l'air sous pression de 48 PSI MAX qui provient du moteur.
- Le but de la pressurisation est d'éviter le phénomène de **CAVITATION**.

III. 1. DISPOSITIFS D'EJECTION :

Ils assurent :

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

1.1. 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 demi-couronnes. En configuration normale la détente du flux secondaire assure 80% de la poussée totale.

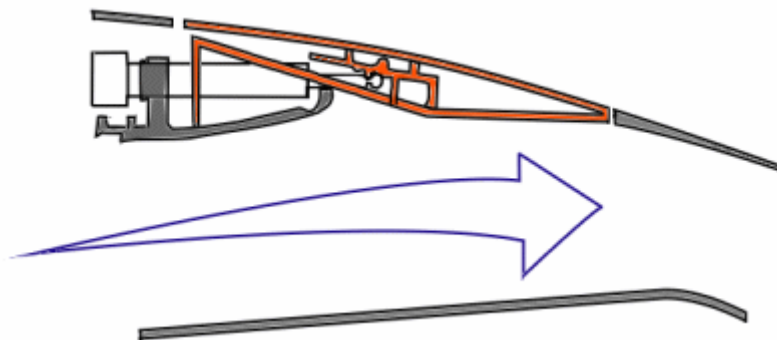


Fig. (III.1.1.a) : la détente du flux secondaire.

En inversion de poussée, la partie extérieure des deux demi-couronnes mobiles d'éjection (translating cowl) se déplace vers l'arrière d'environ 56 cm. Ce déplacement entraîne l'obstruction de la veine secondaire et démasque des grilles d'éjection latérale. La totalité du flux secondaire est alors déviée et développe vers l'avant, une poussée inverse égale à 40% de la poussée décollage.

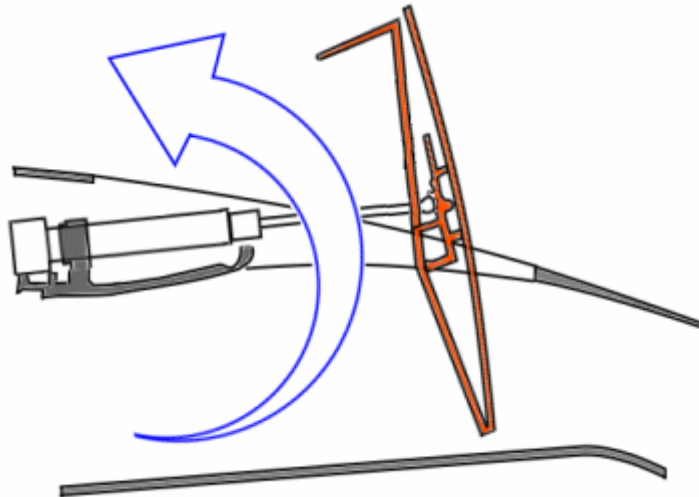


Fig. (III.1.1.b) : L'inversion du flux secondaire.

1.2. Tuyère secondaire :

Le canal d'éjection secondaire est constitué par les deux demi-couronnes extérieures « Fan reverser » fixées par des charnières de part et d'autre du mât réacteur.

La partie avant de chaque demi-couronne est rendue solidaire du carter fan réacteur par deux leviers et un crochet A, B, et C.

A la partie inférieure du réacteur, trois leviers D, E et F fixent les deux demi-couronnes l'une par rapport à l'autre.

Chaque demi-couronne comporte :

- ❖ Une structure métallique fixe sur laquelle est disposée :
 - Des grilles déviateuses
 - Un dispositif de commande et contrôle d'inversion de poussée.
- ❖ Une structure mobile entièrement constituée de matériaux composites.

La structure mobile supporte 6 volets déviateurs (A).

Les volets déviateurs sont reliés à la partie fixe par des biellettes.

Lorsque l'inversion de poussée n'est pas utilisée, les volets sont intégrés dans la paroi interne de la structure mobile et obturent ainsi l'accès aux grilles déviateur.

Le flux s'écoule vers l'arrière par l'espace existant entre la structure mobile et la structure fixe. Ce canal d'éjection est muni de panneaux d'isolation acoustique « dont la surface visco élastique » comporte un revêtement semi métallique impénétrable par l'eau, le glycol, le JP4 et 5, le pénétrant zyglol, le skydrol et lubrifiant réacteur.

Lorsque l'inversion de poussée est utilisée, la structure mobile est entraînée vers l'arrière par trois vérins à vis. Les volets pivotent autour de leurs axes et obturent entièrement la tuyère secondaire.

Les grilles d'inversion sont démasquées. Le flux secondaire est alors éjecté latéralement.

Pour effectuer les opérations de maintenance et faciliter l'accès au réacteur, chaque demi-couronne peut être élevée à l'aide d'un vérin hydraulique.

Chaque vérin est fixé à la partie supérieure du mât réacteur. Un clapet auto-obturateur accessible à la partie basse de la structure permet la connexion d'une pompe hydraulique manuelle portable. Le circuit hydraulique de levage comporte un filtre et un orifice restreint destiné à freiner la descente des demi-couronnes. Le levage peut s'effectuer dans un temps d'environ 70 secondes.

Nota : L'ouverture des capots avant et arrière (FAN COWL, CORE COWL et REVERSE) est manuelle. Toutefois l'ordre suivant doit être respecté pour accéder au réacteur.

- 1- Capot de FAN.
- 2- Capot reverse.
- 3- Capot core.

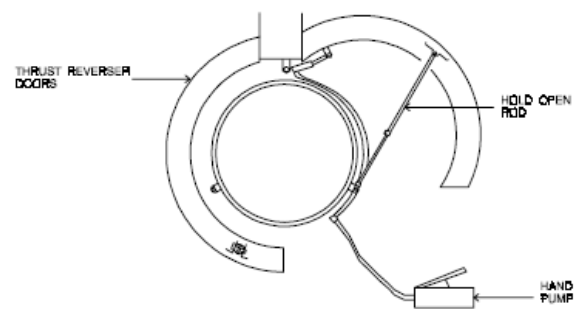


Fig. (III.1.2.a) : les capots du moteur. **Fig. (III.1.2.b)** : l'ouverture manuelle des capots.

2. INVERSION DE POUSSEE

2.1. GENERALITE :

L'énergie utilisée pour déplacer les demi-couronnes mobiles de l'inverseur est fournie par le circuit pneumatique avion (ECS). Suivant le régime réacteur c'est le 14^{ème} étage du compresseur HP réacteur (au travers de la vanne HP) ou le 8^{ème} 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 ensemble de commandes, contrôles et retour d'asservissement.
- Une vanne de régulation et d'arrêt (THRUST REVERSER PRESSURIZING VALVE : TRPV).
- Deux moteurs pneumatiques (Center Drive Unit : CDU).
- Une vanne électropneumatique de commande du sens de rotation (THRUST REVERSER DIRECTIONAL VALVE : TRDV).
- Six vérins à vis répartie de la façon suivante :

Sur chaque demi couronne :

- ❖ Un vérin à vis sans fin en position centrale est entraîné directement par le moteur pneumatique.
- ❖ Deux vérins à vis sans fin (l'un en position supérieur, l'autre en position inférieur) sont entraînés par le moteur pneumatique au moyen d'arbres flexibles.
 - Un switch de pression.
 - Un disque de frein avec son solénoïde.

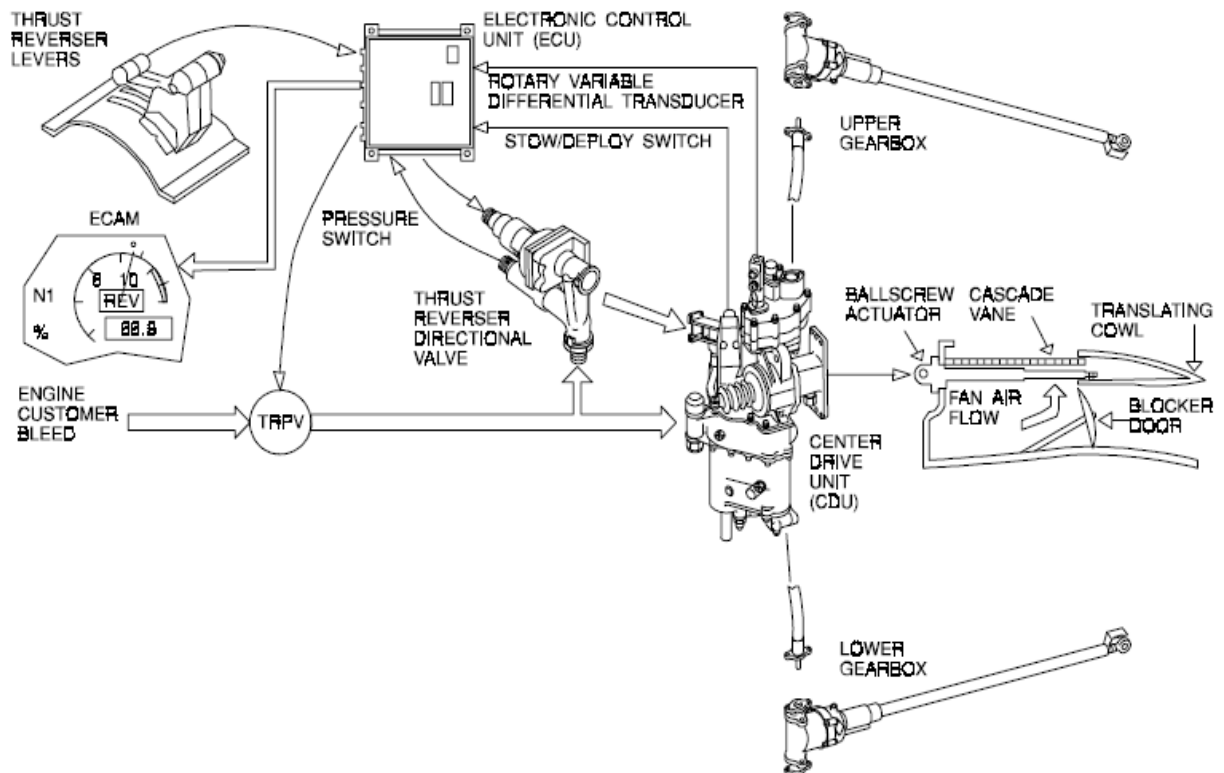


Fig. (III.2.1) : les composants du système reverse.

2.2. FONCTIONNEMENT DE LA REVERSE :

La reverse ne peut être utilisée que si et seulement si :

1. Avion au sol.
2. Manette de poussée est au ralenti (**IDLE**).

Le signal sol provient du :

- ❖ **LGCIU 1** : (LANDING GEAR CONTROL INTERFACE UNIT) c'est le calculateur des trains d'atterrissage N1 ce dernier envoie l'information sol à l'**EIVMU 1** (ENGINE INTERFACE VIBRATION MONITOR UNIT) calculateur de vibration et d'interface moteur.
- ❖ **LGCIU 2** : donne l'information à l'**EIVMU 2**.

- ❖ **FCPC 1 et 3 (FLIGHT CONTROL PRIMARY COMPUTEUR)** calculateur primaire de commande de vol 1-3.
- ❖ **L'EIVMU 1** donne l'information à l'**ECU 1**.
- ❖ **L'EIVMU 2** donne l'information à l'**ECU 2**.

a- SORTIE REVERSE :

Quand on met la manette reverse sur position sortie à **7.2°** :

L'**ECU** excite le solénoïde de vanne de régulation et d'arrêt (**TRPV**), cette dernière s'ouvre et régule la pression d'air à **90 PSI** en provenance du collecteur pneumatique (8^e ou 14^e étage du compresseur **HP**).

L'**EIVMU** excite la vanne de sélection de sens de rotation (**TRDV**). Cette dernière :

- défreine le moteur pneumatique (**CDU**).
- Positionne le moteur pneumatique (**CDU**) en sens extension (sortie reverse).

Le **FCPC** défrein les disques de frein des deux demi-couronnes de la reverse.

La pression en provenance de la vanne de régulation et d'arrêt (**TRPV**) arrive:

1. Au niveau du switch de pression, ce dernier informe l'**ECU** de la présence de pression d'air au niveau de la canalisation qui va vers le **CDU**, ce qui veut dire que la **TRPV** est ouverte.

2. Au **CDU** ce dernier va en sens extension (sortie) il entraîne avec lui :

- Le vérin central.
- Le vérin supérieur.
- Le vérin inférieur.

Un switch de position envoie le signal de position reverse à l'ECU.

Quand la reverse quitte sa position complètement fermée

Et durant le transit, l'ECU allume le voyant **REV** au niveau de l'indicateur N1 en couleur **ambre**.

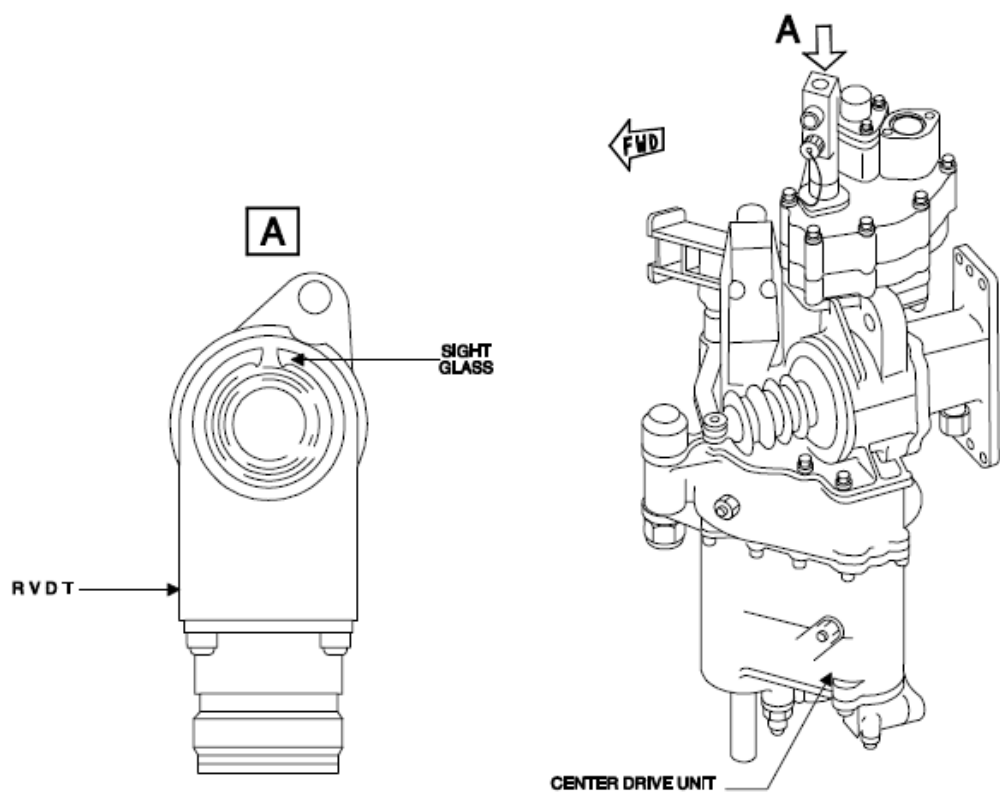


Fig. (III.2.2.a1) : la RVDT et son emplacement.

Un transducteur rotatif à déplacement variable (**RVDT**) localisé sur le vérin pneumatique (**CDU**) envoie la position (la course) du CDU c'est-à-dire la course de la reverse.

Quand la course reverse <70%, le voyant **REV** s'allume **ambre**.

Quand la course reverse $>70\%$, le voyant **REV** s'allume **vert** et l'ECU augmente la poussée inverse. L'augmentation de poussée inverse n'est valide que si la manette reverse est à **38°**.

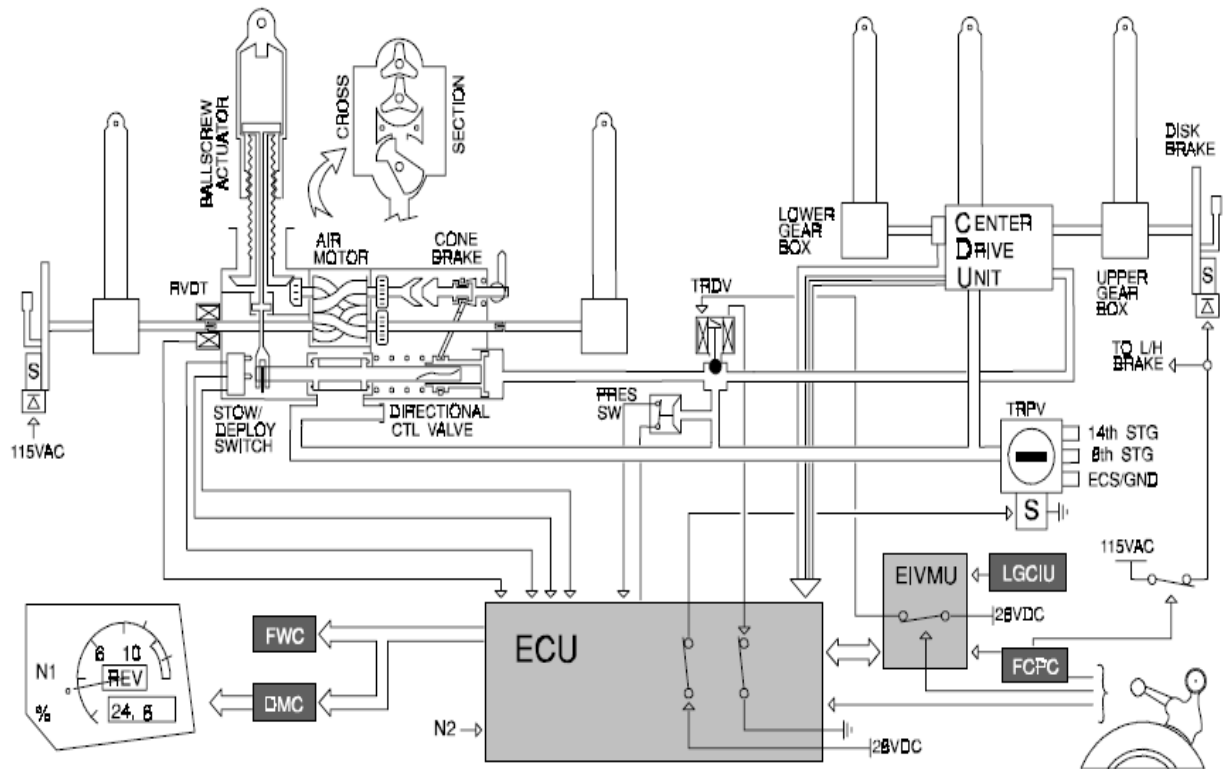


Fig. (III.2.2.a2) : la sortie de la reverse.

Quand la reverse est complètement sortie et verrouillée :

- L'ECU désactive le solénoïde de la vanne de régulation et d'arrêt (**TRPV**), cette dernière se ferme. Cette fermeture est une protection de sécurité. Si la **TRPV** ne se ferme pas l'air en provenance de system pneumatique entraîne les vis sans fin des vérins, ces dernières risquent d'endommager les portes reverses.
- L'**EIVMU** Garde la **TRDV** excitée pour une raison de sécurité, si la **TRPV** ne se ferme pas quand la reverse est

complètement sortie l'air ne peut que garder la reverse en position sortie.

b- RENTREE REVERSE :

Pour rentrée la reverse il faut :

1. Mettre la manette reverse en position rentrée.
 - L'ECU excite la **TRPV**.
 - L'EIVMU désexcite la **TRDV**.
2. La **TRPV** excitée, cette dernière s'ouvre et l'air va vers le CDU.
3. La **TRDV** désexcitée, le CDU va en sens rétraction (rentrée).

Dès que la reverse quitte sa position pleine sortie l'ECU allume le voyant **REV** en couleur **ambre**. Il reste en couleur **ambre** durant tout le transit.

Quand la reverse est complètement rentrée et verrouillée, les switches de position informe l'ECU pour éteindre le voyant **REV** et désexcite la **TRPV**.

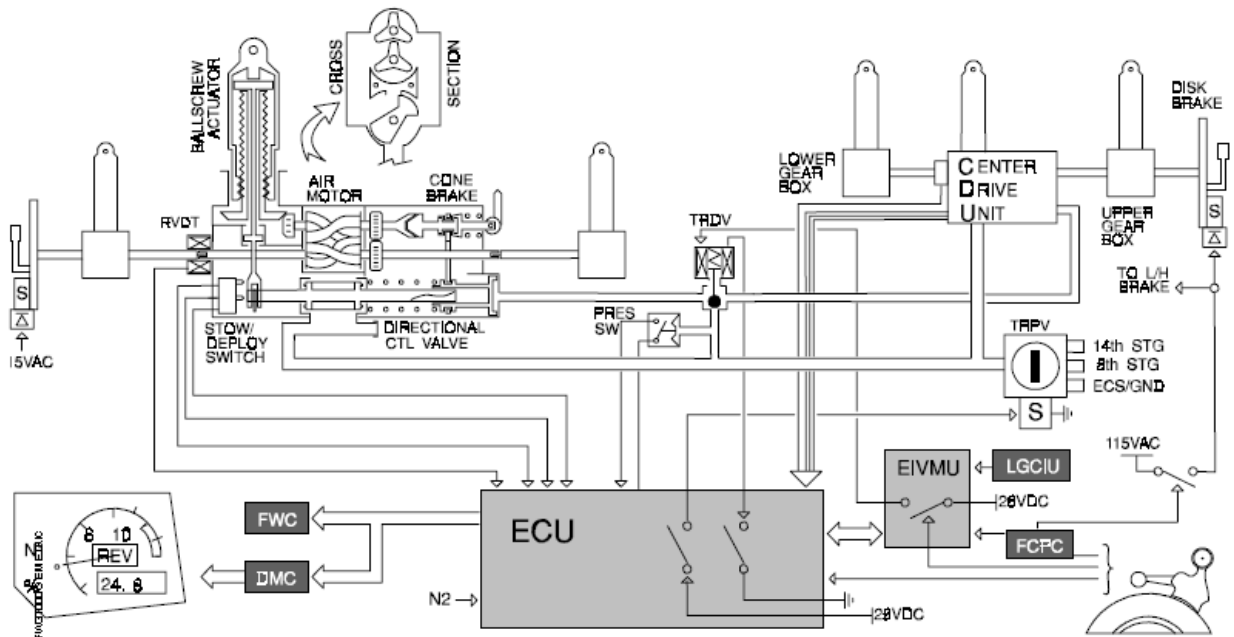


Fig. (III.2.2.b) : la rentrée de la reverse.

REGULATEUR DE PRESSION ET D'ARRET (TRPV) :

Ce régulateur est monté sur le carter compresseur HP. Il comporte :

- Une soupape de régulation et d'arrêt normalement fermée par un ressort.
- Une électro-vanne de commande alimentée en 28V DC.
- Un clapet de surpression taré à **125 ±10 PSI**.
- un clapet régulateur Taré à **90 PSI** maximum.

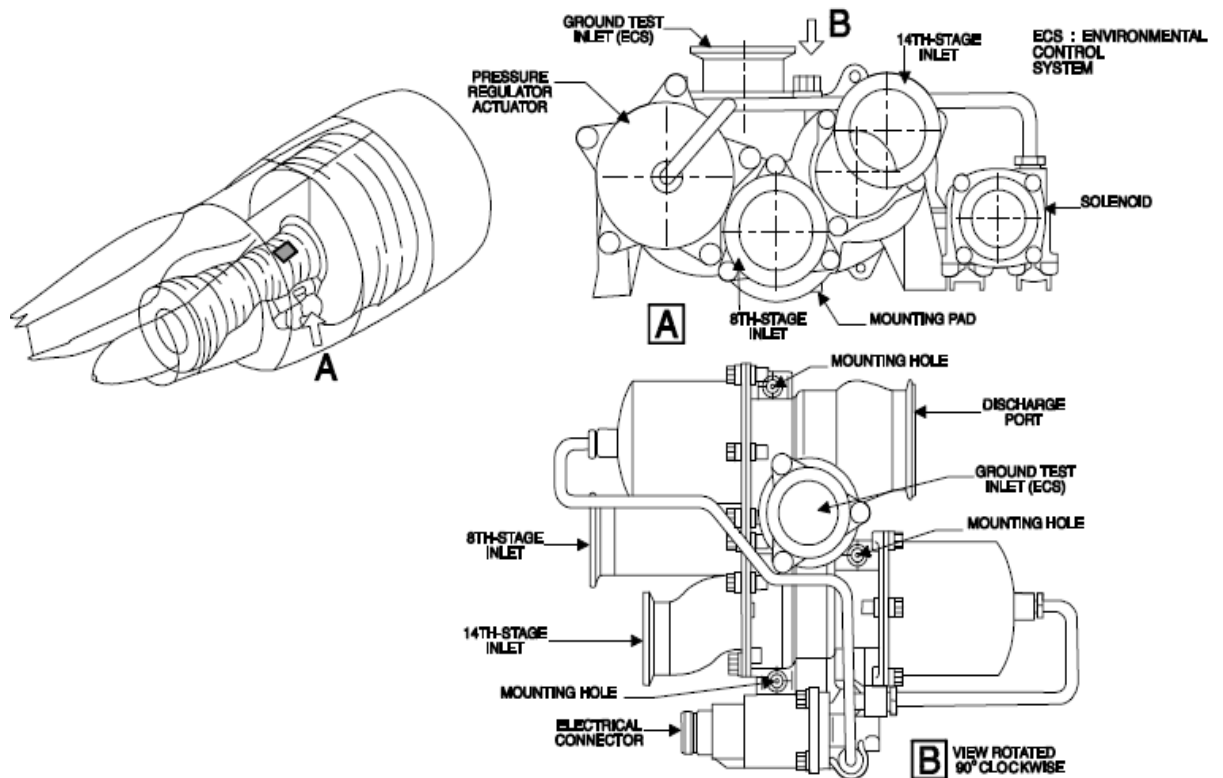


Fig. (III.2.3) : La TRPV.

FONCTIONNEMENT :

La soupape de régulateur et d'arrêt est normalement fermée par un ressort. La pression régnant dans le collecteur de génération pneumatique de l'avion concourt à maintenir la soupape fermée (mise à l'air libre ouverte).

Lors des transits de l'inverseur, dans le sens extension ou rétraction, l'électrovanne de commande est alimentée et permet l'admission de l'air sous pression vers la chambre d'ouverture. La soupape de régulation et d'arrêt s'ouvre. Sa section de passage est proportionnelle à la pression régnant dans la chambre d'ouverture. Le clapet régulateur détermine la charge dans la chambre d'ouverture afin que la pression d'alimentation des moteurs pneumatiques n'excède pas 90 PSI.

Si la pression est excessive, le clapet de surpression s'ouvre à **125±10 PSI**.

2.4. VANNE ELECTROPNEUMATIQUE DE SELECTION DU SENS DE ROTATION (TRDV) :

La TRDV est montée sur le même support que le mano-contact de pression sur la demi-couronne gauche.

Le solénoïde de commande de la TRDV est alimenté durant le transit extension de l'inverseur et pendant toute la période d'utilisation de l'inversion de poussée, c'est-à-dire, dès que le levier d'inversion occupe une position supérieure à 7.2° .

Lorsque le solénoïde est alimenté, la TRDV est ouverte et envoie la pression du collecteur de reverse vers le piston de sélection du sens de rotation (Directional Control Piston) des deux CDU. De façon à alimenter les moteurs pneumatiques dans le sens extension.

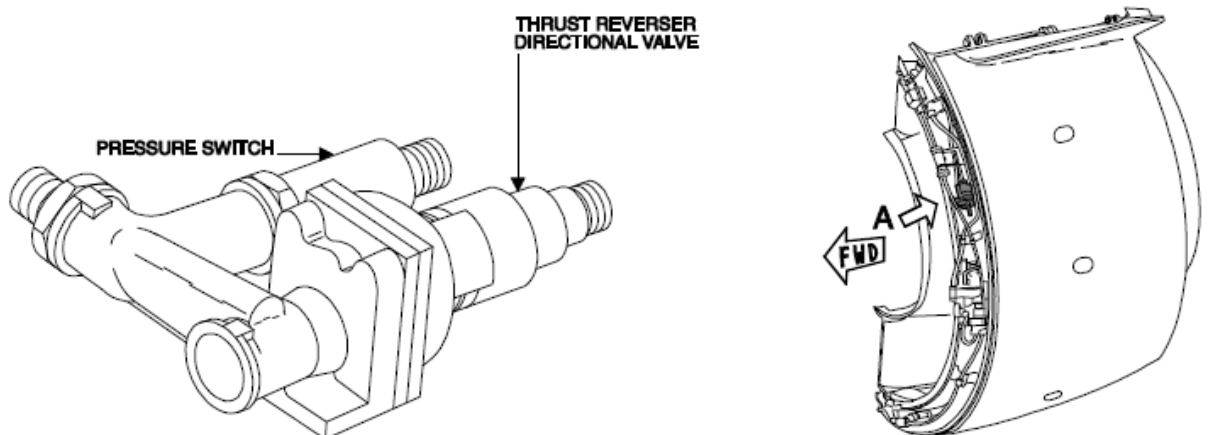


Fig. (III.2.4) : La TRDV.

2.5. MOTEUR PNEUMATIQUE D'INVERSION CDU :

Les deux moteurs pneumatiques sont montés en position 3 et 9 heures, à l'extérieur des structures fixes des demi-couronnes d'inversion.

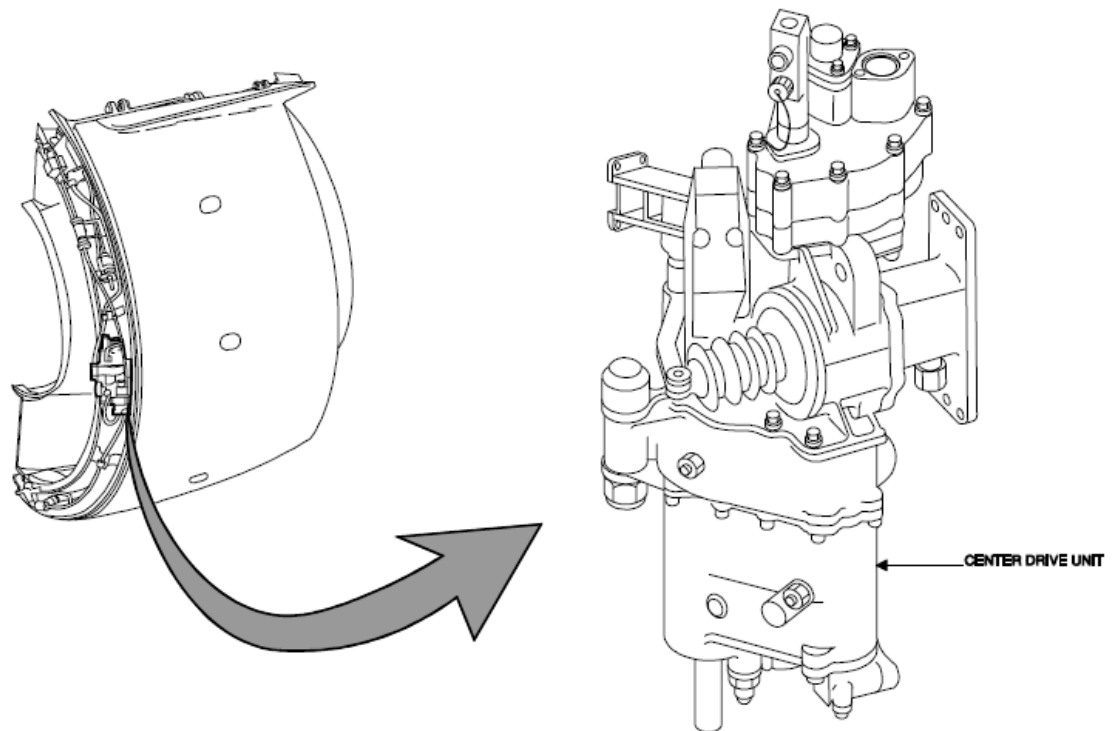


Fig. (III.2.5) : le moteur pneumatique CDU.

1. ELEMENTS MOTEUR :

Il est constitué de deux rotors trilobés synchronisés par pignons. L'un des rotors entraîne directement le vérin à vis central par l'intermédiaire d'un couple conique. Ce rotor comporte un dispositif de freinage unidirectionnel. En position normale, le frein interdit toute rotation du moteur dans le sens extension. Le transit rétraction est toujours libre. Lorsqu'il passe en configuration extension, le piston de sélection du sens de rotation commande le défreinage par l'intermédiaire d'un levier.

Nota : Un levier de défreinage manuel est accessible pour les opérations de maintenance. Sa poignée de commande interdit la fermeture du capot de fan en position défreinage.

Le second rotor du moteur entraîne un boîtier d'engrenages et comporte à l'autre extrémité un raccord d'entraînement manuel pour effectuer les opérations de maintenance (Manual cranking code B).

2. BOITIER D'ENGRENAGES :

❖ Le boîtier transmet le mouvement par l'intermédiaire d'arbres flexibles vers les vérins à vis situés à la partie supérieure et inférieure des inverseurs.

❖ Le boîtier comporte :

Un dispositif de retour d'asservissement destiné d'une part, à interdire toute augmentation de poussée durant le transit des inverseurs, d'autre part à ramener la manette de poussée en position ralenti en cas d'extension intempestive des inverseurs.

Nota : Le nombre de tours du CDU est proportionnel à la position de l'inverseur. La tige du vérin comporte deux repères de référence qui représentent les tolérances mini/maxi pour le réglage. Le carter qui contient le système de retour d'asservissement permet une inversion de la tige pour une éventuelle conversion du CDU (coté gauche ou coté droit). Cette modification nécessite un réajustement en atelier. La plaque d'identification des CDU comporte un numéro (PN) terminé par P01 ou P02 respectivement pour le coté gauche ou le coté droit du GTR.

- ❖ Un raccord d'entraînement manuel. (manual cranking code A).
- ❖ Un dispositif de blocage manuel du CDU pour désactiver l'inverseur de poussée en cas de nécessité (plaquette réversible).

3. VERIN CENTRAL A VIS SANS FIN :

L'arbre creux du vérin à vis est entraîné en rotation par le pignon conique et assure la translation de l'écrou à billes solidaire du corps du vérin.

L'arbre creux du vérin central contient une tige d'arrêt et retour d'asservissement (stop Rod).

Les mouvements de la tige d'arrêt sont limités par une butée interne dans le carter avant du couple conique. Un ressort absorbe la charge d'arrêt lorsque la butée du corps de vérin entre en contact avec la butée arrière de la tige d'arrêt (deploy stop surfaces) en fin de transit extension. En fin de transit rétraction, le fond du corps de vérin entre en contact avec l'extrémité conique de la tige d'arrêt (STOW STOP SURFACE).

La tige d'arrêt et de retour d'asservissement est reliée d'une part, à un boîtier de contacteurs électroniques de commande et de signalisation, d'autre part à la vanne de sélection du sens de rotation du CDU.

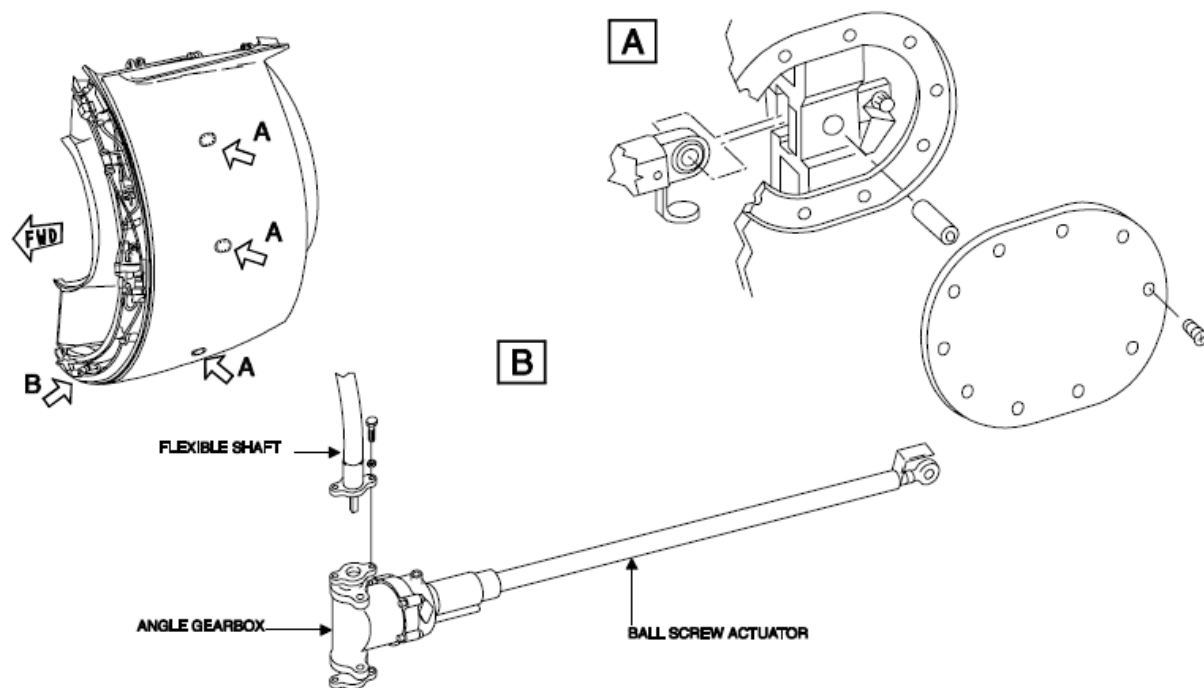


Fig. (III.2.5.3) : le vérin central à vis, l'arbre flexible et le boîtier d'engrenages. .

IV. 1 LA SURVEILLANCE DE LA REVERSE

La surveillance de la reverse se fait à partir de :

- La vanne de régulation et d'arrêt (**TRPV**).
- Le solénoïde de la vanne de régulation et d'arrêt.
- La vanne de sélection de sens de rotation (**TRDV**).
- Solénoïde de la **TRDV**.
- Switch de pression (SORTIE/RENTREE).
- Signal **LGCIV**.
- Signal **FCPC**.
- Transducteur rotatif à déplacement variable.
- Solénoïde des disques de frein.
- Indication cockpit 6 voyant **REV** (ambre/vert).

La maintenance de reverse se fait suite a une anomalies signalée par l'équipage.

L'équipage reçoit les anomalies reverse d'après les messages suivants :

❖ REVERSER FAULT = PANNE REVERSE

Ce message apparaît quand la reverse est inopérante, les causes sont :

- 1- Solénoïde de la **TRPV** est en panne.
- 2- Solénoïde de la **TRDV** est en panne.
- 3- RVDT est en panne.

❖ REV_UNLOCKED = REVERSE DEVEROUILLEE

Ce message signifie qu'en vol le switch de pression a détecté une pression d'air équivalent à **4 PSI** en provenance de la TRPV.

❖ REV_PRESSURISED = REVERSE PRESSURISEE

Ce message signifie que le conduit de la reverse est pressurisé et que le switch de pression a détecté une pression de **4PSI** en provenance de la **TRPV**.

❖ REV UNLOCKED _ REV PRESSURIZED :

Le message veut dire seulement que le joint d'étanchéité de la **TRPV** n'est pas en bonne état, c'est pour cela qu'il y ait fuite.

L'action corrective est changer le joint d'étanchéité de la **TRPV**.

**IV. 2 L'ACTION CORRECTIVE CONCERNANT REVERSER
FAULT :**

Pour résoudre un problème concernant la reverse il faut :

- 1- Avion alimenté électriquement.
- 2- On va vers le **MCDU**.
- 3- On sélectionne **LAST LEG REPORT** (le rapport du dernier vol), l'anomalie est affichée et l'élément qui a causé la panne est donné.

La maintenance de la reverse se fait via le **MCDU** pour tester :

- Les switch de position (SORTEE/RENTREE).
- RVDT.
- Switch de pression.
- Le solénoïde de la **TRPV**.
- Le solénoïde de la **TRDV**.
- Les disques de freins.

Une fois que l'élément ou les éléments qui ont causés la panne sont identifiés, ils doivent être alors changés.

Une fois que l'anomalie est réglée suivant le **TSM** (trouble shooting manual) on doit faire le **test reverse au sol** via le MCDU.

2.1. Le test de bon fonctionnement :

❖ le test reverse au sol se fait comme suit :

- 1- Moteur à l'arrêt.
- 2- **APU** en marche pour fournir l'énergie pneumatique.
- 3- On déverrouille le frein de disque.
- 4- On déverrouille le moteur pneumatique (CDU).
- 5- A partir du **MCDU** on fait le test de reverse.

❖ Le test consiste à :

1. sortir la reverse, c'est-à-dire on met la **manette reverse** à 7.2° puis à 38°, la reverse sort on aura l'indication :
 - **REV** en couleur **ambre** pendant le travail.
 - **REV** en couleur **verte** quand la reverse est sortie et verrouillée.
2. On rentre la reverse durant le transit, le voyant **REV** s'allume **ambre** quand la reverse est complètement rentrée et verrouillée le voyant **REV** s'éteint.

Si le test est concluant cela veut dire que tous les composants de la reverse fonctionnent normalement. Alors on dit qu'on a résout le problème et notre reverse est prête à l'utilisation.

N.B : Il est à noter que si la reverse est en panne on peut dispatcher l'avion avec une reverse H/S.

2.2. Le stockage de la reverse :

Il faut stocker la reverse :

- a-** En enlevant la prise électrique de la **TRDV**.
- b-** En tirant les disjoncteurs REVERSE.
- c-** En mettant des plaques en couleur rouge sur la reverse en panne (DO NOT OPERATE).
- d-** On informe l'équipage de la défaillance de la reverse.

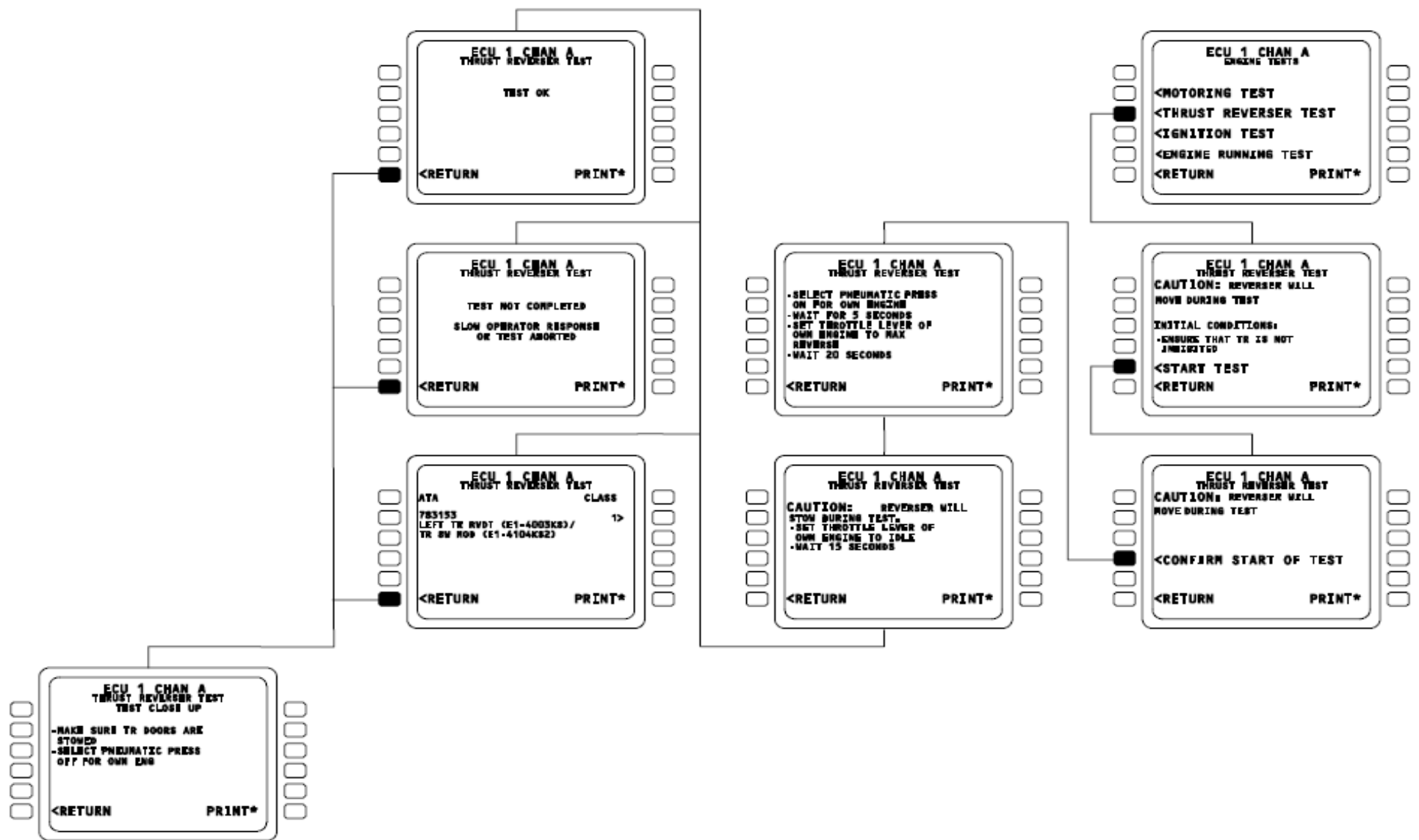


Fig. (IV.2.1) : le test de la reverse.

CONCLUSION :

La reverse est utilisé au sol :

- ❖ Pour freiner l'avion afin de réduire les efforts du système de freinage des roues.
- ❖ Pour freiner l'avion en cas d'un décollage avorté (accélération arrêté) sans danger.

Il est tout à fait clair que la reverse joue un rôle important, d'autant plus que la reverse du réacteur **CF6-80 E1** est gérée par plusieurs calculateur à savoir :

- L'**EIVMU**.
- L'**ECU**.
- Le **FCPC**.

Donc c'est une commande électronisée ce qui améliore son fonctionnement.

Bibliographie :

- ❖ Dictionnaire de l'aéronautique et de l'espace : anglais –français (volume 1).
- ❖ Les CD :
 - TSM de l'A330-200.
 - AMM de l'a330-200.
 - CF6-80 E1 engine manual.
- ❖ Les thèses :
 - Etude descriptive du circuit d'air du moteur CF6-80 E1.
 - Etude et maintenance du circuit carburant du moteur CF6-80 E1.
- ❖ Photos personnelles.
- ❖ Internet.