

REPUBLICQUE ALGERIENNE DEMOCRTIQUE ET POPULAIRE

Ministère d'Enseignement Supérieure et Recherche Scientifique

Université de Blida
Institut d'Aéronautique

025/2002
EX 2

Mémoire de fin d'études Au but de l'obtention du diplôme d'étude
Universitaire appliquées en aéronautique (DEUA)

Option Structure

Thème

comparaison de la politique
de maintenance appliquée sur les moteurs
(JT8D et CFM56 - 7B)



Présentée par :

BERKANE HABIBA

Promoteur :

M-BENCHIHEB
M-AISSANI

Promotion : 2002

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

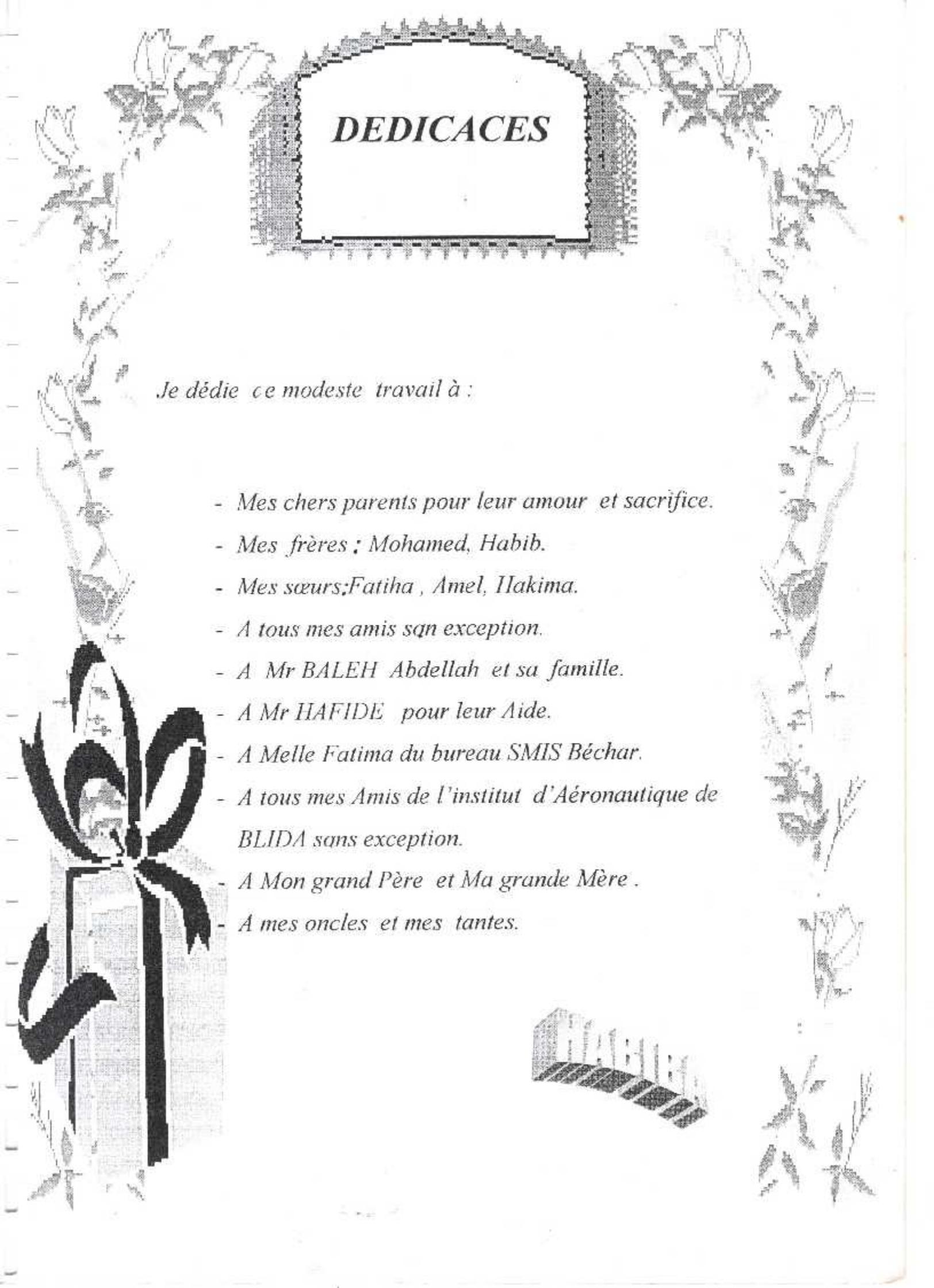
قال الله تعالى :

« إِنَّمَا يَخْشَى اللَّهَ مِنْ عِبَادِهِ الْعُلَمَاءُ »

- سورة فاطر -

قال رسول الله عليه صلاة الله وسلامه :

« فَضَّلَ الْعَالِمَ عَلَى الْعَابِدِ كَفَضَّلَ الْقَمَرَ عَلَى سَائِرِ الْكَوَاكِبِ »



DEDICACES

Je dédie ce modeste travail à :

- *Mes chers parents pour leur amour et sacrifice.*
- *Mes frères ; Mohamed, Habib.*
- *Mes sœurs; Fatiha , Amel, Hakima.*
- *A tous mes amis sans exception.*
- *A Mr BALEH Abdellah et sa famille.*
- *A Mr HAFIDE pour leur Aide.*
- *A Melle Fatima du bureau SMIS Béchar.*
- *A tous mes Amis de l'institut d'Aéronautique de BLIDA sans exception.*
- *A Mon grand Père et Ma grande Mère .*
- *A mes oncles et mes tantes.*

REMERCIEMENTS

Nous tenons à remercies le bon Dieu, le tout puissant, de nous avoir attribué la faveur de réussir nos études.

Nous exprimons nos vifs remerciements à Monsieur BENCHIHEB MOHAMED notre Promoteur, de nous avoir guidé afin de réussir de PFE. Ainsi que le co-promoteur Monsieur AISSANI MOULOUD.

Nous tenons à remercie tous les personnel d'ateliers H400 et particulièrement A Monsieur BALEH Abdellah pour leur aide.

Nous tenons à remercies tous les personnels de C.I.P et de direction technique.

Nous remercions amplement tous les enseignants de l'institut d'AERONAUTIQUE de Blida.

Nous tenons à remercies infiniment tous ceux qui on attribué de près ou de loin dons ce modeste travail.



Résumé :

Le présent travail a pour but de présenter une étude et une comparaison de la politique de maintenance appliquée sur les moteurs JT8D et CFM56-7B .

Pour cela, un rappel historique de ces deux moteurs avec leurs constituants, ainsi que une étude descriptive sont présentés .

Puis les différents concepts de la maintenance et leurs applications sur les deux moteurs sont exposés .

Les défaillances et les pannes rencontrées sur les deux moteurs sont présentées avec quelques exemples d'entretiens .

Dans la dernière partie, on présente l'étude comparative de la politique de maintenance de ces deux moteurs et en relevant le plus fiable à base de données statistiques des paramètres spécifiques d'exploitation qui reflète le degré d'avancement technologique de CFM56-7B par rapport au JT8D.

Abstract:

This work with for goal to presented a study and a comparaision of the policy of maintenace applied to engines JT8D and CFM56-7B.

For that, the recall historical of these two engines with their constitute, as well as a descriptive study, are presented.

Then the various concepts of maintenances and their applications on the two engines are exposed.

The failures and the breakdowns found on the two engines are presented with some examples of reparations.

In the last part, we present the comparative study of the policy of maintenance of these two engines and while raising most reliable containing data statistics of the specific parameters of exploitation which reflects the technological degree of advance of CFM56-7B compared to the JT8D.

ملخص:

الموضوع المقدم يهدف إلى دراسة و مقارنة في ميدان سياسة الصيانة المطبقة على المحركين JT8D و CFM 56- 7B .

و من أجل هذا تناول الموضوع لمحة تاريخية عن المحركين مع تقديم وصف لأهم العناصر المكونة لهما .

و بعدها تم عرض أنواع الصيانات الموجودة و كيفية تطبيقها على المحركين و أهم أنواع الأعطاب (الخسائر) التي يتعرض لها المحركين مع إعطاء مثالين معالجين .

في المحور الأخير تم تقديم هذه الدراسة مع إستنتاج المحرك الكفؤ إعتقادا على المعطيات الاحصائية التي عكست مدى التقدم التكنولوجي للمحرك CFM 56-7B بالنسبة الى JT8D .

SOMMAIRE

CHAPITRE I : INTRODUCTION ET HISTORIQUE

I - 1	CLASSIFICATION DES MOTEURS A COMBUSTION	1
I - 1 - 1	Moteur à piston	1
I - 1 - 2	Turbo réacteur	1
I - 1 - 3	Turbo propulseur	4
I - 1 - 4	Stato réacteur	4
I - 1 - 5	Pulso réacteur	7
I - 1 - 6	Moteur fusée	9
-	Moteur fusée à combustible solide	9
-	Moteur fusée à combustible liquide	9
I - 2	HISTORIQUE DES DEUX MOTEURS (JT8D & CFM56-7) ..	11
I - 2 - 1	Historique du moteur CFM56-7B	11
I - 2 - 2	Historique du moteur JT8D	15

CHAPITRE II : DESCRIPTION DES DEUX MOTEURS (JT8D & CFM56-7B)

II - 1	DESCRIPTION DU MOTEUR JT8D	17
II - 2	DESCRIPTION DU MOTEUR CFM56-7B	28

CHAPITRE III : DIFFERENTS CONCEPTS DE MAINTENANCE ET APPLICABILITE SUR LES DEUX MOTEURS (JT8D & CFM56-7B)

III - 1	DEFINITION D'UNE DEFAILLANCE	38
III - 2	DEFINITION D'UNE MAINTENANCE	38
III - 3	DIFFERENTS TYPES DE MAINTENANCE	39
III - 4	APPLICABILITE SUR LES DEUX MOTEURS	45
III - 4-1	Applicabilité sur moteur JT8D	45
III - 4-2	Applicabilité sur moteur CFM56-7B	52

CHAPITRE IV : DEFAILLANCE RENCONTREE SUR LES MOTEURS ET METHODES ADOPTEES POUR REMEDIER (JT8D & CFM56-7B)

IV - 1	DIFFERENTES METHODES DE RECHERCHES DE PANNES AVANTAGES ET INCONVENIENTS	63
IV - 2	DIFFERENTES PANNES EXISTANTES	66
IV - 3	EXEMPLE DE RECHERCHES DE PANNES	80
IV-3-A	Recherche de pannes et procédures de dépannage du JT8D	80
IV-3-B	Recherche de pannes et procédures dépannage du CFM56	85

CHAPITRE V : FIABILITE

V - 1	NOTION DE LA FIABILITE	90
V - 2	NOTION DES INSTRUCTIONS TECHNIQUES (SB, AD) ...	90
V-2-1	Notion d'un SB	90
V-2-2	Notion d'une AD	90
V - 3	DONNEES STATISTIQUES ET COMPARAISON ENTRE LES DEUX MOTEURS (JT8D & CFM56-7B)	91

CONCLUSION	95
------------------	----

ANNEXE

BIBLIOGRAPHIE

LISTE DE FIGURES :

CHAPITRE I : INTRODUCTION ET HISTORIQUE

Fig. 1 page 3	Moteur à piston
Fig. 2 page 2	Turbo réacteur
Fig. 3 page 5	Turbo propulseur
Fig. 4 page 6	Stato réacteur
Fig. 5 page 8	Pulso réacteur
Fig. 6 page 10	Moteur fusée

CHAPITRE II : DESCRIPTION DES DEUX MOTEURS (JT8D & CFM56-7B)

Fig. 1 page 18	Vue générale du moteur JT8D .
Fig. 2 page 17	Technologie de l'entrée d'air du moteur JT8D .
Fig. 3 page 19	Courbe caractéristique d'une entrée d'air type pitot du moteur JT8D .
Fig. 4 page 20	Courbe caractéristique de fonctionnement du compresseur du moteur JT8D .
Fig. 5 page 22	Chambre de combustion du moteur JT8D .
Fig. 6 page 21	Courbe caractéristique de fonctionnement d'une chambre de combustion du moteur JT8D .
Fig. 7 page 30	..	Le moteur CFM56
Fig. 8 page 31	Les 3 modules du moteur CFM56-7
Fig. 9 pages 32 & 33	...	Les 17 modules déposés du CFM56
Fig. 10 page 34	Description générale du moteur CFM56

**CHAPITRE III : DIFFERENTS CONCEPTS DE
MAINTENANCES ET APPLICABILITES SUR LES
DEUX MOTEURS (JT8D & CFM56-7B)**

- Fig. 1 page 38 Les principales causes de maintenance
Fig. 2 page 44 Différents types de maintenance
Fig. 3 page 47 Différentes visites effectuées (JT8D)
Fig. 4 page 51 Causes des visites non programmées

**CHAPITRE IV : DEFFAILLANCES RENCONTREES
SUR LES MOTEURS ET METHODES ADOPTES POUR
REMEDIER (JT8D & CFM56-7B)**

- Fig. a & b Pages 68 & 69Ecrans d'affichage
Fig. c page 71EEC

NOMENCLATURE :

Distance :

FT :Foot (pied)
In :Inch (pouce)
M :Mètre
Cm :centimètre

$$1 \text{ ft} = 0.3048 \text{ m}$$

$$1 \text{ m} = 3.2808 \text{ ft}$$

$$1 \text{ in} = 2.54 \text{ Cm}$$

Masses :

Ibs :Pounds (livre anglaise)
Kg :Kilogramme

$$1 \text{ Ibs} = 0.4535952 \text{ kg}$$

$$1 \text{ Kg} = 2.204622 \text{ Ibs}$$

Volume :

Imp.g :Imperial gallon (UK)
L :Litres .

$$1 \text{ Imp.g} = 4.546 \text{ L}$$

$$1 \text{ L} = 0.220 \text{ imp.g}$$

Carburant :

$$1 \text{ Ibs} \Rightarrow 0.57 \text{ l}$$

$$1 \text{ L} \Rightarrow 1.75 \text{ Ibs}$$

$$1 \text{ L} \Rightarrow 0.795 \text{ kg}$$

$$1 \text{ kg} \Rightarrow 1.2581 \text{ l}$$

CHAPITRE I

INTRODUCTION ET HISTORIQUE

I-1 Classification des moteurs à combustion :

Il existe plusieurs types de moteurs, pouvant être classés soit par ordre d'importance soit par ancienneté. Nous les classerons comme suite :

I-1-1-Moteur à piston : (fig 1)

Le moteur à piston est un moteur à combustion interne comportant les parties indiquées ci-dessous .

Le moteur à piston est un moteur à 4 temps, c'est – à – dire :

-Une admission : (air + combustible) sont admis dans le cylindre par aspiration.

-Une compression : le mélange (air + combustible) est comprimé au maximum par un piston.

-Combustion : le mélange est brûlé par une flamme et on obtient l'énergie calorifique.

-Echappement : les gaz brûlés vont s'échapper par la soupape d'échappement en laissant place au gaz frais.

Ces quatre temps représente le cycle moteur. L'aviation actuelle n'utilise plus les moteurs à piston. Cependant , ce genre de moteurs peut être présent sur des petits avions commerciaux.

I-1-2 Turbo réacteur :(fig 2)

Ce type de moteur comporte les partie suivantes :

- Un diffuseur.
- Un ou des compresseurs.
- Une ou des chambres de combustion.
- Une ou des turbine.
- Une tuyère.

La fonction du diffuseur est de transformer l'énergie cinétique de l'air entrant dans le turboréacteur en énergie potentielle de pression statique.

Le diffuseur délivre de l'air au compresseur à une pression plus élevée qui ,à son tour, le comprime pour le refouler dans la chambre de combustion à haute pression.

Dans cette dernière, le carburant est injecté par l'intermédiaire d'injecteurs et la combustion prend place d'une manière continue pour augmenter la température des gaz admis par la suite dans la turbine.

TURBO-RÉACTEUR

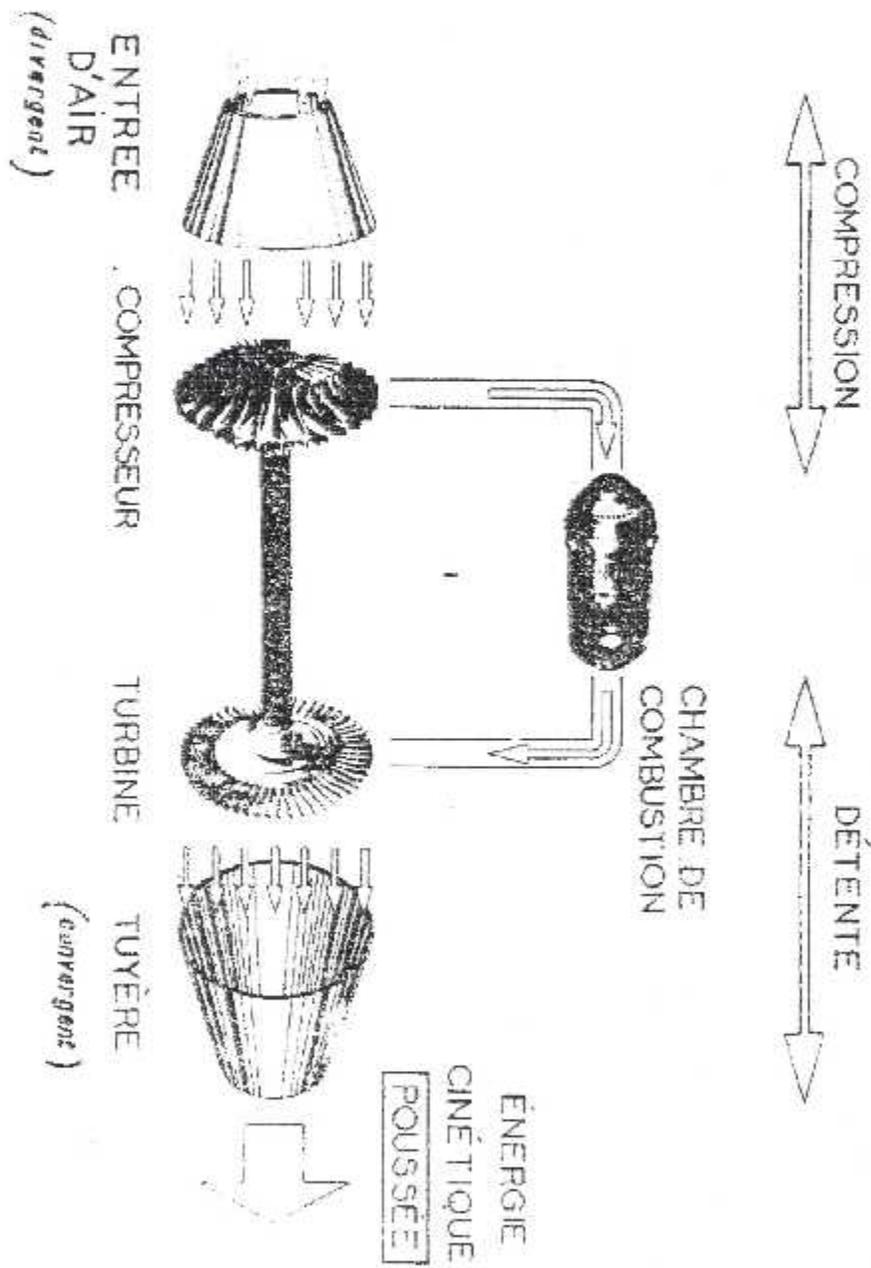


fig.2

Doc 2039

MOTEUR A PISTON

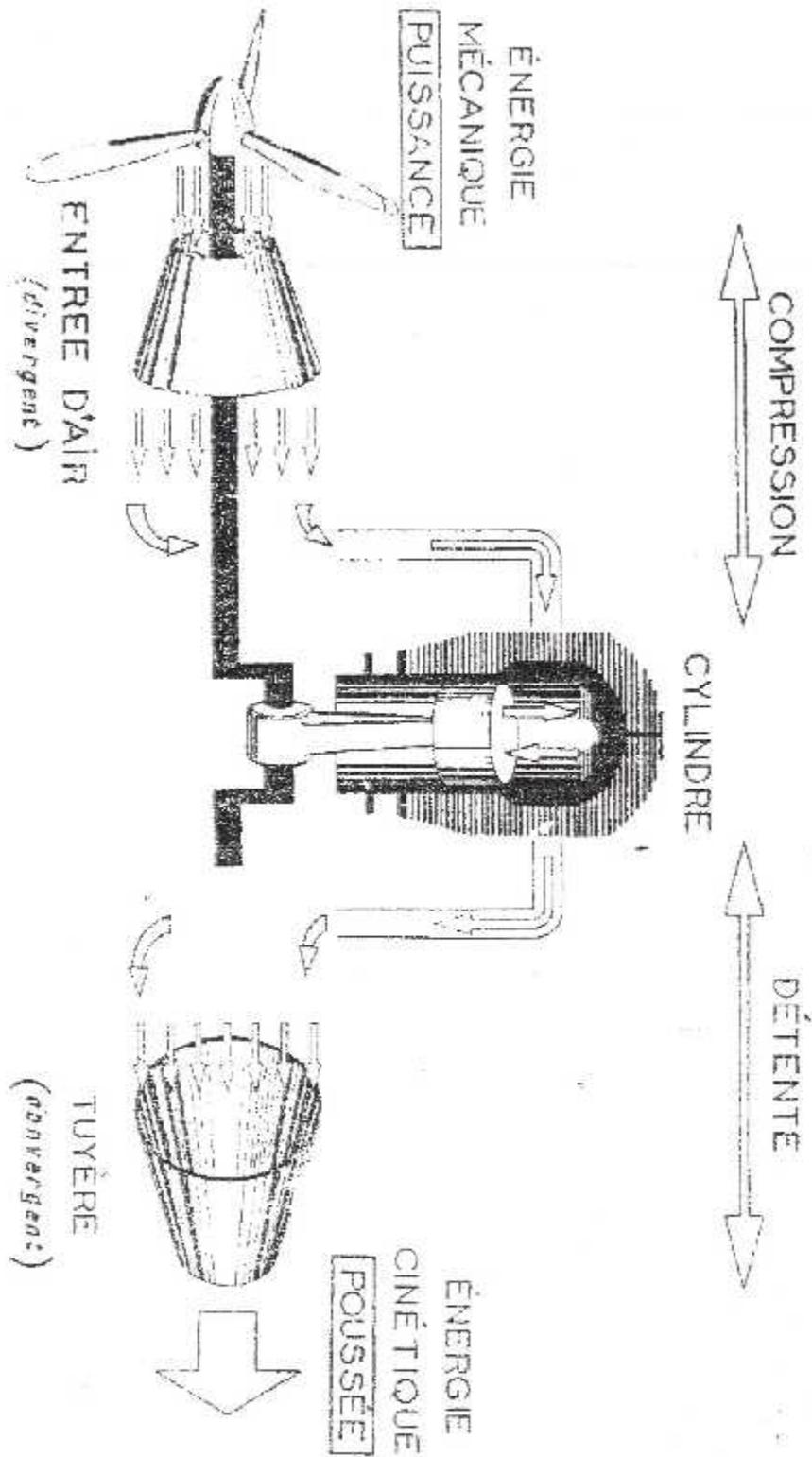


fig.1

Ces gaz vont donc aller se détendre dans la turbine pour sortir ensuite à travers une tuyère d'éjection.

Les turboréacteurs sont classés en deux grandes catégories :

- Les turboréacteurs simple flux : traversé par un seul flux.
- Les turboréacteurs double flux : traversés par deux flux , l'un primaire et l'autre secondaire.

1-1-3 Les turbopropulseurs : (fig 3)

Comme son nom l'indique , le turbopropulseur est un moteur thermique appartenant à la catégorie des propulseurs indirects. Il est caractérisé par un générateur des gaz

(ensemble compresseur , chambre de combustion , turbine entraînant le compresseur), associé à des turbines dont le rôle est de transformer l'énergie de pression développée par le générateur en énergie mécanique.

Ce travail mécanique est ensuite traduit en énergie propulsive de l'hélice.

Le couple développé par les turbines étant relativement faible , un réducteur (ensemble de roues dentées) est interposé entre l'hélice et l'arbre de puissance , ce qui permet d'accroître le couple hélice et de réduire son régime de rotation .

1-1-4 Statoréacteur : (fig 4)

C'est le plus simple des moteurs à combustion interne. Il est fait d'un diffuseur , d'une chambre de combustion et d'une tuyère.

Il ne comporte aucun élément mobile : l'air est aspiré à l'extérieur par une prise d'air (tuyau de dimension appropriée) , puis comprimé par diminution de la vitesse.

La combustion du carburant dans la chambre de combustion subsonique provoque une augmentation du volume spécifique (m^3/Kg) d'où l'air est accéléré pour être aussi refoulé dans la tuyère, à grande vitesse.

La variation de la quantité de mouvement génère une poussée. Il est évident que ce type de moteur ne peut fonctionner à l'état statique, en général un minimum de nombre de Mach 02 est indispensable.

TURBO-PROPULSEUR

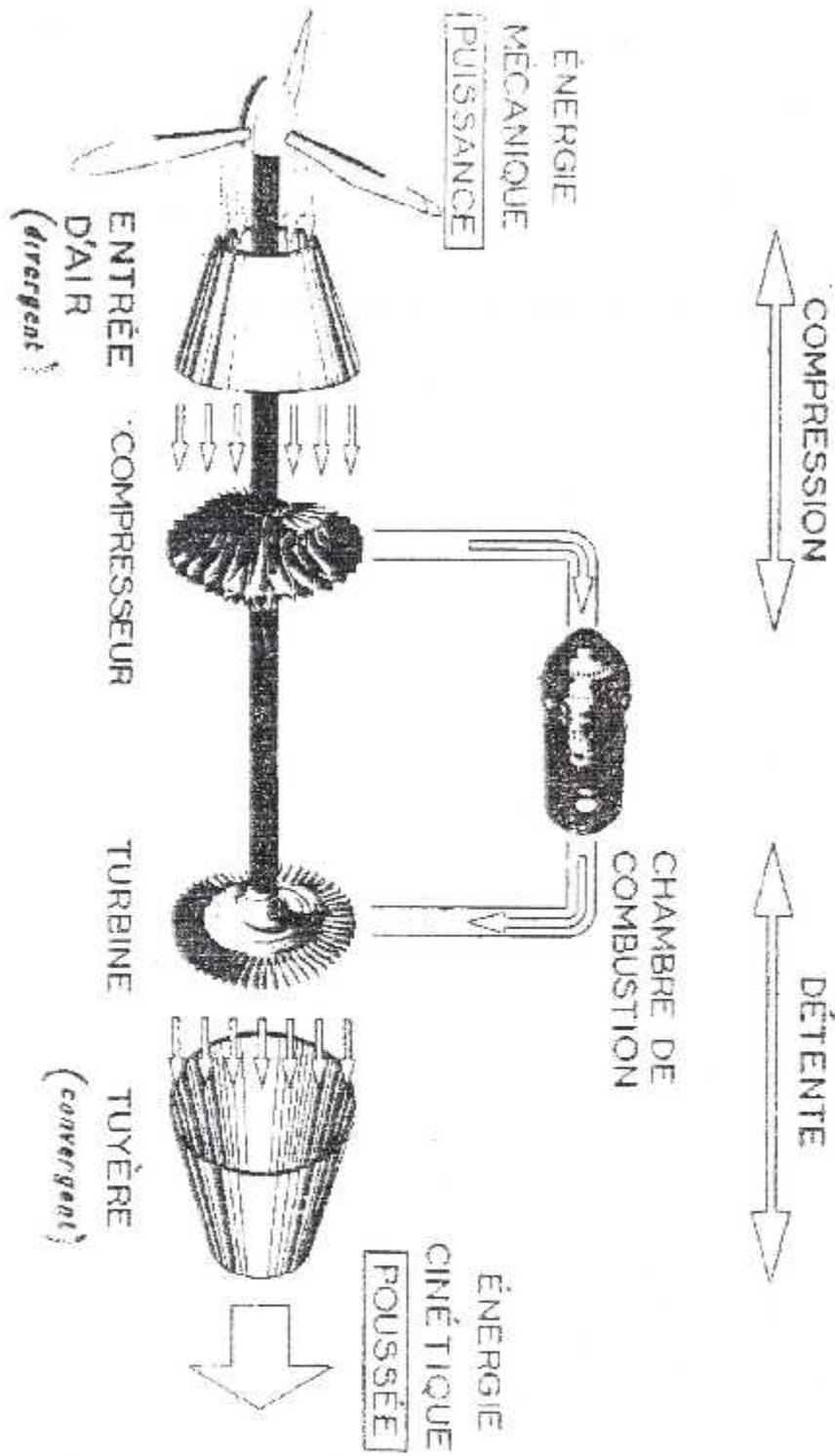


fig.3

DOC 203A
200 0000

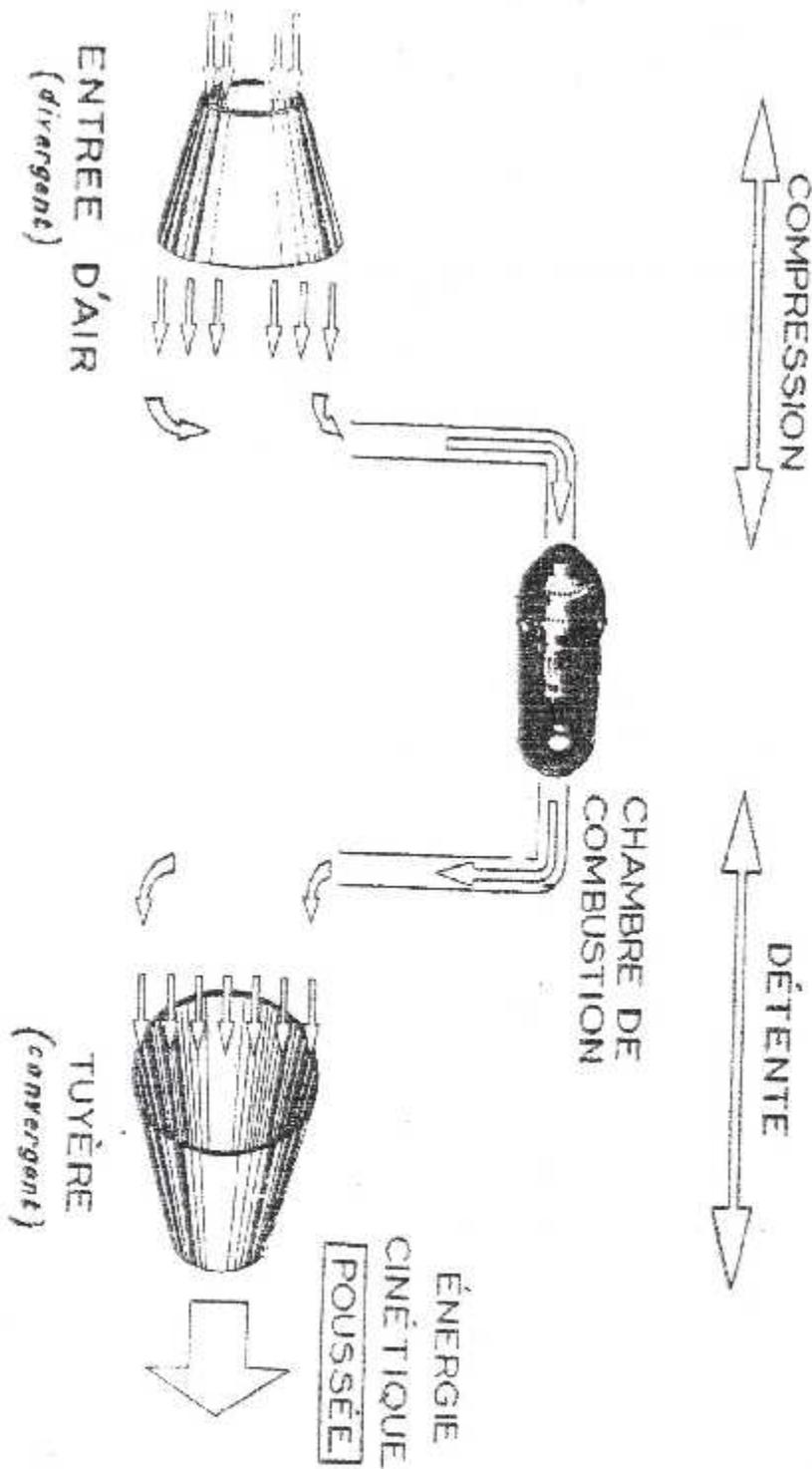


fig.4

STATO-RÉACTEUR

Caractéristiques générales :

Ce propulseur ne comporte aucune pièce tournante ; les températures tolérées en sortie de chambre sont donc très élevées (3000 °K).

- Il présente un problème de démarrage : possible seulement si l'on envoie dans l'entrée de l'air à $V_0 = 300$ m/s par l'intermédiaire d'une fusée à poudre ou d'un turboréacteur.
- Il est utilisé, en général, pour des nombres de Mach élevés (1.5 M 2) et des grandes altitudes (29 km) .
a ces vitesses, la prise d'aire seule suffit à assurer la compression de l'air .
- En général, son poids est plus faible que celui d'une fusée car on a besoin d'emporter seulement le carburant et il est plus économique (consommation spécifique divisée par 4) .
Par contre, le rendement thermique est plus faible que celui d'un turbo réacteur .

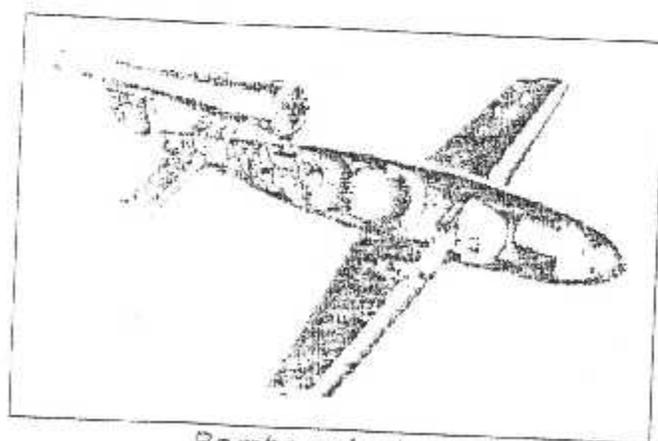
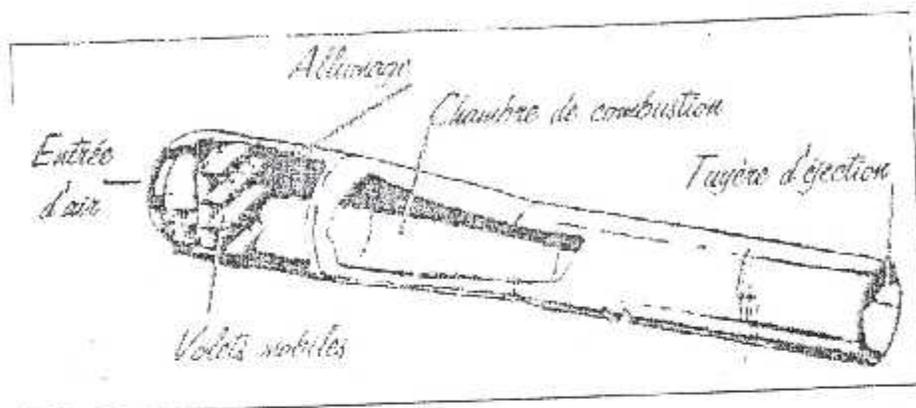
I-1-5 Pulsoréacteur : (fig 5)

Ce type de moteur comporte : un diffuseur, une grille de valve soutenue par des ressorts de rappel, une chambre de combustion et une tuyère d'éjection du gaz .

Le principe de fonctionnement s'apparente à celui du statoréacteur .

Quand la pression chute à travers la grille, les valves s'ouvrent et laissent passer l'air frais nécessaire à la combustion . Après inflammation des mélange fuel-air, la combustion produit une augmentation de pression qui provoque la fermeture des valves de la grille, ce qui oblige les gaz de combustion à s'évacuer par la tuyère et à se détendre à grande vitesse pour produire une poussée . En quittant la chambre de combustion, les gaz chauds provoquent une dépression (Vide) qui fait ouvrir les valves pour faire admettre de l'air frais une fois encore et le processus d'injection et de combustion recommence .

Le pulsoréacteur



Bombe volante V-1

fig .5

La fréquence des pulsations des ouvertures et fermetures des valves est déterminée par la fréquence propre du moteur .

I-1-6 Moteur fusée : (fig 6)

Si l'on lâche, à l'air libre, un ballon rempli d'air sous pression, celui ci se dégonfle et se place en sens inverse de l'orifice d'éjection (réaction de l'air éjecté sur un appui solide:corps interne de la fusée). Si l'on chauffe le gaz contenu à l'intérieur du ballon, la vitesse de ce dernier augmente .

Le moteur fusée est basé sur ce principe . Il existe deux catégories de moteurs fusés :

- Ceux qui utilisent un combustible solide .
- Ceux qui utilisent un combustible liquide .

- **moteurs fusées utilisant un combustible solide :**

Ces moteurs sont constitués d'une coquille qui servira de chambre de combustion et dans laquelle on placera le combustible sous forme de barres (cylindres) et d'une tuyère pour détendre les gaz de combustion. Le combustible solide est fait de carburant et en même temps de comburant . La poussée est générée par la détente des gaz à haute pression et à haute température . La vitesse d'éjection de ces gaz , dans ce type de moteur, est de l'ordre de 1500 – 2500 m/s .

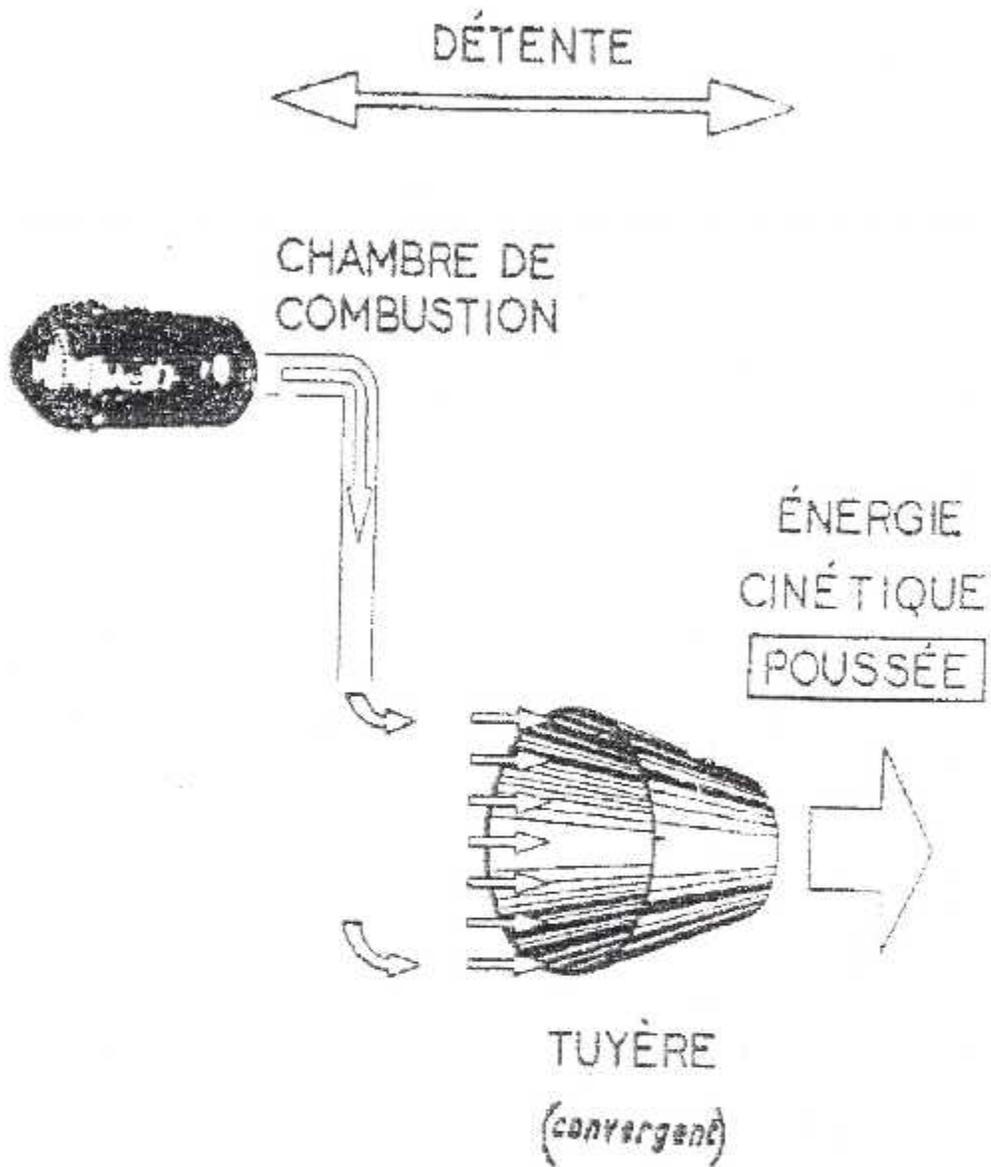
- **Moteurs fusées utilisant un combustible liquide :**

Ce type de moteur comporte :

- Une unité de pompage
- Des systèmes de valves et de moteur proprement dit .

Ce dernier est constitué d'une chambre de combustion et d'une tuyère d'éjection . Le rôle de l'unité de pompage est de refouler vers la chambre de combustion le carburant et l'oxydant à haute pression et à débit déterminé par les conditions de fonctionnement . Les valves régulent les débits du carburant et de l'oxydant .

L'inflammation du mélange produit des gaz à haute température et haute pression qui se détendent dans la tuyère



FUSÉE

fig.6

à grand vitesse pour produire une poussé . La vitesse des gaz est supersonique : elle est de l'ordre de 2400 – 3900 m/s .

Un système de refroidissement est nécessaire pour abaisser la température des parois de la chambre de combustion et de la tuyère .

I-2 Historique des deux moteurs (JT8D & CFM56-7B) :

I-2-1 Historique de Moteur CFM56-7 :

I-2-1-1 Une vision partagée...

En 1970, les têtes respectives de GENERAL ELECTRIC et SNECMA étaient Gérard Neumann le pionnier du moteur du jet et René Ravaud , le héros de la résistance Française .Les deux hommes ont partagé la vision d'un projet international commun. Ils sont restés fermé dans leur but .Le succès du CF6 moteur du Turboréacteur à double flux a établi GE comme un fabricant majeur des moteurs du jet . Cette intensification de la production a incité un accord de la production transcontinental avec SNECMA de France.

En 1974,ce rapport a été formalisé comme CFM International et le premier nouveau du CFM56 moteur du turboréacteur à double flux est allé tester.

I-2-1-2 Une coopération internationale:

En 1974 CFM était un novice effort international qui offre un produit seul. Dans un peu plus de deux décades il a grandi pour devenir un des fournisseurs principaux des moteurs du transport dans le monde.

CFM combine les ressources, compétences de l'ingénieur et services de deux fabricants du moteur de l'avion: Snecma de France et GE dans l'USA. Il occupe une portion commerciale très importante dans le marché Aéronautique et ce succès est la

résultante de l'excellence de son produit et la compétence de son organisation.

L'objectif du CFM est maintenir la confiance des compagnies aériennes en fournissant des moteurs très performants, ainsi de contribuer leur succès opérationnel et financier. La nomination de CFM56 est issue de l'appellation par une combinaison des désignations du moteur de l'annonce publicitaire des deux compagnies : CF6 de GE et M56 de Snecma.

I-2-1-3 DIVISION MOTEURS CIVILS:

Avec 50 % de part de marché cumulée sur les 5 dernières années, la famille CFM56 confirme en 1999, sa place de numéro 1 mondial pour les avions de plus de 100 places. Dans le cadre de leur filiale commune CFM International, Snecma et General Electric conçoivent, fabriquent et commercialisent les moteurs CFM56. Pour préparer l'avenir et satisfaire les futurs besoins du marché, les deux partenaires se sont engagés dans un important programme de développement technologique: TECH56. Par ailleurs, Snecma poursuit le développement de son activité dans le domaine des moteurs de forte poussée.

I-2-1-4 CFM56, une famille complète :

Dans le monde, volent quotidiennement 4 000 avions équipés de CFM56. Ils effectuent un décollage toutes les 5 secondes. Les CFM56(moteurs à vocation civile, équipent les Airbus de la famille A320, l'A340 et les différentes versions de Boeing 737. Dans le domaine de l'aviation commerciale, CFMI motorise aujourd'hui les avions de près de 300 opérateurs.

Cependant, le CFM56 présente de nombreuses applications militaires. L'US Air Force est toujours l'un des plus importants clients, avec la motorisation de ses ravitailleurs Boeing KC-135 et de ses avions radars Boeing E-6 Awacs. L'Armée de l'Air française utilise également des avions de même type équipés de moteurs CFM56.

I-2-1-5 Préparer l'avenir

Le programme TECH56 d'acquisitions technologiques, permettant de préparer l'avenir et de répondre aux besoins

futurs des clients, est entré dans sa deuxième phase avec la réalisation d'essais de composants. Notamment, l'aube de soufflante en flèche a fait l'objet d'un essai moteur. Ces développements permettront de définir un nouveau moteur lorsque le marché en ressentira le besoin de réaliser des dérivés des moteurs existants et de proposer des kits d'amélioration des moteurs en service.

Le programme TECH56 permettra à Snecma et à General Electric de conserver leur position de numéro 1 mondial sur le marché des moteurs de 20 000 à 35 000 lb de poussée.

Performance Type	CARACTERISTIQUES						PARTICULARITE	AVIONS EQUIPEES
	Poussée (Klb)	Certification	Nombre d'opérate- urs	Avion en service	Heure totale de fonctionnement (million EPH)			
CFM56-2	22-24	Nov-1979	23	580	20		- C-135R, KC 135R - E-3, KE-3A - E6A, DC-8 - SUPER 7	
CFM56-3	18,5-23,5	Jan-1984	144	2000	79	• Conception avancée (améliorée) du fan	- B 737-300/400/500	
CFM56-5A	22-26,5	Août-1987	27	420	13	• -11,2% (consommation spécifique) • commande du moteur assurée par FADEC L.	- A 319 - A 320	
CFM56-5B	22-33	Mai-1993	23	450	1,5	• Introduction d'un nouveau corps + LPT • -11,2% (consommation spécifique) • -16,2 % (consommation spécifique) • nouvel conception du fan.	- A 319 - A 320 - A 321	
CFM56-5C	31,2-34	Dec-1991	26	450	7	• Accessoires de conception avancée. • Commande de moteur assuré par FADEC II.	- A 340	
CFM56-7	27	Dec-1996	38	165	0,5	• -7,7% (consommation spécifique) • -15% de réduction de coût de maintenance. • Introduction d'une ailette fan avec une longue corde. • Introduction d'un nouveau corps + LPT.	- B 737-600 - B 737-700 - B 737-800 - B 737-900	

VARIANTES ET SPECIFICATIONS DU MOTEUR CFM 56

I-2-2 Historique du moteur JT8D [4]

Le moteur JT8D est un turboréacteur double corps , double flux à écoulement axial fabriqué par le constructeur américain Pratt & Whitney . Sa conception débuta en avril 1960 avec le modèle JT8D-1 .

Plusieurs variantes du premier modèle ont été construits après , englobants des modifications et des développements technologiques qui ont en des impacts remarquables sur certains paramètres tels que la poussée , la consommation spécifique , le poids , etc

Le tableau ci-après illustre les dates de certification et les poussées produites par chaque modèle :

<u>Modèle</u>	<u>Poussée (Pounds)</u>	<u>Date de certification</u>
JT8D-1	14000 à 15° C	Février 1963
JT8D-5	12000	Avril 1963
JT8D-7	14000 à 27° C	Mars 1966
JT8D-9	14500	Mai 1967
JT8D-11	15000	Sept. 1968
JT8D-15	15500	Avril 1971
JT8D-17	16000	Février 1974
JT8D-17R	17400	Avril 1976

A la fin de l'année 1988 , la production du JT8D a cessé , elle a enregistré 11878 moteurs construits. La production par type de variante était :

<u>Modèle</u>	<u>Nombre de moteurs construit</u>
JT8D-1 /-5	1809
JT8D-7	2612
JT8D-9	2832
JT8D-11	128
JT8D-15/-15A	2525 /338
JT8D-17/-17A	1069/241
JT8D-17R	312
JT8D-17AR	12

Notons enfin que ces types de moteurs équipent les avions suivant :

- Boeing 727 / 737
- Mc Donnell Douglas 9
- Dassault Super Caravelle et Mercure
- Saab Viggen

CHAPITRE II

DESCRIPTION DES DEUX MOTEURS :

(JT8D et CFM56-7)

II-1- DESCRIPTION DU JT8D : [4],[9]**1- Généralité : (Fig. 1)**

Le réacteur JT8D du type turbofan de marque pratt et Whitney est un modèle à double flux axial, à deux corps, d'un taux de dilution modéré, utilisant un compresseur basse pression à six (6) étages, entraîné par une turbine à trois (3) étages et un compresseur haute pression à sept (7) étages entraîné par une turbine à un (1) étage par l'intermédiaire d'un arbre passant.

2- Entrée D'air :

Elle est du type PITOT. Elle se présente sous la forme d'un conduit. Son rôle est de raccorder le plus avantageusement (champ de vitesse le plus homogène possible) les filets d'air avec l'entrée du compresseur et cela dans le domaine du vol (vol subsonique).

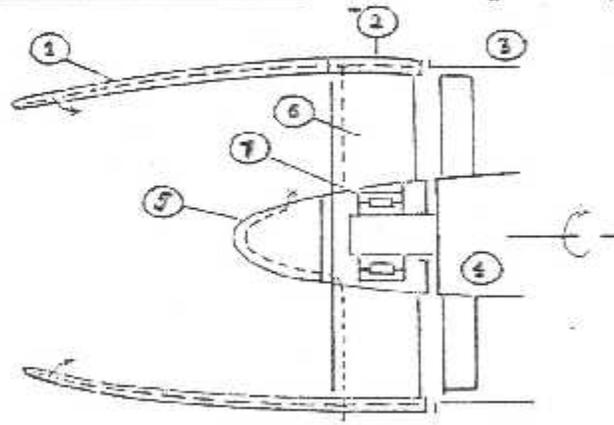
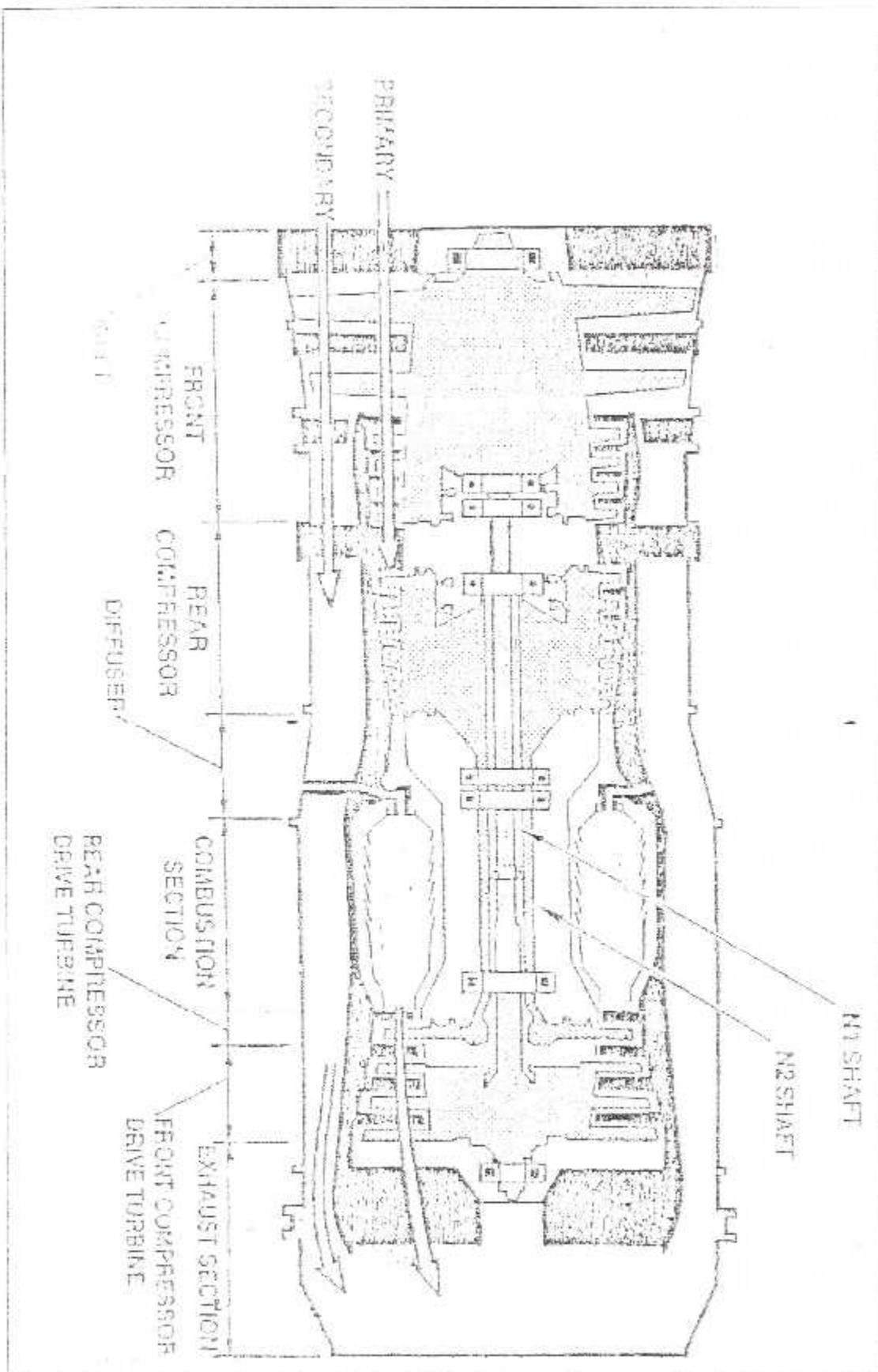
A) Eléments de l'entrée d'air : (Voir figure 2)

Fig. 2

- 1) Manche d'entée d'air ; double parois en alliage d'aluminium.
- 2) Carter d'entrée réacteur.
- 3) Carter compresseur.
- 4) Compresseur axial.
- 5) Cône de pénétration : -conditionne le bon écoulement de l'air
-abrite un accessoire.
- 6) Aubages directeur d'entrée : sert à guider l'air suivant un angle convenable sur les ailettes du compresseur.
- 7) Roulement du palier avant.



Vue générale du réacteur JT8D (fig.1)

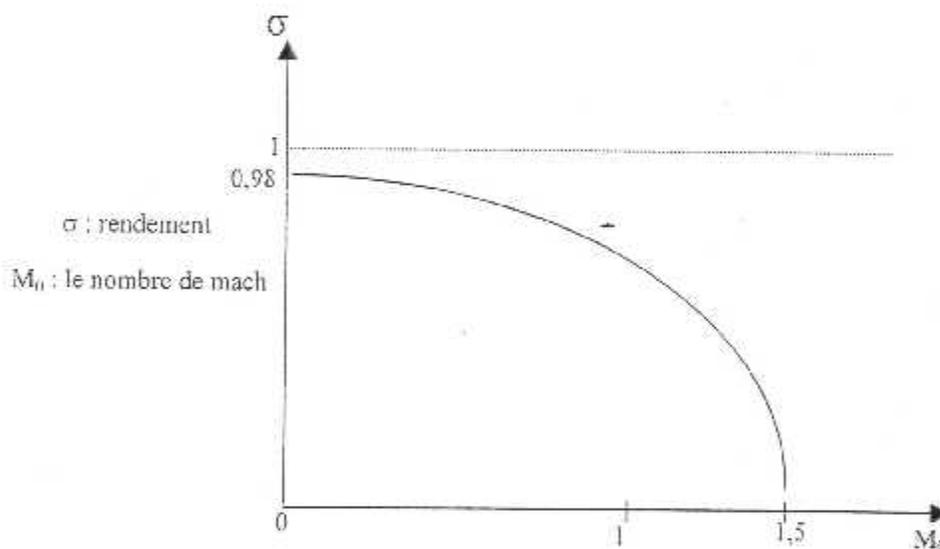
B- La géométrie de la manche d'entrée d'air :

La géométrie de cette manche est définie de façon à accorder l'écoulement jusqu'à l'entrée du compresseur pour obtenir une efficacité optimale, définie comme suit :

$$E = \frac{P_{ip}}{P_{it}}$$

P_{ip} : Pression d'impact réellement mesuré.

P_{it} : Pression d'impact théorique.

Courbe caractéristique d'une entrée d'air type pitot:

(Fig. 3)

Remarque:

Certains moteurs JT8D équipant les B727 sont munis de portes additionnelles au niveau des entrées d'air pour éviter les dépressions qui s'y installent lors d'un atterrissage ou d'un décollage.

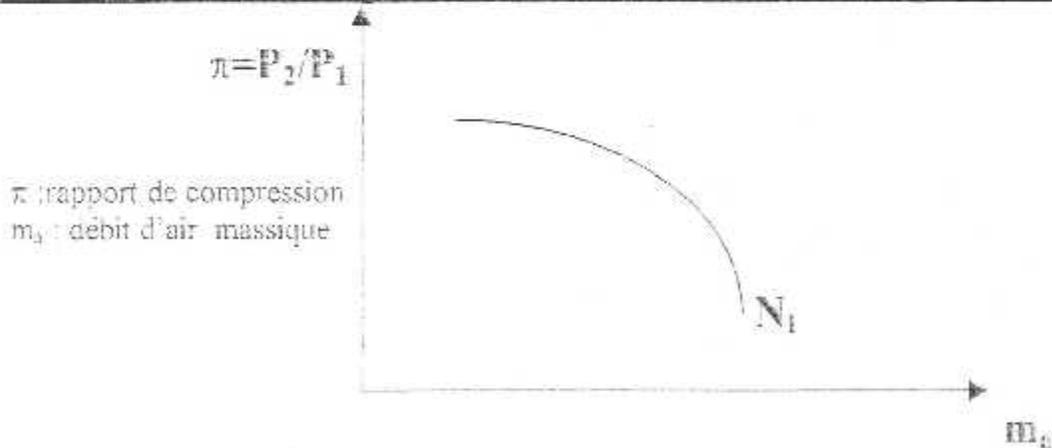
3- COMPRESSEUR :

Le type axial double corps rotatif, son rôle est d'amener le fluide dans les conditions minimales d'inflammation. Il est constitué de treize (13) étages (une grille d'aubes rotor + une grille d'aube stator = 1 étage) et composé de :

- Attelage basse pression (N_1) : formé de six (6) étages entraînés par une turbine à trois (3) étages. Les deux (2) premiers étages de cet attelage constituent le fan qui comprend 27 ailettes dans le premier étage et 40 ailettes dans le deuxième.
- Attelage à haute pression (N_2) : Comprend sept (7) étages entraînés par une turbine

Remarques :

- La fixation des ailettes sur le compresseur est une fixation sapin sauf celles du 2^{ème} et du 7^{ème} étages, qui ont une fixation peigne (par rivets).
- Le rendement du compresseur est généralement de l'ordre de 90%.

Courbe caractéristique du fonctionnement de compresseur :

(fig.4)

4- CHAMBRE DE COMBUSTION : (fig.5)

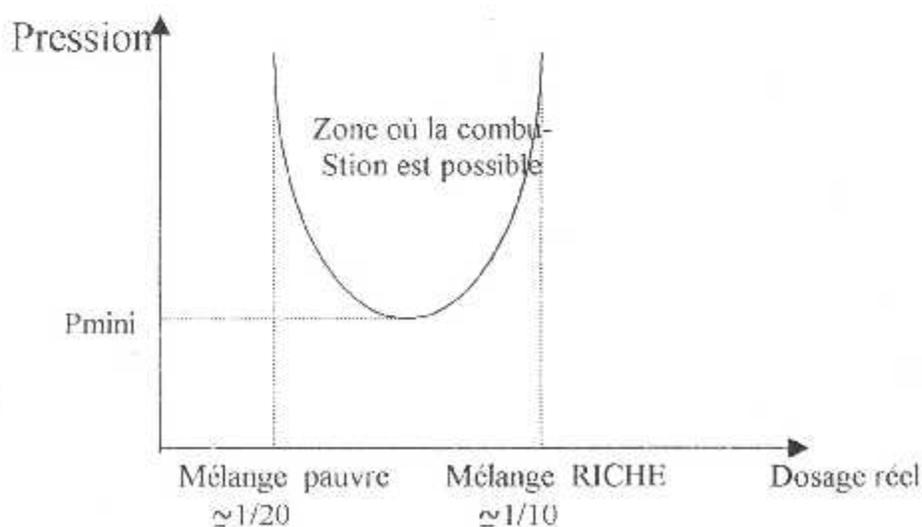
Le JT8D dispose de neuf (9) chambres de combustion séparées et disposées annulairement (chambres mixtes ou tu bo annulaires) chacune contenant un seul injecteur de carburant de type DUPLEX. Ces chambres sont faites en TITANE (résistant aux fortes contraintes de température) et elles sont interconnectées par des tubes pour aider la propagation de la flamme lors du démarrage.

Deux chambres sont équipées de bougies (position 7h et 4h arrière du moteur) pour le démarrage du réacteur et / ou pour l'utilisation d'un allumage continue.

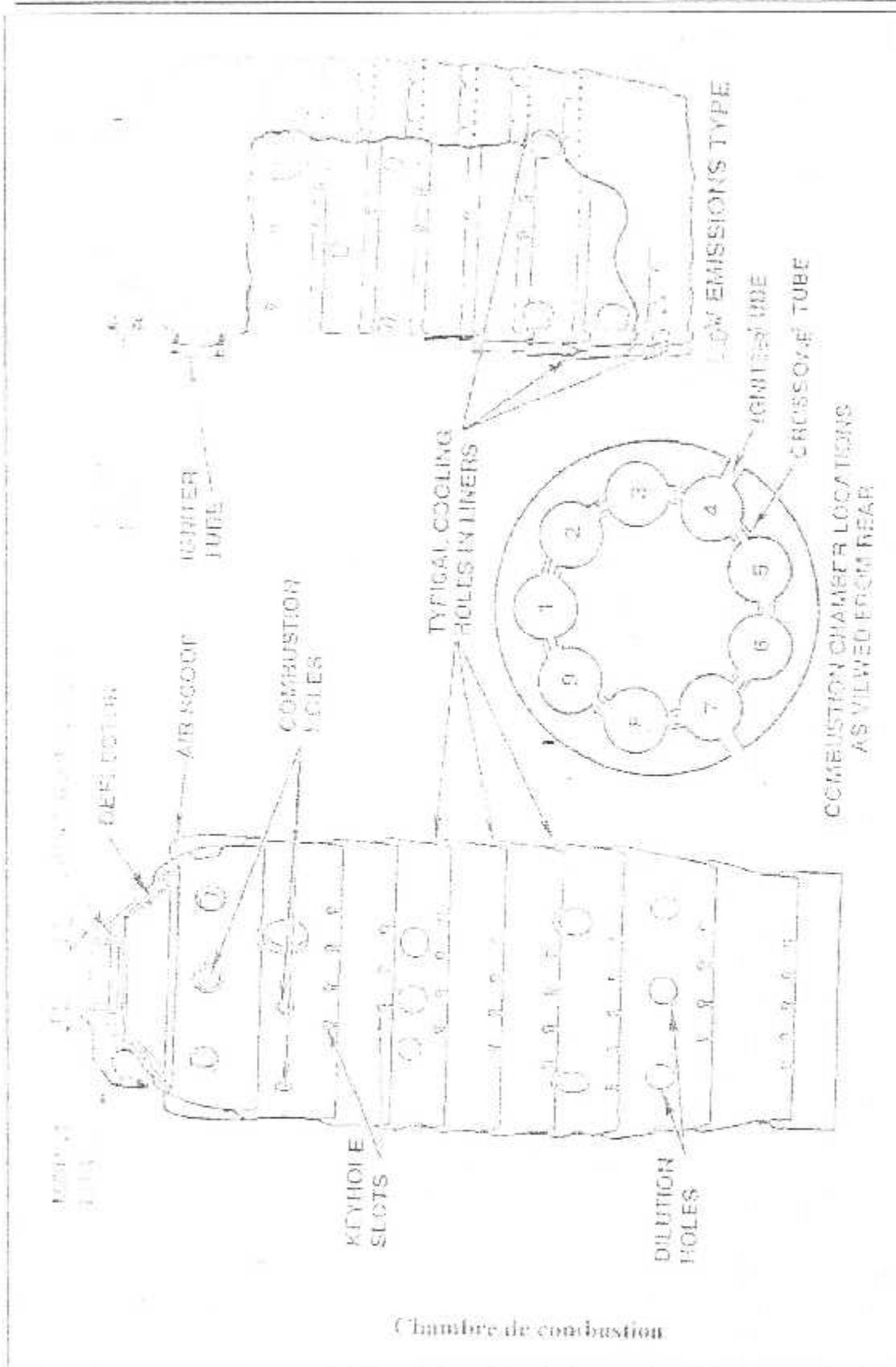
Deux (2) réservoirs de récupération carburant des chambres de combustion sont localisées sur la partie inférieure de ces dernières, permettant ainsi le drainage du carburant résiduel sur l'extérieur.

La température dans la chambre de combustion est d'environ 1300 à 1400 °C.

Elle est provoquée par la combustion d'un mélange air-carburant correspondant à un rapport massique théorique de 1/15 (dosage théorique).

Courbe caractéristique de fonctionnement d'une chambre de combustion :

(Fig 6)



(fig.5)

Rendement d'une chambre de combustion :

Il est, en général, de l'ordre de 95% et il est défini comme suit :

$$\text{Théorique :} \quad R_{cdc} = \frac{(M_a + M_c) c_p \left| T_3 - T_2 \right|}{M_c P_{ci}}$$

$$\text{Réel :} \quad R_{cdc} = \frac{(M_a + M_c) c_p \left| T_3 - T_2' \right|}{M_c P_{ci}}$$

M_a : débit d'air.

M_c : débit carburant.

C_p : Chaleur massique à pression constante.

T_2 : Température entrée turbine (Théorique).

T_2' : température entrée turbine réelle.

T_3 : température dans la chambre de combustion.

P_{ci} : pouvoir calorifique inférieur du carburant.

5- TURBINE :

Elle a pour rôle d'entraîner le mobile auquel elle est attelée. Elle doit en outre fournir la puissance nécessaire à l'entraînement des accessoires (régulateur, pompes, alternateur..)

Le JT8D dispose de quatre (4) turbines (type axial) qui se trouvent à la sortie des chambres de combustion, chacune avec des aubes distributrices respectives. Le premier étage, constitué d'une seule turbine, représente l'attelage haute pression (relié au compresseur haute pression), le deuxième étage, constitué de trois turbines, représente l'attelage à basse pression (relié au compresseur à basse pression). La fixation des ailettes sur la roue est une fixation dite « sapin ». la turbine est faite d'un matériaux très résistant aux contraintes thermiques et contenant

du NICKEL (qui augmente la résistance au fluage), du COBALT (qui améliore la tenue thermique) ou du Chrome (résistance à la corrosion).

- Disque turbine : partie massive de la roue, elle est en acier spécial du type austénitique ou ferritique.

Ailette de turbine = N K 18 C DAT

NICKEL

COBALT

C : chrome 15 à 20%

D : molybdène

A : aluminium 3%

T : titane 3%

Travail et rendement d'une turbine :

Travail théorique : $W_{th}^{3-4} = cp (T_3 - T_4)$

Travail réel : $W_r^{3-4} = cp (T_3 - T'_4)$

T_3 : température entrée turbine.

T_4 : température sortie turbine théorique.

T'_4 : température sortie turbine réel.

Rendement :

Voisin de 0,85 à 0,88 et défini comme suit :

$$R_{TU} = \frac{T_3 - T'_4}{T_3 - T_4}$$

Le roulement anti-friction entre arbre et le roulement anti-friction avant turbine sont localisés à l'intérieur de la section principale turbine moteur.

6- Conduite d'échappement :

Son rôle principal est d'achever la transformation d'énergie de pression en énergie cinétique. C'est dans cette conduite qu'à lieu la détente utile à la propulsion. Cette conduite contient quatre (4) ailettes de sortie, situées entre la cloison intérieure et le logement support roulement anti-friction de la turbine basse pression. Les charges sont transmises par bielles aux flasques extérieurs de la conduite externe

auxquels sont attachées les fixations arrières du réacteur . Dans cette partie, il y a six (6) sondes de pression pour l'indicateur du taux de pression moteur (EPR) et huit (8) thermocouple pour l'indicateur de température des gaz d'échappement.

Puissance cinétique du jet :

$$\text{Théorique : } P_{jt} = (M_a + M_c) C_p (T_4 - T_5)$$

$$\text{Réelle = } P_{jr} = (M_a + M_c) C_p (T_4 - T'_5)$$

T_4 = Température entrée conduite d'échappement.

T_5 = Température sortie conduite d'échappement (théorique).

T'_5 = Température sortie conduite d'échappement (Réelle).

Rendement tuyère :

$$R_{tuy} = \frac{T_4 - T'_5}{T_4 - T_5}$$

Vitesse d'éjection :

$$V_5 = \sqrt{2 C_p (T_4 - T_5)}$$

7- Reversees :

ils sont destinés à créer une force freinante qui permettra de réduire la longueur de piste nécessaire lors d'un atterrissage ou après une accélération arrêt (décollage avorté). Ils sont localisés sur l'extrémité arrière de chaque réacteur pour utilisation au sol seulement. La poussée inversée est fournie par deux portes déflecteurs s'ouvrant à l'arrière, qui dévient les gaz d'échappement vers l'avant. Les inverseurs de poussée sont actionnés Hydrauliquement suivant le type d'avion sur lequel ils se trouvent (B727 : pneumatique ; B737 : Hydrauliques) et sont commandés et surveillés électriquement.

2. Boîte d'entraînement des accessoires :

La boîte d'entraînement des accessoires moteur supporte et entraîne plusieurs accessoires nécessaires pour le fonctionnement du réacteur. La boîte est entraînée par un « arbre à colonne » à partir du compresseur haute pression. Elle est localisée sous le réacteur. Elle est faite en magnésium et constituée de six (6) roues dentées montées sur différents axes. L'étanchéité de ces roues est assurée par des joints CARBONE.

3-Spécification du réacteur :

- Type	- Flux axial turbine à gaz turbofan
- Nombre de chambres de combustion	- Neuf (9)
- Type de chambres de combustion	- chambres tubo annulaires
- Type de compresseurs	- A deux (2) compresseurs, treize (13) étages soufflante avant compresseur basse pression à six (6) étages et un compresseur haute pression à sept (7) étages.
- Type turbine	- A quatre (4) étages, utilisant un étage pour la haute pression et trois (3) étages pour la basse pression

11-6-1-Propriétés du moteur JT8D :

- * Poussée au décollage 7030 daN
- * Poussée maximale continue 5235,88 daN
- * Poussée maximale de croisière 5624 daN

- Puissance 421,77 daN
- Longueur 3,137 m

- Température ambiante 28,9 °C
- Température totale à la turbine 620 °C
- Taux de dilution 1,031
- Taux de compression du Fan 1,975
- Débit d'air entrant au décollage 146,06/148,33 Kg/s
- Poids du moteur à sec 1502 Kg
- Vitesse de rotation à 100 %
 - N1 3589 tr/min
 - N2 12250 tr/min
- Vitesse de rotation maximale 102,4 %
- Température totale à l'entrée turbine 1062 °C

II-2 Description du réacteur CFM56-7 : (fig.7) [1],[6]II-2-A Les modules principaux de moteur CFM56-7• Généralités : (fig.8/9/10)

Le CFM56-7 est un turbofane de conception modulaire, à taux de dilution élevée constitué de trois modules principaux :

- * module fan : -la soufflante.
-compresseur BP (LPC).
- * module CORE :-compresseur HP (HPC).
-chambre de combustion.
- * module LPT :-turbine HP (HPT).
-turbine BP (LPT).
- * commande des accessoires.

La soufflante, le rotor LPC et le rotor LPT sont sur le même arbre basse pression (N1). Le rotor HPC et le rotor HPT sont également sur l'arbre haute pression (N2).

II-2-A-1 MODULE FAN :a. La soufflante :

La soufflante est composée de 24 ailettes, elle est entraînée par la LPT.

b. Compresseur basse pression :

C'est un compresseur à trois (3) étages, il est entraîné par également par le LPT. Il dispose à sa sortie 12 vanes de décharge (VBV) qui permettent d'évacuer dans le canal du flux secondaire l'excès d'air que fournit éventuellement dans certaines conditions le LPC, évitant ainsi le pompage de ce dernier.

La soufflante et le compresseur basse pression forment un compresseur à quatre (4) étages. Le fan accélère la vitesse de l'air, un splitter divise cet air en deux parties : l'air primaire et l'air secondaire.

L'écoulement primaire va au niveau du core de l'engin après avoir été entraîné par le LPC pour augmenter sa pression et l'envoyer vers le HPC.

Le secondaire entre dans les approvisionnements de conduit du fan (tuyère de fan), ce dernier fournit approximativement 80% de la poussée pendant le démarrage.

II-2-A-2 MODULE CORE :

a. Compression haute pression :

C'est un compresseur axial constitué de neuf (9) étages, il augmente la pression de l'air provenant du compresseur basse pression et l'envoie vers la chambre de combustion. Les trois (3) premiers étages comportent des aubes statoriques à calage variable (VSV) et constituent le dispositif anti- pompage HP.

b. Chambre de combustion :

La chambre de combustion est de type annulaire comportant 20 injecteurs et deux (2) bougies d'allumage. A ce niveau l'air provenant du compresseur haute pression est mélangée avec du carburant vaporisé des injecteurs ; Ce mélange est brûlé et génère des gaz chauds qui se dirigent vers la HPT.

II-2-A-3 Module LPT :

a. Turbine haute pression :

C'est un module à un seul étage. Elle effectue la transformation de l'énergie des gaz chauds en énergie mécanique pour entraîner le HPC et la commande des accessoires.

L'ensemble HPT-HPC est appelé « attelage HP » (N2). Cet attelage tourne dans le sens horaire, il est supporté par trois (3) roulements 3B, 3R, 4R (à billes, à rouleaux, à rouleaux).

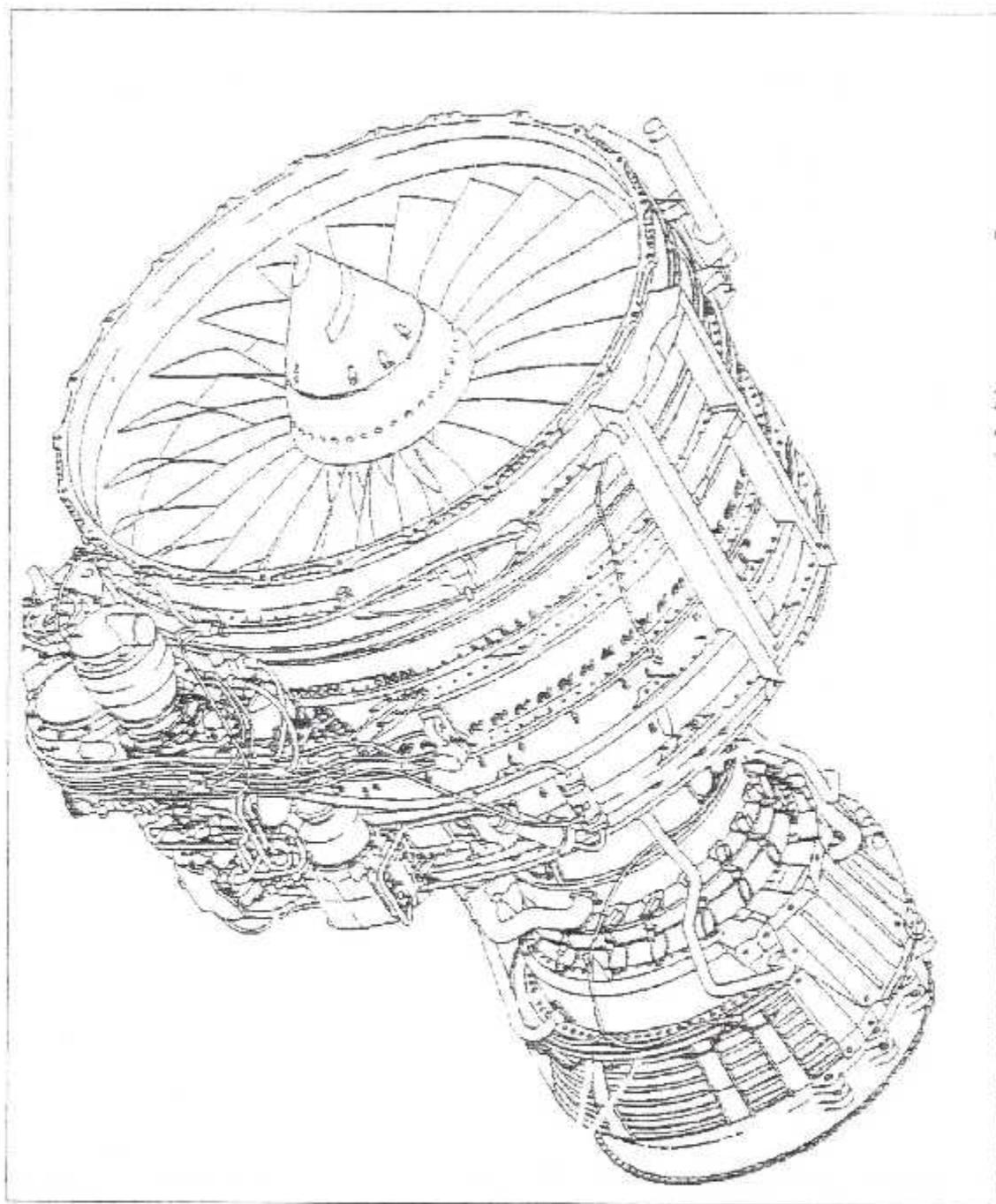
b. turbine basse pression :

C'est une turbine à quatre (4) étages. Elle transforme l'énergie des gaz chauds en énergie mécanique qui sert pour entraîner la soufflante et le LPC. L'ensemble LPT-LPC est appelé « attelage BP » (N1). Cet attelage tourne dans le sens horaire, il est supporté par le roulement 5R (à rouleaux).

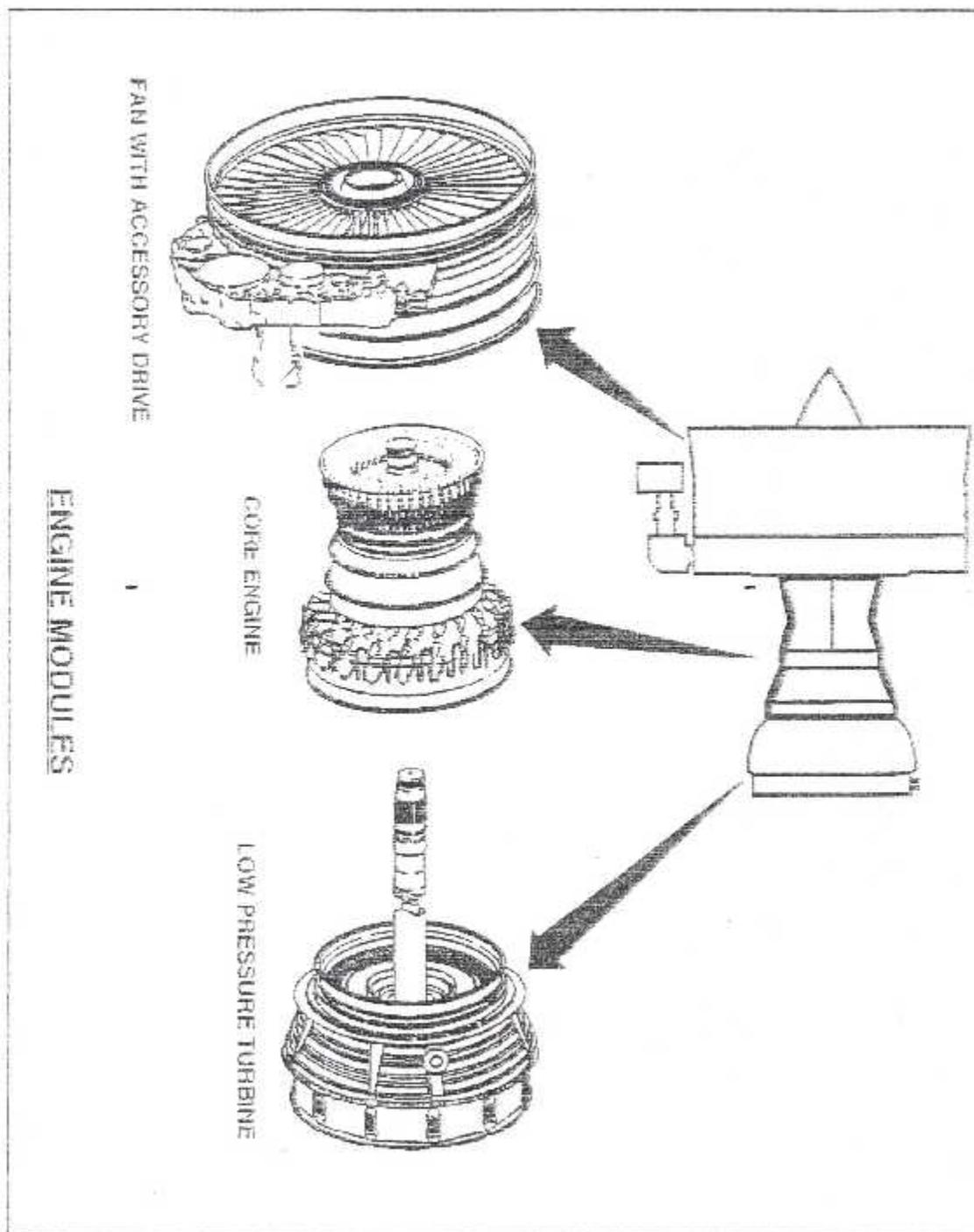
II-2-A-4 Commande des accessoires (GEAR BOX) :

Elle est composée de :

- Boîtier du dispositif d'admission (IGB),



(fig.7)



(fig.8)

COMPOSANT DE LA FIGURE (09) :**MODULE FAN :**

- 1 : Rotor de Fan et Compresseur BP Module
- 2 : Roulement N°1 et N° 2 Module .
- 3 : IGB et Roulement N° 3 Module.
- 4 : Châssis du Fan Module .

MODULE CORE :

- 5 : Compresseur Module .
- 6 : Stator Amont du Compresseur HP Module .
- 7 : Stator Aval du Compresseur HP Module .
- 8 : Carter du Combustion Module .
- 9 : Combustion Module .
- 10 : Tuyère Turbine HP Module .
- 11 : Rotor turbine HP Module .

MODULE LPT :

- 12 : Tuyère Turbine BP Module .
- 13 : Tuyère BP Module .
- 14 : Arbre Turbine BP Module .
- 15 : Châssis Turbine BP Module .

MODULE GEARBOX :

- 16 : TGB .
- 17 : AGB .

17 MODULES DEPOSES

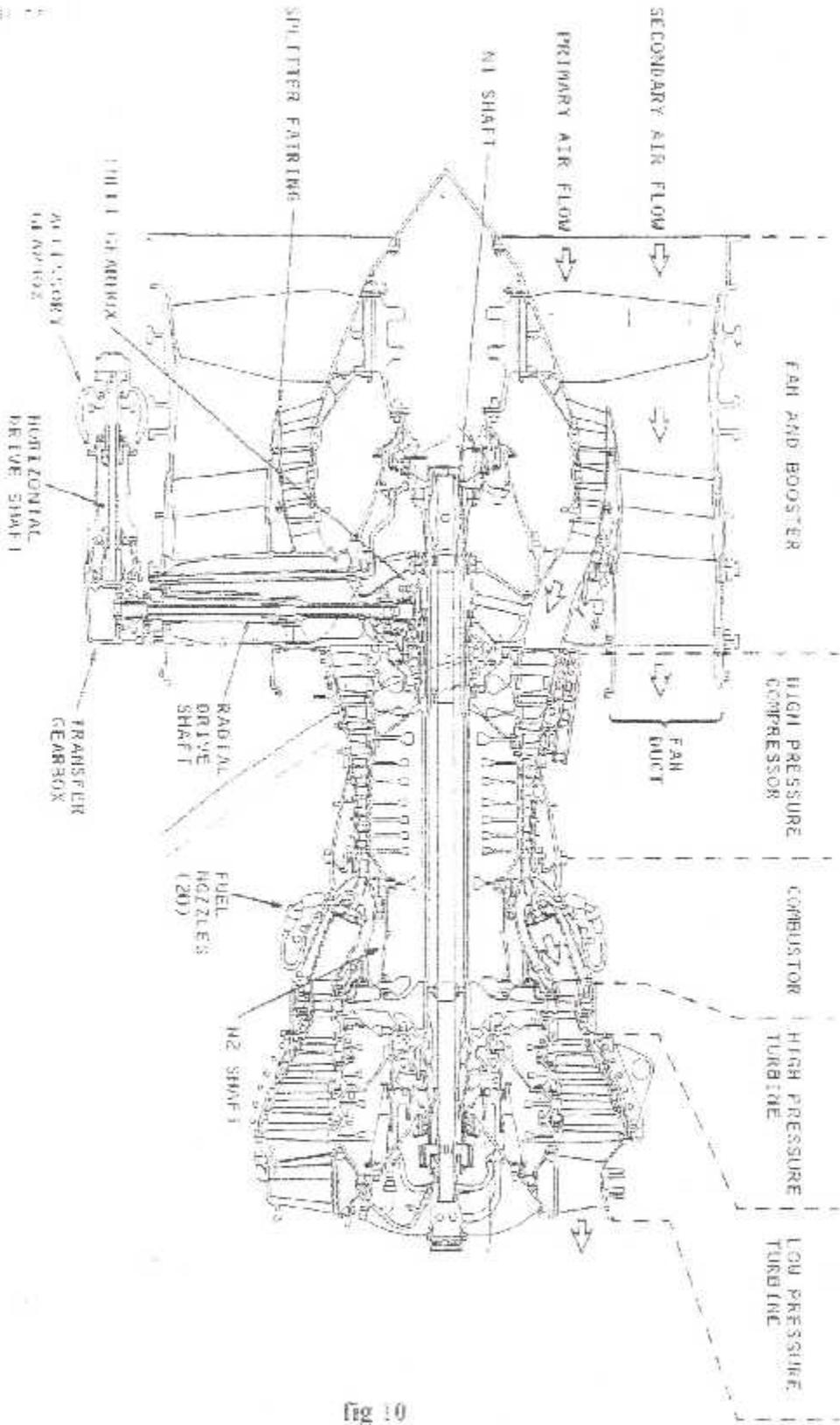


fig 10

DESCRIPTION GÉNÉRALE DU MOTEUR

- Arbre d'entraînement radial (RDS).
- Boîtier de renvois d'angle (TGB).
- Arbre d'entraînement horizontal (HDS).
- Boîte de commande des accessoires (AGB).

L'axe N2 entraîne l'AGB par ces axes et boîte de vitesse :

- IGB.
- RDS.
- TGB.
- HDS.

L'AGB tient et actionne les accessoires d'avion et du moteur.

II-2-B Brève description du moteur CFM56-7b :

* Constitution du moteur :

1- Entrée d'air :

L'entrée d'air convertit l'énergie cinétique de l'air entrant en énergie de pression, lorsque l'avion avance, l'air pénètre par ce conduit.

Qualités requises :

Ne doit pas affecter les performances de l'avion. Doit diriger l'air uniformément vers le compresseur. Fournir l'air requis au compresseur.

2- Compresseur :

Le compresseur sert à fournir la quantité maximale d'air sous pression qui puisse être chauffée dans l'espace limite de la chambre de combustion. Le compresseur est axial composé d'un disque entouré d'ailettes (blades). En tournant, les ailettes aspirent l'air. Un aspirateur ménager fonctionne de la même manière. Le compresseur devra également fournir une quantité d'air suffisante pour refroidir les parties les plus chaudes du moteur. Pressuriser les joints d'étanchéité. Les servitudes de l'avion (dégivrage, pressurisation, etc.)

3-La chambre de combustion :

La chambre de combustion sert à transformer l'énergie chimique du carburant en énergie calorifique. Une fois que l'air est bien comprimé, il est dirigé dans la chambre de combustion. Plus il y a d'air et plus on peut y injecter du carburant. Le mélange air-carburant s'enflamme et produit une très grande poussée.

4-La turbine :

La turbine transforme l'énergie cinétique et thermique des gaz en énergie mécanique. La turbine est reliée au compresseur. Lorsque la turbine tourne à cause des gaz d'échappement qui frappent ses ailettes, le compresseur tourne également afin de compresser de l'air. Le rôle principal de la turbine est donc de faire tourner le compresseur.

5-La tuyère :

La tuyère convertit la pression des gaz en énergie cinétique. Le but du canal d'échappement est d'avoir la forme requise afin que la pression des gaz à la sortie du moteur soit la plus faible possible et que ces gaz évacuent l'engin le plus rapidement possible. Au dix-huitième siècle, le scientifique suisse Daniel Bernoulli a découvert que plus un fluide se déplace rapidement, plus sa pression diminue. Le canal d'admission et d'échappement sont fabriqués selon cette loi. Si l'on considère que l'air pénètre à débit constant dans le diffuseur (entrée d'air), sa vitesse va diminuer puisqu'il y a plus d'espace à la fin de la section. De ce fait, la pression augmente, favorisant la compression. Au contraire, dans la tuyère (sortie du réacteur), sa vitesse va augmenter puisque l'espace est plus petit, diminuant ainsi la pression à la sortie du moteur. C'est en fait cette basse pression jumelée à la haute pression de la chambre de combustion qui crée la poussée du réacteur. C'est comme si quelqu'un pousse avec sa main à l'intérieur de la chambre de combustion afin de faire avancer l'engin.

II-2-C Caractéristique du moteur CFM56-7 :

- ModèleCFM56-7B.
- Poussée 18000 à 27300 Pounds
- Diamètre du fan 61 Inch (1.55 mètres).
- Poids du moteur à vide 5257 Pounds (2358 kg).
- Masse de la nacelle complète
(Moteur + Capots) 3300 kg.
- Longueur 2.50 mètres.
- Mach 0.8.
- N1 max 5380 RPM (104 %).
- N2 max 15183 RPM (105 %).
- Taux de compression 32.
- Débit d'air au décollage 385 kg/h
- Vitesse moyenne d'éjection
des gaz (décollage) 295 m/s
- Consommation spécifique0.59 à 35 kft. c.à.d 0.59 kg de
Carburant par kgf de poussée et par heure.
- Taux de dilution 5.6
- Générateur électrique 90 kva
- Hydraulique 3000 psi à 34 gallons/min.
- Pneumatiquelimité à 3000 psi et 390 à 440 f degrés.
- Limite de démarrage de l'EGT ... 725 °C.
- EGT max 950 °C.

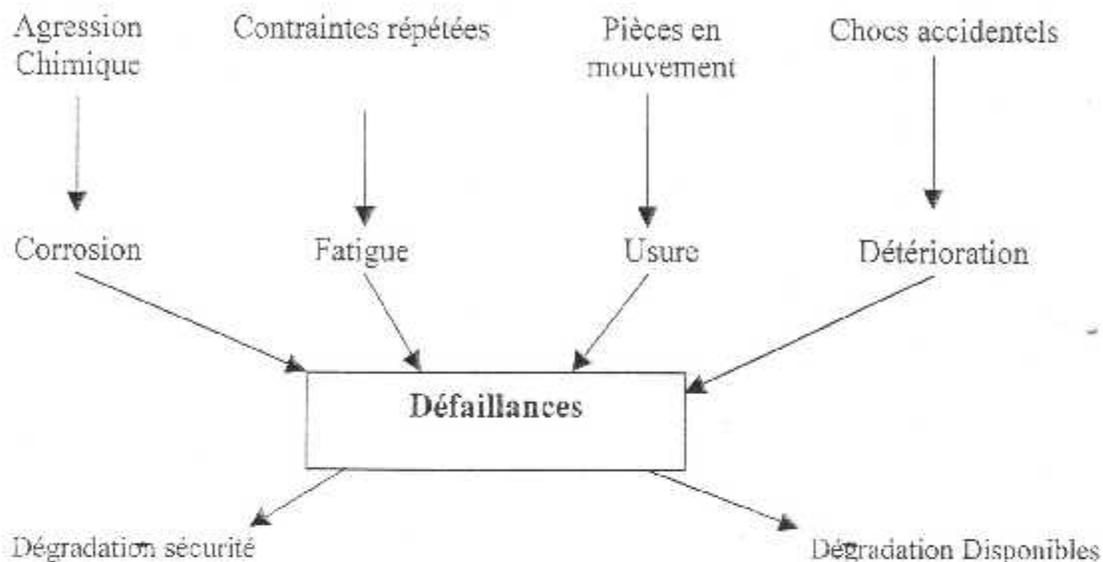
CHAPITRE III

***DIFFERENT CONCEPT DE
MAINTENANCE ET
APPLIQUABILITE SUR LES
DEUX MOTEURTS
(JT8D et CFM56-7)***

III-1 Définition d'une défaillance :

Une défaillance c'est une inaptitude (momentanée ou définitive) d'un élément à remplir la fonction qui lui dévolue selon une plage de paramètres de fonctionnement prédéterminée.

Le schéma ci-dessous représente les principales causes de la défaillance :



Les principales causes de la maintenance (ng 1)

Pour empêcher ou bien réparer ce défaillance il y'a ce qu'on appelle entretien.

L'entretien est un facteur très important ou la nécessite d'être pris en considération est obligatoire car l'entretien à des conséquences sur :

- Les autres objets.
- La sécurité du matériel exploite.
- La sécurité des passagers.

III-2 La Maintenance :

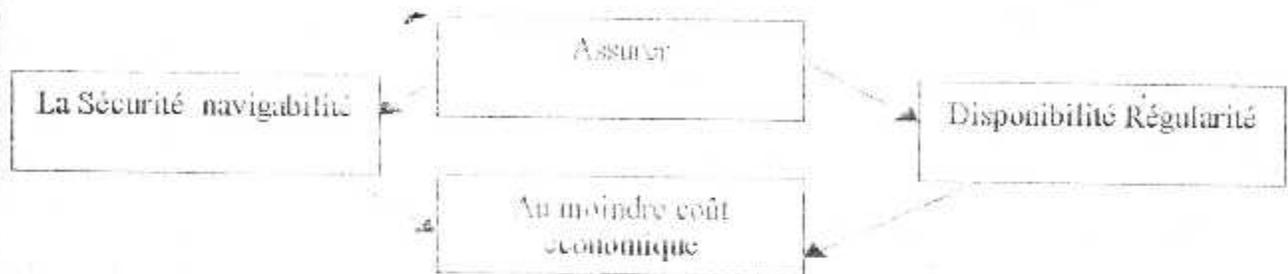
Est l'ensemble des opérations ayant pour objectif le maintien des performances du potentiel et de la disponibilité du matériel au niveau fixé par les commandements.

La maintenance est le mot significatif d'un ensemble des actions qui permettent de maintenir le moteur pour le rétablissement des caractéristiques de navigabilité à un même état lors la certification en fonction de l'objectif réglementaire de

sécurité, dans le but d'assurer une régularité et une ponctualité de production à un niveau acceptable.

L'entretien des aéronefs nécessite une organisation des moyens matériels et humains qui coûtent chères.

Pour des raisons économiques, une compagnie doit assurer la sécurité et la disponibilité de ses appareils à un coût de maintenance moindre.



III-3 Déférents types de maintenances :

Il existe deux types :

III-3-1 Maintenance Préventive : sert à empêcher la défaillance.

III-3-1-1 : Maintenance préventive systématique (Hard Time).

III-3-1-2 : Maintenance préventive conditionnelle (Selon état).

III-3-2 Maintenance curative (surveillance de comportement) : sert à réparer la défaillance.

III-3-1 : Maintenance préventive :

C'est l'ensemble des opérations destinées à maintenir ou à remettre l'aéronef ou certain de ses éléments en état d'être exploiter normalement c'est « l'aptitude au vol ». Elle est effectuée selon des critères prédéterminés, dans l'intention de réduire la probabilité de défaillance d'un bien.

La prévention doit permettre d'éviter les pannes en cours d'utilisation par une intervention de maintenance prévue, préparée et programmée avant la date probable d'apparition de défaillance.

Il y a deux types comme on a déclaré déjà :

III-3-1-1 : Maintenance préventive systématique (temps limite).

III-3-1-2 : Maintenance préventive conditionnel (selon état).

III-3-1-1 : La Maintenance préventive systématique :

Il s'agissait donc de maintenir constamment en bon état tous les éléments de l'aéronef : pour cela, l'idée la plus immédiate consiste à réviser l'élément de l'aéronef (ou à le remplacer par un élément neuf ou réviser) Avant l'instant présumé de sa défaillance : en adoptant une certaine marge de sécurité. En fonction de la loi d'usure (plus ou moins bien connue) de l'élément, on définit un temps limite ; appelé aussi potentiel, qui peut être soit une limite de vie, soit un intervalle maximale entre révisions. Il est exprimé suivant le cas, en heure de vol, en cycles de fonctionnement ou en temps calendaire.

Cette méthode s'applique aux éléments dont les caractéristiques d'état de fonctionnement sont difficilement mesurables ou n'ont droit à aucune dégradation, et en particulier à ceux dont la défaillance compromettrait la sécurité. Le temps limite peut être un intervalle entre révisions ou une limite de vie suivant que l'élément est révisable ou non. Le temps limite est établi avec une marge de sécurité sur l'instant prévisible de la défaillance déterminé par le calcul, les essais en laboratoire l'expérience en service. Pour certains éléments critiques, en particulier, il existe des vies limite impérative fixée lors de la certification de l'aéronef.

Donc ce type (cette méthode) il est appliqué sous forme de deux façons : limite de vie, temps limite entre révisions on les cite des exemples à chacune.

a-Limites de vis :

- Disque de compresseur ou de turbine : Pièces soumises à des contraintes centrifuge et thermique très élevées et dont la rupture (fluage) pourrait causer des dommages graves limite exprimée en cycle de fonctionnement.

- Tuyauteries souples : des liquides corrosifs y circulent sous pression -fuites à éviter. leurs caractéristiques de vieillissement sont difficiles à cerner. Elle ne sont pas réparables. On les remplace donc systématiquement au bout d'une durée fixée, exprimée en temps calendaire (Le matériau des tuyauteries étant sensible aux agressions extérieures et à celle du liquide qu'elles contiennent).

- La structure elle même de l'aéronef est certifiée pour une durée d'utilisation déterminée.

b-Temps limite entre révisions :

- La quasi-totalité des moteurs à pistons et la plupart des moteurs à turbine de conception intérieurs aux années 70 sont entretenus selon ce schéma : à intervalle régulières dépose du moteur, passage au banc d'essai et révision générale.

- Pour le moteur à turbine il existe souvent une « visite des partie chaudes » effectuée plus fréquemment que les révisions générale. Les temps limites sont exprimés en heure de fonctionnement pour les moteurs à pistons. L'influence du nombre de cycle de fonctionnement est prépondérant pour les moteurs à turbines, mais pour des raisons pratiques, l'exploitant exprime souvent les périodicités en heure de vol, calculées en fonction de la durée moyenne du cycle pour cet exploitant.

- La méthode des temps limites présentait l'inconvénient majeur de rejeter ou de soumettre à révision des éléments qui auraient pu rester utilisable un certain temps. Une meilleur connaissance des paramètre significatifs de l'usure (ex : Nombre et Longueur de criques pour la structure, températures d'un moteur, Etc..) et de leurs loi d'évolution, associée à la progression des possibilités de détection ou de mesure de ces paramètre (Bancs d'essais, moyens non destructifs tels qu'endoscopie, courants de foucault....., meilleur accessibilité des élément, Etc.....) a permis de venir à un mode d'entretien plus évolué, dit «selon vérification de l'état » ou « selon état ».

III-3-1-2 Entretien conditionnel (Selon état) :

A des intervalles fixes, l'élément fait l'objet d'une vérification des paramètres significatifs de son état (cette vérification ne nécessite pas forcément le démontage de l'élément). Si la vérification conclut au bon état de l'élément, c'est-à-dire si les paramètres significatifs restent à l'intérieur d'un domaine prédéterminé, l'utilisation de l'élément peut se poursuivre jusqu'à la prochaine inspection programmée. Dans le cas contraire, l'élément est remise en bon état ou réformé.

Cette méthode économise des actions correctives inutiles par rapport à la méthode des temps limites.

D'entretien selon état peut s'appliquer aux éléments dont les caractéristiques d'état et de fonctionnement sont mesurables et ont une évolution prévisible.

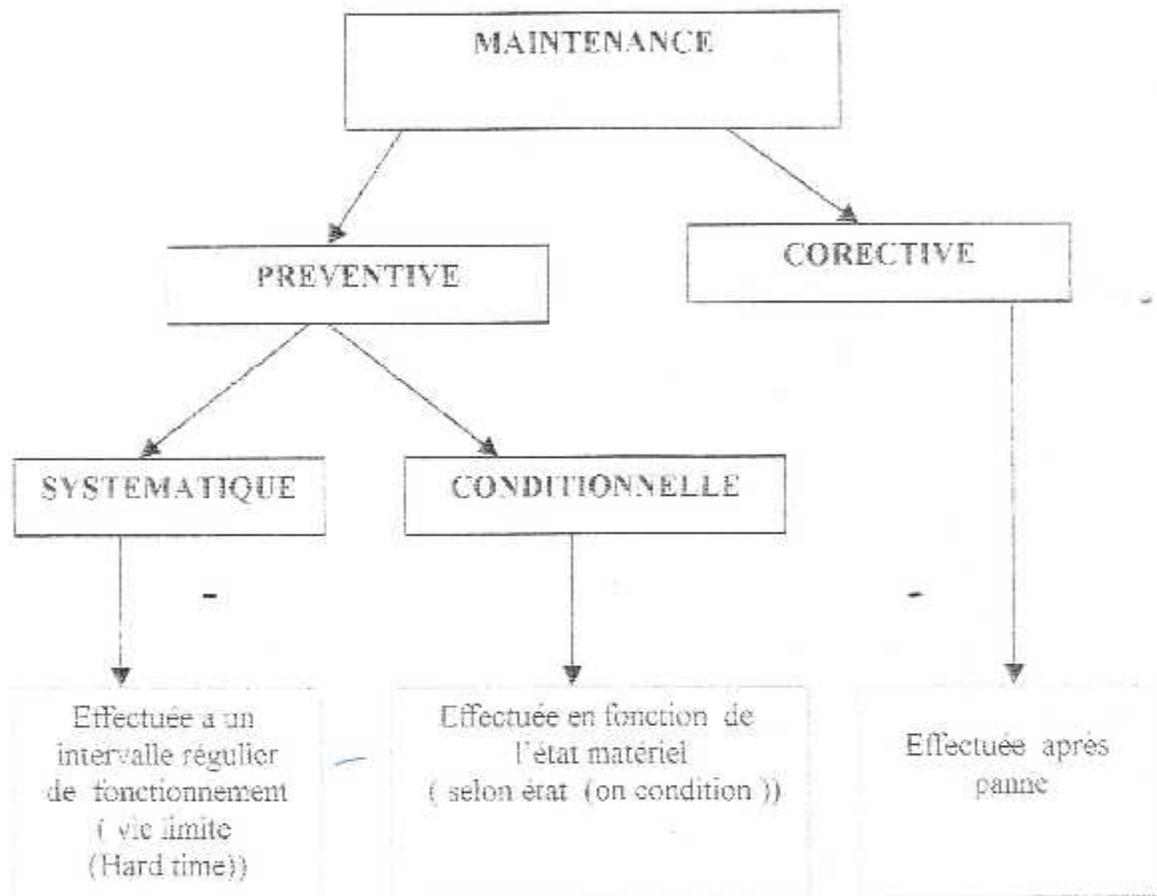
On les cite ci-dessous des exemples d'application de cette méthode :

- Vérification quotidienne du niveau d'huile et de la pression des pneumatiques.
- Vérification périodique de l'état des gilets de sauvetage.
- Recherche de crique et de corrosion dans la structure, à intervalles réguliers (1 an à 7/8 ans, selon sensibilité de la zone), par inspection visuelle ou inspection non destructives. Celles-ci permettent de déterminer l'état de bon nombre d'éléments sans les renvoyer en atelier. L'utilisation des rayons X, des ultra-son, des courants de Foucault, de la gammagraphie ou des ultra-violets fournit une image garantissant l'intégrité de la structure intérieure des pièces. L'utilisation d'un liquide fluorescent pénétrant dans les criques du métal met celle-ci en évidence.
- Moteurs modernes : contrôle de l'état interne du réacteur sans démontage, par endoscopie.
- L'analyse spectrographique des huiles indique, par la nature des particules qui s'y trouvent, l'endroit précis du circuit qui commence à se détériorer.
- Le bon fonctionnement d'un équipement peut être rapidement vérifié sur un banc d'analyse électronique.

III-3-2 : Maintenance curative (surveillance de comportement) :

L'inspection de l'élément et l'action corrective qui en découle ne sont entreprises qu'après la constatation de la défaillance de l'élément.

Cette méthode se rattache aux notions de redondance et de tolérance en courrier : sur les avions modernes, bon nombre de défaillances, sont sans répercussion négative immédiate sur la sécurité de vol, d'où la possibilité de laisser l'avion décoller ou poursuivre son vol avec certains éléments défaillants. Les



Bilan de différents types de maintenance (fig 2)

III- 4 Applicabilité sur les 2 moteurs :

III- 4 . 1 Evolution de la politique de maintenance aéronautique :

Dans la politique de maintenance on distingue plusieurs phases :

- Avant 1960 : la politique de maintenance consistait à effectuer des révisions générales à potentiel fixe .
- Avant 1966: on pratiquait des révisions spécifiques des parties froides et chaudes des moteurs en introduisant la visite intermédiaire .
- EN 1966 : l'introduction des programmes de fiabilité qui donnent la première place aux méthodes monitoring .
- En 1969: sur les nouveaux moteurs on introduit la maintenance modulaire .
- En 1972: les potentiels fixes (moteurs, modules) font place à la notion maintenance selon état .

III-4 2. Applicabilité sur le moteur JT8D:

III- 4. 2.1 Généralité :

Les moteurs JT8D du constructeur américain Pratt et Whitney est de conception classique qui remonte aux 50, équipant ses trois différentes séries (JT8D -9A ,JT8D-15,JT8D-17). Les avions d'air Algérie du type B 737 et B727 sont équipés ces moteurs. donc vu sa conception non modulaire le niveau de fiabilité qu'il recel est relativement inférieur par rapport aux turbo-réacteur de la dernière génération. son équipement est classique (c'est à dire système de control , d'indication des paramètre de fonctionnement et instrument) non sophistiqué toujours comparativement aux réacteurs . de conception récente.

Le système de maintenance qui est adapté est la maintenance suivant potentiel, c'est à dire le turbo réacteur est entre tenue en effectuant des visites périodiques et inspection intervenant à des potentiels (heurs ou cycles) des moteurs déterminés à l'avance (par le constructeur , engine manuel, standard practices) et réalisées suivant un planning confectionné sur la base des heures et des cycles de fonctionnement des turboréacteurs de même types équipant toute la flotte d'avion suscitée et ceci pour une période déterminée . généralement équivalant à une année .

En plus des visites périodiques représentant la maintenance lourde des turbo réacteurs est qui interviennent donc après des déposes programmées des moteurs (suivant planning d'entretien).

On procède aussi à des travaux de maintenance hors programmée ; il s'agit d'action corrective nécessaire après les déposes prématurées des moteurs pour pannes (donc non programmé).

D'ailleurs durant certaines périodes ou à un volume de travaux non programmé intérieur au programme des visites périodique .ceci perturbe énormément toute l'activité de maintenance et d'exploitation , et diminue la disponibilité de ces moteurs (diminue le nombre de moteurs de rechange).

Cela est dû à divers facteurs internes ou externe du moteur , qui font chuter le niveau de fiabilité de ce moteur par ses périodes et qui causent des déposes prématurées . on peut citer les plus importante :

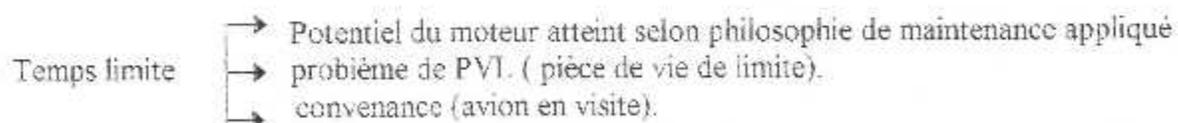
- Erosion des compresseurs et turbines dues à l'environnement contenant de la poussière et particules abrasives.
- Ingestion de corps étrangers (exemple: ingestion d'oiseaux).

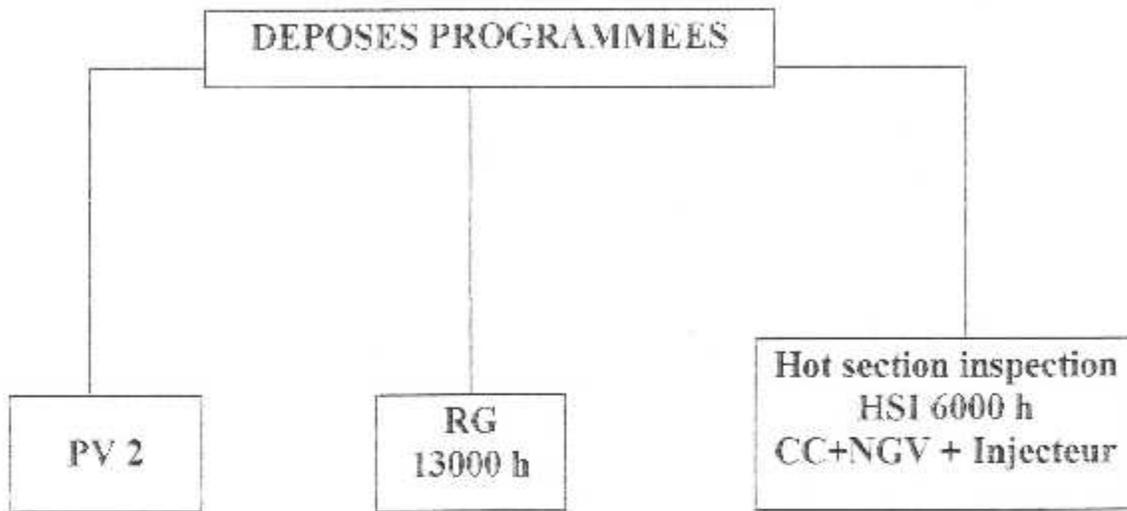
III-4-2-2 Les travaux de maintenance:

1) Les visites périodique (programmées) (temps limité).

2) Les déposé non programmées. (corrective).

1-1- Les visites programmées: Les visites périodique effectuées en atelier (H400) Air Algérie son les suivante: (fig. 3)





(fig. 3)

a) Potentiel du moteur atteint selon philosophie de maintenance:

Appliqué: Cette partie basé sur trois titre:

1. Inspection de la partie chaud de moteur ou visite intermédiaire VI.
2. Petit visite PV2.
3. Révision général.

Tous les travaux de maintenance sont essentiellement basés suivant les normes du constructeur actuellement dans l'atelier H400 Air Algérie les documents les plus utilisés pour toute opération de maintenance des moteurs d'avion de type B727-B737 sont les suivant:

- Over haul manual (OHM).
- Air craft wing list (AWL).
- Illustrated part catalog (IPC).
- Master minimum équipement liste (MMEL).
- Maintenance plannig document (NPD).
- Non destructive testing manuel (NTM).
- Standard manuel (SM).
- Wiring standard manuel (WSM) .
- Illustrated toolland équipement manuel (TEM) .
- Tech - pub - combined index (IPCI)
- Trouble shooting manuel (TSM)

1- Inspection de la partie chaud de moteur (VI)

Cette visite comprend essentiellement la maintenance de la section chaud de moteur et intervention légère sur les autres modules.

Cette visite est suggérée de l'exécuter à chaque temps à partir de la précédent visite.

Le choix de la période dans cet intervalles doit être fixé suivant d'expérience et si c'est possible de la faire coïncider avec un visite. pour cause spécifique (panne par exemple).

2- Petit visite :

Cette visite concerne toutes les opérations d'inspection, de dépannage de réglage et de remplacement d'élément du moteur comprise dans les programmes d'inspection d'avion entretien en ligne .

3- Révision général :

Cette visites est prévue pour effectuer une révolution complète du moteur ou de module spécifique le composant - elle se compose de tous les travaux menant à une remise en état et reconditionnement des pièces , des sections , module ou du moteur complet (révision générale) . la restauration des sections du moteur est plus importante de cette visite est recommandée au bout de chaque 13.000 heures .

On les citant des exemples de AIR Algérie potentiel moteur présentes ci dessus :

Module	Dépose pour révision général (RG) HDV/1000 cycle	Dépose pour visite intermédiaire HDV/10000cycle
JT8D - 9A	11000	5500
JJ8D-15	13000	6500
JJ8D-17 , 17A	12000	6000

b) Problème de pyl (pièces de vie limite)

La maintenance de ce groupe turboréacteur comporte le suivi, le planning de remplacement et le remplacement des pièces à durée de vie limitée intervenant à des potentiel déterminés (généralement les disques , les compresseurs et les turbines) .

En effet, ces pièces tournantes sont soumis à des charges mécaniques importantes, pouvant entraîner des incidents graves , à

leur rupture pour cause du phénomène de fatigue. D'où leurs limitation de vie et leur remplacement avant le temps d'apparition des criques de fatigue.

c) Convenance (avion en visite)

Dans ce cas en va présenter les deux type d'entretien petit et grand des différents types des moteurs équipées par AIR Algérie (B737 , B727 , B767 , A 310)

On les présentant sur le tableau ci dessus :

GRAND ENTRETIEN						
Avion	Visite	Cycle 1	Cycle 2	Cycle 3	Cycle 4	Limite
B727	VV « IL »	48 mois	44 mois	40 mois	40 mois	MAX
	GV « D »	21000H 8ans	16000H 80mois	12000H 72mois	12000H 72 mois	MAX
B 737	VV « IL »	48 mois	44 mois	40 mois	40 mois	MAX
	GV « D »	21000H 8ans	16000H 80mois	14000H 76mois	12000H 72 mois	MAX

PETIT ENTRETIEN	
B 727	V1 «A» : Intervalle : 170 Heures ± 20 Heures .
B 737	V2 «B» : Intervalle : 500 Heures ± 50 Heures. Bloc «C» : Intervalle : 2000 ± 100 Heurs / 52 semaine ± 2 semaine.
B 767	«A» : Intervalle est limité à 500 Heurs + 50 Heurs Maximum Bloc «C» : Intervalle est limité à 18 mois + 2 semaine ou 6000 H-120 H Max (à la première échéance atteinte).
A 310	A : Intervalle : 300 Heurs ± 25 Heurs . Bloc «C» Intervalle : 15 mois ± 2 semaine ou 3600 FH ± 50 H (à la première échéance atteinte).

2) Les déposes non programmées :(fig. 4)

la dépose non programmée est un dépose intervenant suite à un anomalie de fonctionnement ou à des dégâts physique prématuré qui nécessite à démonter le potentiel les dépose non programmées soit dues essentiellement au :

- a- Injection des corps étranger (FOD).
- b- Erosion.
- c- Fluage à chaud .
- d- La fatigue à haute température.

a) Injection des corps étrangers : FOD (Foreign Object damage)

Aux cours des mouvements au sol de l'avion(roulage) ou aux phases de décollage, montée en altitude, approche et atterrissage, les réacteurs peuvent aspirer des objets se trouve sur les aires de roulage et pistes tel que : les pierres , écrou , boulon... et plus grave encore , ces réacteurs peuvent avaler des oiseaux (mouettes.....) présente dans l'environnement de l'aérodrome .

Une fois aspirée par le compresseur du moteur, les ailettes de celui ci sont endommagées suites aux chocs subis avec ces objet : après ces chocs les ailettes enregistrent les ruptures, pertes de métal , déformation et criques .

b) Erosion :

L'environnement provoque une érosion (gaz a grand vitesse) qui affectes sur tout les ailettes compresseur et turbine provoquent .

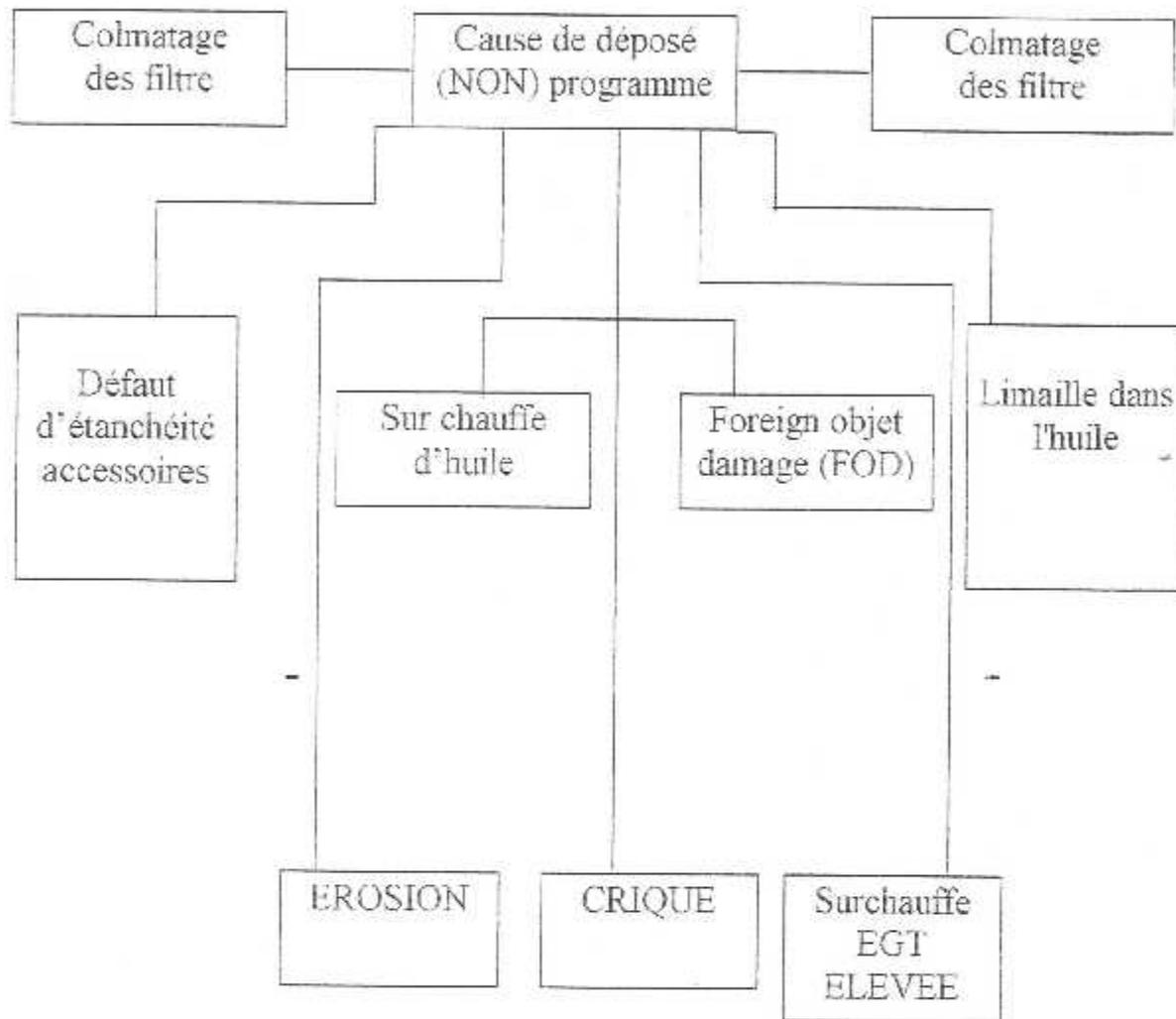
Une diminution de leurs résistance mécanique et dégradation de leurs caractéristique aérodynamique (dues aux changement de la forme géométrique des profils).

c) Fluage à chaud :

Phénomène de déformation continue de métal soumis à des contraintes mécaniques et thermique, cette déformation peut conduire à une rupture.

d) Fatigue à hautes températures :

L'élévation de la températures diminue la limite en fatigue des matériaux . La fatigue à haut température provient de phénomène complexe de vibration et se combine avec le fluage à chaud . Ceci diminue la tenue réelle des pièces au fluage à chaud .



(fig. 4)

III - 4 - 2 APPLICABILITE SUR LE MOTEUR CFM56 [6]

Le réacteur CFM56-7B nécessite une maintenance préventive et curative pour augmenter sa durabilité ou diminuer les pannes en cours d'utilisation

Cette maintenance consiste en deux méthodes utilisées régulièrement :

- Entretien en ligne .
- Entretien en atelier .

III - 4 - 2 - 1 - ENTRETIEN EN LIGNE

La maintenance en ligne engendre plusieurs inspections :

- 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 .

L'inspection obéit à des normes établies par le constructeur BOEING . Cette inspection est précise en :

- Inspection journalière
- Inspection hebdomadaire.

b- Vérification de fonctionnement :

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

c- Inspection en état :

Cette inspection concerne la structure métallique extérieure 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 (le boroscope) et un éclairage qui varie entre 150 et 300 Watt.

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

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

NB : Cette inspection est réalisée chaque 400 cycles.

III-4-2-2- MAINTENANCE AU NIVEAU DU COCKPIT :

A l'entretien en ligne la maintenance du réacteur CFM56-7B a été améliorée grâce à l'introduction de calculateurs :

- L'unité électronique de contrôle moteur (EEC).
- Calculateurs électroniques d'affichage gauche et droit (DEU).
- Ecran d'affichage gauche et droit (CDU).

L'unité électronique de contrôle moteur (EEC) se localise sur le carter fan du réacteur.

Les calculateurs électroniques d'affichage gauche et droit sont localisés dans la soute électronique.

Les écrans d'affichage électronique (CDU) gauche et droit sont localisés dans le cockpit panneau P2.

L'unité de contrôle électronique du moteur (EEC) a la capacité de mémoriser les pannes du moteur des dix (10) derniers vols. Les pannes sont mémorisées sous forme de menu.

Il comporte :

- RECENTS FAULTS (PANNES RECENTES).
- FAULT HISTORY (HISTORIQUE DES PANNES).
- IDENT/CONFIG.(IDENTIFICATION/
CONFIGURATION).
- GROUND TESTS (TESTS AU SOL).
- INPUT MONITORING (DONNEES DE SUIVI).

Les pannes sont mémorisées par l'unité électronique de contrôle moteur (EEC) envoyées vers les calculateurs électroniques d'affichage pour être affichées au niveau des écrans d'affichage (CDU gauche et droit).

◆ Pour visualiser les pannes il faut :

- Une alimentation électrique en 115 VAC 400 HZ.

1- Appuyer sur la touche INIT REF.

2- Appuyer sur la touche INDEX.

3- Appuyer sur la touche MAINT.

Sur l'écran du CDU apparaît la page engine.

En appuyant sur la touche engine.

Sur l'écran du CDU apparaît :

ENGINE 1

ENGINE 2

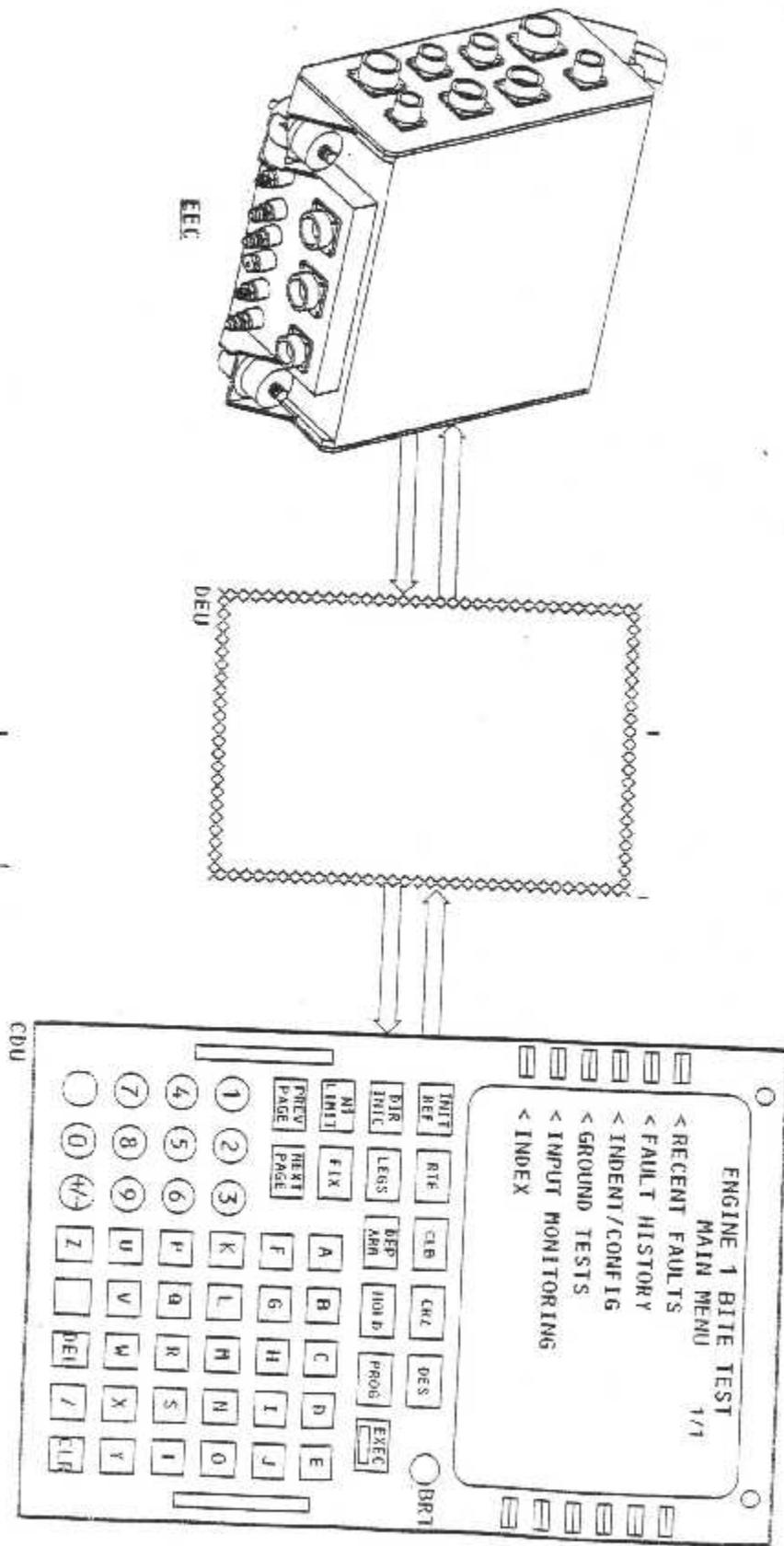
ENGINE 1 CANAL A ONLY.

ENGINE 2 CANAL A ONLY.

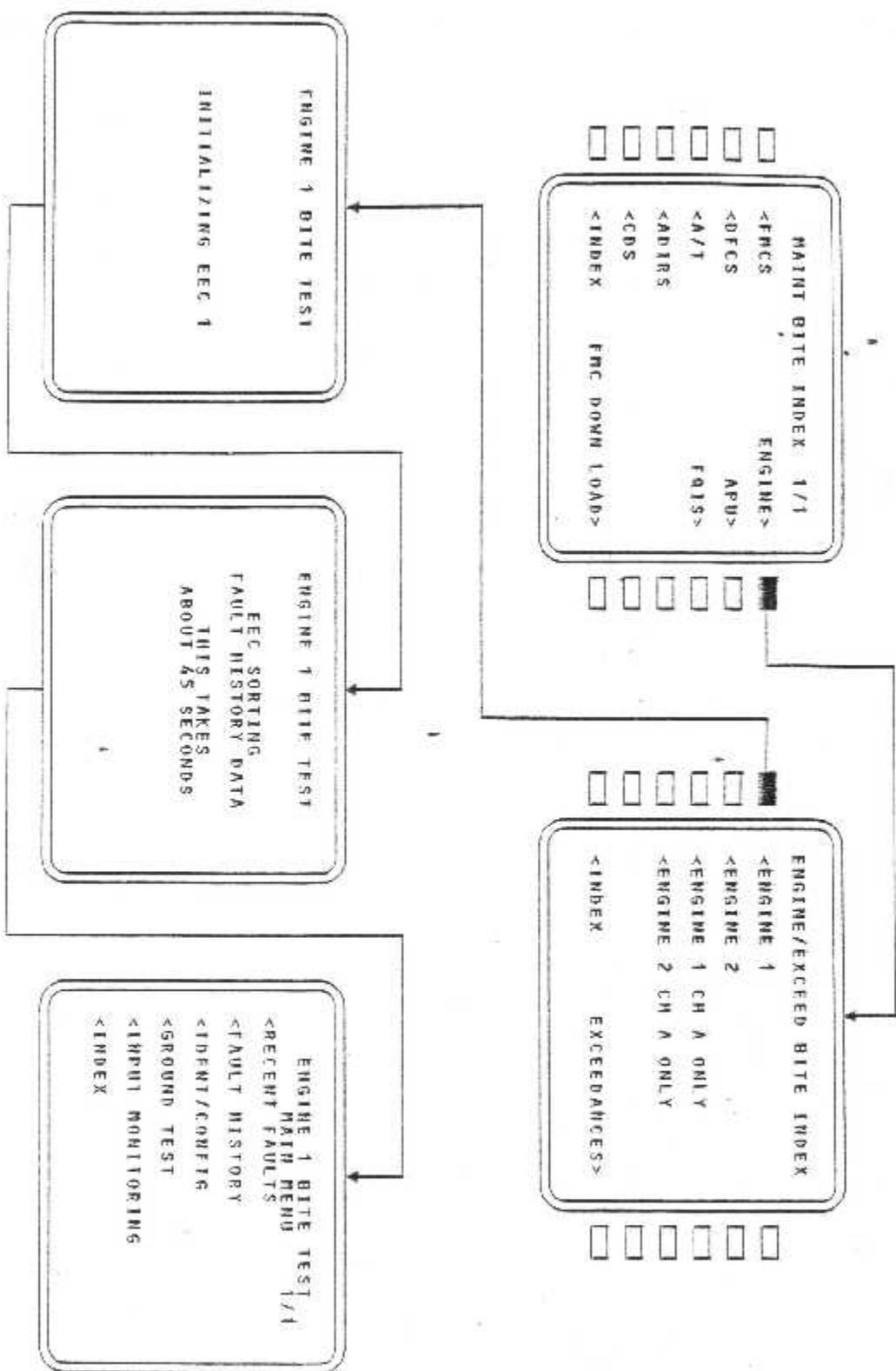
EXCEEDANCES.

En sélectionnant un moteur (soit moteur 1 ou moteur 2),

- le menu s'affiche. Il est recommandé de commencer par :



ENGINE FUEL AND CONTROL - ENGINE CONTROL - TRAINING INFORMATION POINT - EEC BITE - GENERAL



ENGINE FUEL AND CONTROL - ENGINE CONTROL - TRAINING INFORMATION POINT - EEC BITE - MAIN MENU

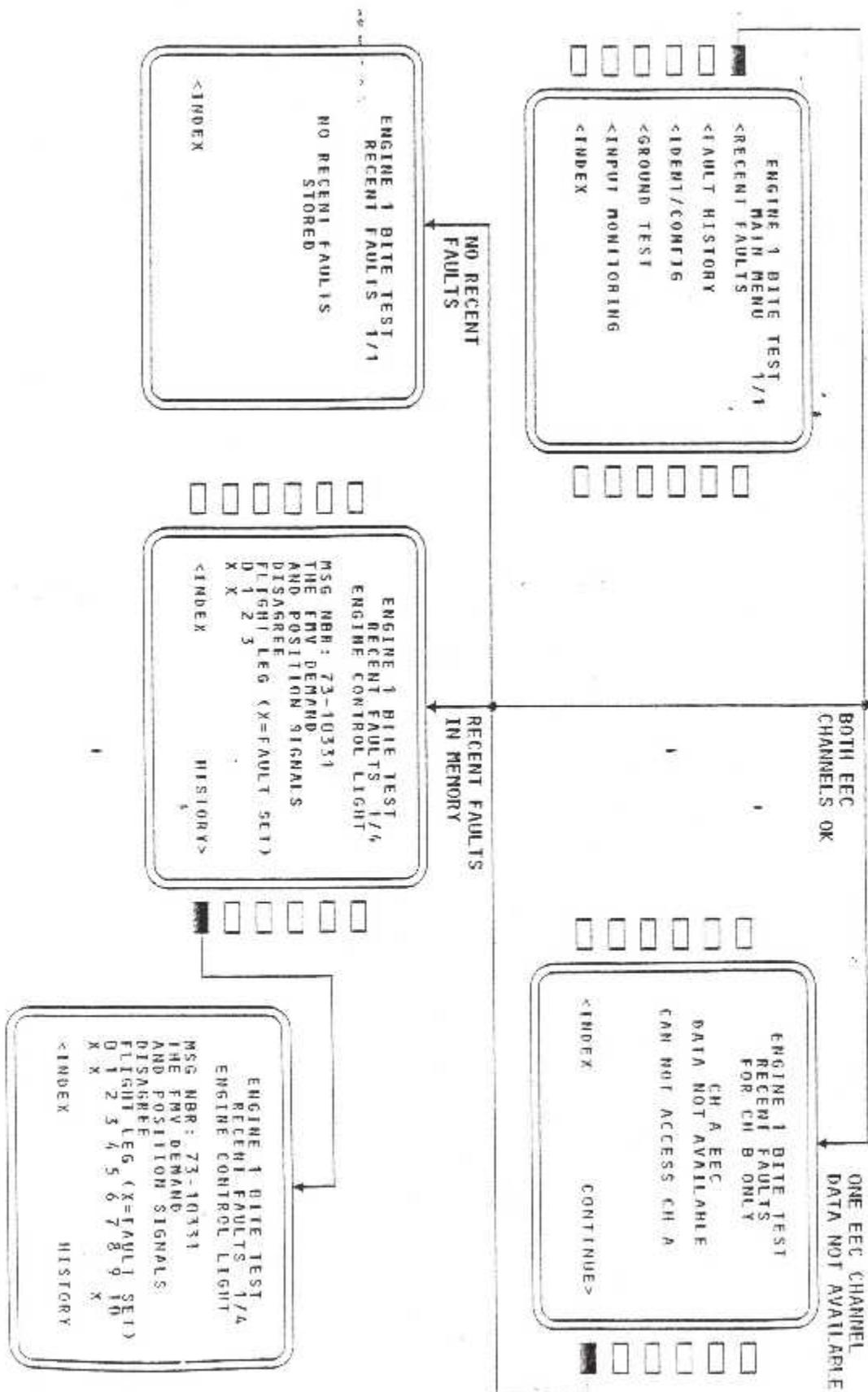
a- RECENT FAULTS (PANNES RECENTES) :

L'unité électronique de contrôle moteur (EEC) affiche les pannes mémorisées lors du dernier vol.

- ◆ La panne est affichée sous forme de :
- NUMERO DE MESSAGE.
- TEXTE.
- UN X SOUS LE ZERO (ZERO étant le dernier vol).

Si lors du dernier vol aucune panne n'a été enregistrée le message NO RECENT FAULT STORED apparaît sur le CDU.

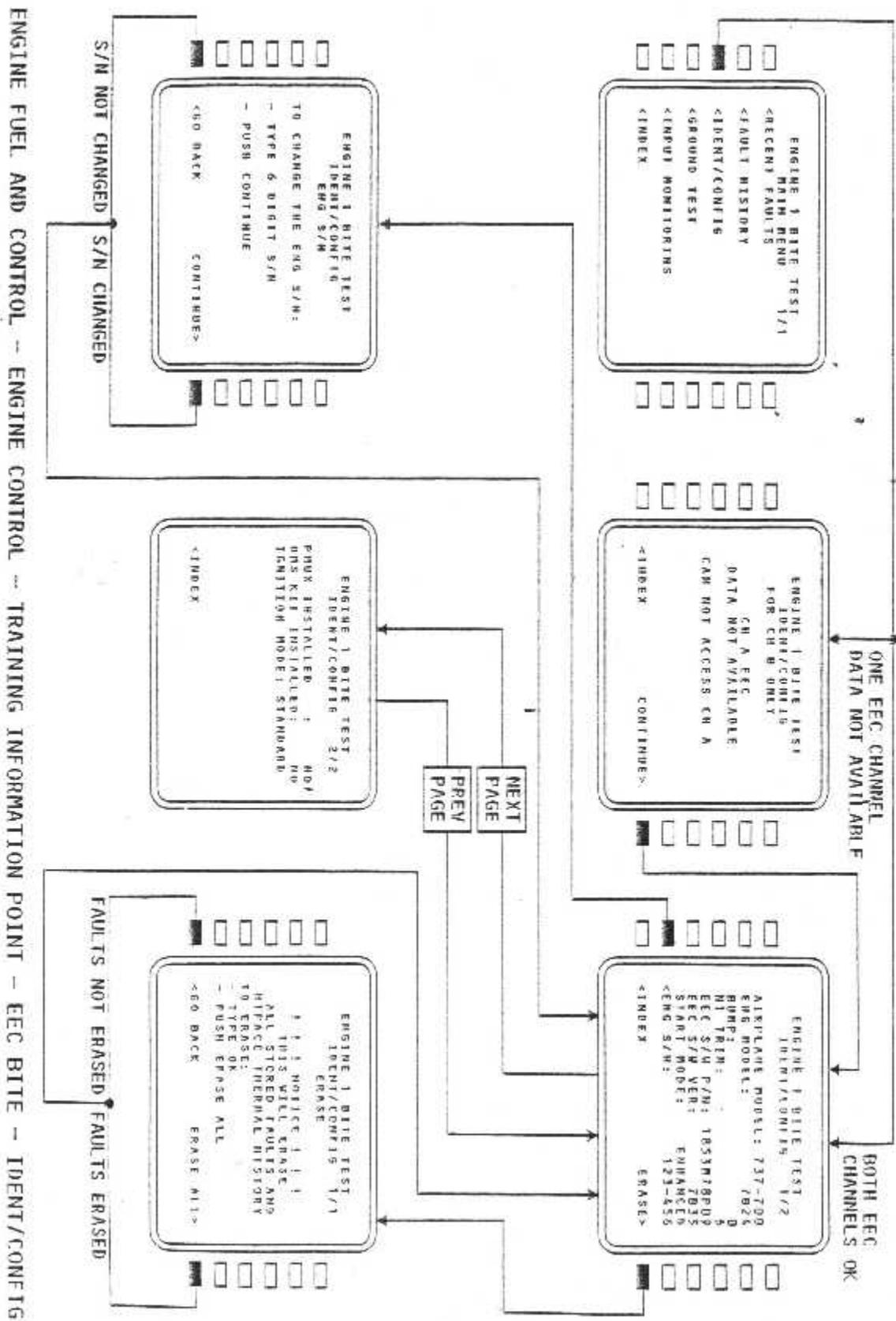
ENGINE FUEL AND CONTROL - ENGINE CONTROL - TRAINING INFORMATION POINT - EEC BITE RECENT FAULTS



b- IDENT/ CONFIG. :

Cette page affiche :

- Le modèle de l'avion.
- Le numéro de série du moteur.
- Le modèle du moteur.
- N1 (TRIM).
- Numéro de référence du EEC.
- Numéro de série du EEC.
- Le logiciel du EEC.
- Le mode de démarrage.

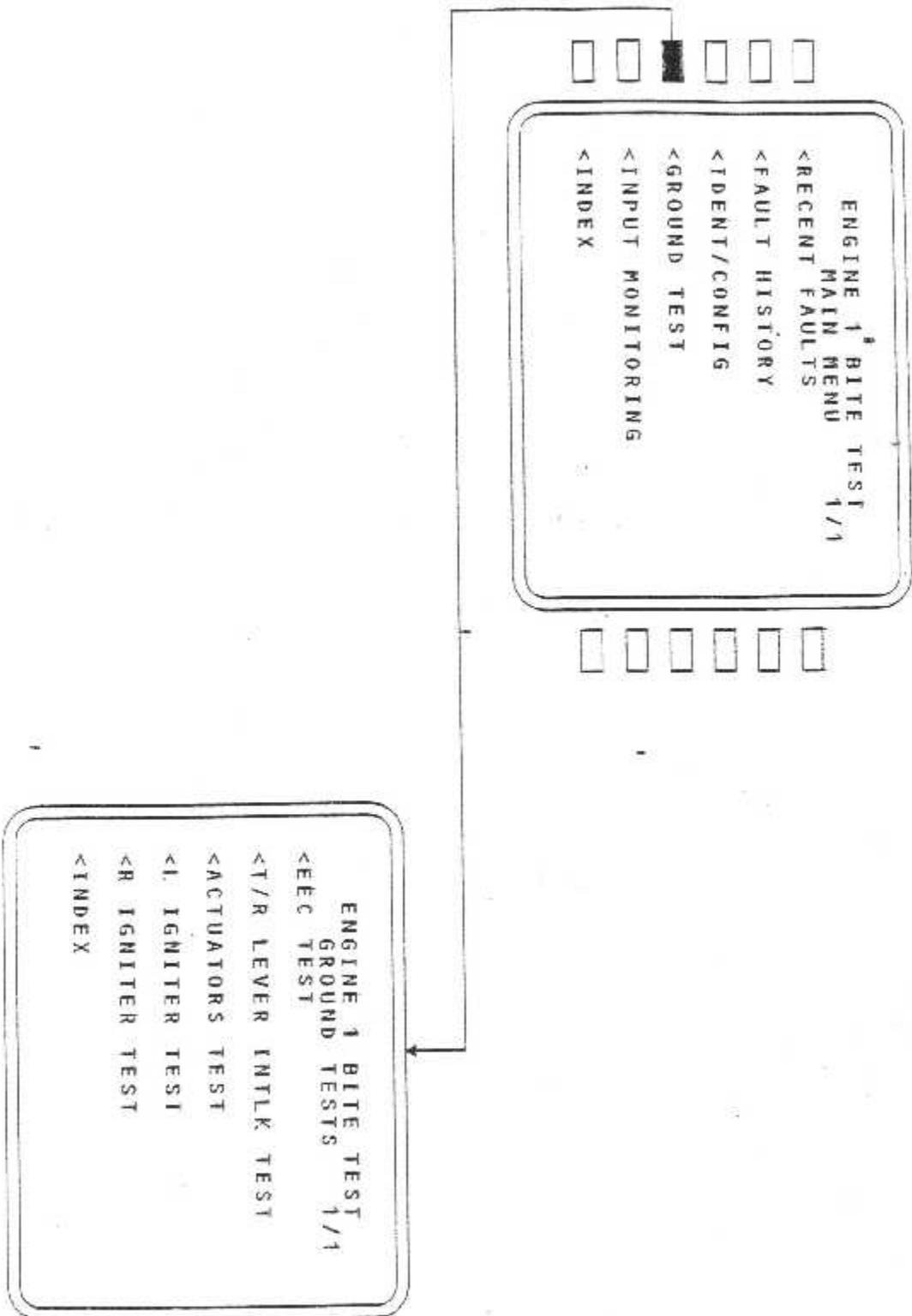


c- GROUND TEST :

Cette page permet de faire les tests suivants au sol :

- EEC.
- Reverse.
- Vérins
- Bougies.

ENGINE FUEL AND CONTROL - ENGINE CONTROL - TRAINING INFORMATION POINT - EEC BITE - GROUND TESTS



CHAPITRE IV

***DEFFAILLANCES
RENCONTREES SUR LES
MOTEURS ET METHODES
ADOPTÉES POUR REMEDIER***

(JT8D et CFM56-7)

IV-1 Différents méthodes de recherches de pannes ,avantages et inconvénients :**IV-1-1 Introduction:**

Dans ce chapitre , nous serons amenés a voir comment est effectuée la recherche de pannes, et quelles sont les procédures de dépannage attribuée à chaque deffectuesité qui atteint les deux générations moteurs.

Les erreurs de fonctionnement ne doivent pas dépasser un certain intervalle de tolérance pour cela la panne doit être éliminer avant un exploitation ultérieure de l'appareil.

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

IV-1-1-1 Méthode globale:

Consiste à remplacer tous les éléments de la fonction du système incrimines.

IV-1-1-1 -a- Avantages:

- Rapidité
- Sur
- Sauvegardes des ponctualité d'avion (régularité , disponibilité)

IV-1-1-1-b- Inconvénients:

- Nécessite de disposer au magasin d'un stock de tous les éléments constitutifs de la fonction.
- Beaucoup de déposes injustifiées.
- Manipulation excessive (pose/dépose) des équipements dont la fiabilité décroître.
- Manipulation excessive (pose/dépose) des équipements dont la fiabilité décroître.

IV-1-1-2 Méthode progressive:

Cette méthode consiste à remplacer successivement les équipements de la fonction incriminée et de son analyse approfondit. Une fois l'équipement remplacé on procède à un essai qui permet de vérifier si la fonction a été restaurée . Dans le cas contraire ,on remante l'ancien équipement et on procède au remplacement du

suisant et ainsi de suite jusqu'au dépannage complète ou total de la fonction du système.

IV-1-1-3 Méthode historique:

On cherche l'historique de chaque équipement puis on trouve le pourcentage de panne élever .

IV-1-1-a Avantages:

- 90 % des pannes peuvent être résolu par ce processus qui fait intervenir une analyse simple .

- Cette méthode permet d'agir en priorité sur les causes les plus probables.

IV-1-1-b Inconvénients:

- Le temps aloué à la recherche de panne .

- Dépose injustifiés.

- Diminution de la fiabilité des équipements.

IV-1-1-4 Méthode analytique (TSM)

Cette méthode permet d'affiner la méthode progressive (méthode par exclusion) et d'incriminer à coup sûr , l'élément en cause. cette méthode nécessite des spécialiste ayant une bonne connaissance du système , la démarche à suivre est de faire la liste de toutes les causes possibles.

Et construire d'arbre de défaillance , qui permettra d'éliminer les causes par la prise en considération les informations sur l'avion (alarm ,indication, observation d'équipage).

IV-1-2 Classe des pannes :

Les pannes classe 1,2 et 3 n'infectent pas la sécurité de l'avion de la même façon , on distingue donc différents classes de pannes en fonctions de leur gravite (conséquences) .

IV-1-2-a Panne classe 1:

Elle nécessite d'être porté à la connaissance de l'équipage car elles ont des conséquences opérationnelles (pour suit de vol), elles nécessitent obligatoirement une action du pilote pour remédier à la panne (c'est une panne no go), c'est à dire ; elle doit être impérativement réparés , si non l'avion ne décolle pas.

IV-1-2-b Panne classe 2:

Elles n'ont pas des conséquences opérationnelle pour le vol en court et pour les prochaine vol elles sont directement portées à la connaissance de l'équipage, elles doivent être rapportes au log book .

Ce sont des pannes qui n'ont pas besoin d'être réparer mais il faut prendre quelques précautions.

IV-1-2-c Panne classe 3:

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

IV-1-3 Différents types de pannes:**IV-1-3-1 Panne simple active :**

Exemple: Blocage de commandes (aileron , empannage),fuites rupture ,court-circuit.

IV-1-3-2 Panne passive (dormante, cachée):

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

Exemple: Système rendant ,système de protection.

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

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

IV-1-3-4 Panne en cascade:

Une panne simple pas critique en elle même entraîne une série d'autres pannes successives.

IV-1-3-5 Erreur de conception:

Envirennement different de celui prevu

Exemple : Erreur logicielle.

IV-1-3-6 Erreur de fabrication :

Exemple: Assurance qualité (JAR 145)

IV-1-3-7 Erreur de maintenance:

Exemple: Oubli outil , montage incorrecte.

IV-1-3-8 Erreur dans l'application du test:

Exemple: Banc d'essai.

IV-1-3-9 Erreur pilotage:

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

IV -2 Différents panne existants:

Généralité: La longue exploitation du réacteur JT8D à permet de faire face à des problèmes technique (défaillance ou panne), certaine sont propres au moteur JT8D , d'autres sont connue sur le récent moteur CFM56-7B en exploitation depuis pur de temps.

Les différents pannes sont liées aux différents circuits du moteur et sont classées comme suit :

1. Panne lies au système de demarrage
2. Panne lies au système de carburant
3. Panne lies au système de d'allumage
4. Panne lies au système de d'indication .
5. Panne lies au système de d'air.
6. Panne lies au système de d'huile (lubrification)
7. Panne lies au système de vibration
8. Panne lies au système de degivrage
9. Panne lies au système de d'operation (exploitaion)
10. Panne lies au système de anti – givrage .

IV-2-1-a Cas du JT8D :**1) Problème de circuit de demarrage:**

- 1-1 RPM n'indique rien pendent le démarrage.
- 1-2 L'indicateur de gaz d'échappement (EGT) dépasse la limite .
- 1-3 allumage faible.
- 1-4 Accélération au ralenti (faible vitesse).

2) Problème d'opération :

- 2-1 Système de fuite (carburant , huile , air).
- 2-2 Survitesse.
- 2-3 Surchauffe , température exessif.

3) problème d'essai :

- 3-1 Réglage moteur (engine trimming).
- 3-2 propagation d'EGT hors tolérances .

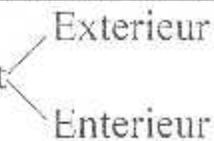
4) Problème du circuit de carburant:

- 4-1 Fuites extérieurs.
- 4-2 Pompe à carburant.
- 4-3 FCU.
- 4-4 Pdv (soupape de pressurisation et de drainage).
- 4-5 Les injecteurs de carburant et collecteur (tuyauterie de carburant).

5) Problème de système de degivrage filtre de carburant:

5-1 Colmatage du filtre de degivrage de carburant .

5-2 Pression d'huile incorrecte.

6) Problème du circuit d'huile:6-1 Fuit 

6-2 reniflard

7) Problème de système d'indication :

7-1 Température

7-2 Pression

8) Problème de système d'allumage:**9) Problème de soutirage:**

9-1 clapet (bleed valve)

10) Problème anti - givrage :**IV-2-1-b Cas du CFM56-7b: [6],[8]****1-Système d'affichage commun (CDS) : (fig a,b)**

Le système d'affichage commun ou la CDS à deux fonction ; il fournit les informations pour l'avion et ses systèmes et permet de contrôler les écrans durant le vol .

Les données de l'avion sont indiquées au niveau de 6 écrans d'affichage ou (Du's).

Les deux écrans de gauche de l'unité d'affichage correspondent au pilot.

(captain) (1 et 2).

1- Captain out board Du.

2- Captain in board Du.

Les deux écrans de droite de l'unité d'affichage correspondent au copilotes (first offices) (4 et 5) .

4- First offices out board DU

5- First offices in board DU

-Les deux écrans qui se trouvent au milieu:

-Celui du haut s'appelle upper Du.

-Celui du bas s'appelle lower Du.

-Les écrans d'affichage correspondant au pilot montrent les données secondaires de l'engine et les données primaires du vol et du navigation .

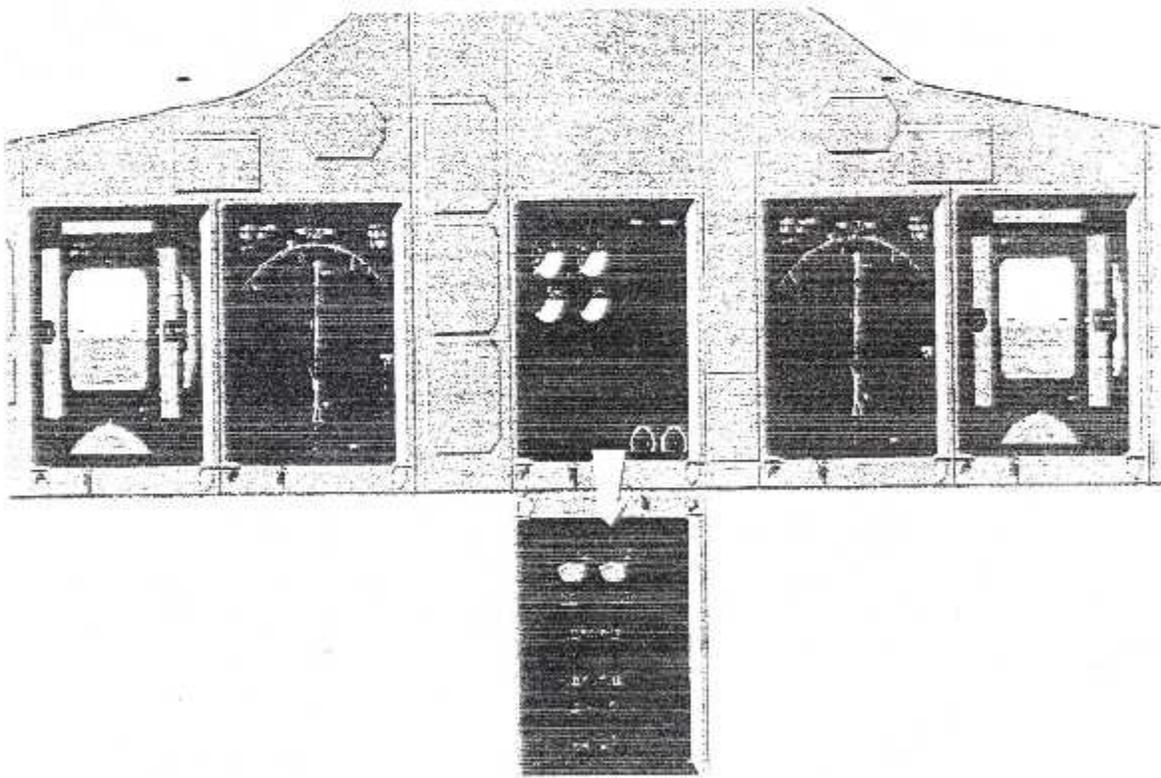
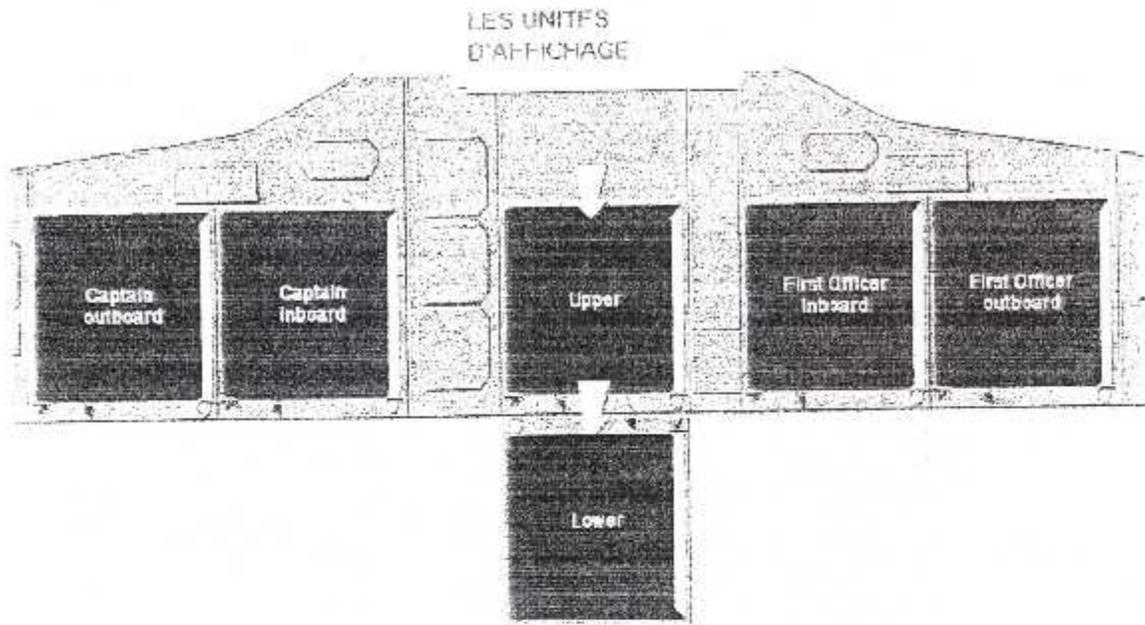


fig a

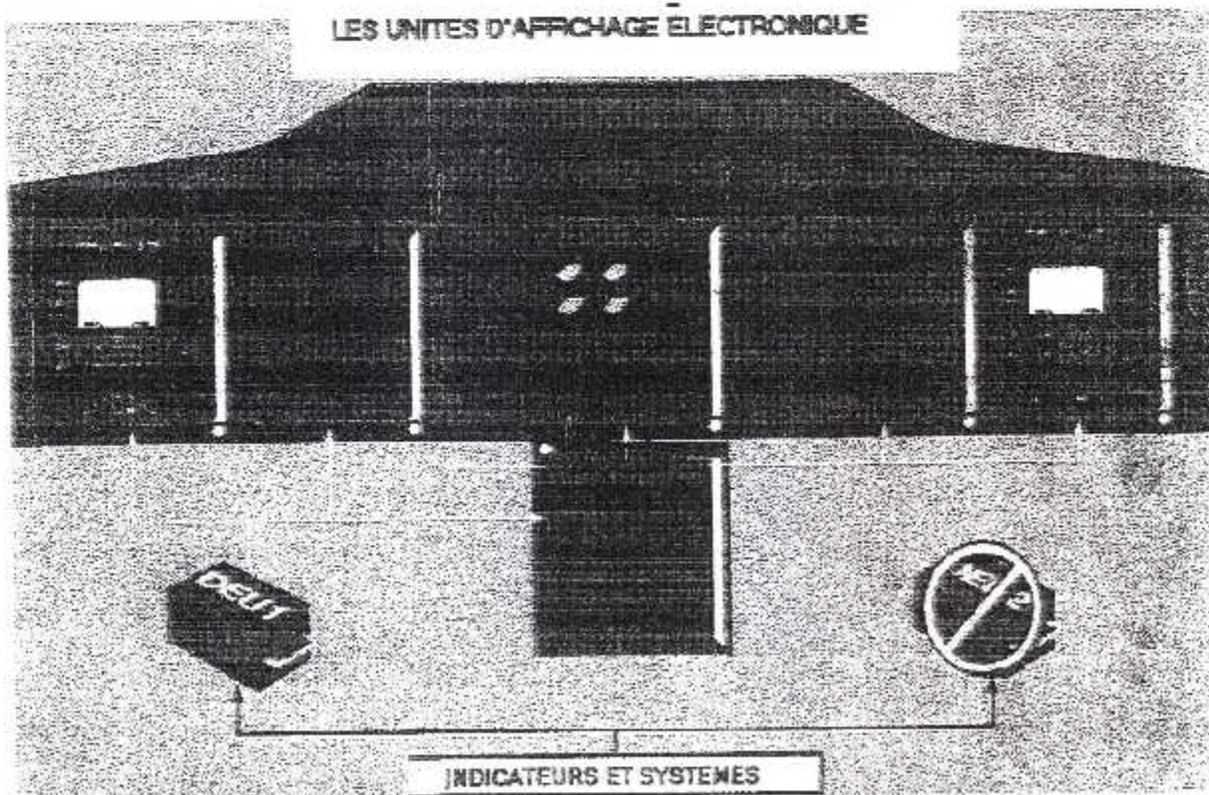
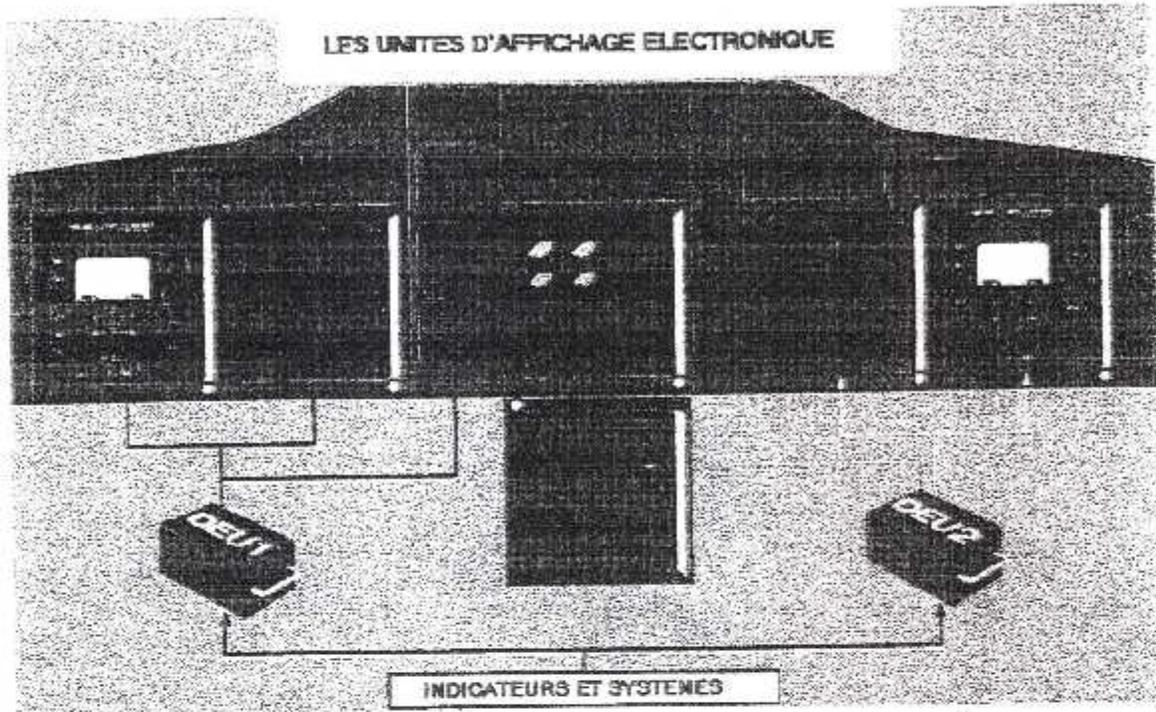


fig b

-Dans l'état normale le lower du est noir ou montre des données secondaires de l'engine et les données sous condition spécifique du système.

-Les deux unités d'affichage électronique (Deux) reçoivent les informations à partir des capteur et les systèmes d'avion.

-Les DEUs fournissent ces informations au Du's

Dans l'état normal : DEU1 fournit les informations pour captain out board ; captain in board upper Du. D'une manière similaire le DEU2 fournit les informations pour le 1^{er} officer out board , in board lower Du.

2-ECU ou bien EEC : (fig c)

EEC: Electronique engine contrôle.

ECU: Electronique contrôle unit

2-1 Définition et rôle :

La EEC est le composant primaire qui commande du système carburant et contrôle moteur , il est composé de deux CHANNEL (canaux) , canal A , canal de sécurité B, d'ou il est la mémoire centrale du moteur qu'il feu prendre soin de lui.

La EEC emploi des données d'entrées et calcule les sorties du carburant et de commande moteur pour avoir un bon fonctionnement et éviter les dégâts .

La EEC se relie à ces systèmes et composant d'avion par les deux « DEUS » du « CDS » .

- Indication de moteur et de carburant.
- Commande de démarrage.
- Unité de référence a inertie de données (1) et (2) (ADIRU).
- Ordinateur de gestion de vol (FMC) et la boite de contrôle et d'affichage (CDUs).
- Unité d'acquisition de donné de vol (FDAU).

(Boite de détection de donné de vol)

La EEC en voie des données d'entrées de plusieurs sonde de moteur.

2-2 Parametres fournis par la EEC

La EEC transmet comme paramètre de base = P_0 , P_{12} , P_3 , T_{12} , T_{25} , T_{49} , N_1 , N_2 , WF (débit carburant) , plus : des positions de vannes.

La position de moteur sur l'avion (1 ou 2) et son NO de série des mots d'état de maintenance donnant des informations des pannes

détectées (le cas échéant) dans la EEC ou l'un quelconque des organes installés sur le moteur et dans la nacelle:HMU , vanne de refroidissement de la EEC , boîtiers d'allumage, vannes ,capteurs on option, la EEC peut aussi transmettre les paramètre P_{13} , P_{25} , T_3 , T_5 .

Tous ces paramètres sont transmis sous forme digitale (mots série de 25 bits , transport soit des volumes numériques, soit des bookins d'état).

DEU's (unité d'affichage) pour l'affichage.

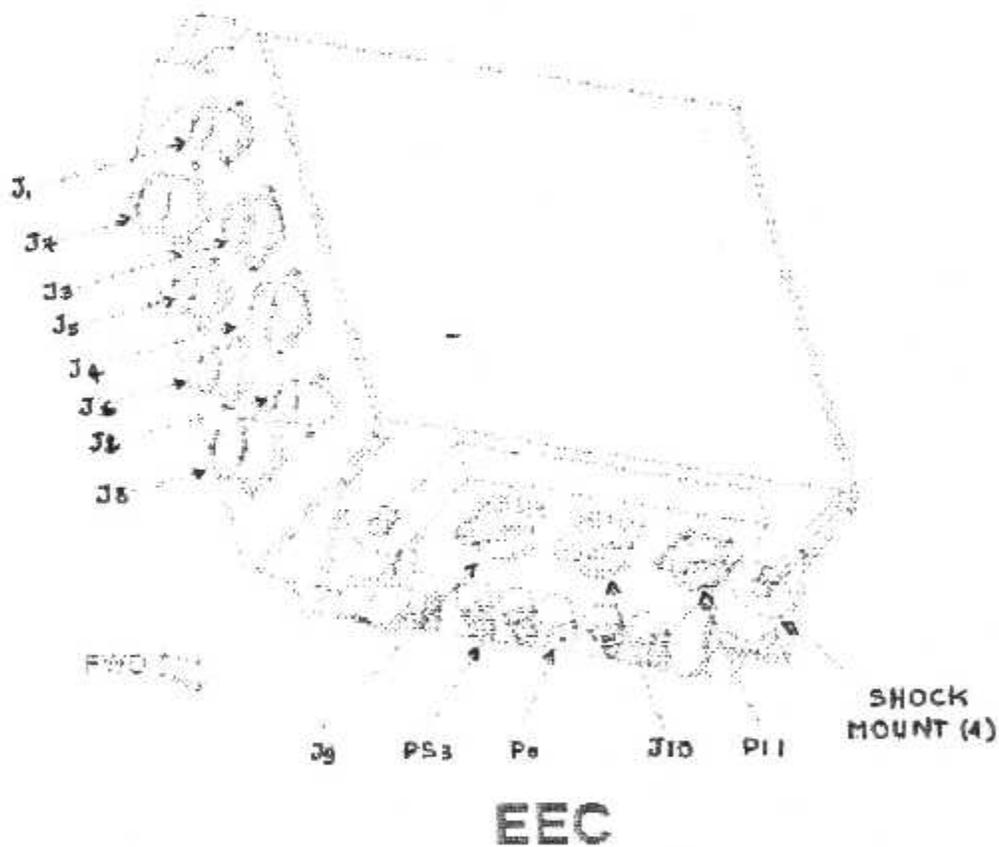
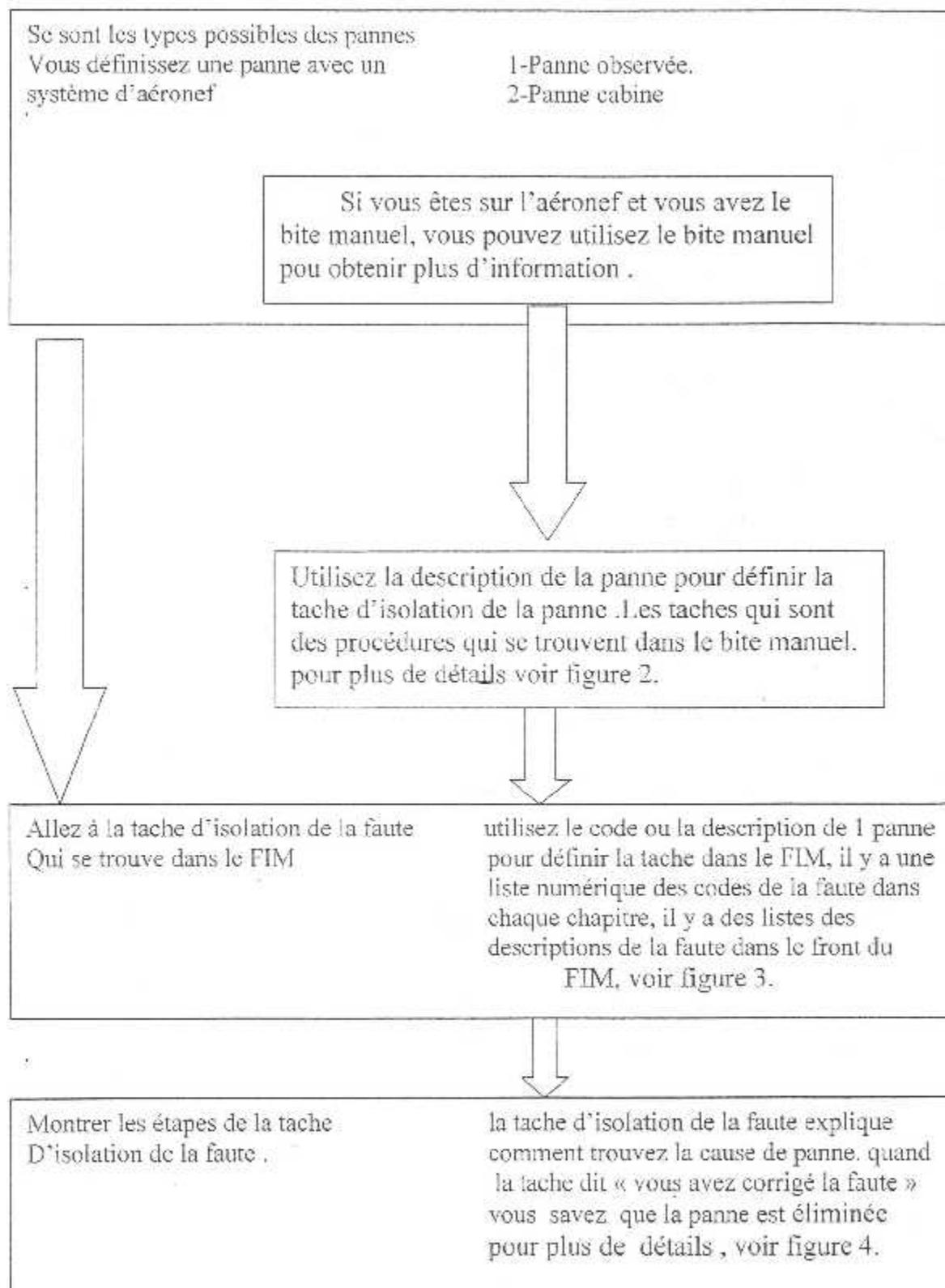
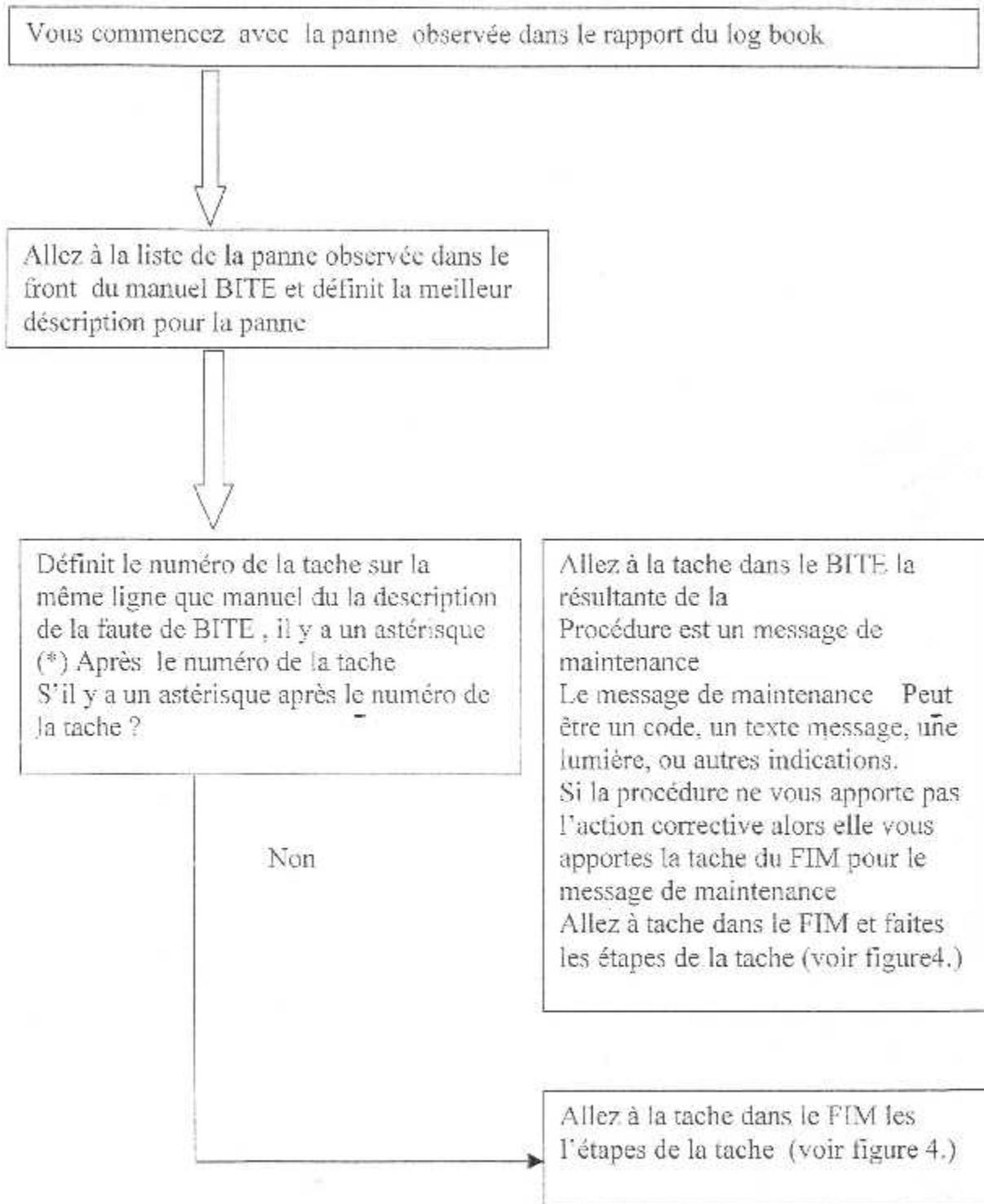
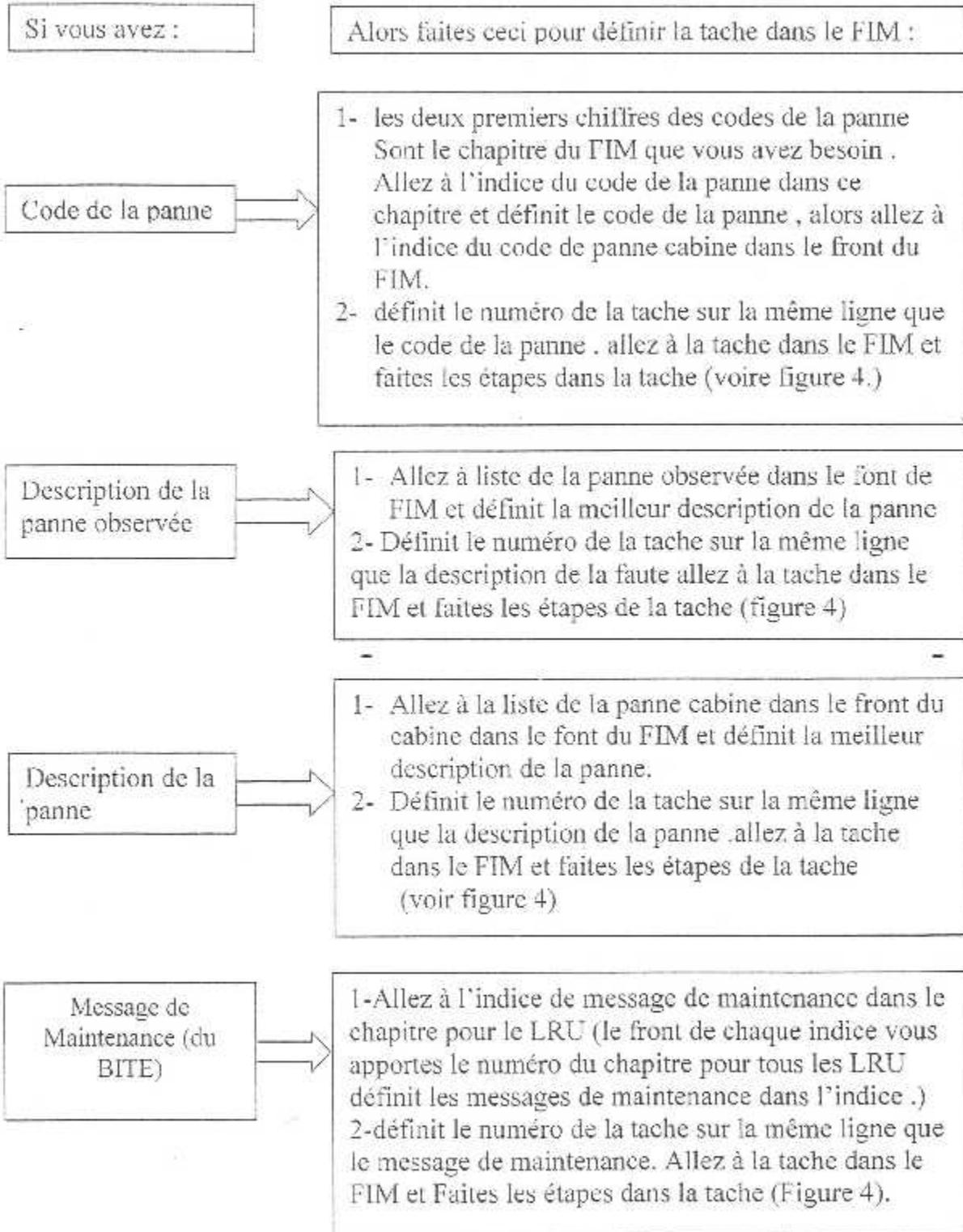


fig 6

**LECTURE DE MESSAGE DE PANNE [1]**



OBTENIR L'INFORMATION DE LA FAUTE UTILISENT LE MANUEL DU BITE-FIGURE 2



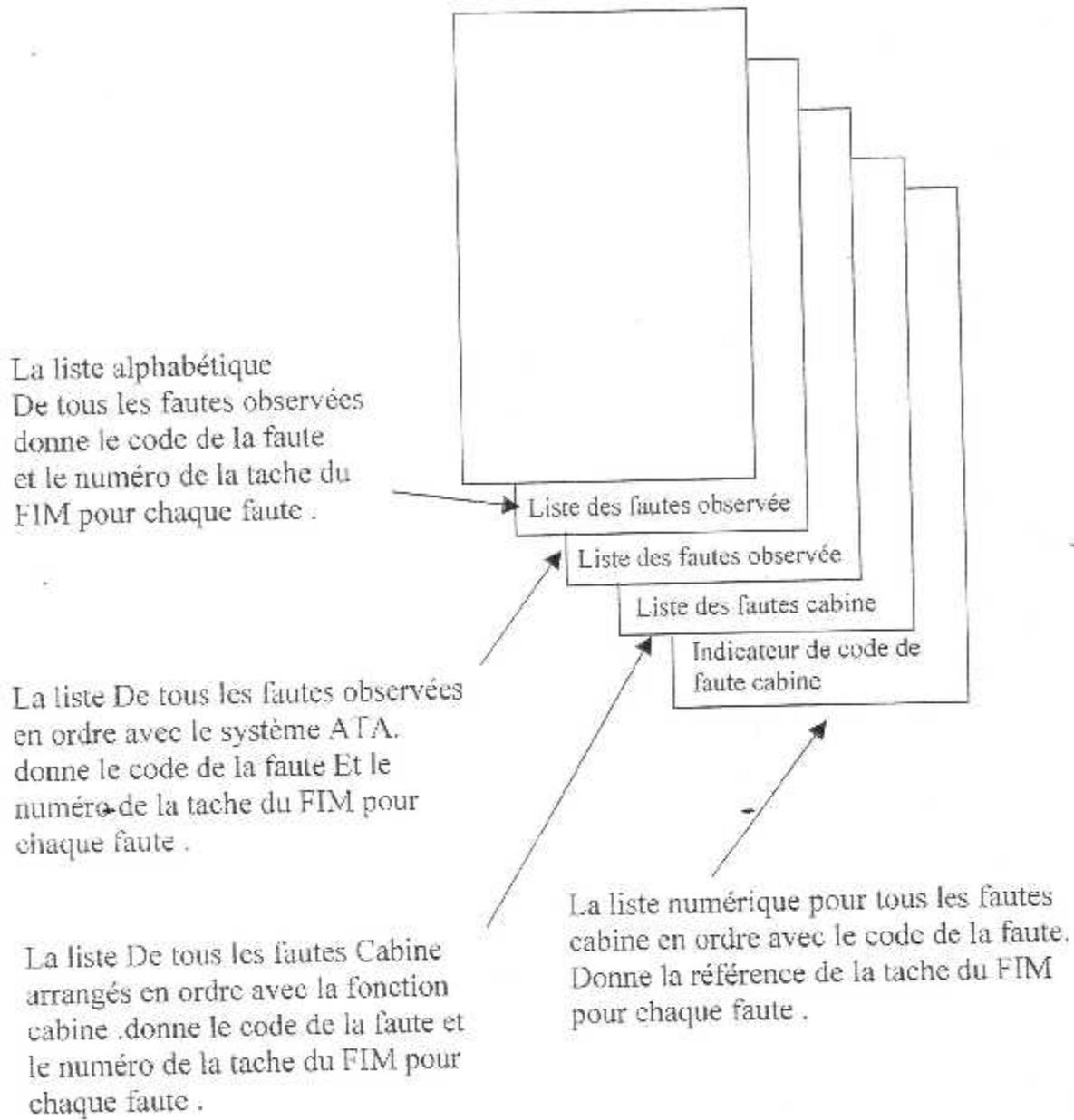
DEFINIR LA TACHE D'ISOLATION DE LA FAUTE DANS LE FIM (fig 3) [8]

EXEMPLES DE CODE DES PANNES : [8]

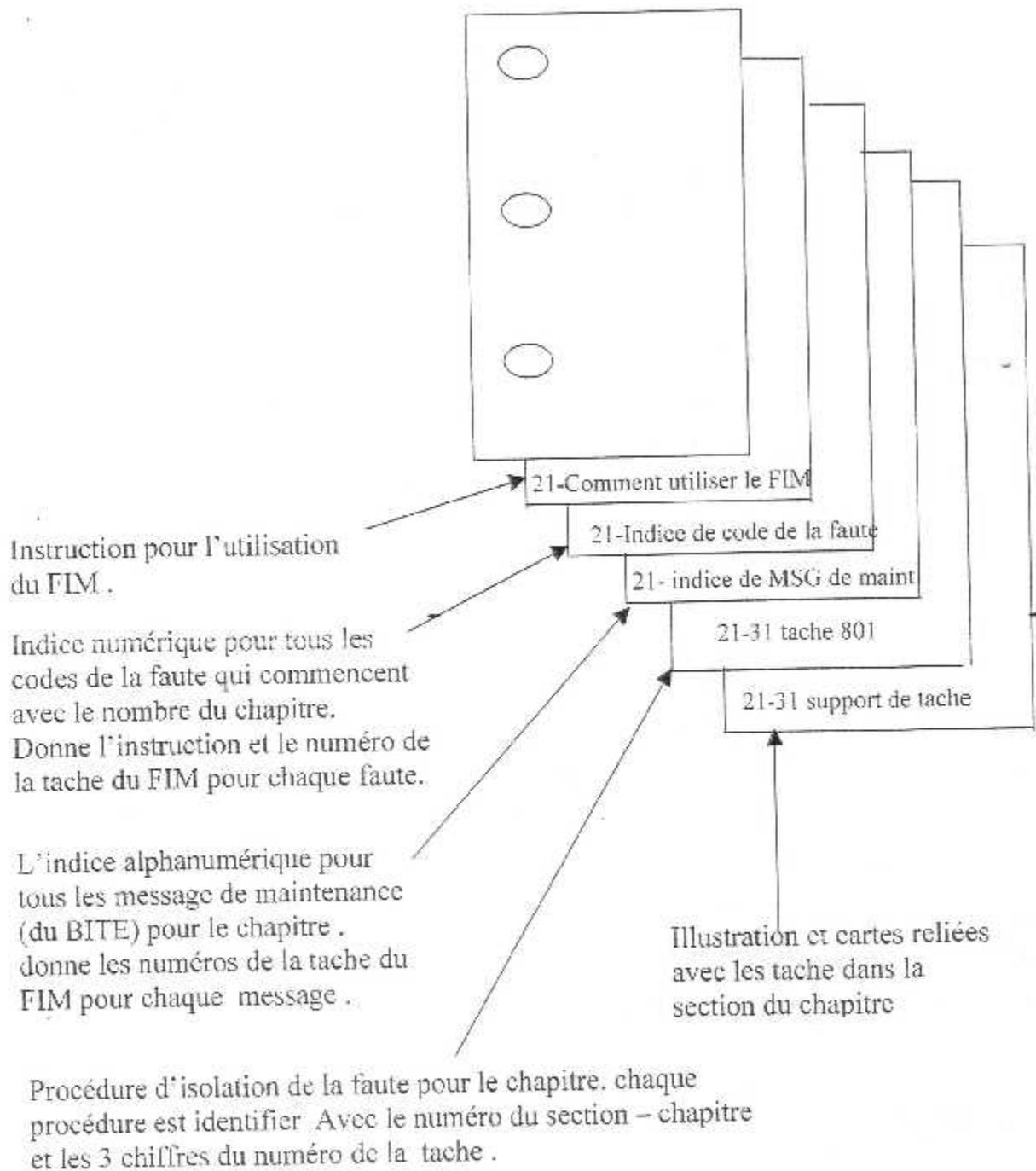
CODE DE LA PANNE	DESCRIPTION DE LA PANNE	ALLEZ à LA TACHE DU FIM
790 010 51	Consommation d'huile de l'engin : haut (la quantité d'huile décroît d'une vitesse rapide) – moteur 1	79-05 TASK 801
790 010 52	Consommation d'huile de l'engin : haut (la quantité d'huile décroît d'une vitesse rapide) – moteur 2	79-05 TASK 801
790 015 51	Indication de la pression d'huile de l'engin haut –moteur 1	79-05 TASK 802
790 015 52	Indication de la pression d'huile de l'engin haut –moteur 2	79-05 TASK 802
790 045 51	Indication de la pression d'huile de l'engin bas ou zéro (rouge) – moteur 1	79-05 TASK 803
790 045 52	Indication de la pression d'huile de l'engin bas ou zéro (rouge) – moteur 2	79-05 TASK 803
790 046 51	Indication de la pression d'huile de l'engin bas (ambre) – moteur 1	79-05 TASK 806
790 046 52	Indication de la pression d'huile de l'engin bas (ambre) – moteur 2	79-05 TASK 806
790 050 51	Indication de la pression d'huile de l'engin discontinu ou blanc –moteur 1	79-05 TASK 807
790 050 52	Indication de la pression d'huile de l'engin discontinu ou blanc –moteur 2	79-05 TASK 807
790 060 51	Indication du quantité d'huile du moteur –haut – moteur 1	79-05 TASK 808
790 060 52	Indication du quantité d'huile du moteur 2	79-05 TASK 808
790 070 51	Indication du quantité d'huile du moteur –basse – moteur 1	79-05 TASK 809
790 070 52	Indication du quantité d'huile du moteur –basse – moteur 2	79-05 TASK 809
790 080 52	Indication du quantité d'huile du moteur incorrecte –discontinue devient constante, blanc –moteur 1	79-05 TASK 810
790 080 52	Indication du quantité d'huile du moteur incorrecte –discontinue-	79-05 TASK 810

**DEFFAILLANCES RENCONTREES SUR LES DEUX
MOTEURS ET METHODES ADOPTEES POUR REMEDIER**

	devient constante ou blanc moteur2	
790 085 51	Indication de la température d'huile du moteur : haute (ambre)- moteur 1	79-05 TASK 811
790 085 52	Indication de la température d'huile du moteur : haute (ambre)- moteur 2	79-05 TASK 811
790 090 51	Indication de la température d'huile du moteur : (rouge)- moteur 1	79-05 TASK 812
790 090 52	Indication de la température d'huile du moteur : (rouge)- moteur 2	79-05 TASK 812
790 100 51	Indication de la température d'huile du moteur : discontinue ou blanc- moteur 1	79-05 TASK 815
790 100 52	Indication de la température d'huile du moteur : discontinue-ou blanc- moteur 2	79-05 TASK 815
790 110 51	Message by pass filtre d'huile : message montre-moteur 1	79-05 TASK 817
790 110 52	Message by pass filtre d'huile : message montre-moteur 2	79-05 TASK 817
790 120 51	Message by pass filtre d'huile : message ne peut pas montrer Durant le teste du FEC- moteur 1	79-05 TASK 818
790 120 52	Message by pass filtre d'huile : message ne peut pas montrer Durant le teste du EEC- moteur 2	79-05 TASK 818



LES DIFFERENTS LISTES DES FAUTES [c]



IV- 3 Exemples de recherche de pannes :

Les méthode de dépannage suivie par le personnel de l'atelier H400 d'air Algérie sont :

IV-3-a Organigramme de dépannage :

Chaque panne pouvant survenir dans le moteur est prévue par le constructeur qui met à la disposition de l'utilisateur un manuel où elle figure , avec tous les remèdes susceptibles d'éliminer la panne en question .

Pour se faire , des organigrammes sont confectionnés par ordre de toutes les causes de l'anomalie . c'est en quelque sorte la méthode de dépannage par exclusion.

IV-3-b La méthode historique :

Une panne réparés peut survenir dans l'avenir. c'est pour cela qu'un mécanicien dépanneur enregistre les données de la dite panne et des causes qui la précèdent ; il se fait alors une documentation fait l'objet d'une archive que le mécanicien consulté à chaque foie.

IV-3- c Savoir faire le mécanicien :

A force d'une abondance dans le même atelier , le mécanicien se voit de plus familiariser avec les pannes qui surviennent au sein du post qu'il occupe. C'est pour cela qu'il est doué d'une certaine philosophie de dépannage acquise au fur et à mesure qu'il n'aurait besoin d'aucun support pour éliminer une panne grâce . à son savoir faire.

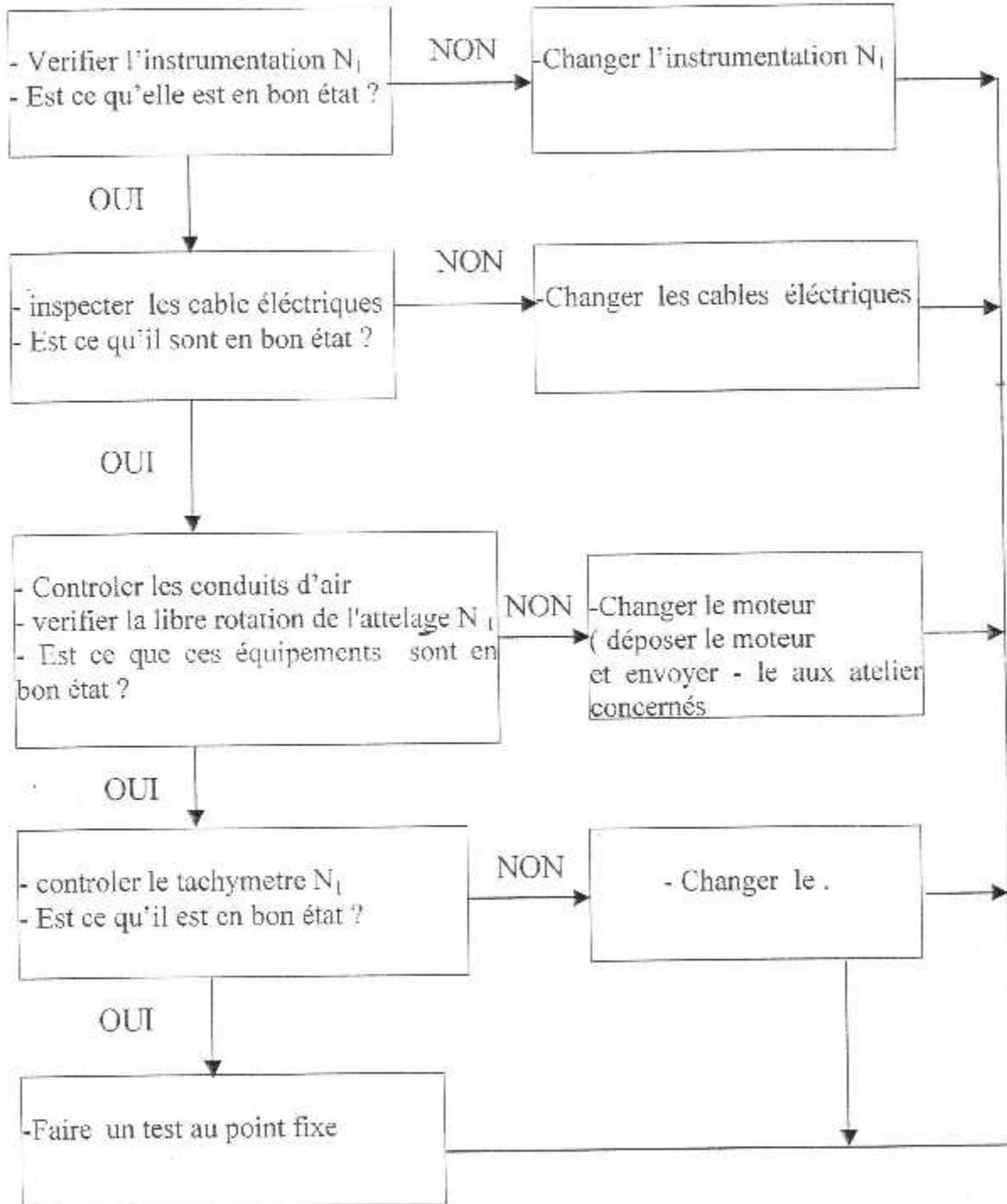
IV -3- A Recherche de pannes et procedurs de depannage du GT8D :**IV -3 -A -1 survitèsse de regime N_1** **IV -3 -A -2 EGT élevée****IV -3 -A -1 survitesse du regime N_1 :**

symptôme : N_1 limité

l'indicateur affiche une indication non tolérée

- N_1 max = 102.4 %
- N_1 max = 100 %

• Organigramme de depannage :



- **Explication de l'organigramme :**

la première étape, le mécanicien doit tester l'indicateur au niveau de la cabine du pilotage, s'il est en bon état, il contrôle les impacts au niveau du fan à l'aide d'une inspection boroscopique et contrôle la conduite d'air et la libre rotation de N_1 .

Dans le cas où on ne trouve aucune anomalie, on incrimine le tachymètre N_1 en le remplaçant.

le test N_1 se fait en fonctionnement du moteur, c'est à dire le point fixe.

- **Méthode historique des pannes :**

le tableau ci-dessous montre toutes les pannes de survitesse de l'attelage base pression du régime N_1 de l'année 1995 jusqu'à 1999.

Equipement Année	Attelage Base Pression	Conduit D'air	Capteur	câblage	indicateur N_1
1995	6	0	0	1	12
1996	4	0	0	0	10
1997	6	0	0	1	6
1998	11	1	0	0	7
1999	9	0	0	0	20
TOTAL	38.29%	1.06 %	0 %	2.12 %	58.51%

Remarque :

la survitesse du régime N_1 de l'attelage base pression a été souvent liée

Mauvais fonctionnement de l'indicateur N_1 , donc le mécanicien procède au changement de l'indicateur avant tout, il vérifie les autres éléments selon leurs taux de défaillance.

- **Méthode du savoir faire du mécanicien :**

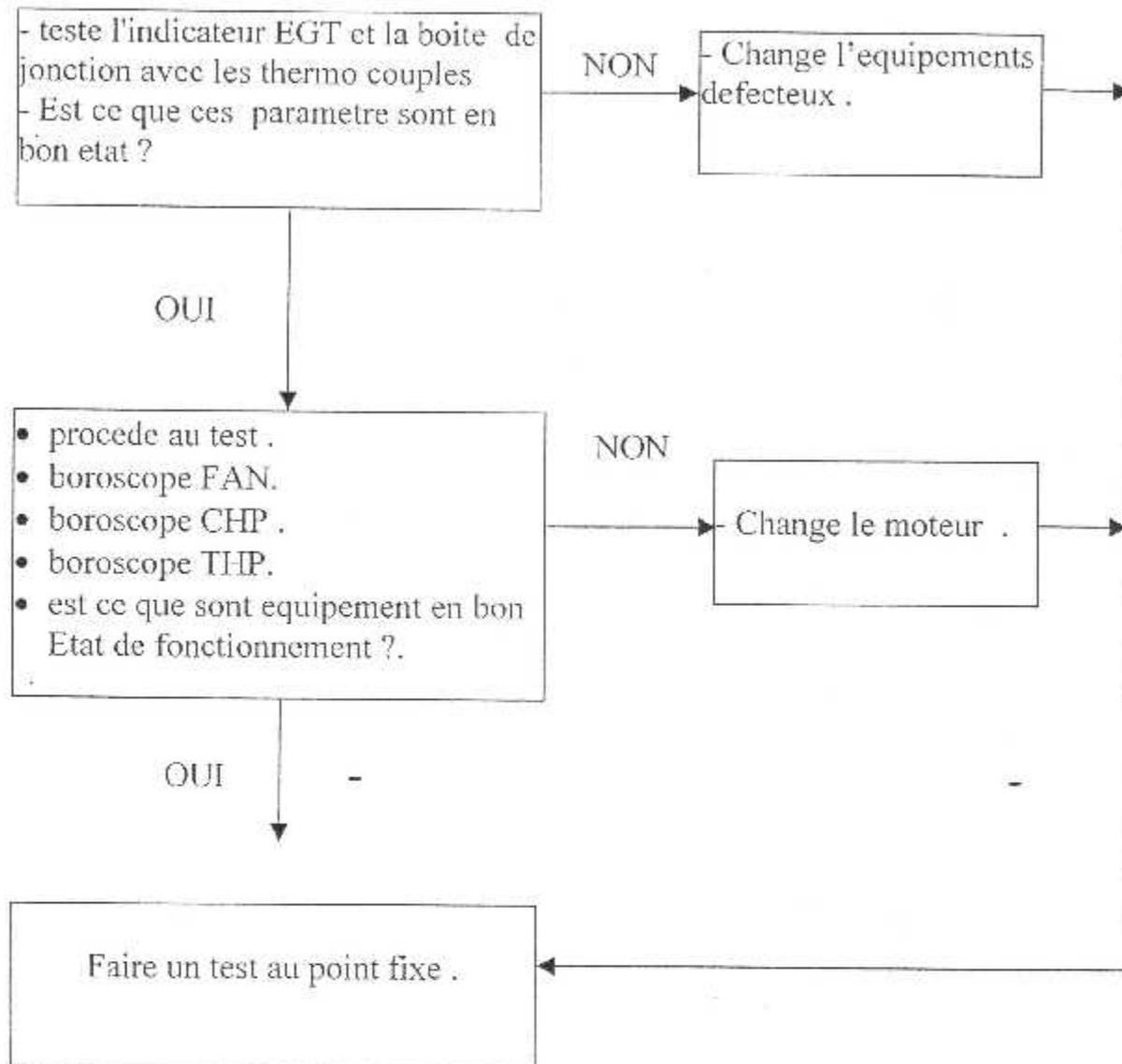
l'avion au sol, le pilote transmet le CRM au mécanicien pour anomalie de survitesse de l'attelage base pression (N_1) indiquée.

le mécanicien procède à un test de l'indicateur par un boulon recette pour le bon fonctionnement de celui-ci sur le panneau central de la cabine de pilotage si l'indicateur est endommagé, on le change.

le test se fait au point fixe pour assurer un bon fonctionnement de l'attelage N_1 du moteur.

IV -3-A-2 EGT élevée :

- Organigramme de depannage :



- **Explication de l'organigramme :**

le mecanicien commence à verifier l'indicateur par testeur, puis la boîte de jonction et les thermocouples, si les paramètre sont concluants et la surchauffe persiste, le mecanicien procède à une inspection boroscopique de :

- ◆ Compresseur base pression .
- ◆ le fan
- ◆ compresseur haut pression
- ◆ chambre de combustion .
- ◆ la turbine .
- ◆ les injecteurs (neufs) .

si un des modules est endammagé, il est impératif de déposer le moteur et de l'envoyer à l'atelier pour réparation , le test final est assuré sur le banc d'essai .

- **Methode Historique des pannes :**

le tableau ci dessous montre l'evolution de toutes les pannes d'EGT moteur pendent cinq ans depuis 1995 jusqu'a 1999

Equipement	<i>Indicteur</i>	<i>Thermocouples</i>	<i>Boite de jonction</i>	<i>câblage</i>	<i>turbine</i>
Année					
1995	2	1	1	1	1
1996	3	2	1	1	1
1997	1	1	2	1	1
1998	0	2	2	2	2
1999	2	2	3	2	0
TOTAL	13.33 %	13.33 %	51.729 %	13.79 %	6.89 %

Remarque :

On remarque que la surtempérature de l'entrée turbine est souvent due à la defaillance de la boîte de jonction, donc à chaque EGT élevée le mecanicien inspecte en premier lieu la boîte de jonction, si celle ci est en bon état , le mecanicien verifie les autres éléments selon leurs taux de defaillance .

- **Methode du savoir faire du mecanicien :**

le mecanicien d'après sont experience sur le cas (EGT élevée) il procède automatiquement à tester à l'aide d'un testeur d'indicateur « EGT » si celui - ci est en bon état, le mecanicien teste les

thermocouples en cas de bon fonctionnement - il teste la boîte de jonction qui a pour rôle de recevoir les signaux des sondes des thermocouples qui va être envoyée à la cabine de pilotage, vers l'indicateur.

Donc le responsable procède à un boroscope au niveau de la partie chaude (injecteurs, chambres de combustions, turbine haute pression).

IV -3-B cas de CFM-7B :

IV-3-B-1 Affichage du quantité d'huile dans le compartiment de vol montre un grande diminution de quantité d'huile du moteur à une vitesse rapide

IV-3-B-2 l'indication de la température des gaz d'échappement du moteur montre que l'EGT est plus haute que la limite de la ligne rouge

-il n'y avait aucune indication d'un décrochage ou un pompage

de l'unité de maintenance.
 - Faites la confirmation de réparation.

- Faites une inspection visuelle du système d'huile.
 Est-ce qu'il y a absence d'une fuite interne et la consommation d'huile est au dessous de la normale ?

OUI

- remplacez l'élément incriminé de filtre de lubrification.

OUI

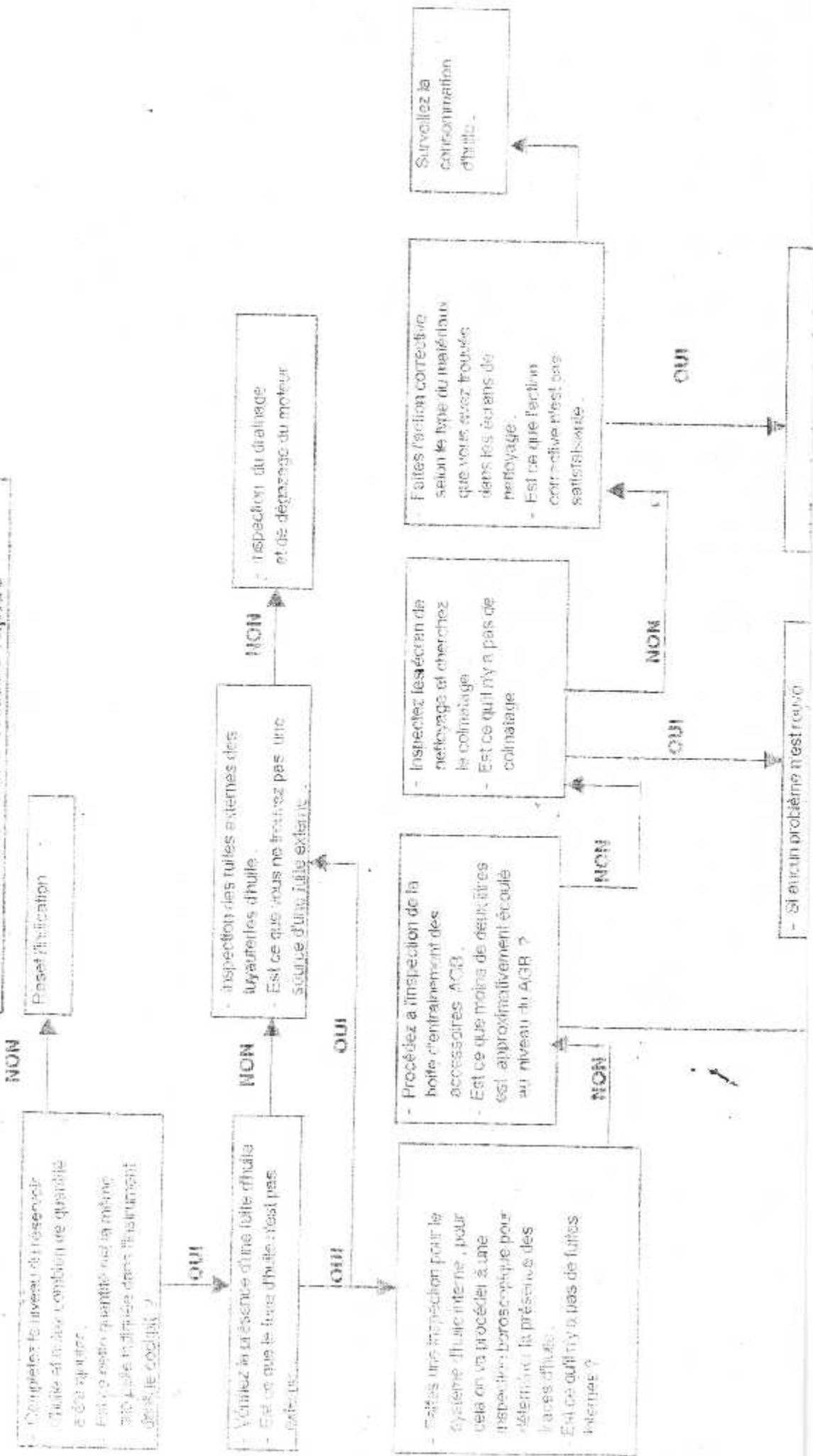
CONFIRMATION DE REPARATION

- Complétez le niveau d'huile.
- Fermez le panneau du capot du Fan.
- Démarrez le moteur.
- Régime ralenti pendant 5 minutes.
- Arrêtez le moteur.
- S'assurez qu'il n'y a pas de fuites.
- S'assurez que le niveau d'huile visible sur la jauge est le même indiqué par l'unité d'affichage.
- Surveillez la consommation d'huile pendant le vol prochain.

OUI

- remplacez le moteur.
 - Préposez le moteur et l'acheminement aux câbles.
 - Faites la confirmation de réparation à la fin de cette tâche.
 - Vérifiez le niveau d'huile.
 - Est-ce que le panneau d'huile est connecté ?

L'affichage de la quantité d'huile dans le compartiment de vol montré une grande diminution de la quantité d'huile du moteur à une vitesse rapide



IV-3-B-1 EXPLICATION DE L'ORGANIGRAMME :

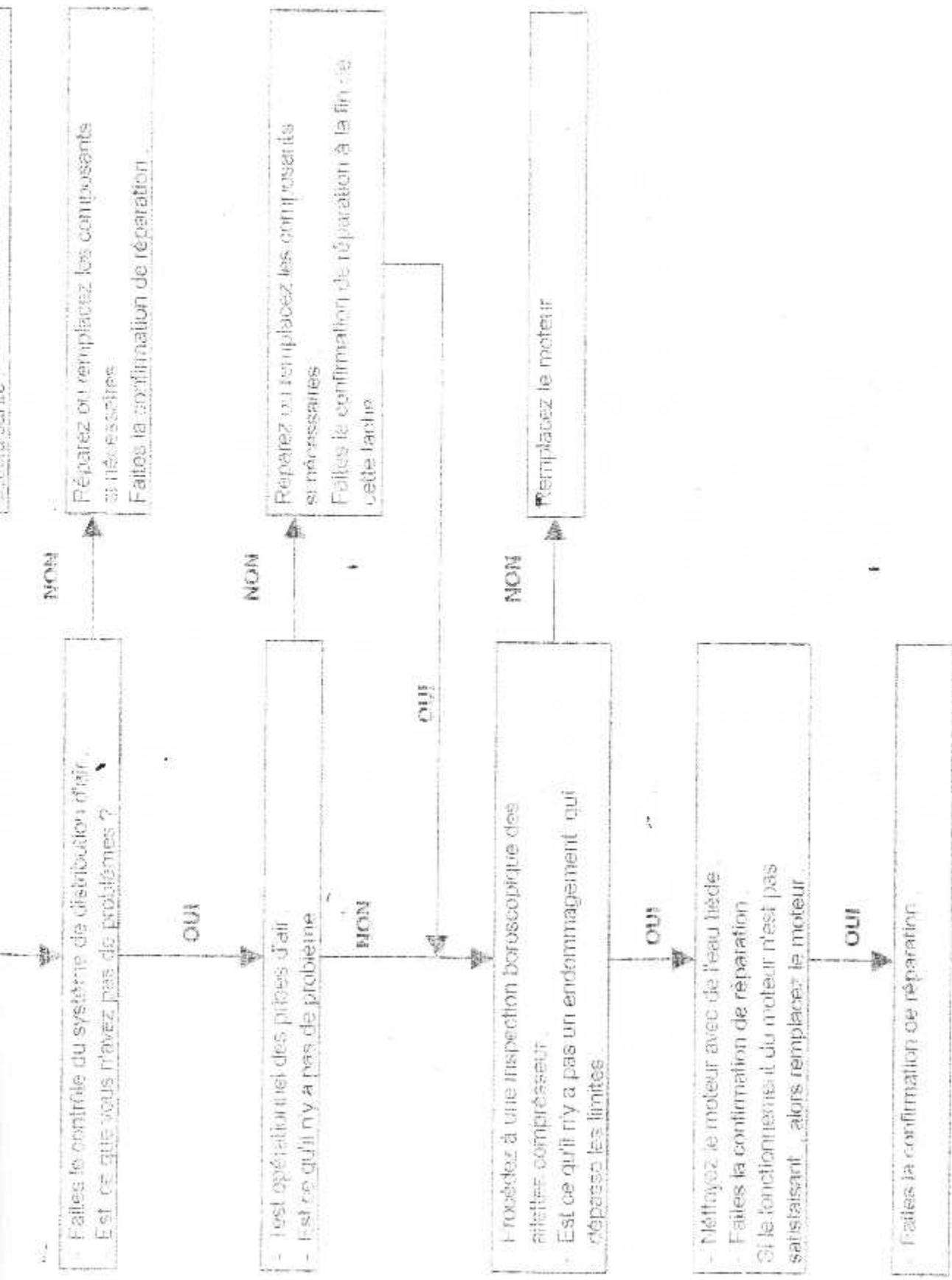
La première étape, on doit tester l'indicateur en complétant le niveau du réservoir d'huile et combien de quantité d'huile a été ajoutée, si cette quantité n'est pas la même que celle indiquée par l'instrument, alors on doit tester l'indicateur. Si non, on doit vérifier la présence d'une fuite d'huile.

Si la fuite est externe, on procède à une inspection des fuites externes des tuyauteries d'huile, si une fuite d'huile externe est trouvée, on fait une inspection du drainage et dégazage du moteur.

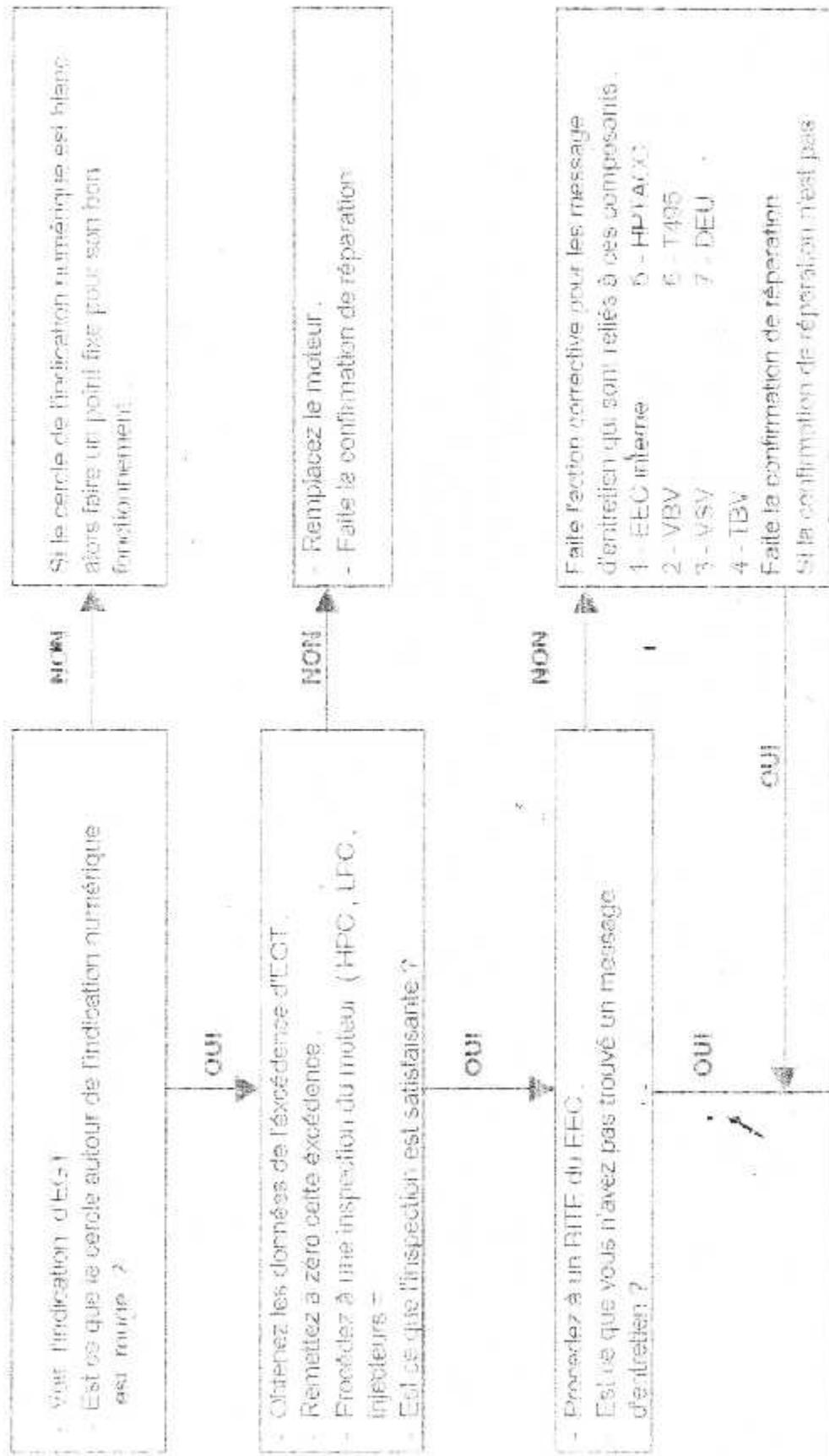
Ensuite on fait une inspection pour le système d'huile interne, pour cela on va procéder à une inspection borscopique pour déterminer la présence des traces d'huile.

Si plus de 2 litres est approximativement écoulés de l'AGB, alors on inspecte les écrans de nettoyage pour chercher le colmatage. S'il y a présence de colmatage, on fait l'action corrective selon le type de matériaux trouvés dans les écrans de nettoyage. S'il n'y a pas de colmatage, on examine les lignes d'aspiration d'huile pour colmatage si moins de 2 litres est approximativement écoulés au niveau de AGB, alors on fait une inspection interne du système d'huile. En cas de présence d'une fuite interne et la consommation d'huile est au dessus de la normale de la limite indiquée dans des limites de fonctionnement, on doit remplacer le moteur. Dans le cas contraire, on remplace l'élément incriminer dans l'unité de lubrification.

Finalement, on procède à une confirmation de réparation.



L'indication de la température des gaz d'échappement du moteur montre que l'EGT est plus haute que la limite de la ligne rouge il n'y avait aucune indication d'un décrochage ou un pompage



IV-3-B-2 EXPLICATION DE L'ORGANIGRAMME :

En premier lieu , le mécanicien doit vérifier le bon fonctionnement de l'indicateur d'EGT . Pour cela, il contrôle l'indication numérique est ce qu'elle est de couleur blanche, alors il doit faire un point fixe de bon fonctionnement, par contre si l'indication est de couleur rouge, alors remettre à zéro cette excédence et procéder à une inspection du moteur , si l'inspection n'est pas satisfaisant, remplacer le moteur et on fait la confirmation de réparation. Si c'est le cas contraire , on procède à un BITE du EEC . Si on trouve les messages d'entretien, on doit faire les actions correctives pour les composants reliés à ces messages et en confirmation de réparation. Si c'est le cas contraire , on doit contrôler le système d'air du moteur . Si on trouve des problèmes on répare et on remplace les composants si nécessaire. S'il n'y a pas de problème , on contrôle les ailettes du compresseur à l'aide d'une inspection boroscopique .

Si on trouve un endommagement qui dépasse les limites, on remplace le moteur , si non on procède à une confirmation de réparation .

CHAPITRE V

FIABILITE

V - 1 Définition

La fiabilité est définie comme étant l'aptitude d'un équipement ou d'un système d'accomplir une fonction requise pour les conditions et les périodes d'exploitation données sans incidents .

La recherche d'une haute fiabilité est très importante non seulement pour la conception , mais aussi pour l'exploitation du matériel et cela se justifie pour des raisons sécuritaires , économiques et nécessité d'une rationalisation .

V - 2 Les instructions techniques

Une bonne partie de ces instructions , proviennent des constructeurs mais parfois elles peuvent être expédiées par les organismes de gestion de l'aviation civile tel que l'OACI ou VERITAL (assurance d'Air Algérie , DAC) .

Ces instructions sont reçues pratiquement chaque jour , doivent être sélectionnées , classées et diffusées par le service documentation .

Elles comportent des opérations , des inspections et des modifications effectuées sur un moteur précis , ou sur tous les appareils du même type .

V -2-1 Bulletin Service (SB)

Opérations , inspection et modification non obligatoire (facultative) à appliquer .

Parfois le constructeur assure la gratuité de la main d'œuvre et les pièces de rechange nécessaires si les instructions sont exécutées dans les délais prescrits .

V -2-2 Air worthiness Directive (AD)

Opérations , inspections et modification obligatoires (impérative) , elle sont rendues nécessaires suite à des constatations , plaintes et anomalies provenant des compagnies aériennes exploitants un même type de réacteur .

V - 3 Données Statistiques et comparaison entre les 02 moteurs

V - 3 -1 Définition

Les données statistiques en exploitation constituent les principaux facteurs sur lesquels se base le constructeur pour améliorer son produit et l'exploitant pour optimiser sa maintenance et par conséquent réduit ses coûts par la mise en place d'un système de gestion de maintenance qualitatif.

Ces principales données sont :

- Dépose non programmée
C'est le nombre de déposes non programmées d'un moteur pendant les 1000 heures de fonctionnement .
- Shop VisitDépose
C'est le nombre de fois ou le moteur a été acheminer en atelier pour être réparer pendant 1000 heures de fonctionnement
- IFSD (Arrêt moteur en vol)
C'est le nombre des arrêts moteurs en vol pendant 1000 heures de fonctionnement .
- ATO (Décollage avorté)
C'est le nombre de décollage avortés survenus pour départs donnés .

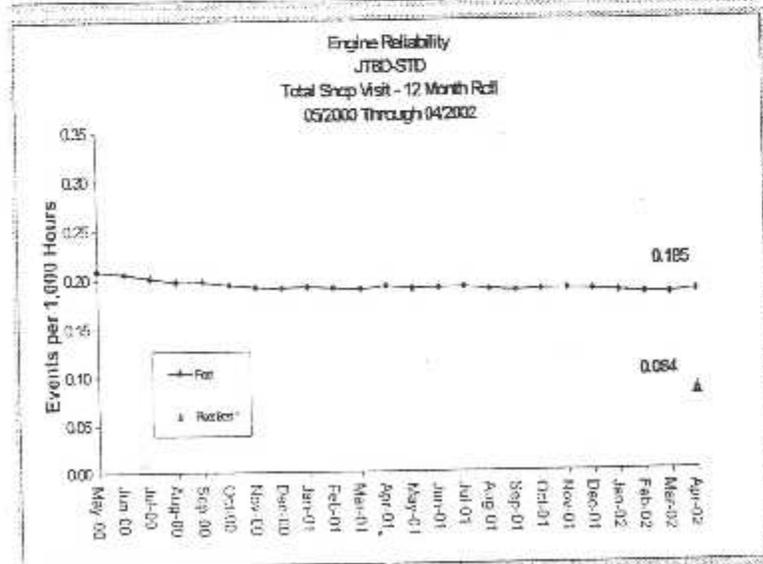
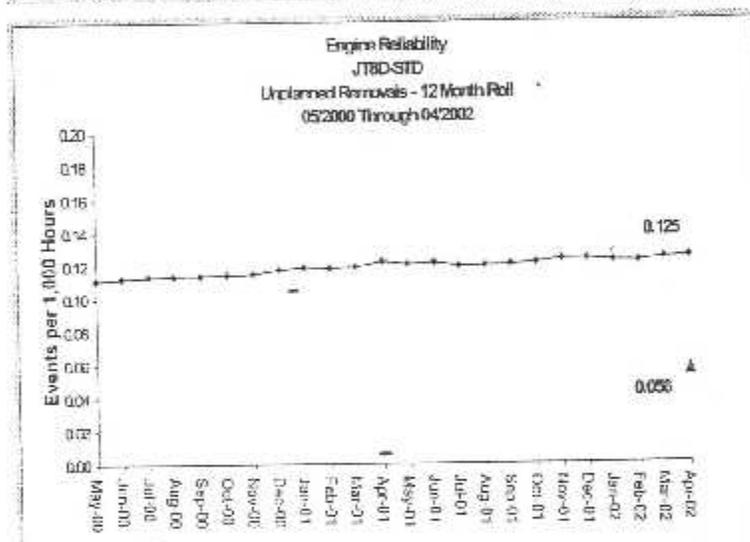
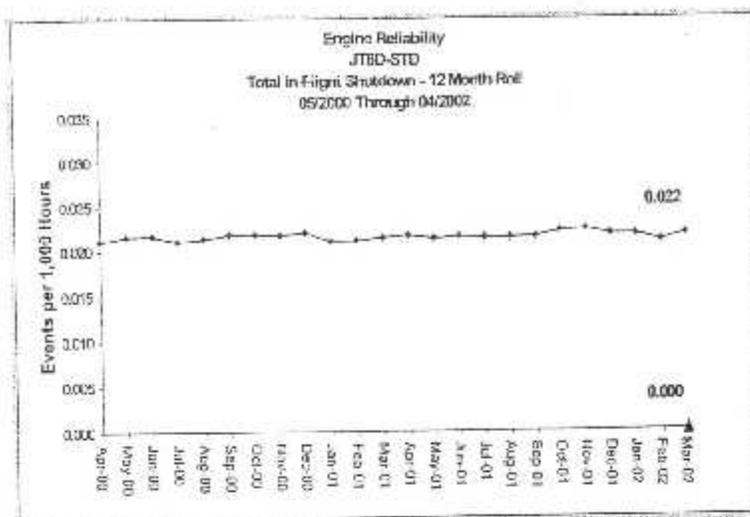
V - 3 -2 Données statistiques et comparaison [11], [12].

Les tableaux CFM56 et les graphes JT8D illustrent avec clarté des statistiques récents récoltées à partir des différents opérateurs et utilisées par le constructeur pour évaluer la fiabilité de son produit ainsi que son amélioration pour l'émission de SB , ASB et les résultats des investigations menées après qu'un incident c'est produit .

Une petite comparaison des statistiques entre le JT8D et le CFM56-7B montre clairement le degré de fiabilité atteint qui met en évidence les progrès technologiques apportés et reflète le grand écart et la grande avance technologique comparée aux techniques et moyens utilisés pour la construction et la conception du JT8D .

	Dépenses non programmées		* Visite A'ELIER		arrêts moteur en vol		ATO		aircraft dep. Rel. %	
	Total	Engine	Total	Engine	Total	Engine	Total	Engine	Total	Engine
	A319 (-5A)	.004/2	.004/2	.078/43	.077/42	.002/1	.002/1	.013/2	.007/1	99.90/149
A320 (-5A)	.033/61	.022/41	.099/183	.083/153	.005/10	.004/7	.014/8	.005/3	99.90/564	99.94/342
A319 (-5B)	.014/12	.009/8	.023/19	.015/13	.002/2	.001/1	.014/4	.014/4	99.97/90	99.97/73
A320 (-5B)	.023/25	.015/17	.032/35	.023/25	.003/3	.003/3	.006/2	.000/0	99.97/85	99.98/65
A321 (-5B)	.046/28	.029/18	.056/34	.051/31	.002/1	.002/1	.024/4	.018/3	99.95/88	99.96/72
A340 (-5C)	.047/157	.040/134	.070/233	.066/222	.007/23	.005/18	.114/.015/2	.015/2	99.69/402	99.82/231
B737 (-3)	.043/420	.039/374	.107/1030	.100/964	.004/43	.002/18	.010/34	.004/13	99.97/967	99.98/527
B737N (-7B)	.017/95	.014/79	.026/145	.024/133	.003/19	.003/16	.024/35	.012/18	99.94/836	99.95/666
DC8-70 (-2C)	.055/18	.040/13	.155/51	.131/43	.046/15	.015/5	.161/7	.092/4	99.82/79	99.94/28

STATISTIQUES D'EXPLOITATION DU TURBOREACTEUR CFM56



STATISTIQUES ET COURBES DE FIABILITE DU JT8D-STD

Tableau de comparaison des deux moteurs
JT8D & CFM56-7B :

Données Statistique	JT8D	CFM56-7B
Dépose non programmée	0,125	0,014
Shop Visit	0,185	0,024
IFSD (Arrêt moteur en vol)	0,022	0,003

CONCLUSION

En conclusion , nous pouvons dire que ce travail nous a permet de Connaître les systèmes de propulsion en comprenant leur mode de fonctionnement , leurs technologie de construction , leur application aussi que les différentes techniques de maintenance et de réparation utilisées permettant une exploitation maximale des potentiels.

A l'issue de cette étude, nous avons pu constates que les moteurs de nouvelle génération sont l'aboutissement de plusieurs années d'expérimentation , de recherche et de perfectionnement qui permettant finalement la fabrication d'un moyen de propulsion efficace et économique.

Par conséquent , l'intervention et l'entretien d'un moteur nouvelle génération, demande moins de temps d'immobilisation grâce à un système efficace de transmission des informations sur tous les paramètres de ce dernier en temps réel (FADEC) ,et grâce a la nouvelle conception basée sur un aspect modulaire du moteur .

- AGB** : Accessory Gearbox (Boîte des entraînements des accessoires).
- ACARS** : Airplane communication and Addressing Reporting system
(Système de Surveillance avion par satellite).
- BITE** : Built in Test Equipements (contrôleur intégré).
- CDS** : Common Display System (système d'affichage commun).
- CDU** : Contrôle display Unit (Unité d'affichage et de contrôle).
- DEU** : Display electronic Unit (Unité d'affichage électronique).
- DOD** : Domestic Object Damage (Dommages dus à un corps intérieur).
- EEC** : Electronic Engine Control (Contrôle électronique du moteur).
- EGT** : Exhaust gas temperature (température des gaz d'échappement).
- FADEC** : Full Authority Digital Engine Control (RENPAC : Régulation
Électronique et Numérique Plein Autorité Réacteur).
- FMV** : Fuel Metering Valve (vanne de dosage carburant).
- FOD** : Foreign Object Damage (Dommages dus à un corps étranger).
- FIM** : Fault Isolation Manual (manuel de recherche de panne).
- HMU** : Hydro Mechanical Unit (Unité hydromécanique).
- HPTACC** : High Pressure Turbine Active Control Clearance (Contrôle
actif du jeu turbine haute pression).
- JAR** : Joint Aviation Authority Recipement (Les règlements internationaux
de l'aviation civile).
- LBU** : Lubrication Box Unit (Unité de lubrification).
- LPTACC** : Low Pressure Turbine Active Control Clearance (contrôle
actif du jeu turbine basse pression).
- LRU** : Line Replaceable Unit (équipement de remplacement en escale).
- LPT** : Turbine basse pression.
- LPC** : Compression basse pression.
- LPTACC** : contrôle de jeux turbine BP.
- MTBF** : Mean Time Between Failure (temps entre deux pannes
confirmées).
- N₁** : Vitesse de rotation de l'attelage basse pression.
- N₂** : Vitesse de rotation de l'attelage haute pression.
- PN** : Référence de pièce
- PS3** : Pression de décharge compression.
- PS12** : Pression de l'air statique de l'entrée fan.
- PS13** : Pression de l'air statique de sortie Fan.
- RPM** : Nombre de tours par Minute.
- SNECMA** : Société d'étude et de construction de moteur d'aviation.

TBV : Transined Bleed Valve (Vanne de décharge de transition).

TGB : Boite de renvois d'angle .

VBV : Variable Bleed Valve (vanne de décharge).

VSV : Variable Stator Valve (stator à calage variable).

Endoscopie :

1- Principe de l'endoscopie :

Il se compose d'une canne munie de fibre optique qui conduisent la lumière et d'un système de vision constitué de lentilles .

La lumière issue d'un générateur chemine par successives jusqu'à l'extrémité de la canne . Etant donné qu'elle est éloignée de sa source, elle est froide et antidéflagrante, ce qui permet une observation relativement nette selon un angle de balayage donné .

2- Procédure endoscopie :

Pour le contrôle, la canne est introduite par des orifices prévues à cet effet en différents points du moteur .

Le déplacement et l'orientation de la canne permettant l'observation de la pièce complète. Par exemple, le contrôle d'une pale de turbine peut nécessiter un certain nombre de balayages avec un certain recouvrement entre chaque position .

Un secteur gradué peut être installé pour faciliter cette progression .

Le contrôle endoscopique implique une certaine accoutumance à l'appareil et bien entendu, une bonne connaissance du matériel examiné .

Les manuels d'entretien comporte la description et les critères d'acceptation de ces défauts .

BIBLIOGRAPHIE

Les sites :

Informations fournies par le moteur de recherche internet .

- [1] - www.cfm56.com
- [2] - www.snecma-moteur.com
- [3] - www.ge.com
- [4] - www.pratt-whitney.com

Les CD :

- [5] - The book line
- [6] - CFM 56-7b : component - identification
- answer book
-line and base maintenance
- [7] - B737 Flight CBT
- [8] - manuel de recherche de panne (FIM)

Documentation :

- [9] - Technologie des turboréacteur (le département transport aerien) rédacteurs LEHMANN et LEPOURRY édition 1989
- [10] - Les turbines à gaz (centre d'instruction TURBOMECA- Mai 1993).
- [11] - JT8D (Service Information Report) July 2002
Nominale your 2002 William G. Chamberlin Commercial
Employee of the year Award candidat (Partie de la comparaison)
- [12] - Fleet Highlites Moteur CFM56 July 2002
(Partie de la comparaison)