

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE  
Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique

Université Saad Dahleb Blida  
Faculté des sciences de l'ingénieur  
Département d'aéronautique



**Mémoire de fin d'études**

En vue de l'obtention du diplôme des études universitaires  
appliquées en aéronautique

**Option: propulsion**

**Thème**

**MAINTENANCE ET FIABILITE DU  
MOTEUR TURBOPROPULSEUR PWC  
127F  
EQUIPANT L'ATR 72-212A (500)**

**Réalisé par:**

M<sup>r</sup>: KERNANI Tawfik

M<sup>r</sup>: LOUCIF Karim

**Proposé par:**

Promoteur: KEHLA Sami

PROMOTION : 2004

# Dédicace

Je dédie ce modeste travail à :

- ✦ Mes très chers parents que je leur souhaite une longue vie.
- ✦ Mes très chers frères surtout "Anouar".
- ✦ Mon binôme et sa famille.
- ✦ M<sup>r</sup> Kehla Sami ainsi les gens de Air Algérie.
- ✦ Tous mes amis : Bachir, Karim, ...etc.
- ✦ Tous mes collègues de l'institut d'aéronautique promotion 2004.

"Karim"

# Dédicace

Je dédie humblement ce travail à :

- ✦ Ma chère MERE, que j'aime très fort, et que je lui présente tout le remerciement pour ses conseils, que DIEU me la garde.
- ✦ Mon PERE qui m'a soutenu et encouragé.
- ✦ Mes très chers frères.
- ✦ Tout mes amies, surtout : Fateh et Masoud, Abdelah ,Teyeb ,Hichem.
- ✦ Mon binôme
- ✦ Mes collègues de l'institut d'aéronautique promotion 2004.
- ✦ Tout les gens de Air Algérie .

"Tawfik"

# Remerciements

Nous tien à remercions le bon DIEU de nous avoir donner le courage, la patience et la capacité de mener ce travail à terme.

Nous remercions le directeur de mémoire monsieur Kehla Sami pour ses conseils, son sens de cominication, son accueil favorable sa disponibilité et son sérieux.

Egalement nous exprimons notre profonde gratitude :

- ✦ Aux enseignants du département d'aéronautique.
- ✦ Les bibliothécaires.
- ✦ A tous les gens de Air Algérie pour leurs aides et encouragements ainsi que leurs conseils.

"Karim et Tawfik"

# Sommaire

<b>INTRODUCTION</b> .....	1
<b>HISTORIQUE</b> .....	2
<b>CHAPITRE I: ETUDE THEORIQUE D'UN TURBOPROPULSEUR</b>	
<b>I.1</b> Introduction .....	4
<b>I.2</b> Différents types de turbopropulseurs.....	4
I.2.1 Turbo –propulseur à turbine liée.....	4
I.2.2. Turbopropulseur à turbines libres .....	5
I.2.3. Turbopropulseur à turbine mixte.....	7
<b>I.3</b> Les intérêts turbopropulseurs .....	8
<b>I.4</b> Principaux éléments d'un turbopropulseur .....	9
I.4.1 L'hélice .....	9
I.4.1.1 Définitions géométriques.....	9
I.4.1.2 Définition cinématique .....	12
I.4.2 Le réducteur .....	13
I.4.2.1 Généralités .....	13
I.4.2.2 Principe .....	14
I.4.2.3 Description et taux de réduction .....	15
I.4.2.4 Mesure de couple.....	17
I.4.2.5 Limitation.....	17
I.4.3 Le générateur de gaz .....	17
I.4.3.1 Généralités.....	17
I.4.3.2 Entrée d'air.....	17
I.4.3.3 Compresseur.....	18
I.4.3.4 Chambre de combustion.....	19
I.4.3.5 Turbine .....	19
I.4.3.6 Système d'échappement.....	19
<b>I.5</b> Définitions liées au turbopropulseur.....	20
I.5.1 Expression de la puissance sur arbre .....	20
I.5.2 Expression de la puissance spécifique WSP.....	20
I.5.3 Puissance massique WM.....	20
I.5.4 Puissance équivalente $W_{eq}$ .....	21
I.5.5 Consommation spécifique $C_{sp}$ .....	22

## CHAPITRE II : DESCRIPTION DU MOTEUR PW 127F

<b>II.1</b>	Présentation de l'avion ATR 72-500 .....	23
	II.1.1 Introduction.....	23
	II.1.2 Caractéristiques de l'avion .....	23
<b>II.2</b>	Présentation du groupe turbopropulseur PW127F .....	25
	II.2.1 Introduction .....	25
	II.2.2 Caractéristiques du moteur.....	25
<b>II.3</b>	Description générale du moteur PW127f .....	26
	II.3.1 Description des modules.....	29
	II.3.1.1 Description du réducteur de vitesse (RGB).....	29
	II.3.1.2 Description de la turbomachine.....	30
	II.3.2 Identification des roulements.....	36
	II.3.3 Les stations de pression / température.....	36
	II.3.4 Echappement.....	36
	II.3.4.1 La tuyère d'éjection de moteur.....	36
	II.3.4.2 Le tuyau d'échappement.....	36
	II.3.5 Les capots du moteur.....	39
	II.3.6 Drainage de moteur.....	40
	II.3.6.1 Canalisation de vidange de cote gauche du moteur.....	40
	II.3.6.2. Canalisation de vidange de cote droit du moteur.....	40
	II.3.7 Bâtis du moteur.....	43
	II.3.8 Harnais électrique.....	43
	II.3.9 L'hélice.....	44
	II.3.9.1 Système de commande d'hélice.....	46
	II.3.9.2 Fonctionnement d'hélice.....	46
	II.3.9.3 La mise en drapeau d'hélice.....	46
	II.3.9.4 Les survitesses d'hélice.....	47
	II.3.9.5 Le frein d'hélice.....	47

## CHAPITRE III : METHODE DE MAINTENANCE DU MOTEUR PW127F

<b>III.1</b>	Définition de la maintenance.....	48
<b>III.2</b>	Objectifs de la maintenance.....	48
<b>III.3</b>	Inspection programmée / intervalles de maintenance.....	48
	III.3.1 Méthode d'entretien du moteur.....	48
	III.3.2 Définition de « SOFT-TIME » et de « HARD-TIME ».....	49
<b>III.4</b>	Inspection non programmée.....	56
	III.4.1 Survitesse au-dessus des limites.....	56
	III.4.2 Température excessive (sur température).....	56
	III.4.3 Ingestion des matériaux durs (pierres, vis, outils,...).....	57
	III.4.4 Ingestion d'impacts d'oiseaux des matériaux doux (tissu, sachets)	57
	III.4.5 Stoppage soudain d'hélice.....	57

III.4.6	Les impacts d'hélice causant le dommage structural des pales.....	57
III.4.7	Baisse ou perte de la pression d'huile.....	58
III.4.8	Carburant dans le système d'huile.....	59
III.5	Inspection / vérification moteur.....	59
III.5.1	Durée de vie des composants de rotor.....	59
III.5.2	Dommmages causes par les objets étrangers (fod) aux compresseurs	59
<b>BP et HP</b>		
III.5.3	Inspection boroscopique.....	63
III.5.4	Inspection des sections chaudes ( HSI).....	78
III.5.4.1	Chambre de combustion.....	79
III.5.4.2	Enveloppe interne de la chambre de combustion.....	79
III.5.4.3	Aubes de la turbine HP.....	79
III.5.4.4	Stator du 1 <sup>er</sup> et 2 <sup>eme</sup> étage de la turbine libre .....	82
III.5.4.5	Ailettes du 1 <sup>er</sup> et 2 <sup>eme</sup> étage de la turbine libre.....	83

## **CHAPITRE IV : FIABILITE D'UN MOTEUR PW 127F**

<b>IV.1</b>	Définitions.....	84
<b>IV.2</b>	Sur la signification de quelques sigles.....	87
<b>IV.3</b>	Notion de probabilité.....	88
IV.3.1	Evènements indépendants.....	89
IV.3.2	Evènement conditionnelle.....	89
IV.3.3	Théorème de bayes.....	90
<b>IV.4</b>	Notion de variable aléatoire.....	90
IV.4.1	Fonction de réparation.....	90
IV.4.2	Caractéristiques d'une variable aléatoire-les moments.....	91
IV.4.3	Principales lois de probabilités utilisées en fiabilité.....	92
1.	La loi de poisson.....	92
2.	La loi log-normale.....	93
3.	La loi uniforme.....	93
4.	La loi du Khi-deux.....	94
IV.4.4.	Fiabilité opérationnelle et fiabilité prévisionnelle.....	95
IV.4.4.1.	Relation fondamentales.....	95
IV.4.5	Diagramme de fiabilité.....	95
IV.4.5.1	Définition.....	99
IV.4.6.	Arbre de défaillance.....	99
IV.4.6.1	Définition.....	99
IV.4.6.2	Taux de fiabilité.....	101
IV.4.7	L'opération de la maintenance.....	104
IV.4.8.	Les temps de fonctionnement.....	105

# Liste des figures

## CHAPITRE I: ETUDE THEORIQUE D'UN TURBOPROPULSEUR

Figure (I.1)	Turbo-propulseur à turbine liée	4
Figure (I.2)	Turbo-propulseur à turbine libre	6
Figure (I.3)	Le turbo propulseur à turbine mixte	7
Figure (I.4)	Section droite de référence	10
Figure (I.5)	Différence entre calage et pas	11
Figure (I.6)	Hélice a pas géométrique constante	11
Figure (I.7)	L'angle de calage	12
Figure (I.8)	Elément de pale	12
Figure (I.9)	Le réducteur coaxial	14
Figure (I.10)	Le réducteur épicycloïdal	15
Figure (I.11)	Le réducteur épicycloïdal	15
Figure (I.12)	Le réducteur a pignons fous	16

## CHAPITRE II : DESCRIPTION DU MOTEUR PW 127F

Figure (II.1)	Caractéristiques de l'avion ATR72-500	24
Figure (II.2)	Modules du moteur PW127F	26
Figure (II.3)	Différents éléments du moteur PW127F	27
Figure (II.4)	Différents éléments du moteur PW127F	28
Figure (II.5)	Le module réducteur de vitesse (RGB)	29
Figure (II.6)	Les sections de la turbomachine	30
Figure (II.7)	L'entrée d'air	31
Figure (II.8)	La chambre de combustion	32
Figure (II.9)	Compresseur et turbine BP	33
Figure (II.10)	Compresseur et turbine HP	34
Figure (II.11)	Les étages de la turbine libre	35
Figure (II.12)	Les stations, Brides d'assemblages et roulements	37
Figure (II.13)	Système d'échappement moteur	38
Figure (II.14)	Tuyère d'éjection	38
Figure (II.15)	Tuyau d'échappement	39
Figure (II.16)	Les capots moteurs	41
Figure (II.17)	Les drains du moteur	42

Figure (II.18)	Attachement moteur au support	43
Figure (II.19)	L'hélice du PW 127F de l'ATR 72	45

### **CHAPITRE III : METHODE DE MAINTENANCE DU MOTEUR PW127F**

Figure (III.1)	Inspection du compresseur HP	61
Figure (III.2)	Adapteur de cote visionement	64
Figure (III.3)	Inspection a travers l'orifice du carter d'entrée d'air	68
Figure (III.4)	Inspection boroscopique du compresseur BP	69
Figure (III.5)	Inspection boroscopique du compresseur HP	70
Figure (III.6)	Inspection d'assemblage enveloppe de la chambre de combustion	71
Figure (III.7)	Inspection boroscopique du stator et des ailettes de la turbine HP.	72
Figure (III.8)	Inspection boroscopique des ailettes de la turbine HP et l'assemblage stator	73
Figure (III.9)	Inspection boroscopique de la l'assemblage stator et les aubes du 1 étage de la turbine libre	75
Figure (III.10)	Orifice d'inspection boroscopique	76
Figure (III.11)	Inspection boroscopique des ailettes du 2 <sup>ème</sup> étage de la turbine libre	76
Figure (III.12)	Couvercle d'orifice d'inspection des pignons d'arbre de l'entrée RGB et le 1 <sup>er</sup> étage hélicoïdal	77
Figure (III.13)	Inspection du pignon d'arbre intermédiaire	78
Figure (III.14)	Extrémité d'ailette peut être réparer	80
Figure (III.15)	Limites du dommage de la turbine IIP	81
Figure (III.16)	Dommage de la plate-forme de la turbine HP	82

### **ETUDE DE FIABILITE INTERINSEQUE DU MOTEUR PW 127F**

Figure (VI.1)	La loi uniforme	94
Figure (VI.2)	Diagramme de fiabilité	99
Figure (VI.3)	Arbre de défaillance	101
Figure (VI.4)	Taux de fiabilité	102
Figure (VI.5)	Courbe « en baignoire »	103

# *INTRODUCTION*

# Introduction

Le système propulsif est le dispositif permettant à l'aéronef d'acquérir sa vitesse et de vaincre la traînée aérodynamique.

On distingue principalement :

- Les propulseurs directs, qui produisent une poussée opposée à la traînée, par exemple : les turboréacteurs, et les moteurs fusées.
- Les propulseurs indirects, qui produisent une force de traction par un organe intermédiaire, qui est l'hélice, celle-ci transforme l'énergie mécanique d'un moteur thermique en une énergie propulsive. Les principaux moteurs thermiques sont : les moteurs à piston, et les turbomachines. En outre les turboréacteurs, et les turbopropulseurs.

Sur les turbopropulseurs, les turbines basse pression prélèvent le maximum d'énergie thermique sur les gaz qui les traversent, elles transforment en couple moteur afin d'entraîner une hélice. Comme notre avion l'ATR 72 -112A qui est dotée par deux turbopropulseurs.

Il est évident que le but de notre sujet est de faire une étude théorique d'un turbopropulseur lors de ces différentes phases d'exploitation, les méthodes de maintenance et l'étude de fiabilité intrinsèque du moteur « PW 127F » équipant les avions de type « ATR 72 – 212A ».

Pour cela l'étude proposée est divisée en quatre chapitres, dont :

- Le premier chapitre est consacré à l'étude théorique d'un turbopropulseur.
- Le deuxième chapitre est consacré à la description du moteur PW 127F.
- Le troisième chapitre sert à étudier la maintenance du moteur PW 127F (maintenance programmée et non programmée).
- Le quatrième chapitre décrit la fiabilité intrinsèque de moteur.

***HISTORIQUE***

# Historique

La construction de l'avion ATR (avion de transport régional ) a été lancée en octobre 1981 en réponse a une demande nouvellement signalée d'industrie d'un avion régional de 64 à 72 siège, avec les conditions spécifiques cherchés :

- Flexibilité opérationnelle exceptionnelle dans les environnements graves.
- Consommation du carburant et l'entretien à moindre coût.
- Confort des passagers.

Quand les divers fabricants ont regardés la condition, aérospatiale de France et les compagnies, aeritalia / alenia de l'Italie ont décidé de faire une coopération, ils ont donc signé un accord d'association pour le projet.

L'ATR à utiliser une grande partie des efforts de recherches et de développement qui étaient déjà suivi par aeritalia et aérospatiale pour produire un nouvel avion.

Les résultats de leurs travaux sont devenus l'ATR 42 et l'ATR 72, la nomination 42 et 72 sont dérivé de leur nombre de places.

Les sections du fuselage et les gouvernes de direction sont établies par ALENIA à Naples (Italie).

Les ailes et les nacelles du moteur sont construites par aérospatial à Nasaire (France).

Les groupes turbopropulseurs sont construits par Pratt et Whitney de Canada.

Les hélice sont construite par Hamilton-standart .

Tous ces composants sont alors transportés à Toulouse (France) pour l'assemblage final et l'essai en vol.

## CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DES SERIES D'ATR 42

Statistiques critiques	ATR42 PROTO	ATR42-300	ATR42-320	ATR42-500
Poids bas de fonctionnement (lbs)	22086	22685	22685	24802
Poids nul de carburant (lbs)	32625	33510	33510	36817
Poids max. au décollage (lbs)	35605	36825	36825	41005
Poids max. à l'atterrissage (lbs)	35270	36160	36160	40344
Capacité maximum de carburant (lbs)	10006	10006	10006	10006
Type du moteur	PW120	PW120	PW120	PW127E
Nombre de pales	4	4	4	6
Type d'hélices	14SF5	14SF5	14SF5	568F
Poussée (SHP)	1800	1800	2100	2400
Réserve au décollage (RTO) (SHP)	2000	2000	2280	2600

\*SHP : puissance sur l'arbre en cheaveaux (shaft horse power ).1 SHP= 0.47457 KW.

\*1 lb = 453.6 grammes

## CARACTERISTIQUES PRINCIPALES DES SERIES D'ATR 72

Statistiques critiques	ATR72-200/202	ATR72-210/212	ATR72-500
Poids bas de fonctionnement (lbs)	27558	27558	28953
Poids nul de carburant (lbs)	43430	43430	43430
Poids max. au décollage (lbs)	47300	47400	48501
Poids max. à l'atterrissage (lbs)	47068	47068	47068
Capacité maximum de carburant (lbs)	10300	10300	11020
Type du moteur	PW124	PW127	PW127F
Nombre de pales	4	4	6
Type d'hélices	14SF11	247F	568F
Poussée (SHP)	2160	2480	2750
Réserve au décollage (RTO) (SHP)	2300	2700	2990

# **CHAPITRE N° 1**

## **Etude théorique**

### **d'un turbopropulseur**

## I. ETUDE THEORIQUE D'UN TURBOPROPULSEUR

### I.1 Introduction

Le turbopropulseur est un système propulsif à réaction indirecte il s'agit d'un moteur thermique composé d'un générateur de gaz (ensemble compresseur, chambre de combustion, turbine) associé à des turbines, dont le rôle est de transformer l'énergie de pression en énergie mécanique. Cette énergie est ensuite transformée en énergie propulsive par l'hélice.

Un réducteur est interposé entre la turbine à gaz et l'hélice afin de réduire la rotation et le couple par conséquent.

L'énergie cinétique libérée par les gaz brûlés est donc utilisée de trois façons : elle actionne la turbine qui elle-même entraîne le compresseur ; la turbine entraîne également l'hélice, et les gaz d'échappement qui possèdent une énergie résiduelle, récupérée au niveau de la tuyère procurent une poussée supplémentaire. Le turbopropulseur est employé sur les avions dont la vitesse n'excède pas 500 à 600 Km/h.

### I.2 Différents types de turbopropulseurs

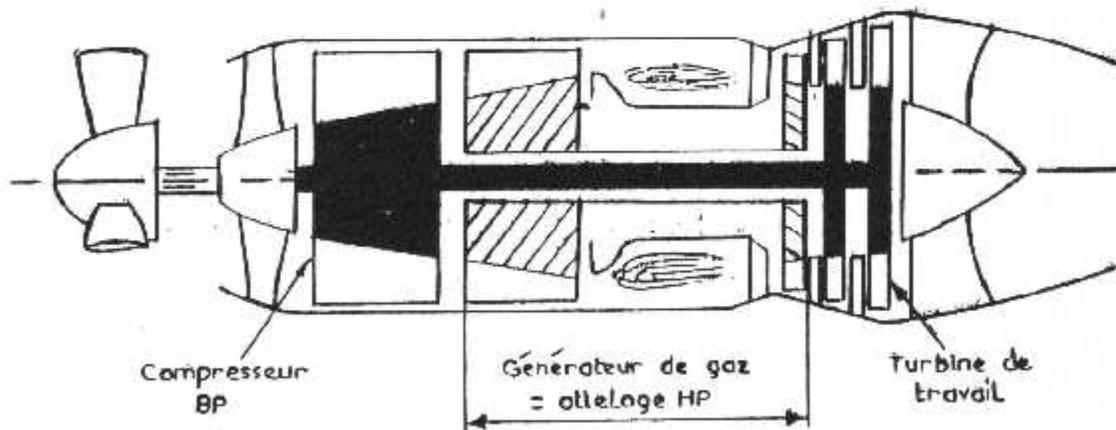
Suivant l'accouplement réalisé entre les turbines de générateur gaz et l'hélice, on distingue Trois types :

- Le turbopropulseur à turbine liée
- Le turbopropulseur à turbine libre
- Le turbopropulseur à turbine mixte.

#### I.2.1 Turbopropulseur à turbine liée

La turbine de puissance, nécessaire à l'entraînement de l'hélice à travers le réducteur est solidaire du générateur de gaz. Les turbines du moteur sont mécaniquement liées.

Le régime de rotation de l'hélice est donc lié au régime de générateur.



(fig.1.1) : Turbopropulseur à turbine liée.

En régime stabilisée, on peut écrire : puissance turbine = puissance absorbée par compresseur + accessoire + réducteur + hélice

C'est le type de moteur le plus enceint, les générateurs de ces moteurs peuvent recevoir de compresseur axial (comme pour le schéma précédent) ou centrifuges le choix du type compresseur (axial, centrifuge) est dicté par la puissance motrice.

### Exemple moteurs et flotte

- BASTAN IV, VI, VII équipant les N 262 du constructeur français TURBO MECA délivrant au point fixe, condition standard, une puissance sur ordre (w/a) voisine de 736 kw (1000 cv)

- DART 636-7R monté sur le FOKKER27(FK27), du constructeur anglais ROLLS-ROYS, fournissant dans les même conditions une (w/a) peu déférente du 1455 kw (1950).

Ces deux derniers moteurs sont équipés de compresseurs centrifuges, les régimes de rotation sont donc élevés et respectivement 33500 tr/min et 1500 tr/min en puissance de décollage.

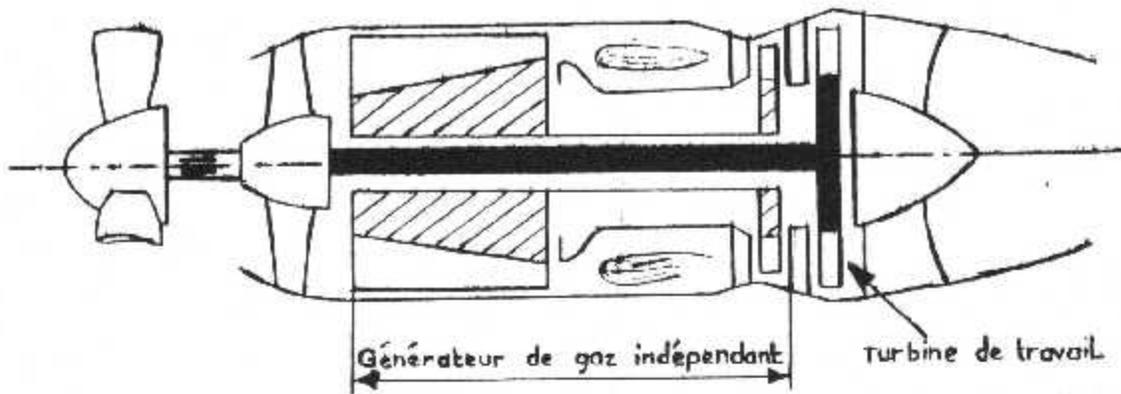
- L'ALLISON 501-D22A, monté sur les L/30 HERCULES et SUPER GUPPY (aéronef développé sur le transport des élément des avions européens AIR BUS) développé une (w/a) de 3425 kw pour un régime de rotation (générateur) de 13820tr/min ; ce moteur est équipé d'un compresseur axial de quatorze (14) étage.

### Avantages et inconvénient

- Construction simple est légère.
- Mais le débit d'air dans la combustion dépend du régime de rotation hélice /compresseur :
  - Existence d'une limitation surchauffe en fonction du calage hélice .
  - Régulation hélice plus compliquée avec des butées de fonctionnement.

### 1.2.2 Turbopropulseur à turbines libres

La turbine de puissance est mécaniquement indépendante du générateur de gaz et n'entraîne que l'hélice à travers le réducteur. Le générateur fonctionne comme un turbo-réacteur indépendant et par conséquent, le régime de rotation de l'hélice est libre et indépendant du régime de générateur.



(fig.I.2) : Turbopropulseur à turbine libre

Puissance turbine de travail = puissance absorbée hélice + réducteur

A partir de ce schéma on peut établir pour chaque corps (ensemble mobile), un bilan de puissance.

\* Soit  $N_g$  le régime générateur :

À même  $N_g$  : puissance turbine générateur = puissance compresseur + puissance accessoires

\* Soit  $N_{LT}$  le régime de rotation des turbines libres :

À  $N_{LT} = cte$  ; puissance turbine libre = puissance réducteur + puissance hélice (aux accessoires près).

### Exemple moteur et flotte

- TURBO III du constructeur TURBOMECA (Turbomoteur) (pour hélicoptère dont la puissance maximale est de 957 kw (1300 cv) pour un régime de générateur de 33450 tr/min, la turbine libre tournant à 22840 tr/min

- La famille PT6 du constructeur américain PRATT et WHITNEY ; dont les différentes versions délivrent une puissance comprise entre 680 et 1600kw pour des régimes hélice voisins de 200 tr/min.

Pour des puissances voisines de 200 cv, le générateur des gaz peut être double corps, c'est le cas du :

- PW 120 turbopropulseurs équipés de turbine libre équipant l'ATR 42 et le DASH 8 dont une coupe schématique est fournie ci-dessous.

- PW 127F équipe l'ATR 72-500 (212 A).

Sur ce moteur, pour chaque corps on peut établir un bilan de puissance.

- Soit HP :  $N_{HP} = cte \Rightarrow$  puissance TURB HP = puissance (comp HP + accessoire).

- Soit BP : à  $N_{BP} = cte \Rightarrow$  Puissance TURB HB = puissance (comp BP = puissance COMP BP).

Turbine de puissance : à  $NTI = cte \Rightarrow$  puissance TURB LIBRE = puissance (réducteur + hélice + accessoires hélice).

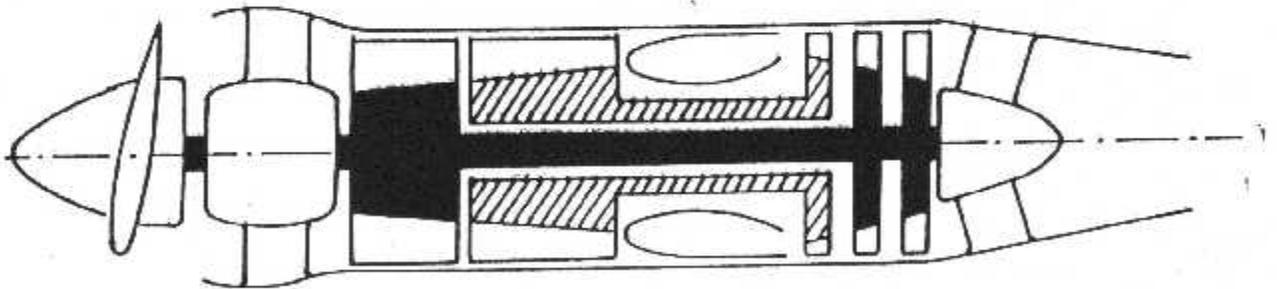
#### Avantages et inconvénients

- indépendance hélice /générateur, ce qui permet une adaptation optimum au régime de vol
- conduite plus souple
- démarrage plus facile (l'hélice n'est pas entraînée par le démarreur à la mise en route)
- plus lourds
- Plus complexes mécaniquement.

#### 1.2.3 Turbopropulseur à turbine mixtes

Ce type de moteur est ainsi appelé turbo-propulseur à deux étages. Celui-ci diffère des précédents par l'existence d'un compresseur double corps dont le compresseur BP est accouplé à la turbine de travail de l'hélice. Le générateur de gaz fonctionne comme un turboréacteur indépendant, mais les conditions à l'entre de compresseur HP dépend de la vitesse de rotation de l'hélice car le compresseur BP alimente le générateur de gaz.

Les taux de compression obtenus et plus élevé permette d'obtenir des moteurs de fortes puissance et de consommations spécifiques faibles (500 à 600cv).



(fig.1.3) : le turbopropulseur à turbine mixte

Puissance turbine de travail = puissance absorbée compresseur HP + réducteur + hélice

Puissance turbine générateur = puissance absorbée par le compresseur HP + accessoires.

**Exemple moteur et flotte**

- TINE MK II de ROLLS-ROYCE AVIN2 sur le C160 « TRASALL » le Breguet 1180 « ATLANTIC3 et le VANGARD »

Ce moteur développe une w/a au point fixe 4225 kw (5750 CV) pour un régime générateur haute pression de 17850tr/min le régime basse pression étant de 15250 tr/min.

**Avantages et inconvénients**

- consommation spécifique plus faible par l'augmentation du rapport mécanique.
- limitation d'emploi plus serrées liée à l'existence de deux attelages turbine / compresseur.
  - plus lourd.
  - plus complexe avec des système de protection et anti-pompage (vanne de décharge situées entre les compresseurs HP et BP ).

**I.3 Les intérêts du turbopropulseur**

- par rapport au turboréacteur :

- Rendement de propulsion élevé aux faibles vitesses de vol ( le Mach limite est de 0.75)
- Endurance
- Coût d'utilisation plus faible.

- par rapport au groupe moto-propulseur:

- Gamme de puissance étendue et élevée (100 à1000 cv).
- Utilisation d'ensembles tournants a grandes vitesses (réduction des vibration).
- Maître- couple plus faible à même puissance
- Rapporte poids/ puissance plus intéressant :

Environ de 0.5 kg/CV pour un moteur à explosion, de 0.3 à 0.2 kg/cv pour un turbopropulseur.

- débit d'air de refroidissement plus faible (refroidissement de cylindre, ..)
- Endurance élevée par des période de révision plus espacées .
- Consommation spécifique plus faibles.

## 1.4 Principaux éléments d'un turbopropulseur

### 1.4.1 L'hélice

L'hélice est une machine qui reçoit de la part du moteur la puissance disponible sur arbre et transforme cette puissance en puissance propulsive.

L'hélice fournit une force de traction  $T$  permet à l'aéronef d'atteindre certaine vitesse.

#### 1.4.1.1 Définitions géométriques

On appelle :

- Axe de l'hélice :  
L'axe de rotation du moteur.
- Axe de pale :  
Une droite de référence invariablement liée à la pale. Sur les hélices à pales orientales, on adopte comme axe de pale l'axe autour duquel la pale peut s'orienter.
- Plan de rotation : (ou plan de l'hélice)  
Plan engendré par la rotation de l'axe de la pale.
- Centre de l'hélice :  
Point d'intersection de l'axe de l'hélice et de l'axe de pale.
- Élément de pale :  
Section de pale obtenue par un plan perpendiculaire à l'axe de pale et coupant la pale à une distance de l'axe de l'hélice.
- Angle de calage :  
Angle formé entre la corde d'un profil et de plan de rotation de hélice .
- Hélice à pas constant :  
Le pas géométrique  $H$  est constant tout le long de la pale .
- Hélice à pas variable :  
Si  $H$  géométrique varié tout le long de la pale (variation possible au moment de la construction ) .
- Hélice à calage fixe :  
Si le calage  $\alpha$  peut être modifié par rapport au moyeu.
- Hélice à calage réglable :  
Si le calage peut être modifié au sol.
- Hélice à calage variable :  
Si le calage  $\alpha$  peut être modifié en vol.

**Nota 1** : Modifié  $\alpha$  revient à modifier le pas  $H$  (puisque  $H = 2\pi R t g \alpha$ ).

Il résulte qu'une hélice à calage variable est souvent appelée hélice à pas variable.

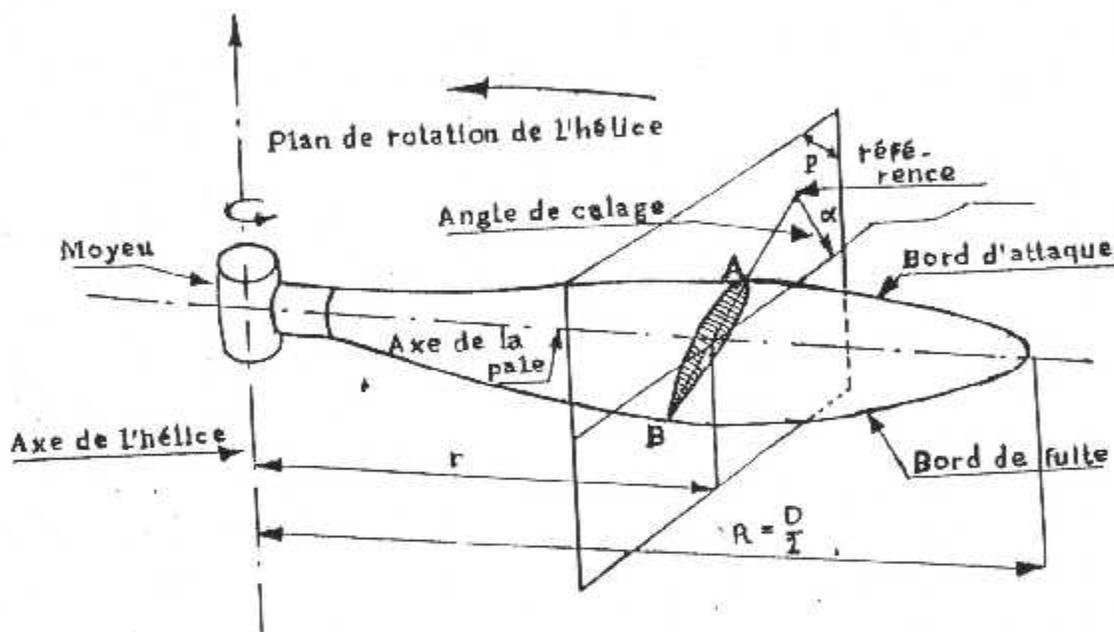
**Nota2 :** Le pas d'une hélice tout le long de la pale pouvant être variable, il est nécessaire de définir une section de référence.

Par convention cette section est fixée à  $0,70R$  ( $R$  étant le rayon de l'hélice).

**- Section droite de référence :**

Située à une distance  $r=0,70 D/2$  de l'axe de l'hélice, cette intersection de la pale est d'un plan  $P$  normal à l'axe de la pale.

Cette section est définie par le profil de la section, par la corde de référence  $AB$  et par l'angle de calage que fait cette corde avec le plan de rotation.

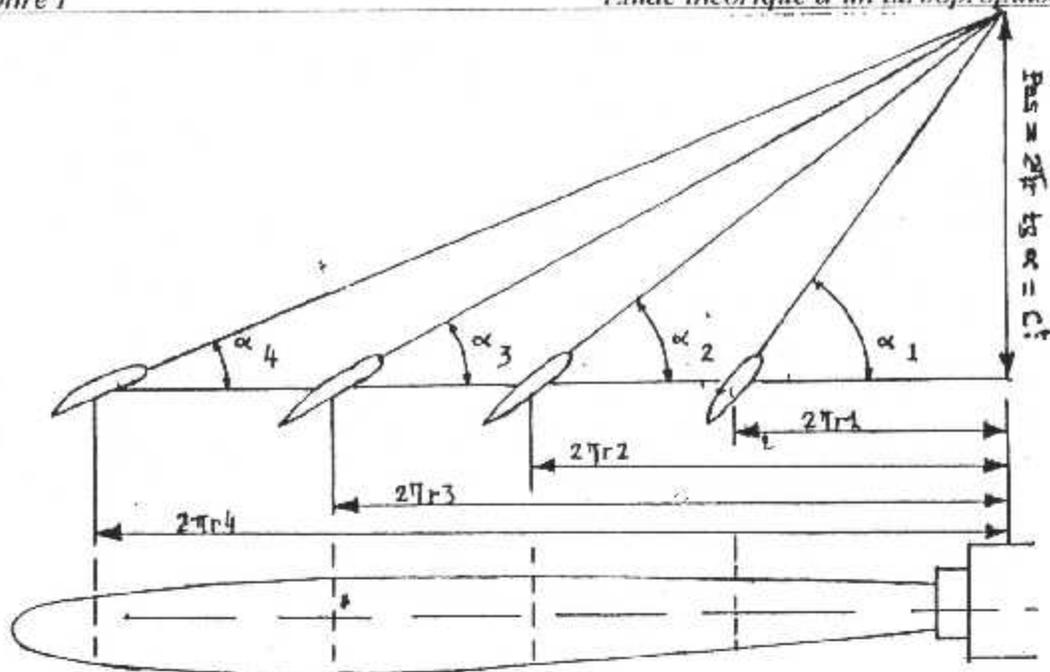


(fig.I.4) : Section droite de référence

**- Différence entre calage et pas :**

**- Angle de calage :**

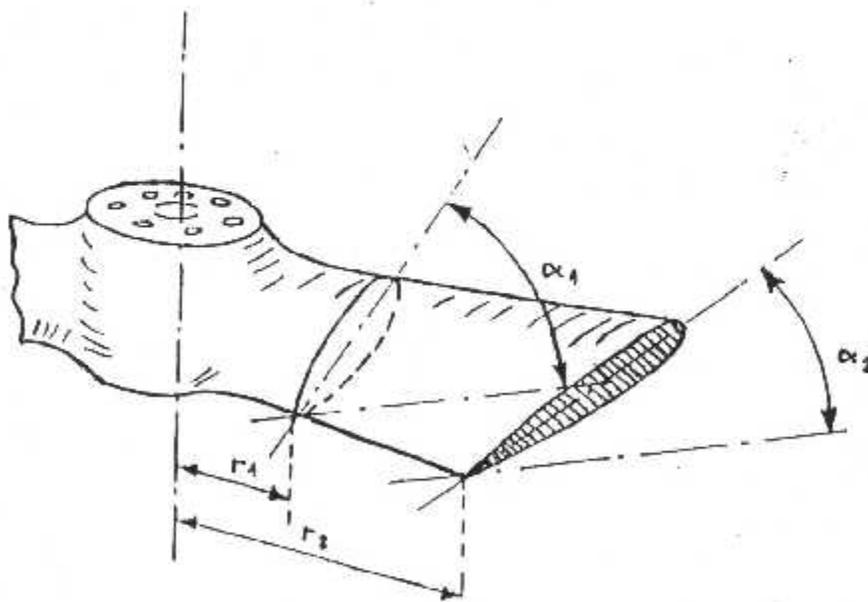
C'est l'angle formé par la corde d'un profil et plan de rotation de l'hélice.



(fig.1.5) : Différence entre calage et pas

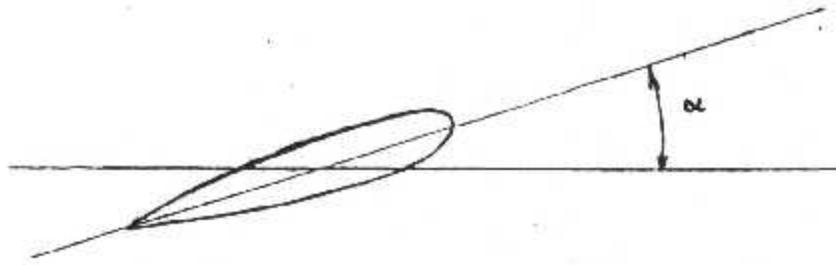
**Pas** : C'est la distance parcourue pour un tour en considérant que les pales « Se vissent » dans l'air (pas de recul).

**Exemple** : l'hélice à pas géométrique constante. voir (fig.1-6).



(fig.1.6) : Hélice à pas géométrique constante

- L'angle de calage varie le long du profil, le pas est constant.



(fig.1.7) : L'angle de calage

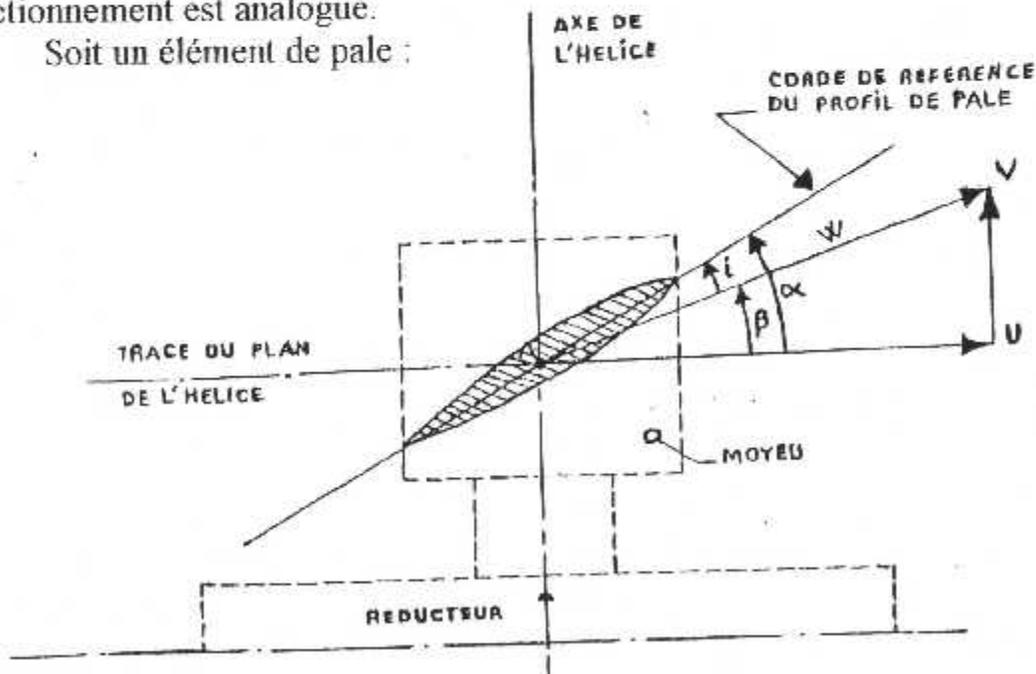
- Le pas géométrique est constant, l'angle de calage varié.

**I.4.1.2 Définition cinématique**

L'hélice est donc constituée par des pales tournant autour d'un axe de rotation

Chaque pale peu être considérée comme une hélice et son fonctionnement est analogue.

Soit un élément de pale :



(fig.1.8) : Elément de pale

Le point A est soumis à un mouvement :

- De rotation autour de l'axe de l'hélice, d'où une vitesse tangentielle U ou vitesse périphérique ;
- De translation parallèle à l'axe de l'hélice, d'où une vitesse d'avancement V (ou vitesse avion)
- Résultant suivant le vecteur vitesse W.

Il en résulte des angles suivants :

- $\alpha$  Angle de calage .
- $\beta$  Angle d'avancement
- $i$  Angle d'incidence ( $i = \alpha - \beta$ )

**Définition du recul :** le recul est la différence entre :

- Le pas géométrique  $H = 2\pi R \operatorname{tg} \alpha$
- Le pas réel  $H' = 2\pi R \operatorname{tg} \beta$

$H'$  est bien le pas ou l'avance par tour de l'hélice, en effet :

$$\text{avec } \begin{aligned} H' &= 2\pi R \operatorname{tg} \beta \\ \operatorname{tg} \beta &= \frac{V}{2\pi R N} \end{aligned}$$

d'où

$$H' = \frac{V}{N} \quad (\text{m.s}^{-1} / \text{tr.min}^{-1})$$

$H'$  s'exprime en mètre par tour.

### Nécessité du recul

Le recul il est nécessaire car il crée la différence entre H et H', donc entre  $\alpha$  et  $\beta$ , donc

L'incidence qui est à l'origine de la résultante aérodynamique, donc de la traction.

## 1.4.2 Le réducteur

### 1.4.2.1 Généralités

Les régimes de rotation important de la turbine de travail nécessite l'utilisation d'un réducteur intercalé entre l'hélice et la turbine. Les régimes obtenus sont compatibles avec les limitations de l'hélice et le rendement de celle-ci. Le réducteur est donc une partie essentielle du turbopropulseur, il assure en même temps la transmission du couple.

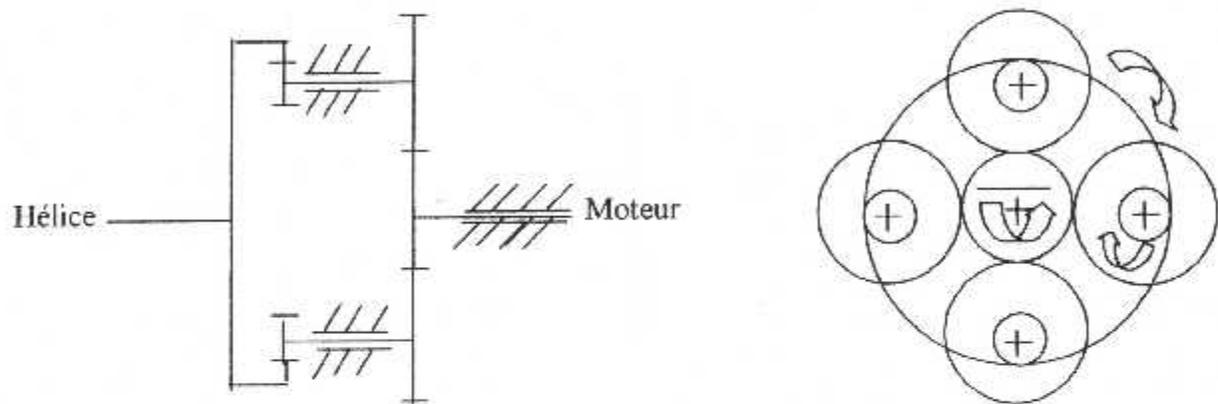
Etant donné les puissances obtenues et les efforts rapportés par le réducteur, il est composé d'un dispositif engrenages démultiplicateurs à multipignons (meilleures répartition des efforts, ensemble compact).

Les taux de réduction sont de l'ordre de 1/10 à 1/20 ème.(le régime de la turbine variant de 10000 à 40000 tr/min).

**1.4.2.2 Principe :** On distingue deux types de réducteur :

• **Le réducteur coaxial :**

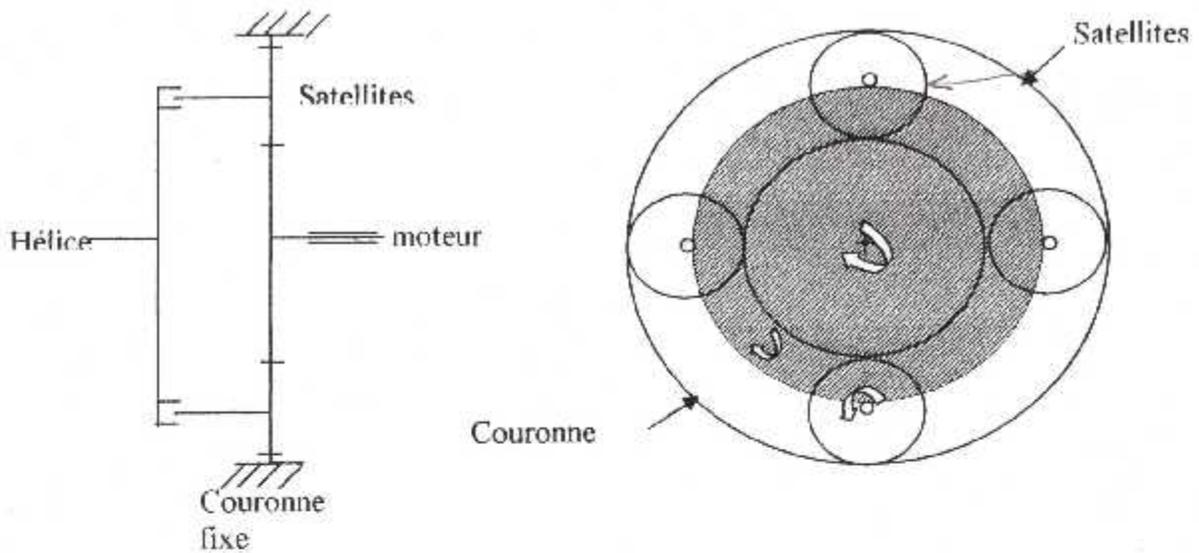
Ce type de réducteur est le plus utilisé, le nombre de planétaires dépend du couple à transmettre, en général trois ou quatre. Ce réducteur possède deux étages de réduction élémentaire.



(fig.1.9) : Le réducteur coaxial

• **Le réducteur épicycloïdal :**

Le pignon moteur entraîne les satellites tournant à l'intérieur d'une couronne fixe liée au carter. Le mouvement de rotation des axes des satellites est récupéré par une flasque recevant l'arbre porte l'hélice. Dans ce cas également, le nombre de satellites n'intervient pas dans le calcul du rapport de réduction mais est proportionnel au couple à transmettre par un matériau donné.



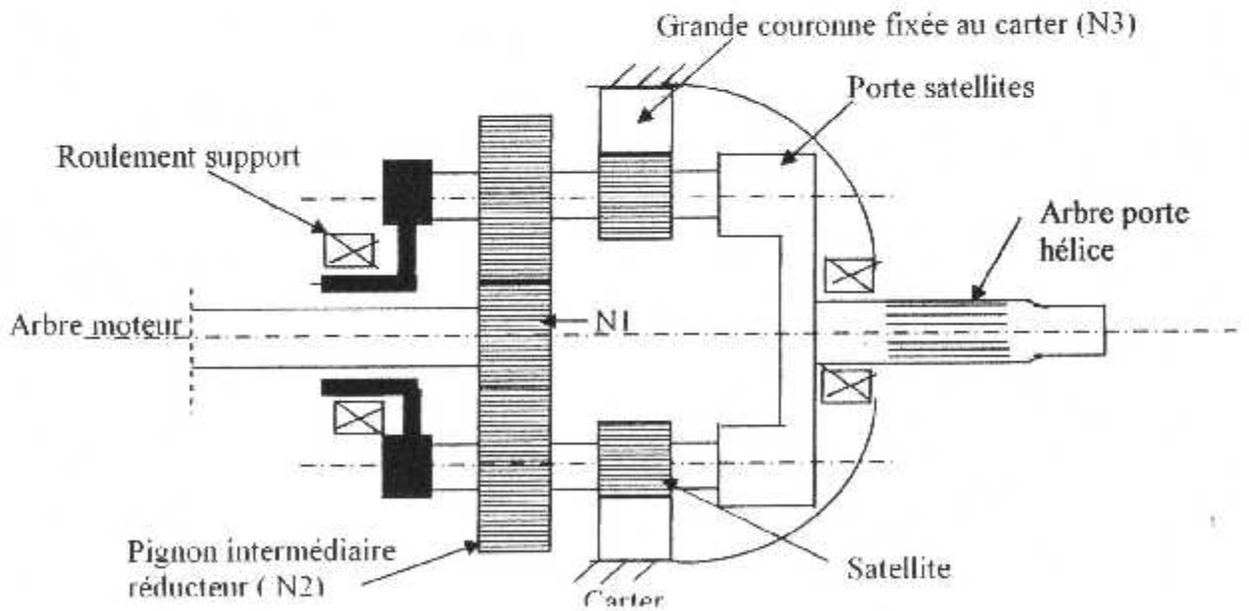
(fig.1.10) : Le réducteur épicycloïdal

**1.4.2.3 Description et taux de réduction**

**- Réducteur épicycloïdal**

Des pignons réducteur intermédiaires ( $N_1/N_2$ ) entraînant des satellites à l'intérieur d'une grande couronne fixe ( $N_3$ ).

Le porte satellites est solidaire de l'arbre porte-hélice.



(fig.1.11) : Le réducteur épicycloïdal

Le pignon moteur  $N_1$  entraîne les satellites en rotation par l'intermédiaire des pignons réducteurs qui leurs sont liés (a). (Les satellites tournant donc à une vitesse égale à  $N^t \times N_1/N_2$ ).

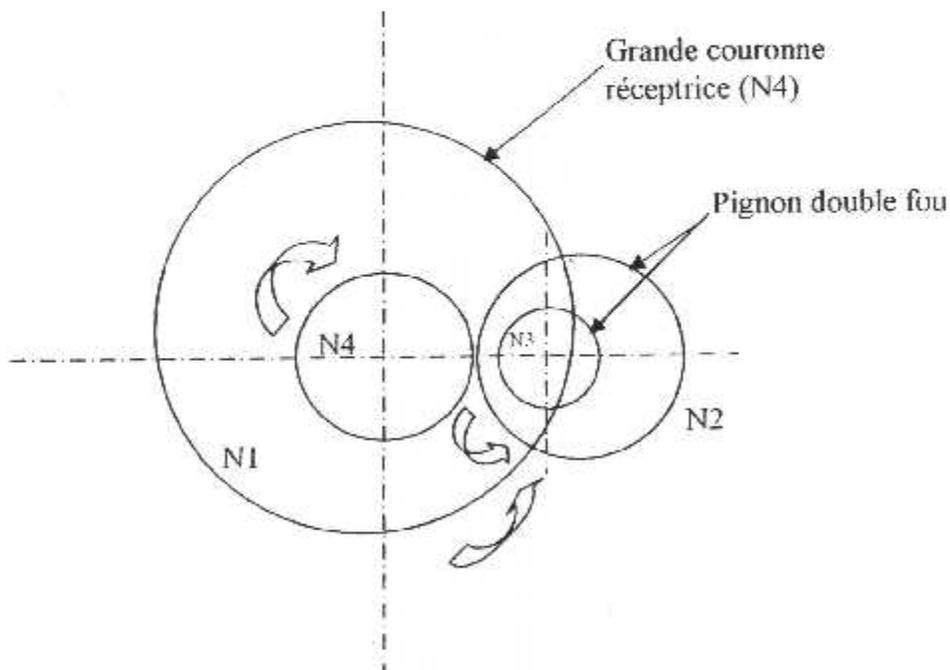
Les satellites s'engrènent à l'intérieur de la couronne fixe et « roulent » dans celle-ci (b). Ceci amène la rotation de l'arbre porte hélice solidaire du porte satellites.

#### -Taux de réduction

- Réducteur épicycloïdal :  $\frac{N_1}{N_1+N_2}$ .
- Réducteur droit :  $\frac{N_1}{N_2}$ .
- Taux de réduction total :  $\frac{N_1}{N_1+N_2} \cdot \frac{N_1}{N_2}$ .
- Ordre de grandeur : 1/15.

#### - Réducteur à pignons fous

Des pignons doubles intermédiaires entraînant une grande couronne à denture interne solidaire de l'arbre porte hélice.



(fig.1.12) : le réducteur à pignons fous

Le pignon moteur ( $N_1$ ) entraîne les pignons ( $N_2$  et  $N_3$ ) en rotation. Ces pignons doubles, fous, s'engrènent dans une grande couronne récepteur solidaire de l'arbre porte-hélice ( $N_4$ ).

### - Taux de réduction

Application du principe du taux de réduction direct :  $\frac{\text{roue menante}}{\text{roue menée}}$ ,

Soit :  $\frac{N_1 N_3}{N_2 N_4}$

Ordre de grandeur : également 1/15.

#### 1.4.2.4 Mesure du couple

Avec ce dispositif, la mesure du couple s'effectue en mesurant la poussée axiale des pignons intermédiaire réducteurs.

#### 1.4.2.5 Limitations

Le réducteur est lubrifié par le circuit d'huile du turbo propulseur. La lubrification est importante pour sa tenue mécanique.

Le dimensionnement du réducteur (dimensions, formes, pignons, traitements, métallurgiques) définit le niveau de puissance maximum qu'il peut transmettre au-delà de celle-ci, il pourrait subir de graves dommages.

### 1.4.3 Le générateur de gaz

#### 1.4.3.1 Généralités

Par générateur de gaz on entend l'ensemble des éléments nécessaires la transformation de l'énergie développée par la combustion du mélange carburant air, en énergie de pression fournie aux turbines de prélèvement de puissance.

On trouvera donc de l'amont à l'aval.

- Une entrée d'air
- Un compresseur ou groupe de compresseur
- Une chambre de combustion
- Un ensemble de turbine nécessaire à l'entraînement du ou des compresseurs aux quels elle est attelée.
- Système d'échappement.

#### 1.4.3.2 Entrée d'air

Pour un turbopropulseur, situé entre l'hélice et le compresseur, celle-ci de forme adaptée à son environnement, a pour rôle essentiel de fournir au compresseur un champ de vitesse le plus homogène possible. Le domaine ( $Z_p$ , mach) d'un GTP étant plus faible que celui d'un GTR, sa forme est celle de l'entrée d'air type Pitot, soit un simple divergent. Le compresseur étant situé juste en aval, afin de protéger celui-ci de l'ingestion de glace, les entrées d'air sont « anti-givrées ». Cette fonction est réalisée soit par circulation d'air chaud en provenance du compresseur, soit par résistance électrique

alimentée par la génératrice ou l'alternateur entraîné le boîtier d'accessoires. ( Cette fonction particulière et les circuits associés ) .

Certains motoristes installent le réservoir d'huile dans l'entrée air, ce qui permet de refroidir ce dernier et de participer à la fonction antigivrage.

### 1.4.3.3 Compresseur

Les compresseurs sont particulièrement sensibles à l'ingestion de corps étrangers (volatiles-glace). Afin de minimiser les risques, le constructeur Pratt et Whitney a élaboré une entrée d'air à séparation inertielle.

La surface de captation de cette entrée fournit un débit plus élevé que la demande moteur, l'excédent est évacué par un « by pass » situé en partie basse. en cas d'adsorption de corps étrangers , par leur masse, ceux ci sont évacués par le by pass, ne causant aucun dommage aux parties rotatives. Sur ce même schéma, nous pouvons également remarquer une autre captation destinée au radiateur air/huile que nous retrouverons sur tout. Suivant la puissance devant être développée par la turbomachine, les compresseurs sont du type centrifuge ou axial. En effet, nous rappelons que la puissance d'un étage de turbine à pour expression  $P_T = (m_a + m_c) \times c_p \cdot \Delta T_T$  où  $m_a$  et  $m_c$  représentent respectivement les débits masses d'air et de carburant.

Or, le débit masse d'air est fourni par le compresseur, pour des GTP de faible ou moyenne puissance, le compresseur centrifuge est bien adapté.

Afin d'accroître sa caractéristique (taux de compression), le compresseur centrifuge peut être gayé par un autre étage centrifuge ou des étages axiaux ou être réalisé en plusieurs corps.

Dans un compresseur centrifuge, l'air pénètre le rotor axialement et s'écoule ensuite radialement. La vitesse augmente du fait de l'accélération centrifuge et la pression du fait de la section divergente entre les aubes. L'air quitte l'extrémité des pales à très grande vitesse.

Dans le stator, la vitesse est transformée en pression du fait de la section divergente des aubes.

Le compresseur centrifuge est intéressant à plus d'un titre (simplicité, robustesse, bon rendement) mais son taux de compression est limité à une valeur relativement faible.

Notons seulement que le montage centrifuge en série, bien que permettant d'accroître la caractéristique, nécessite le raccordement de la veine d'air radial sortant du premier étage à l'entrée axiale de second étage, ce qui génère des pertes de charge. Certains motoristes préfèrent alors alimenter l'étage centrifuge par une ou plusieurs roues axiales.

#### 1.4.3.4 Chambre de combustion

Identique à leurs homologues utilisés sur turboréacteur. Les chambres de combustion équipant le groupe turbopropulseur ont donc les mêmes limitations, pression ou température minimale d'inflammation, extinction riche ou pauvre (dosage), seul le domaine de rallumage en vole est plus faible, relié directement au domaine d'utilisation de ces turbomachines.

Certains moteurs sont dotés de chambre annulaire qui est composée d'un espace annulaire recevant à l'intérieur une multitude d'injecteur disposé tout autour de l'espace précédent on note ainsi qu'il y'a un tube à flamme annulaire coaxial avec un carter interne / externe de la chambre de combustion. Cette disposition permet théoriquement un meilleur rendement de combustion car elle utilise tout le volume disponible pour la combustion.

Nous rappelons que la combustion est isobare ( $P = \text{cte}$ ), l'augmentation de la température d'impact des gaz à vitesse d'écoulement constant permet d'accroître fortement la température statique, donc leur énergie de pression.

#### 1.4.3.5 Turbine

Leur fonctionnement est identique à celle équipant les turboréacteurs, les turbines HP sont refroidies, ce qui permet en augmentant leur température de travail d'accroître la puissance développée, donc le rendement global du moteur. en supposant les évolutions théoriques, les gaz se détentes de manière isentropique d'où  $P$  et  $T$  diminuent la vitesse axiale de l'étage se conservant ( $P_i$  et  $T_i$ ) diminuent également.

Pour un GTP ou turbomoteur, la détente turbine doit être maximale afin de récupérer le maximum de puissance afin de la transmettre au compresseur ou au réducteur, ce qui justifie le nombre d'étages plus important. Néanmoins, afin de ne pas trop pénaliser la puissance massique du moteur un compromis est réalisé et le restant d'énergie de pression est transformé en énergie cinétique dans une tuyère faiblement convergente donnant naissance à une poussée résiduelle.

#### 1.4.3.6 Système d'échappement

Le système d'échappement a pour rôle de poursuivre la détente est d'évacuer les gaz brûlés à l'extérieur. Il est caractérisé par :

- la forme et la section du dispositif ;
- la vitesse d'écoulement ;
- la pression avant et après détente.

On peut généralement considérer le diffuseur de sortie faisant partie du générateur de gaz et la tuyère d'éjection pouvant être réalisé par le motoriste ou par l'avionneur.

Dans un turbomoteur la détente se fait principalement dans la turbine et l'augmentation de poussée n'étant pas souhaitée, le canal forme un passage divergent. La pression statique augmente alors que la vitesse diminue, la poussée néanmoins produite est dite résiduelle.

**1.5 Définitions liées au turbopropulseur**

**1.5.1 Expression de la puissance sur arbre**

Où shaft horse power: SHP.

La puissance sur arbre est de la forme  $P = C.W$  avec  $W$ =vitesse angulaire en radian/ sec.

D'autre part, entre la vitesse angulaire et le régime de rotation exprimé en tr/min nous avons la relation :

$$W = \frac{2\pi N}{60} \quad \text{d'ou} \quad W/a = \frac{2\pi NC}{60}$$

le couple et le régime étant mesurés sur l'arbre porte hélice, cette relation s'écrira donc :

$$W = \frac{2\pi}{60} C.N_H$$

avec  $C$  : couple }  
 $N_H$  : régime } arbre porte hélice

Dans cette expression, la puissance s'exprime en WATTou KW, le couple en mètre newton et le régime hélice en tours par minute (Tr/ min) .

**1.5.2 Expression de la puissance spécifique  $W_{SP}$  :**

La puissance spécifique est le rapport de la puissance sur arbre rapporté au débit masse traversant le moteur soit :

$$W_{SP} = \frac{P}{m_a + m_c}$$

Unité kW/ kg.s<sup>-1</sup>

**1.5.3 Puissance massique  $W_M$**

Par définitions ; c'est le rapport entre la puissance développée par le moteur à la masse du moteur :

$$w_m = \frac{P}{\text{masse}}$$

Unité kW/ kg

#### 1.5.4 Puissance équivalente $W_{eq}$

C'est une notion développée par les motoristes afin de tenir compte de la poussée résiduelle fournie par les turbo propulseurs. Certains constructeurs donne une relation (uniquement valable au point fixe) venant de la constatation suivante :

Pour la majorité des GTP, au point fixe la poussée résiduelle (jet thrust ) exprimée en lbs est fonction de la puissance recueillie sur l'arbre (SHP) (shaft horse power) :

**1 SHP** fournit environ **2.5 lbs** de poussée résiduelle, d'où l'expression de la puissance équivalente statique ESHP(équivalent shaft horse power)

$$\text{ESHP} = \text{SHP} + \text{jet thrust} / 2.5$$

Avec **ESHP** et **SHP** exprimée en **HP**

Jet thrust exprimé en lbs

Cette notion permet avant tout au motoriste d'annoncer des performances plus élevées, donc meilleures. Certains d'entre eux donne même une consommation spécifique dont l'expression tient compte de la puissance équivalente.

En ce qui nous concerne, nous serons plus prudents avec cette notion, nous préférons afin de tenir compte de la poussée résiduelle exprimer la puissance de propulsion due à cette dernière et l'ajouter à la puissance sur arbre nous aurons, alors la relation suivante :

$$W_{eq} = (W/a) + (Fred \cdot V_p) / 1000$$

avec  $W_{eq}$  en kW ,  $W/a$  (kW) ,  $Fred$  exprimée en Newton ,  $V_p$  en m/s

**1.5.5 Consommation spécifique C<sub>sp</sub>**

Par définition la consommation spécifique est le rapport de la consommation horaire à la caractéristique moteur, la caractéristiques des GTP étant la W/a nous aurons donc :

$$C_{sp} = CH/(W/a) \text{ exprimée en kg/ h.kw.}$$

# CHAPITRE N°2 :

## Description du moteur

PW 127F

## II. DESCRIPTION DU MOTEUR PW 127F

### II.1 Présentation de l'avion ATR 72-500

#### II.1.1 Introduction

L'ATR 72-500 est la dernière version de la famille des turbopropulseurs ayant le plus de succès dans le monde, équipé de deux moteurs PW127F.

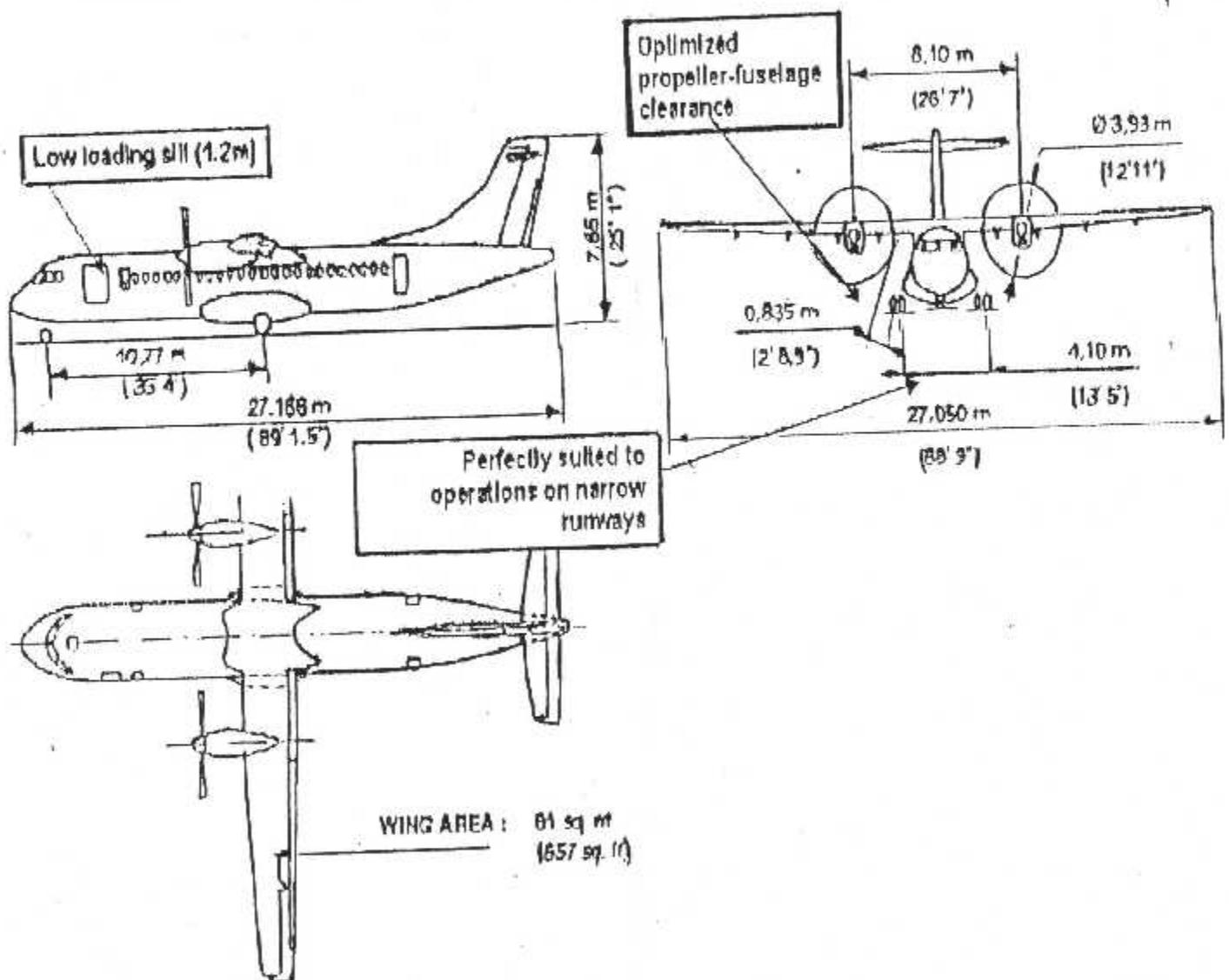
Cet appareil présente un niveau de confort très haut dans sa catégorie grâce à ses hélices à 6 pales, il est équipé d'un système d'absorption des vibrations.

Un nouvel aménagement intérieur conçu pour une réduction maximale de bruit, une amélioration du système de pressurisation permettant la suppression des bruits parasites en assurant un confort équivalent à celui d'un avion à réaction.

#### II.1.2 Caractéristiques de l'avion

<b>Dimension externe (m)</b>	
Envergure	27.050
Longueur	27.166
Largeur maximale du fuselage	2.865
Hauteur	7.65
Largeur du train principale	4.10
Diamètre de l'hélice	3.93
Distance entre le centre des hélices	8.10
Distance entre l'hélice et le fuselage	0.835
Distance entre l'hélice et le sol	1.10
<b>Porte passagère (arrière gauche) (m)</b>	
Hauteur	1.75
Largeur	0.75
<b>Porte de service (arrière droite) (m)</b>	
Hauteur	1.22
Largeur	0.61
<b>Porte cargo/bagage (avant gauche) (m)</b>	
Hauteur	1.53
Largeur	1.275
<b>Sortie de secours (m)</b>	
Hauteur	0.91
Largeur	0.51
<b>Sortie de secours de l'équipage (m)</b>	
Longueur	0.51
Largeur	0.48

Performance (km/h)	
Vitesse maximum de croisière	511 (276 kt)
Distance de décollage (m)	
ISA, niveau de la mer	1223
ISA+10° à 915 m	1300
ISA, niveau de la mer pour un vol de 556 Km avec 68 passagers	1079
Distance d'atterrissage (m)	
ISA, niveau de la mer, au poids maximum autorisé à l'atterrissage	1048
Distance franchissable avec 68 passagers	1324



(fig.II.1) Caractéristiques de l'avion ATR72-500

## II.2 Présentation du groupe turbopropulseur PW127F

### II.2.1 Introduction

Les moteurs Pratt & Whitney Canada sont caractérisés d'une faible consommation du carburant, ils sont conçus pour propulser des avions de transport régional de 30 à 70 passagers, ainsi que des appareils utilitaires et l'aviation d'affaire.

La série de ses moteurs allant du PW118 à PW127 a été élargie pour couvrir une gamme des puissances allant de 1800 à 2750 SHP sur l'arbre.

### II.2.2 Caractéristiques du moteur

Régime	Performance de puissance sur l'arbre à 1200 RPM		Consommation spécifique de carburant (lb/eshp/hr)	Poussée du moteur (lbs)
	ESH P	SH P		
Décollage (Take-off)	2800	2750	0.459	325
Décollage normal (normale take-off)	2593	2475	0.470	297
Maximum continu (Max. continuons)	2619	2500	0.469	299
Régime maximum de montée (Max climb)	2299	2192	0.4846	268
Régime maximum de croisière (Max. cruise)	2237	2132	0.491	262

Type de chambre de combustion	Annulaire à flux inversé
Rotation de l'arbre de l'hélice (Regardant de l'arrière du moteur)	Dans le sens horaire
Hauteur du moteur (approx.)	33 inches (838.2 mm)
Largeur du moteur (approx.)	26 inches (660.4 mm)
Longueur du moteur (approx.)	84 inches (2134 mm)
Poids	1060 lbs (480.8 kg)

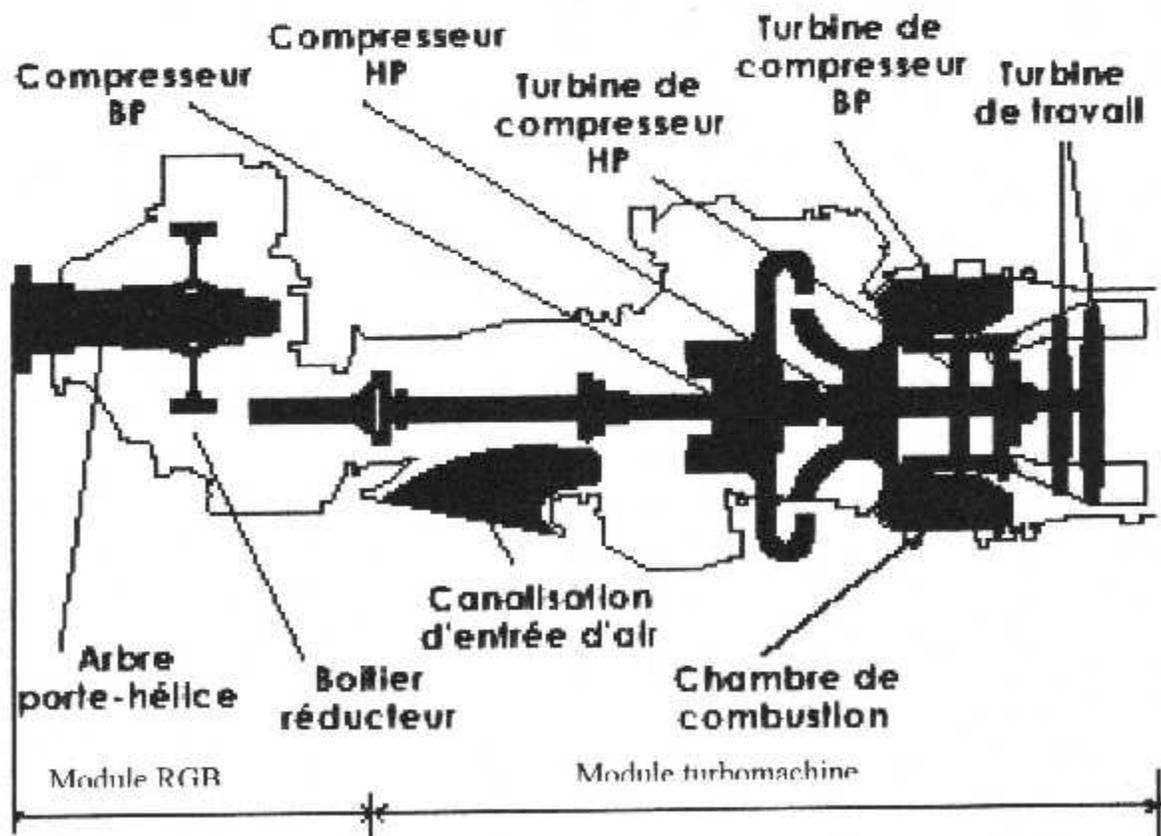
## Limites opérationnelles

	Régime permanent	Transitoire
NH MAX.	34600 RPM -103.2 %	35440 RPM-103.7%
NP MAX	1212 RPM -101%	1272 RPM-106 % (encas de survitesse)
NL MAX.	28870 RP -104.2 %	29575 RPM - 106.8 %

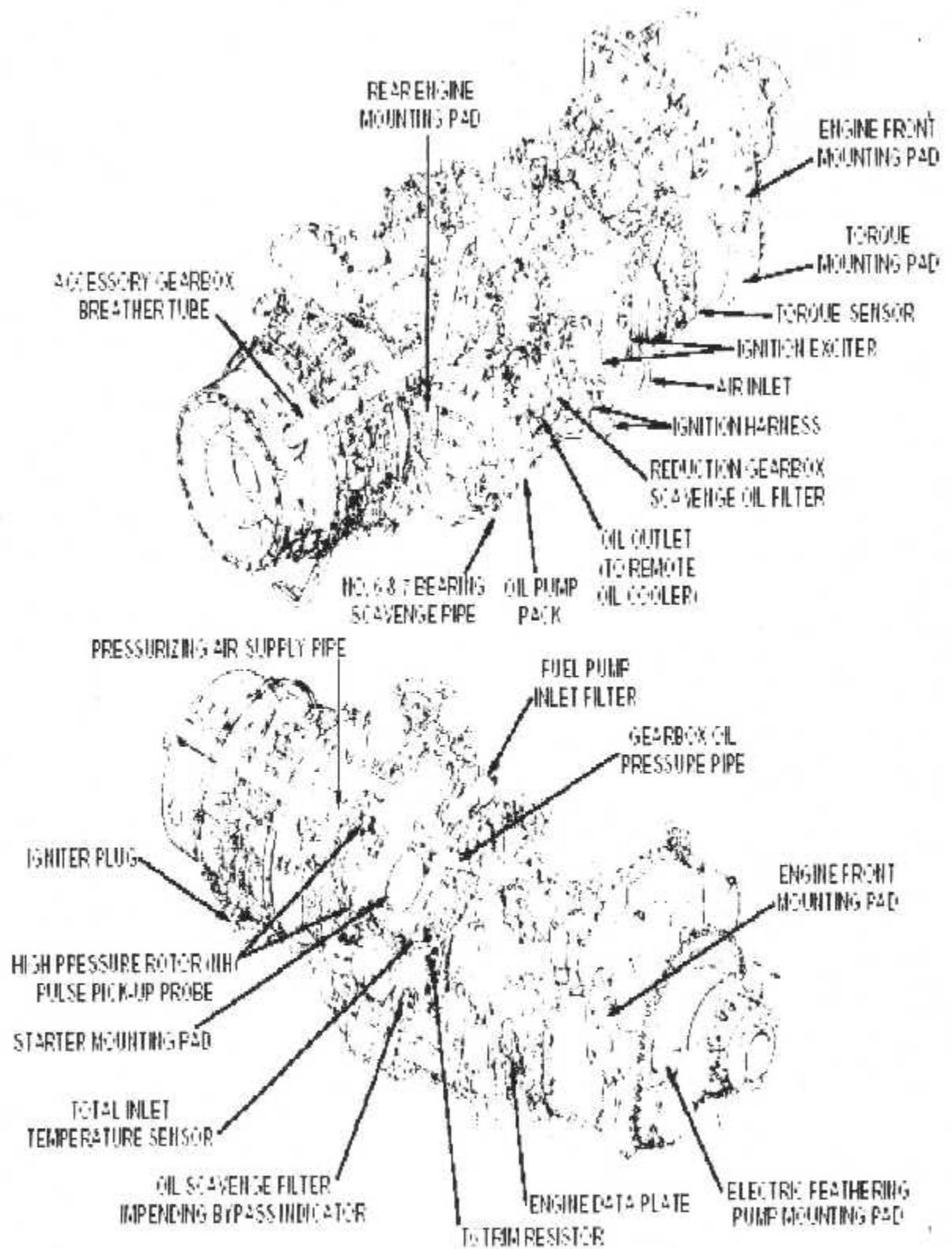
## II.3 Description générale du moteur PW127F

Le moteur PW 127F est un turbopropulseur double corps à turbine libre, il se compose de deux modules :

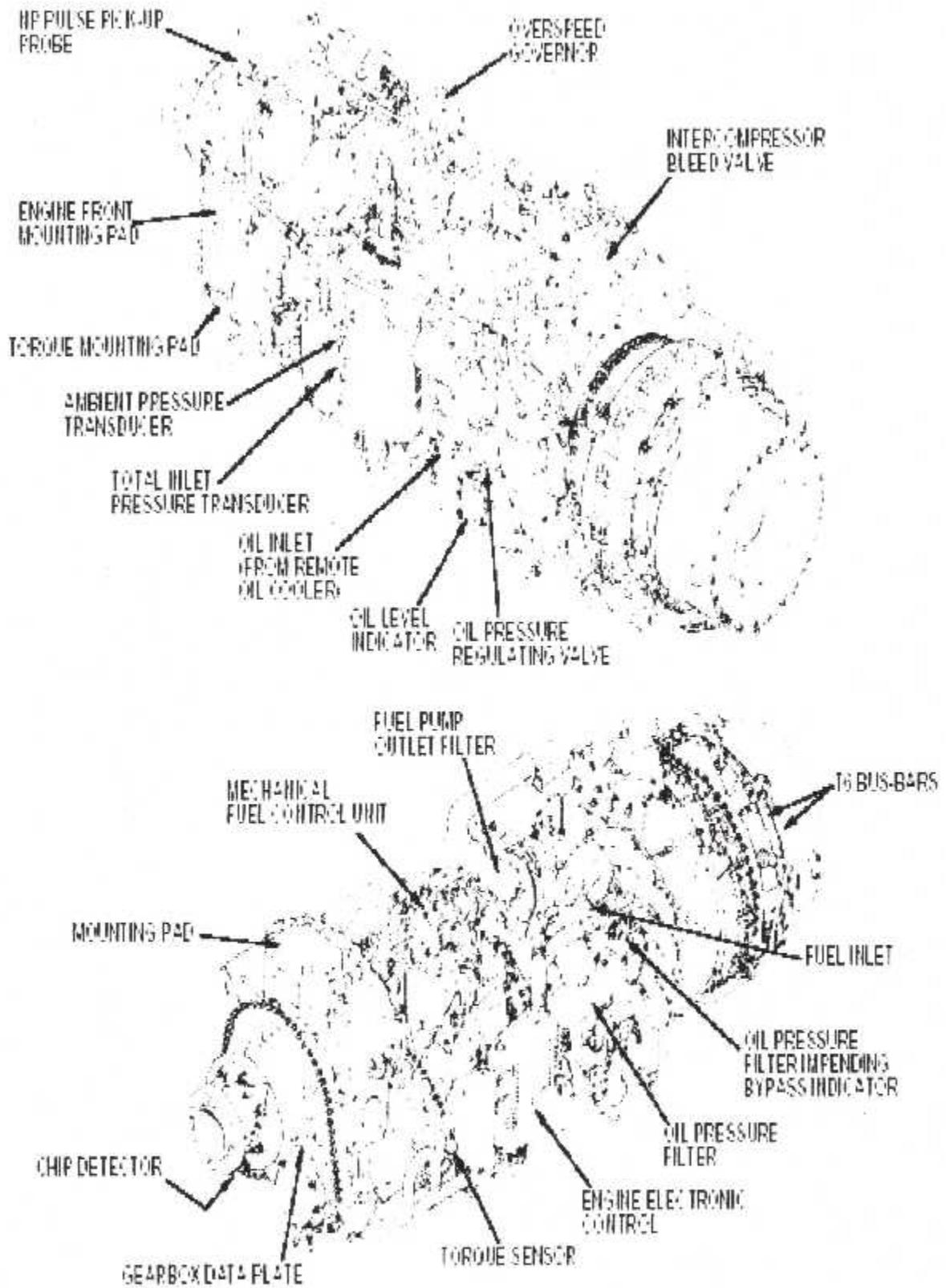
- Le module réducteur de vitesse RGB.
- Le module turbomachine.



(fig.II.2) Différents éléments du moteur PW127F



(fig.II.3) Différents éléments du moteur PW127F



(fig.II.4) Différents éléments du moteur PW127F

## II.3.1 Description des modules

### II.3.1.1 Description du réducteur de vitesse (RGB)

Le RGB a pour rôle de réduire vitesse jusqu'à la 1200 RPM pour des raisons aérodynamiques et pour la protection de l'hélice.

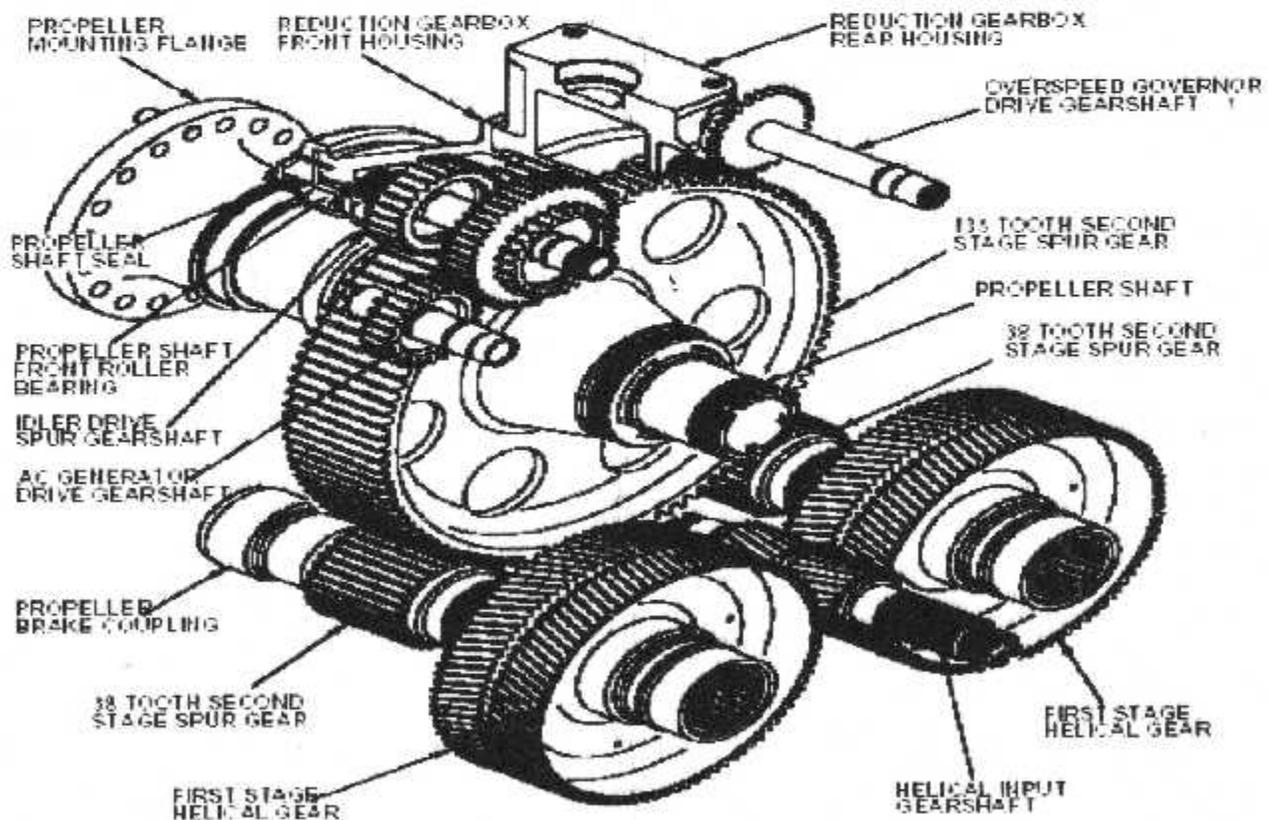
Il a une entrée simple (ensemble arbre de torsion) et une sortie simple (l'arbre d'hélice) comportant 3 carters.

La réduction de vitesse est assurée par deux étages d'engrenage qui sont :

- Le premier étage comporte les pignons hélicoïdaux.
- Le deuxième étage comporte les pignons droits.

Sur le RGB sont installées :

- Le frein d'hélice (sur le moteur droit seulement).
- Le générateur du courant alternatif (AC)
- Pompe électrique de mise en drapeau.
- Régulateur de survitesse et de pompe HP.
- Module valve de l'hélice (PVM).

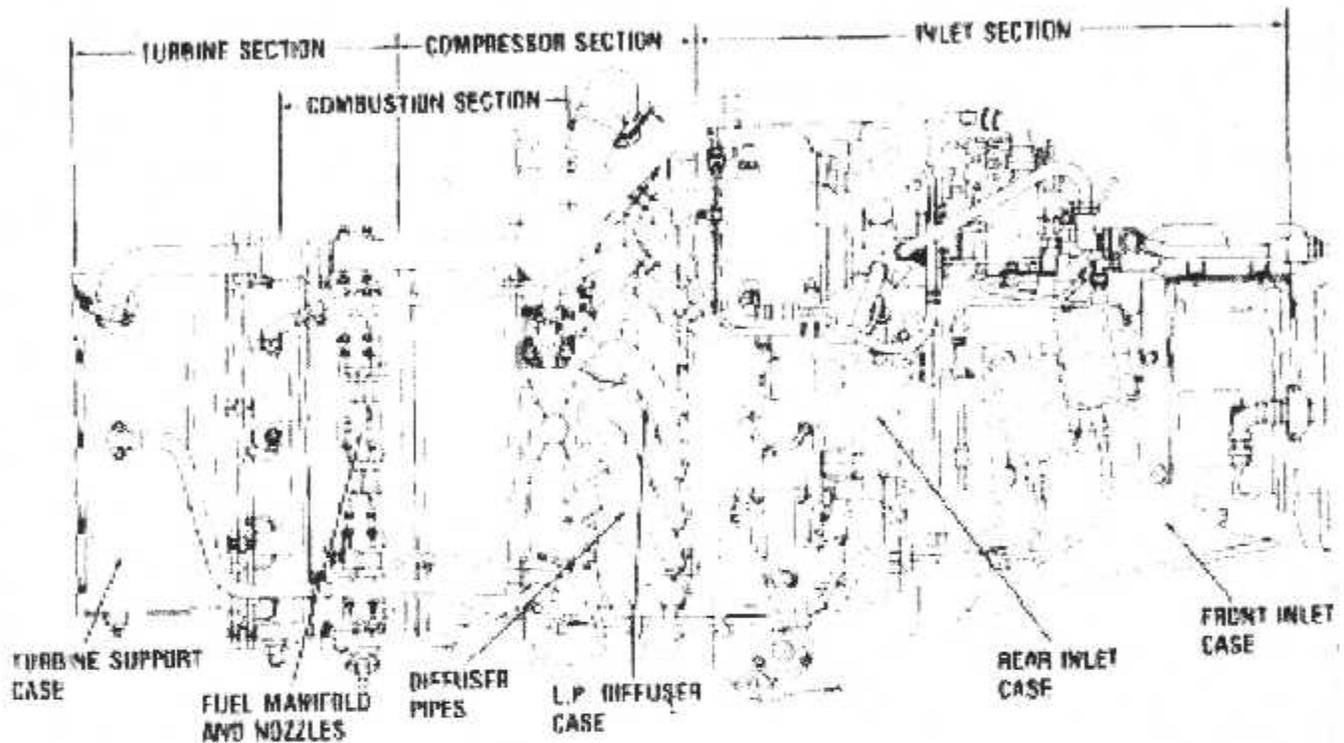


(fig.II.5) Le module réducteur de vitesse (RGB)

### II.3.1.2 Description de la turbomachine

Les turbomachines comportent 4 parties contenant 6 carters. Ces derniers sont boulonnés ensemble aux brides d'assemblages B à K, les 4 sections sont :

- La section d'entrée d'air.
- La section compresseur.
- La section chambre de combustion.
- La section turbine

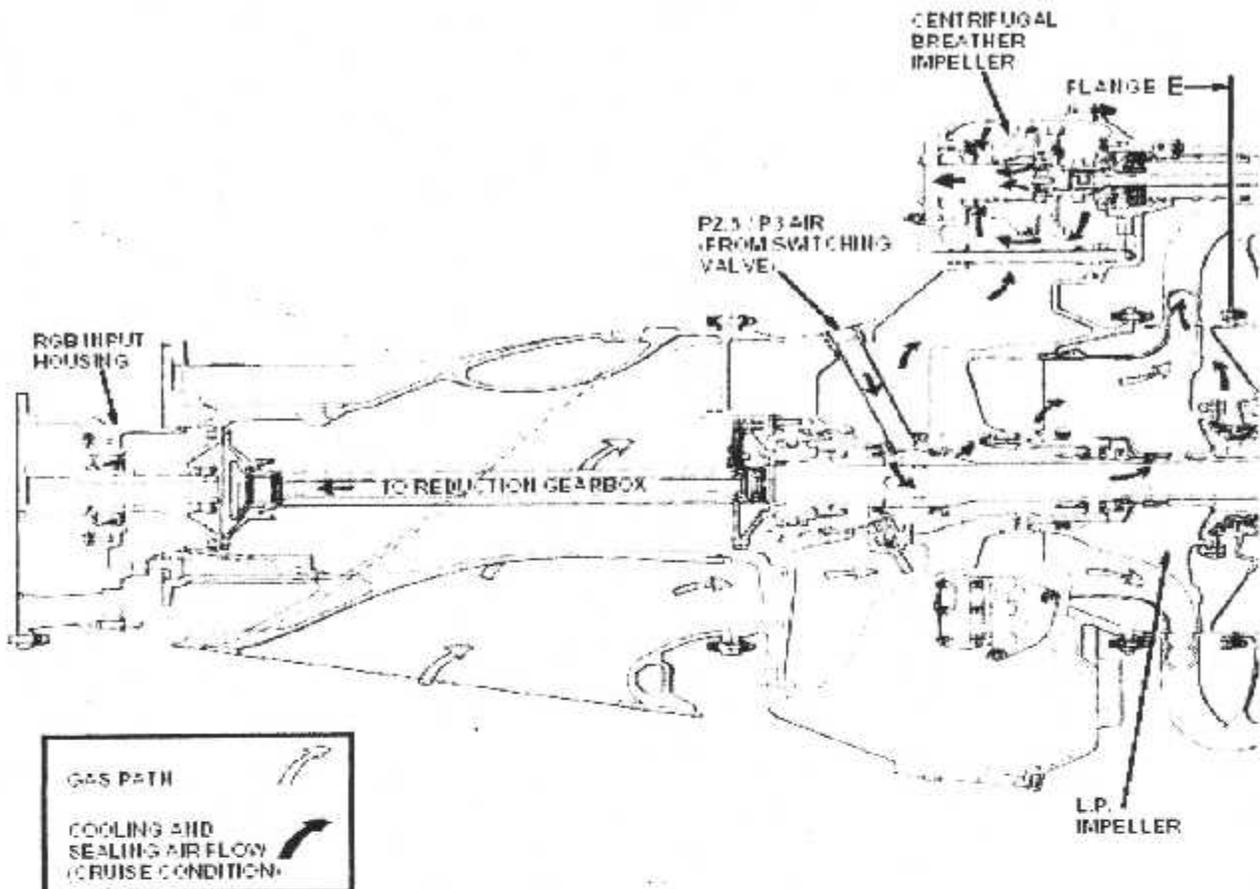


(fig.II.6) Les sections de la turbomachine

#### A- La section entrée d'air

L'entrée d'air est conçue pour fournir la circulation d'air à la prise du moteur avec une perte minimum pour guider les objets étrangers et pour refroidir le "ACOC". La section d'entrée d'air comporte un carter avant et autre arrière, qui sont assemblés par la bride C.

- Le carter avant est relié au RGB par la bride B.
- Le carter d'entrée d'air arrière relie le carter avant au carter de diffuseur BP à la bride d'assemblage D.



(Fig.II.7) L'entrée d'air

### B- La section compresseur

La section compresseur se compose de :

- Deux compresseur centrifuges BP et HP.
- Carter inter compresseur.
- Boite d(accessoires (AGB).

Les compresseurs centrifuges (BP et HP ) sont contenus dans les trois carters suivants : le carter de diffuseur BP (bride D à E ), le carter interne de compresseur (bride E à F ) et l'avant du carter de générateur de gaz (bride F à K ).

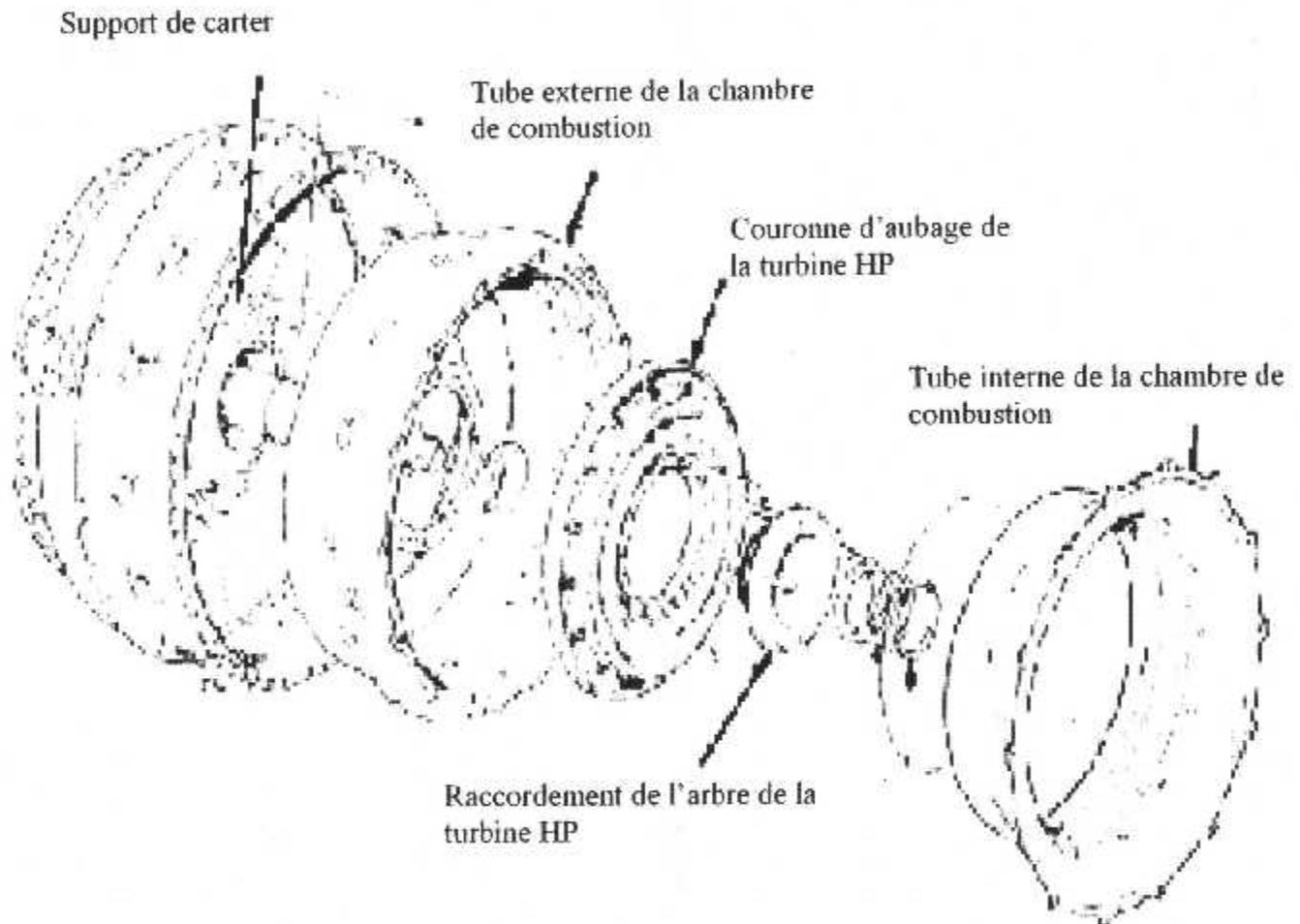
De l'arbre HP, un arbre de transmission incliné transmet un mouvement à la boite d'accessoires (AGB), cette dernière contient des commandes de :

- La roue centrifuge de reniflard d'huile.
- Le démarreur / générateur (DC).
- La de carburant HP.
- La pompe de récupération et de refoulement d'huile.

### C- La section de combustion

La chambre de combustion annulaire de flux inverse est contenue dans le carter de générateur de gaz. Les 14 injecteurs de carburant sont montés autour de l'extérieur du carter de générateur de gaz, ou ils sont émergés dans la chambre combustion.

Deux bougies d'allumage sont montées sur le carter de générateur de gaz.



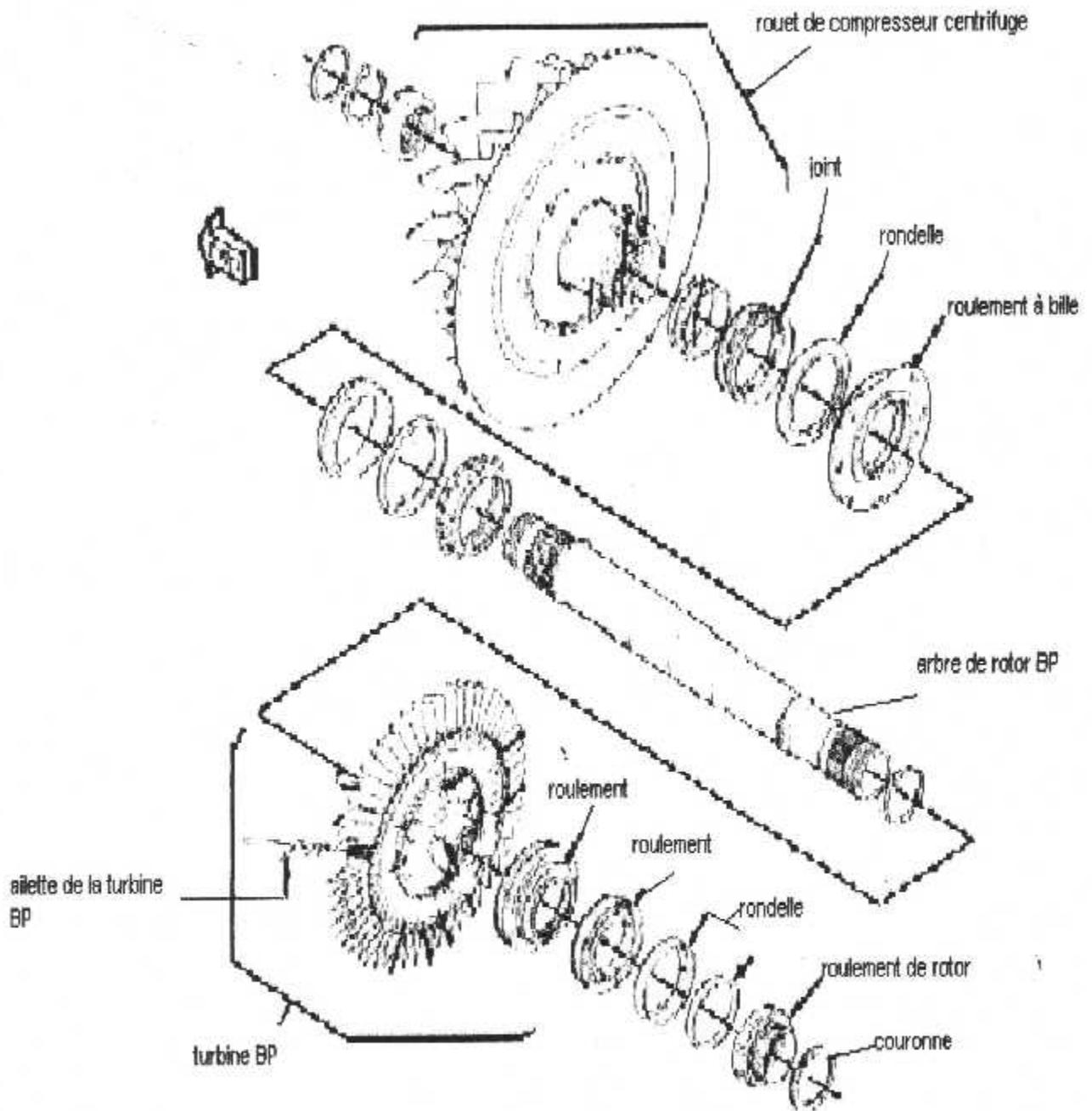
(fig.II.8) La chambre de combustion

### D- La section turbine

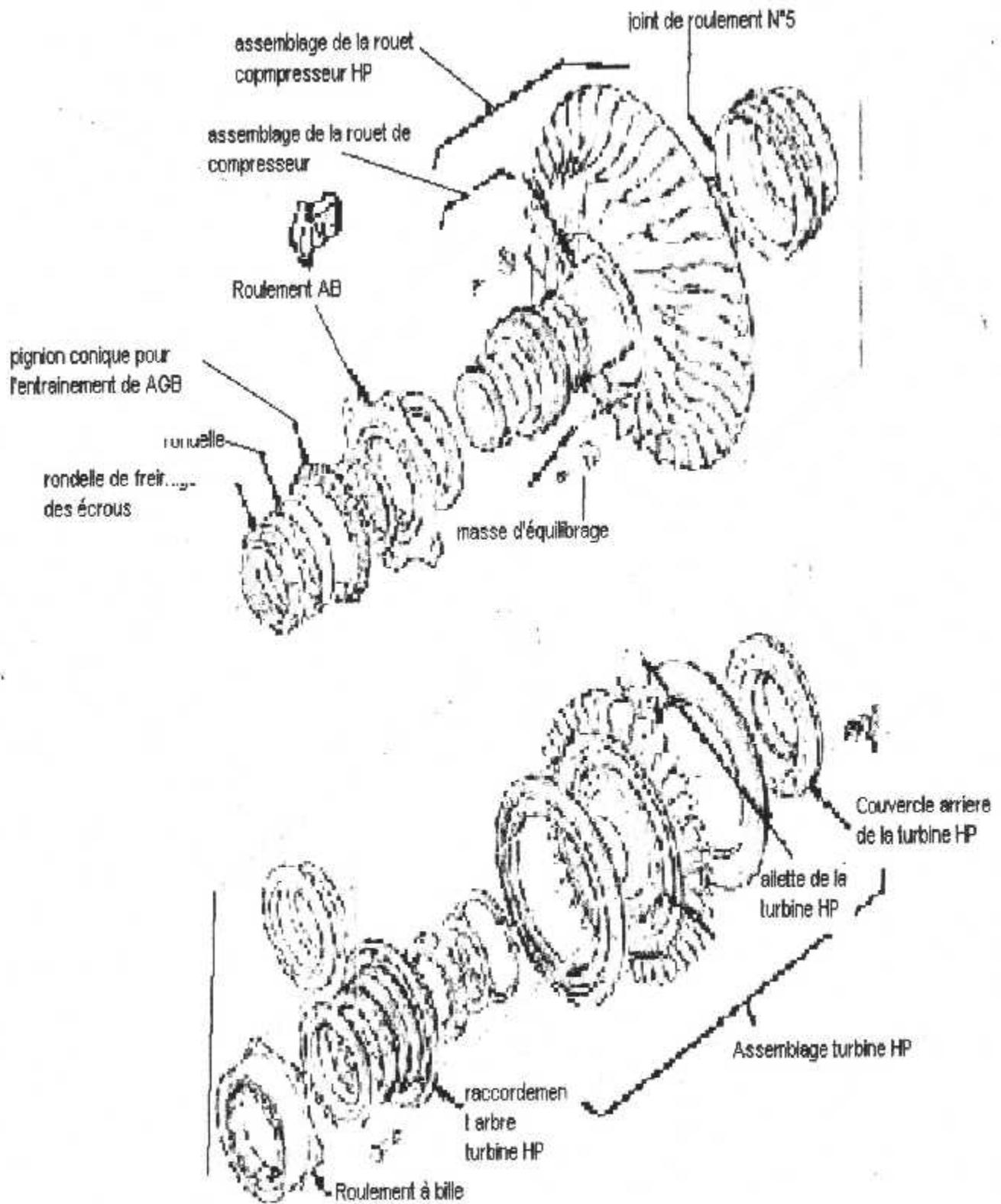
La section turbine est composée de :

- Deux turbines axiales d'un seul étage (BP et IIP).
- Une turbine libre se compose de deux étages axiaux.

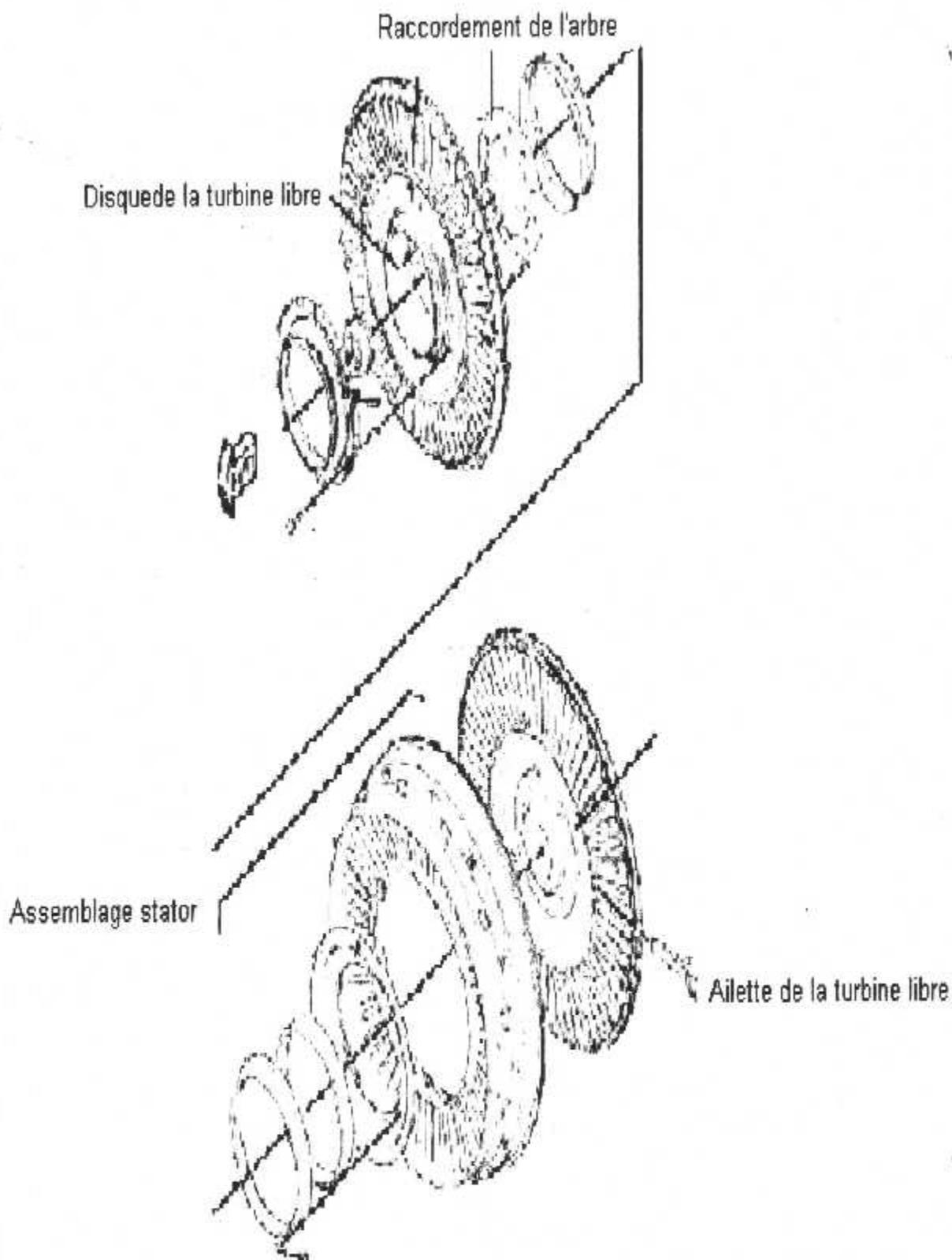
Les turbines HP et BP entraînent les compresseurs HP et BP.  
Alors que la turbine libre entraîne le réducteur de vitesse (RGB) et l'hélice.



(fig. II.9). Compresseur et turbine BP



(fig.II.10) Compresseur et turbine HP



(fig .II.11) Les étages de la turbine libre

### II.3.2 Identification des roulements

Les roulements principaux dans la turbomachine sont :

Roulement N°	Position	Type
1	Arbre de turbine libre	Bille
2	Arbre de turbine libre	Galet
3	Compresseur BP	Bille
4	Compresseur HP	Bille
5	Turbine HP	Galet
6	Turbine BP	Galet
7	Arbre de turbine libre	Galet

### II.3.3 Les stations de pression/température

- P0/T0 :** à la section d'entrée d'air.  
**P1/T1 :** à la section d'entrée d'air.  
**P1.5/T1.5 :** dans le milieu de la conduite d'air.  
**P1.8/T1.8 :** dans le haut de la conduite d'air.  
**P2/T2 :** entrée de compresseur (BP).  
**P2.5/T2.5 :** entrée compresseur HP.  
**P3/T3 :** sortie de compresseur HP.  
**P4/T4 :** entrée de turbine HP.  
**P5/T5 :** sortie de turbine HP.  
**P6/T6 :** sortie de turbine BP.  
**P7/T7 :** sortie de turbine libre.  
**P8/T8 :** dans l'échappement (éjection).

### II.3.4 Echappement

Le système d'échappement de moteur est composé de deux parties :

- Une tuyère d'éjection.
- UN tuyau d'échappement.

#### II.3.4.1 La tuyère d'éjection de moteur

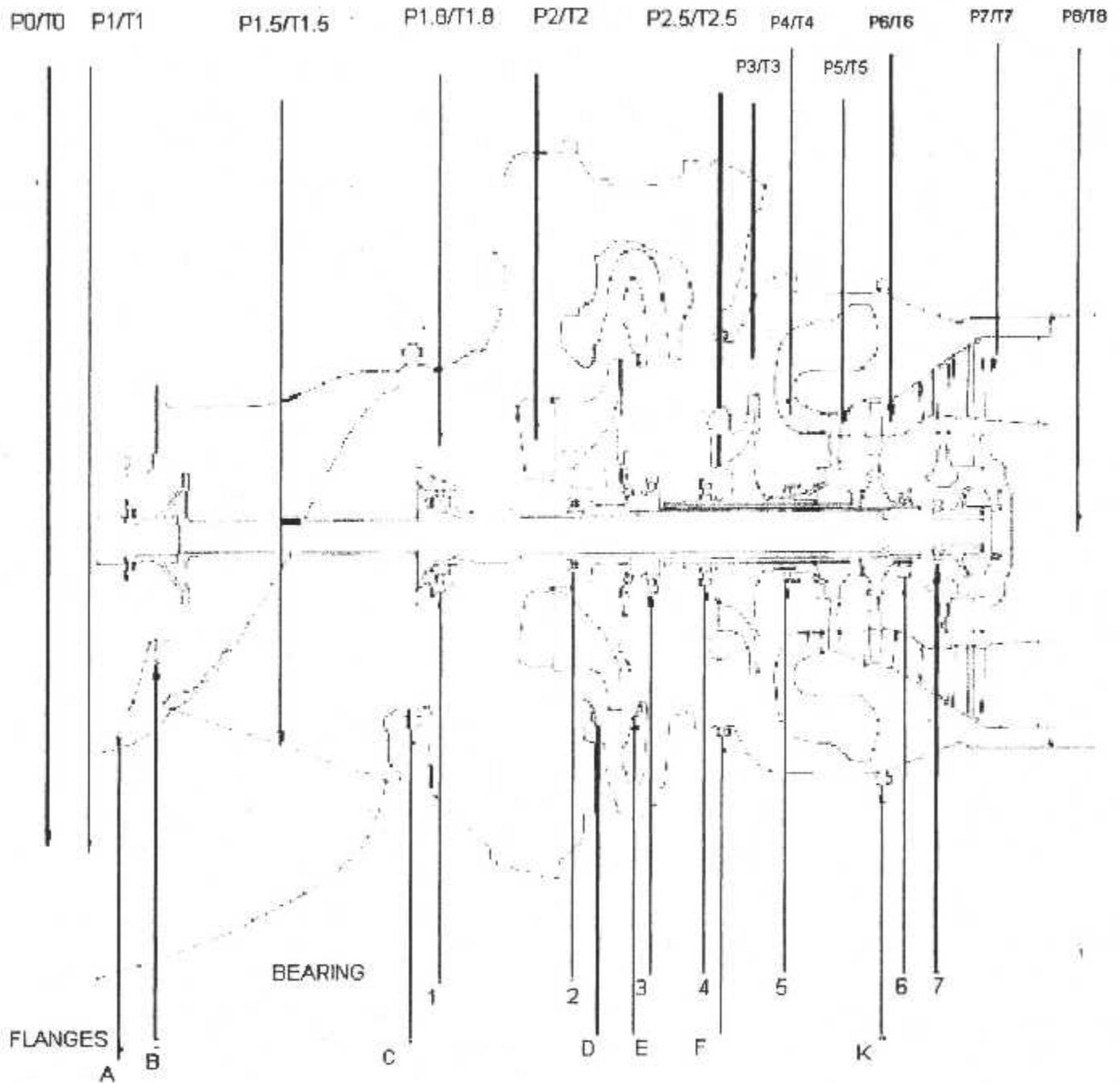
La tuyère d'éjection est fixée au moteur par une bride d'assemblage avec 24 boulons. Elle conçue pour obtenir la poussée d'éjection optimale du moteur.

#### II.3.4.2 Le tuyau d'échappement

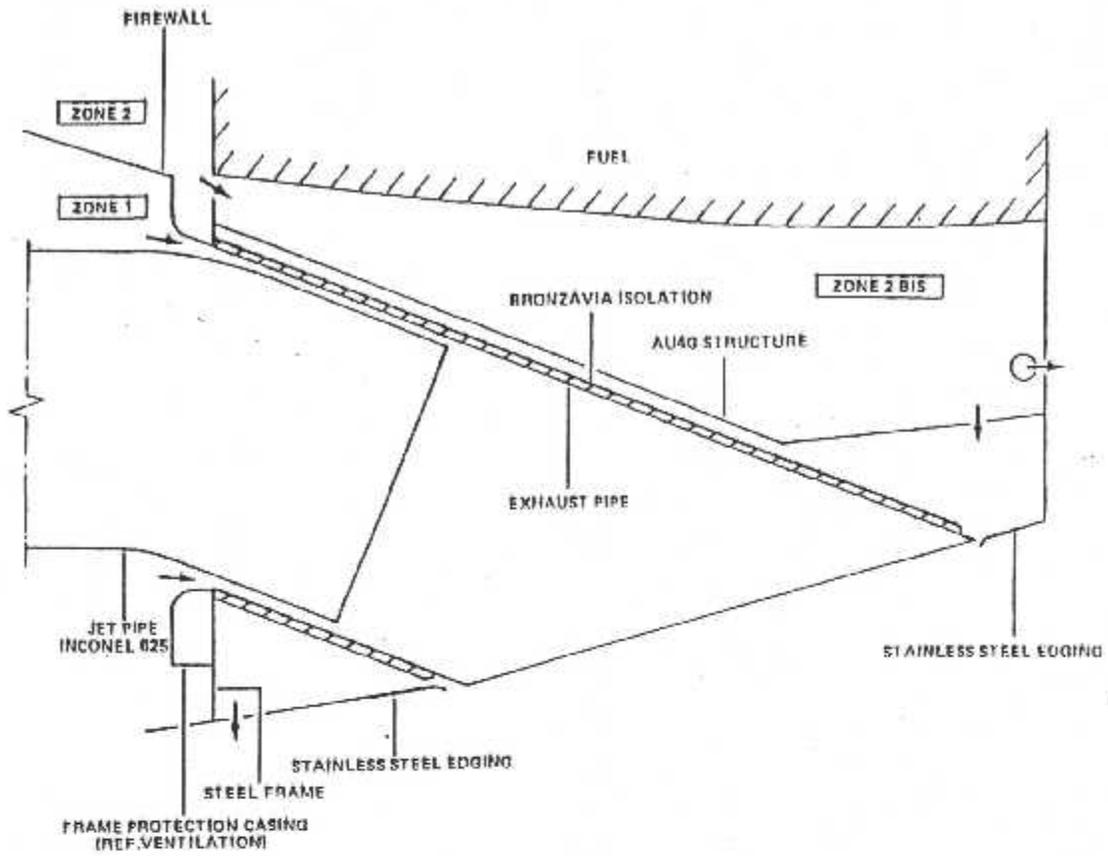
Le tuyau d'échappement sert à l'évacuation des gaz brûlés et l'écoulement d'air de ventilation du moteur.

Il est calorifugé de manière à limiter l'élévation de température extérieure de la tuyère.

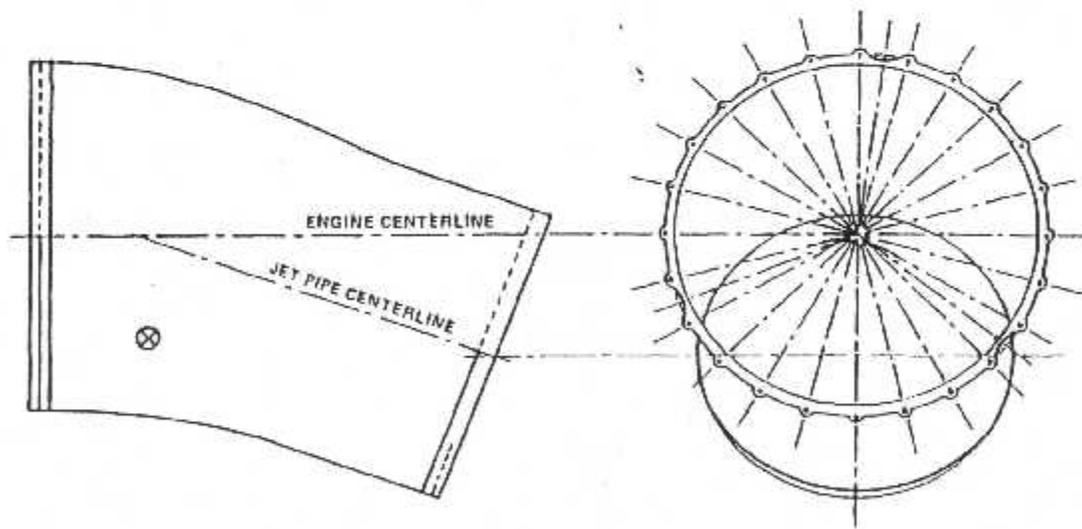
Le tuyau d'échappement est conçu pour résister aux vibrations acoustiques.



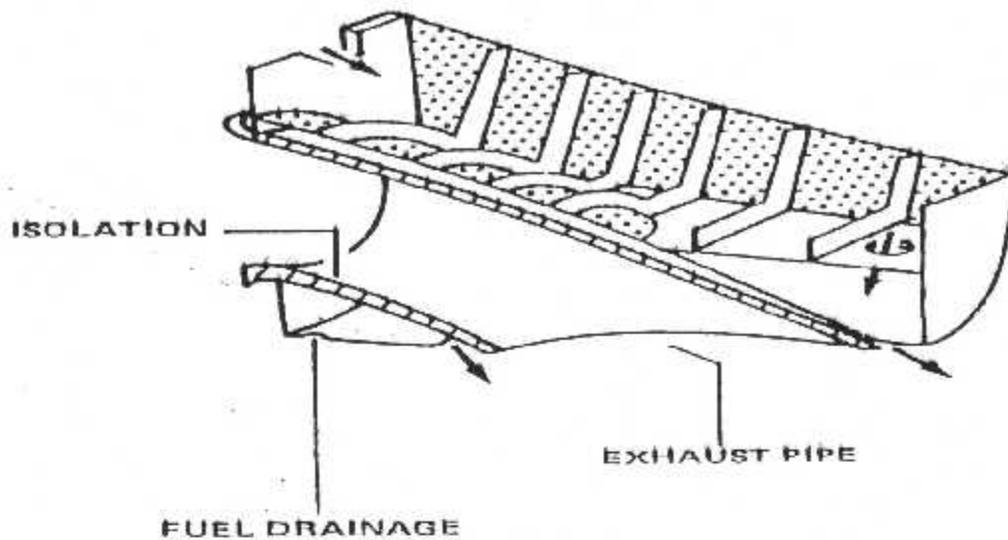
(fig II.12) Les stations, Brides d'assemblages et roulements



(fig.II.13) Système d'échappement moteur



(fig.II.14) Tuyère d'éjection



(fig. II.15) Tuyau d'échappement

### II.3.5 Les capots du moteur

Les nacelles sont conçues d'une manière adhérent le groupe propulseur au fuselage-voilure.

Il supportent le moteur et les équipements liés. Les nacelles se composent de :

- Les capots latéraux.
- Capotage démontable amovible ( pour faciliter l'entretien et le dépose moteur ).
- Un cadre principal.

#### \* Les capots latéraux du moteur

Deux capote ouvrants conçus pour facilité les travaux d'entretien.

#### \* Les capots de carénage amovibles sont

- Le capot supérieur avant.
- Le capot supérieur arrière.
- Le capot latéral arrière.
- Le capot d'entrée d'air.
- La conduite d'entrée d'air.

#### \* Cadre principal et l'assemblage de carénage (capotage ) qui se compose de trois éléments

- Une structure résistante.
- Carénage inférieur.

- Carénage arrière.

#### \* La paroi coupe-feu

Située au-dessus de la chambre de combustion et conçue d'une manière à éviter la propagation du feu sous l'aile.

### II.3.6 Drainage de moteur

Le système de drainage comporte des fluides récupérés (huile, carburant) à partir des accessoires et des interfaces du moteur et l'acheminement de leur sortie.

Les drains déchargent les fluides trop pleins directement à travers la tuyauterie, puis vers le mât de drain, l'huile est déchargée séparément du carburant.

#### II.3.6.1 Canalisation de vidange de cote gauche du moteur

##### Les drains d'huile sont :

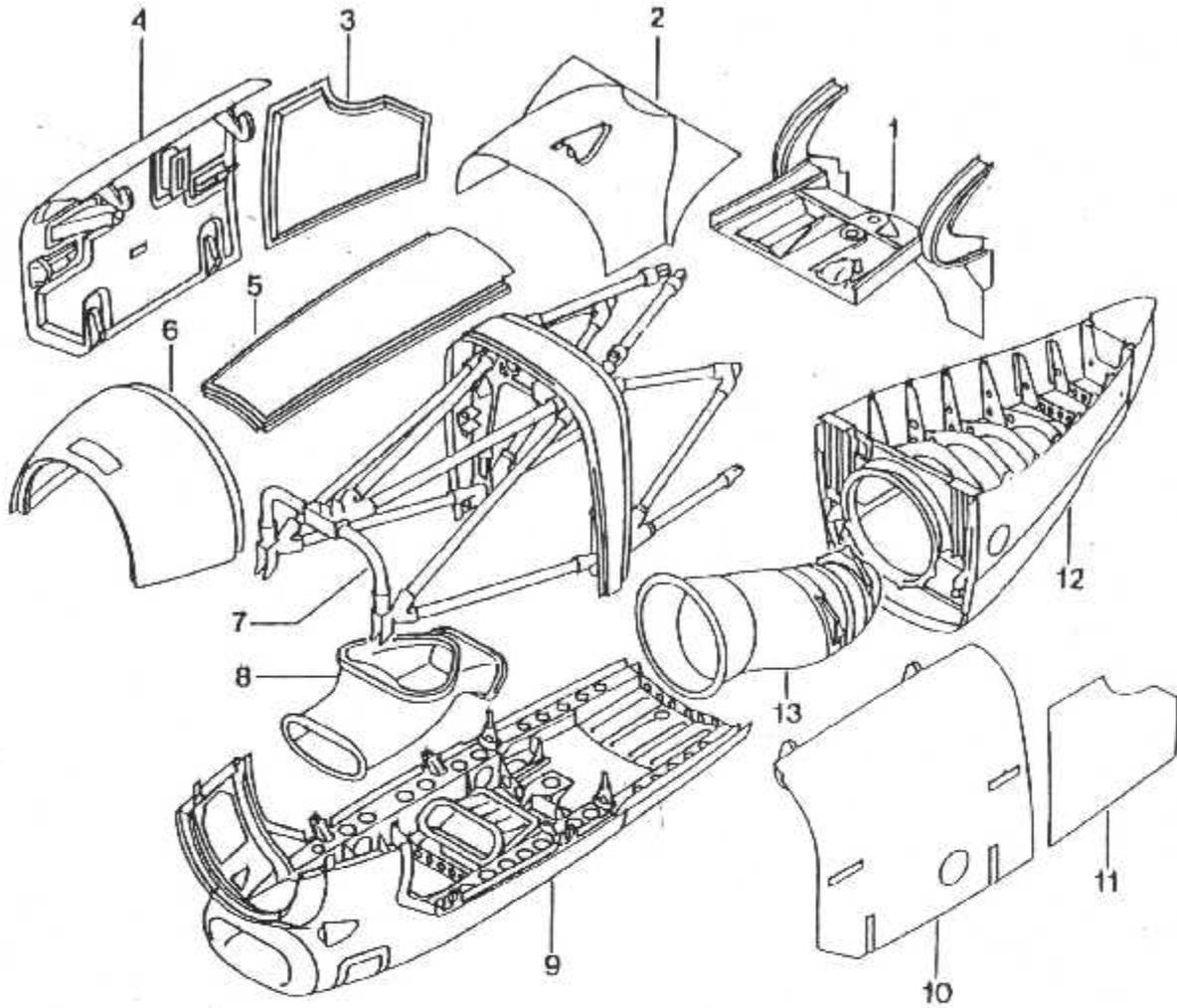
- Bride d'assemblage de moteur (SD3).
- Bride de frein d'hélice (SD6).
- Bride de générateur (SD5).
- Le bouchon de vidange du réservoir d'huile (LD3).
- Le drainage trop plein du boîtier d'entraînement (SD7).

##### Les drains du carburant sont :

- Drain de la chambre de combustion (FD1).
- Drainage des harnais d'injection (FD4).
- Drainage des commandes de carburant (FD13).
- Drain de la tuyauterie de carburant (FD15).
- Drain de la tuyère d'échappement (FD16).
- Drain hydraulique du frein d'hélice (w).
- Drain écologique de la tuyauterie de retour (FP1)

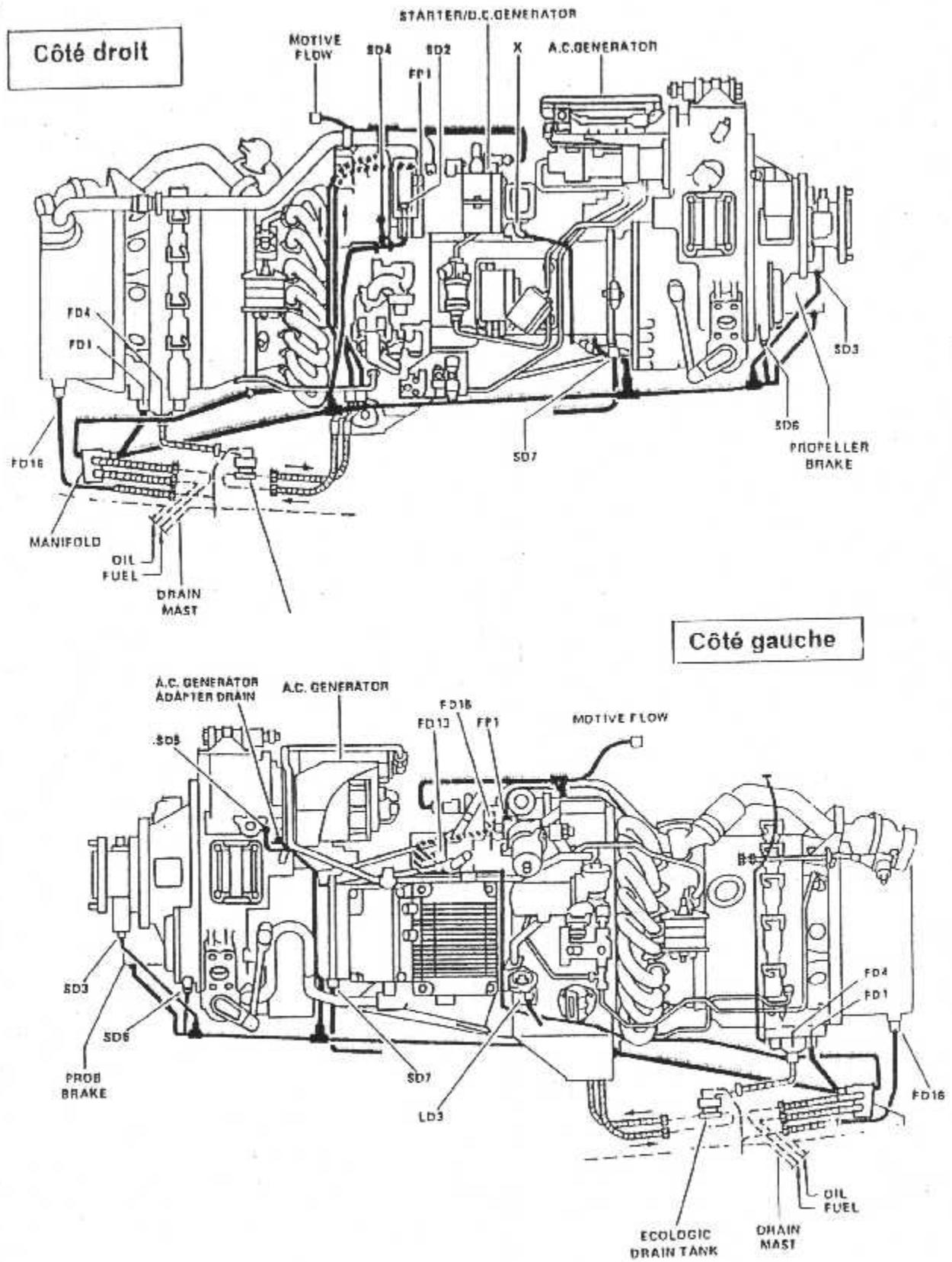
#### II.3.6.2 Canalisation de vidange de cote droit du moteur

- Le drain d'eau de l'entrée d'air du générateur/démarrreur (x).
- Le drain d'huile + l'eau de sortie d'air de générateur/démarrreur (SD4).
- Drain de joint d'étanchéité de la pompe du carburant (SD2).



- |   |   |  |
|---|---|--|
| 1 - FIRE WALLS<br>- TOILES PARE - FEU                     | 6 - FORWARD UPPER COWL<br>- CAPOT SUPERIEUR AVANT | 10 - LEFT HINGED COWL<br>- CAPOT ARTICULE GAUCHE           |
| 2 - REAR UPPER COWL<br>- CAPOT SUPERIEUR ARRIERE          | 7 - ENGINE MOUNT ASSEMBLY<br>- BATI MOTEUR        | 11 - REAR LEFT SIDE COWL<br>- CAPOT LATÉRAL ARRIERE GAUCHE |
| 3 - REAR RIGHT SIDE COWL<br>- CAPOT LATÉRAL ARRIERE DROIT | 8 - AIR INTAKE DUCT<br>- CONDUIT ENTREE d' AIR    | 12 - UNDER WING BOX<br>- CAISSON SOUS VOILURE              |
| 4 - RIGHT HINGED COWL<br>- CAPOT ARTICULE DROIT           | 9 - BOTTOM COWL<br>- BARQUE                       | 13 - EXHAUST PIPE<br>- CONDUIT d' EJECTION                 |
| 5 - UPPER BEAM<br>- POUTRE SUPERIEURE                     |   |  |

(fig .II .16) les capots moteurs



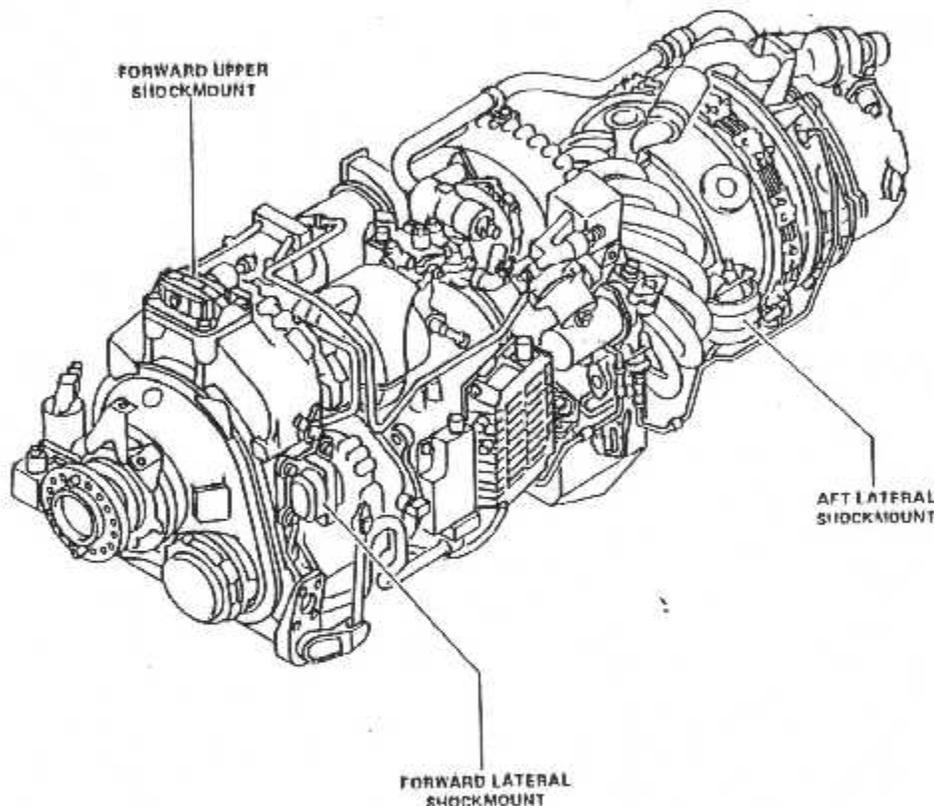
(fig.II.17) les drains du moteur

### II.3.7 Bâtis du moteur

Le moteur est fixé à la structure d'avion au moyen des supports, le raccordement moteur-support est assuré par un système d'attachement comportant :

- Deux (02) bâtis anti-choc latéral avant.
- Un (01) bâtis anti-choc supérieur avant.
- Deux (02) bâtis anti-choc latéral arrière.

Ces éléments assurent la suspension et l'amortissement du moteur. Ce dernier comporte aussi un système de compensation de torque qui est utilisé pour limiter sa rotation angulaire.



(fig.II.18) attachement moteur au support

### II.3.8 Harnais électrique

Le système électrique fournis aux éléments d'avion et au moteur la puissance nécessaire pour alimenter :

- Les systèmes de commande.
- Les circuits de signalisation (indication).

- La transmission des signaux électrique engendrés par les divers capteurs.

Il y a deux groupes d'harnais :

- Les harnais du moteur.
- Les harnais associés aux supports.

### II.3.9 L'hélice

L'hélice a pour rôle de fournir une force de traction en prenant un appui sur l'air à la façon d'une voilure tournante. L'hélice installée sur l'ATR 72-500 est une hélice à **6 pales** «type Hamilton standard 568F » ; elle est de type à pas variable entraînée par la turbine libre par l'intermédiaire d'un réducteur de vitesse RGB, elle est commandée hydromécaniquement.

**568F** a pour référence :

**5** : type de model important (pour le transporteur régionale).

**6** : le nombre des pales.

**8** : indique la taille de pied de pale.

**F** : le système d'hélice monté à bride.

Les caractéristiques principales de l'hélice du PW127F sont :

<b>Diameter</b>	12.9 ft (3.93m)
<b>Poids</b>	180 Kg (400 lbs)
<b>Rotation</b>	Sens horaire (regardant de l'avant) ↻
<b>Vitesse de rotation</b>	1200 RPM correspondant à 100 % NP
<b>La plage de variation de pas</b>	-14° à 78.5°
<b>L'angle de mise en drapeau</b>	78.5°
<b>L'angle d'inversion de pas</b>	-14°

Les parties principales de l'hélice du moteur PW127F sont :

- **6 pales** : chaque pale contient un réchauffeur en caoutchouc qui offre du possibilités de dégivrage.

- **Un moyeu** : transmet le couple du moteur aux pales contenant 5.28 litres d'huile pour la lubrification du mécanisme de changement de pas.

- **Un vérin** : pour le changement de pas.

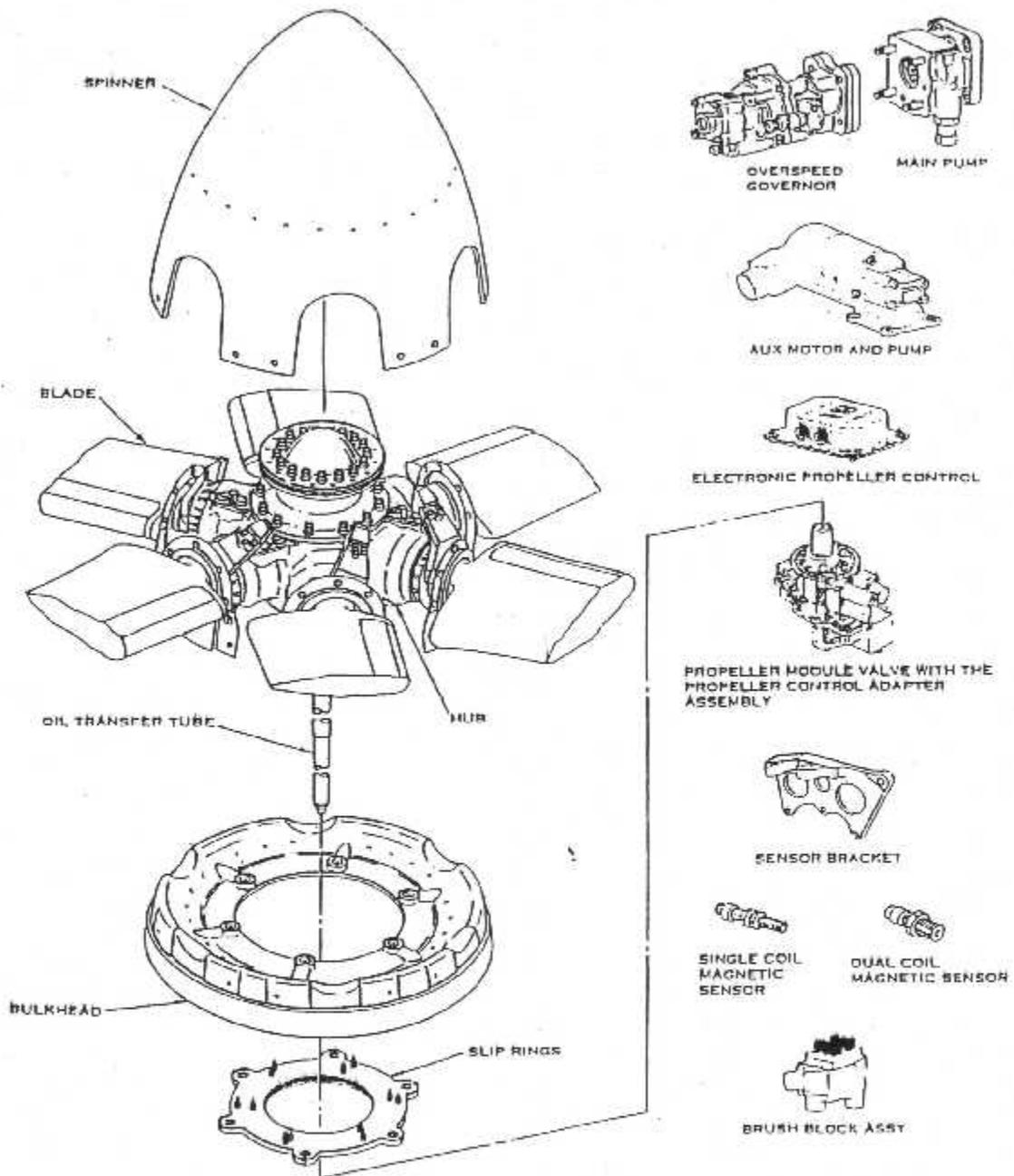
- **Un cône** : c'est un carénage en aluminium qui couvre la dôme.

- **Un dôme** : contient le mécanisme de variation de pas.

- **Une cloison étanche** : il supporte le cône est contient les cibles pour la mesure des vitesses d'hélice.

- **Un tube de transfert d'huile.**

• L'attacheement d'hélice.



(fig.11.19) l'hélice du PW 127F de l'ATR 72

### II.3.9.1 Système de commande d'hélice

Le système d'hélice comporte les éléments suivants :

#### PEC : Unité Electronique de contrôle d'hélice

Elle assure le contrôle de la boucle fermée au système de changement du pas, et détecte, traite les défauts du système.

#### PVM : Module de valve d'hélice

Il reçoit des entrées électrique, mécanique, et hydraulique à partir de cockpit et du PEC et fournit l'huile au servomoteur et le PEC et est employé comme un régulateur de vitesse.

#### PIU : Unité d'interface d'hélice

Elle réalise la liaison entre le PEC et le sélecteur PWR MGT.

### II.3.9.2 Fonctionnement d'hélice

La commande d'hélice est réalisée par le levier de condition qui a 4 positions :

#### 1) Position « Fuel S.O » :

La valve de carburant HP dans le HMU est fermée, donc pas de débit de carburant.

#### 2) Position « FTR » :

L'angle de pale est  $78,5^\circ$ , donc pas de traînée et pas de traction.

#### 3) Position « AUTO » :

Permet la sélection de NP par le PWR MGT à travers le PIU.

- 100 % NP pour TO et MCT.

- 82 % NP pour CLB et CRZ.

#### 3) Position « 100 % OVRD » :

Le PEC par le PVM commande NP à 100 % et est limité à 102 % par le régulateur de survitesse.

#### 4) Position « NP 100 % auto sel » :

5) A la prise de terrain, la commande est réglée à :

- PL : FI.

- CL : AUTO.

- PWR MGT: TO.

### II.3.9.3 La mise en drapeau d'hélice

La mise en drapeau d'hélice peut être effectuée :

- Manuellement, par le levier de condition, et pendant l'opération d'entretien.

- Automatiquement à la phase de décollage.

### II.3.9.4 Les survitesses d'hélice

Le régulateur de survitesse permet de protéger l'hélice contre les survitesses en cas de panne ou de mal fonction de régulateur PVM, il est réglé pour limiter la vitesse d'hélice à 102 % NP.

#### **II.3.9.5 Le frein d'hélice**

Le d'hélice est une unité hydromécanique, installé sur le RGB de moteur droit, permettant l'immobilisation de l'hélice et de la turbine libre.

# **CHAPITRE N° 3 :**

**Methode**

**de maintenance**

### III MAINTENANCE DU MOTEUR PW127F

#### III.1 Définition de la maintenance

La maintenance est définie comme étant ensemble des interventions permettant de maintenir ou rétablir un matériel à son potentiel de performances et de disponibilité à un niveau fixé par l'autorité responsable de l'état.

#### III.2 Objectifs de la maintenance

Les objets de la maintenance sont :

- Assurer la sécurité au plus haut niveau (navigabilité).
- Assurer la disponibilité (diminuer le temps d'arrêt).
- Assurer le coût minimum (économie).

#### III.3 Inspection programmée / intervalles de maintenance

L'inspection programmée / intervalles de maintenance comporte des inspections Boroscopiques et visuelles des parties externes et internes du moteur, des vérifications spécifiques de maintenance et des limites potentielles deux révisions successives.

Un opérateur a le choix de maintenir le moteur complet ou chaque module individuel sur des intervalles séparés d'inspection / restauration avec référence de tableau (1) au tableau (4), l'intervalle initial est le temps accumulé de production, de révision ou de remise en état, du module qui s'est produit pour la dernière fois.

##### III.3.1 Méthode d'entretien du moteur

**Nota :** l'intervalle de seuil est le temps spécifique, auquel l'inspection d'un module soit effectuée en cycle du vol, en heures de vol, ... etc.

#### A. Avion à utilisation haut (plus de 1200 heures / an) avec des moteurs maintenus sur le « hard-time » ( tableau (01))

1- les moteurs sont maintenus sur un intervalle de seuil fixé d'inspection (Hard-time) en commun accord avec un programme de maintenance défini dans la documentation application applicable (MRB). Si l'inspection de seuil et les intervalles d'inspection des sections chaudes (HSI) ne sont pas inclus, référer au programme recommandé par P&WC.

2- Les moteurs maintenus sur un intervalle de seuil fixé d'inspection en commun accord avec le programme de maintenance recommandée par P&WC.

Les moteurs maintenus sur un intervalle fixé de l'inspection du (MRB) et les programmes recommandés par P&WC. Les opérateurs sont responsables d'avoir des programmes individuels qui peuvent contenir la révision avec escale et les intervalles de HSI approuvés par l'autorité compétente de la navigation.

3- les accessoires du moteur doivent être surveillés, avec le seuil de dépôt basé sur l'expérience des opérateurs.

#### **B- Avion à utilisation basse (moins de 1200 heures / an ) avec des moteurs maintenus sur le «Hard-time» (tableau (02))**

1- Les opérateurs qui interviennent dans la maintenance des avions à utilisation basse doivent se confirmer aux inspections périodiques, tâches d'entretien, fréquences et limites potentielles entre deux révisions successives.

2- Les accessoires du moteur doivent être surveillés avec le seuil de dépôt basé sur l'expérience de l'opérateur.

#### **C. Programme d'entretien selon l'état (tableau (3))**

1- Le moteur PW 127F peut être maintenu en commun accord avec un programme de maintenance selon l'état dans lequel est défini dans le document de MRB et les recommandations applicables de P&WC. Les opérateurs ont la responsabilité de faire approuver un programme individuel par leur autorité compétente de navigabilité.

2- Le programme d'entretien selon l'état (OCP), recommandé par P& WC comprend les inspections, les tâches d'entretien et les fréquences périodiques détaillées dans le tableau 3. Un moteur considéré est habilité au programme d'entretien selon l'état s'il est nouveau ou il n'a aucune heure de vol depuis la révision. Le programme peut également être appliqué aux moteurs en service.

### **III.3.2 Définition de « SOFT-TIME » et de « HARD-TIME »**

#### **1. Temps doux (soft-time) *Potentiel* ;**

- Le temps doux est défini comme un intervalle minimum économique avant la restauration complète de moteur / module ; il est recommandé pour les

opérateurs entretenant le moteur suivant un programme selon l'état. Si un module atteint le temps doux déclaré, il n'est pas obligé de le changer dans l'immédiat.

- Quand le moteur est démonté de l'avion, le moteur / module a passé le « soft-time » ; il est considéré économiquement salubre pour réparer les modules moteur.

## 2. Temps dur (hard-time)

La définition approuvée par le ministère du transport canadien, du temps dur est la suivante :

C'est l'intervalle de seuil maximum entre deux révisions successives du moteur / modules effectué pour les opérateurs qui n'ont pas :

- Maintenu le moteur selon un programme d'entretien selon l'état, ou
- Un programme d'escale approuvé pour leurs flottes par l'autorité compétente.

### 1. Tableau 01

Inspections périodiques, tâches de maintenance, limites de vie pour chaque révision. Programme d'intervalles d'inspection fixé et recommandé par P& WC d'un avion à utilisation haute.

Composants	Inspection /Taches	Durée de vie
Moteur PW127F	Révision générale	7000 HDV
Réducteur de vitesse(RGB)	Révision générale	7000 HDV
Module turbomachine	Révision générale	7000 HDV
Enveloppe externe de la chambre de combustion	Borooscopie	500 HDV
Les ailettes de la turbine HP	Détaillé au manuel de révision	13000 CYCLES
Unité de contrôle d'hélice (PEC)	Visuel	3000 HDV
Les roulements de frein d'hélice	Visuel	2500 HDV
HMU	Visuel	600 HDV
<b>Système d'huile</b>		
Filtre d'huile principale (non-nettoyable)	Rejeter	1250 HDV

Les filtres d'huile (nettoyable) principaux et de refoulement	Inspecter / nettoyer	1250 HDV
Indicateur du filtre de récupération d'huile by-pass du filtre d'huile principale	Visuel	Approx. 65 HDV
Indicateur by-pass du filtre de	Visuel	Approx. 125 HDV
Chip detector	Surveillance	65 HDV
Chip detector	Contrôle opérationnel	1500 HDV
Niveau d'huile	Visuel	32 HDV
<b>Système de carburant</b>		
Filtre HP de la pompe de carburant	Visuel Inspecter / nettoyer	1250 HDV
Filtre de carburant BP de réchauffeur de carburant	Visuel Inspecter/ nettoyer	1250 HDV
Les injecteurs carburants	Restauration	1000 heures
<b>Système d'allumage</b>		
Bougie d'allumage	Visuel	300 HDV
Système d'allumage	Opérationnel	2000 HDV
<b>Système de commande d'hélice</b>		
Système de mise en drapeau Automatique	Opérationnel	600 HDV
Régulateur de survitesse	Opérationnelle	2400 HDV
Control de EEC	Opérationnelle	600 HDV

**Nota :**

Les heures accumulées doivent inclure les heures quand le moteur fonctionne dans le mode « HOTEL ».

Un moteur est dans le mode « HOTEL » quand l'hélice est stoppée (le frein d'hélice est ouvert « ON ») et le moteur est utilisé comme une unité de puissance auxiliaire.

Les heures accumulées dans le mode « HOTEL » doivent être ajoutées aux heures de vol comme suit :

**Heures totales = Heures de vol + heures dans le mode «HOTEL»**

Alternativement ; les heures totales peuvent être calculées comme suit :

**Heures totales = Heures de vol + Heures dans le mode « HOTEL » X ((NH-0.69)/0.12)**

Par conséquent, pour un moteur qui a fonctionné durant une période de 5000 heures en vol, 1000 heures dans le mode «HOTEL» à NH = 69 % et 500 heures à NH = 76 %. Les heures totales peuvent être calculées comme suit :

$$\begin{aligned} \text{Les heures totales} &= 5000 + 1000(0.69 - 0.69)/0.12 + 500 ((0.76 - 0.69)/0.12) \\ &= 5000 + 0 + 292 \\ &= 5292 \text{ HDV.} \end{aligned}$$

- La durée de vie des ailettes de la turbine HP est calculée en nombre de cycles, tel que chaque cycle est égal à un vol.

## 2. Tableau 02

Inspections périodiques, tâches de maintenance, limites de vie des révisions-moteurs à utilisation basse opérée sur le « hard-time » :

Composants	Inspection / Taches	Durée de vie
Moteur PW127F	Révision générale	7000 HDV
Réducteur de vitesse (RGB)	Révision générale	7000 HDV
Module turbomachine	Révision générale	7000 HDV
Enveloppe externe de la chambre de la chambre de chambre de combustion	Boroscopie	500 HDV
Les ailettes de la turbine HP	Manuel de révision générale	13000 cycles
<b>Condition externe</b>		
Réducteur de vitesse et le carter d'entrée d'air avant et arrière	Contrôle visuel de corrosion	600 HDV
Réchauffeur carburant/ huile	Contrôle visuel de l'enrobage	600 HDV
Conduite de sortie diffuseur	Visuel	600 HDV

Compresseur centrifuge BP	Visuel ou par la Boroscopie	1250 HDV
Système d'huile	Contrôle visuel des composantes pour la sécurité	600 HDV
	Vérification visuelle du niveau d'huile	32 HDV
	Changement d'huile	Comme exigé par l'analyse des huiles ou 1250 HDV ou 450 HDV si le moteur a opéré moins de 50 heures par mois
Filtre d'huile principale	Rejeter	1250 HDV
Filtres d'huile principale et de récupération	Inspecter/nettoyer/test au point fixe	1250 HDV
<b>Indicateur de by- pass</b>		
Indicateur by-pass du filtre d'huile principale	Visuel	125 HDV
Indicateur de by/ pass du filtre d'huile de récupération	Visuel	125 HDV
Chip detector	Surveillance (vérification continue ou inspection visuelle)	65 HDV
Unité de contrôle d'huile	Remplacer	3000 heures
<b>Frein d'hélice</b>		
Les roulements de frein d'hélice	Remplacer	2500 HDV
<b>Système de carburant</b>		
Filtre de la pompe de carburant HP	Inspecte / nettoyer / test de point fixe	1250 HDV
Filtre de carburant BP de réchauffeur de carburant	Inspecter / nettoyer / test de point fixe	600HDV ou une année maximum
Les injecteurs carburants	Restauration	1000 HDV
<b>Système d'allumage</b>		
Bougie d'allumage	Visuel	300 HDV

Système d'allumage	Opérationnel	1250 HDV ou une année maximum
Système de mise en drapeau automatique	Opérationnel	Avant le 1 vol de jour
Régulateur de survitesse	Opérationnel	Avant le 1 vol de jour
Contrôle de la EEC	Opérationnel	600 heures

### 3. Tableau 03

Inspections périodiques, tâches de maintenance, limites de vie des révisions, programme de maintenance selon l'état recommande par P&WC.

Composants	Inspection/tache	Intervalle initial
Enveloppe extérieur de la chambre de combustion	Boroscopie	500 HDV
<b>Conditions externes</b>		
RGB et le carter d'entrée d'air arrière pour la corrosion	Visuel	600 HDV
Enrobage de réchauffeur d'huile carburant	Visuel	600 HDV
HMU, tuyauteries d'huile / carburant	Visuel	600 HDV
Tuyauteries de décharge et les conduits de sortie diffuseur	Visuel	600 HDV
Câbles électriques et d'allumage	Visuel	600 HDV
Aubes fixes de la turbine HP, ailettes	Boroscopie (inspection/vérification)	3000 HDV
Compresseur centrifuge BP	Visuelle / Boroscopie	1250 HDV
Unité de contrôle d'hélice (PEC)	Remplacer	3000 HDV

Roulement du frein d'hélice	Remplacer	2500 HDV
Assemblage disque et rotor	Visuel	1600 HDV
Ailettes de la turbine HP	Détaillé au manuel de révision	13000 cycles
<b>Système d'huile</b>		
Surveillance de consommation d'huile et vérification du niveau d'huile	Surveillance et contrôle opérationnel	1500 HDV
Filtres d'huiles principales et de récupération	Vérification de renfort	Approx. 100 HDV
Filtre d'huile principale (non nettoyable)	Rejeter	1250 HDV
Filtre d'huile principale et de récupération (nettoyable)	Inspecter/nettoyer (inspection/vérification)	1250 HDV
<b>Indicateurs de by-pass</b>		
Indicateur de by-pass du filtre d'huile principale	Visuel	Approx. 65 HDV
By-pass du filtre de récupération d'huile	Visuel	Approx. 125 HDV
<b>Système de carburant</b>		
Filtre HP de la pompe carburant	Inspection/nettoyage	1250 HDV
Filtre de carburant BP du réchauffeur de carburant	Inspection nettoyage	600 HDV
Injecteurs du carburant	Restaurer	100 HDV

### III.4 Inspection non programmée

Une inspection non programmée est effectuée quand le moteur soit il est soumis à la fatigue, soit il a dépassé les limites de fonctionnement ou il donne des performances insuffisantes. Si le résultat de l'inspection implique le démontage immédiat du moteur, un rapport écrit énonçant les causes de dépôt en détaille doit être envoyé avec le moteur à un service de révision/réparation. Si un moteur opérationnel doit être déposé, un contrôle d'assurance de puissance est recommandé avant le dépôt du moteur pour déterminer l'ampleur de la réparation exigée.

**Nota :** le contrôle d'assurance de puissance ne doit pas être effectué sur des moteurs ayant des limitations excédées de fonctionnement (survitesses, surchauffes... etc.) ou sur des moteurs ayant des défauts pouvant s'accroître avec l'utilisation prolonger du moteur.

#### III.4.1 Survitesse au-dessus des limites

En cas des survitesses, il faut contrôler le système d'indication de la vitesse, si le résultat est non satisfaisant, il faut effectuer les actions d'entretien suivantes :

\* Si la survitesse de NH, NL ou NP était au-dessus des limites transitoire, déterminer et rectifier les causes de la survitesse, déposer le turbomachine et renvoyez-le dans un atelier de révision pour lui effectuer une inspection de survitesse selon les instructions du manuel de révision.

\* Si la survitesse de NH était supérieure à la limite du décollage normale indiqué dans le manuel de vol, il faut effectuer un contrôle d'assurance de puissance.

#### III.4.2 Température excessive (surtempérature)

On procède à un contrôle fonctionnel du système d'indication de température moteur, si le résultat est défavorable, on effectue les opérations de maintenance suivantes :

• Lorsque les températures sont au-dessus des limites durant le décollage normal, on effectue la procédure énoncée pour le cas de la détérioration des performances.

• Températures supérieures à 800° C : des machines sont remplacer à cause de la température excessive (supérieur à la limite ), il doit être transporté à un atelier de révision pour que l'inspection / réparation soit effectuée selon les instructions du manuel de révision.

### III.4.3 Ingestion des matériaux durs (pierres, vis, outils,...)

- Contrôlez les roues compresseur HP et BP, pour déceler les dommages causés par des objets étrangers (FOD).
- Effectuez un contrôle d'assurance de puissance.

### III.4.4 Ingestion d'impacts d'oiseaux des matériaux doux (tissu, sachets...)

• Les agrégats restant sur les aubes du compresseur ou dans les conduites de sortie diffuseur BP confirment qu'un oiseau ou un métal doux a traversé le moteur et probablement a contaminé le système d'air, les injecteurs du carburant et les passages d'air de refroidissement des ailettes la turbine HP. Si la contamination se produit, des composants de section chaude détériorent rapidement.

Augmentant le coût rénovation (restauration) ; Par conséquent, les opérateurs interviennent pour procéder à une inspection des sections chaudes (HSI)

Les actions demandées sont :

- Le contrôle de la conduite de sortie de diffuseur BP, des roues compresseurs BP et HP dans le but de détecter le dommage causés par des objets étrangers (FOD) et les restes d'oiseaux ou de matériaux doux.
- Le contrôle des injecteurs de carburant et de la valve de commutation « P2.5/P3 switching valve ».
- Effectuer un lavage rétablissement des performances.
- Effectuer un contrôle d'assurance de puissance.

### III.4.5 Stoppage soudain d'hélice

Un arrêt soudain d'hélice se produit quand une hélice s'arrête de tourner, il est due au contact avec un objet dur (terre, équipement de service au sol,...). Pour cela il faut démonter le module réducteur de vitesse et l'envoyer à un atelier de révision pour une inspection du manuel de révision.

### III.4.6 Les impacts d'hélice causant le dommage structural des pales

Le dommage structural des pales est important quand :

- La coquille de la pale est assez endommagée.
- Le longeron de la pale d'hélice est coudé (tordu).
- Les composants de rétention de la pale (roulement à bille, palier ... etc.) dans le moyeu de l'hélice sont endommagés.
- Les vibrations sont rapportées par l'équipage.

**Nota :** Les dommages se produisent dans la pale quand :

- Une hélice tournante touche un objet qui cause une variation de vitesse, ou un dommage structural de la pale.
- L'hélice stationnaire est touchée par un objet mobile qui cause un dommage structural de la pale.

Tous les autres dommages sont considérés comme non structurale et petit.

En cas d'un dommage dans l'hélice, il faut démonter le moteur et l'envoyer a l'atelier de révision pour lui effectuer une inspection en se conformant aux instructions du manuel de révision.

#### **III.4.7 Baisse ou perte de la pression d'huile**

La baisse ou la perte de la pression d'huile est définie comme étant le fonctionnement du moteur dans une marge qui est inférieur aux limites exigées. En cas de ce problème il faut suivre la procédure d'entretien suivante :

- Contrôler le système d'indication de pression d'huile, s'il n'est pas satisfaisant on arrête moteur et on effectue les opérations suivantes :
  - Tourner l'hélice par la main et détecter a l'oreille les bruits venant de réducteur de vitesse ou des roulements de la turbine libre.
  - Tourner le rotor HP et détecter les bruits venant a partir des roulements, joints, pignons, compresseur et turbine HP.
  - Tourner le rotor BP et écouter les bruits venant à partir des joints, pignons, compresseur et turbine BP.
  - Si les bruits sont entendus, il faut remplacer le moteur.
  - Démonter puis inspecter le « chip detector » et le filtre d'huile de récupération et de refoulement, puis effectuer la procédure pour les débris dans le système d'huile.
  - Si on trouve pas les débris, installer les filtre et le « chip detector ».
  - Si la cause du baisse ou de la perte de la pression d'huile n'a pas été déterminée, vérifier/ rectifier ce qui suit :

- \* Le moteur pour les fuites d'huile externe.
- \* Le niveau d'huile.
- \* L'huile, pour l'odeur du carburant.
- \* Valve de régulation de pression d'huile.

- \* Pompe de pression d'huile.
- Contrôle la valve d'huile de ronflement.
- \* Contrôle la valve d'huile de ronflement.
  - \* Pompe de récupération

- Si on ne trouve pas des débris, il faut faire tourner le moteur durant 10 minutes à 80 % de couple.

- Contrôler le « chip detector » et inspecter visuellement les filtres d'huile de refoulement et de récupération. Si on trouve des débris, il faut effectuer la procédure utilisée en cas de présence des débris dans le système d'huile.

- Contrôler le niveau d'huile, s'il s'abaisse, on effectue les procédures utilisées en cas de la consommation d'huile élevée.

- Surveiller la consommation d'huile pour 65 HDV.

- Contrôler la turbomachine et le « chip detector » du RGB jusqu'à ce que les 65 HDV soient excédées. Si on trouve des débris, il faut effectuer le système d'huile. Le moteur reste en service et les inspections seront effectuées conformément au programme d'entretien approprié.

#### **III.4.8 Carburant dans le système d'huile**

- Remplacer le FCOC.
- Rincer le système d'huile et le radiateur d'huile.
- Vérifier le « chip detector » et les filtres d'huile pour la contamination en métal.

#### **III.5 Inspection / vérification moteur**

Les instructions en détails de cette partie sont nécessaires à l'exécution des inspections non programmées des parties chaudes et des inspections boroscopiques.

##### **III.5.1 Durée de vie des composants de rotor**

Certains éléments mobiles sont soumis à une basse fatigue, due à l'onération cyclique du moteur. Le nombre de cycles (auxquels les composants affectés doivent être remplacés) est spécifié dans les limitations de navigabilité.

### III.5.2 Dommages causent par les objets étrangers (fod)aux compresseurs BP et HP

#### A. Compresseur (BP)

- Inspection visuellement la roue compresseur :
  - Une recherche doit être effectuée quand les roues endommagées sont trouvées, dans le but de déterminer la source de dommage, si le système d'entrée d'air à été fonctionnée correctement P&WC recommande d'effectuer une inspection au niveau du compresseur BP quand l'endommagement de compresseur HP est trouvé :
    - Des précautions doivent être prises pour assurer que d'autres dommages ne se produisent pas dans l'avenir.
    - L'inspection de compresseur BP peut être effectuée par un technicien qualifié en utilisant une source de lumière appropriée et en regardant la roue du compresseur BP par la conduite D'entrée d'air.l'utilisation d'un boroscope est facultative.

#### Procédure

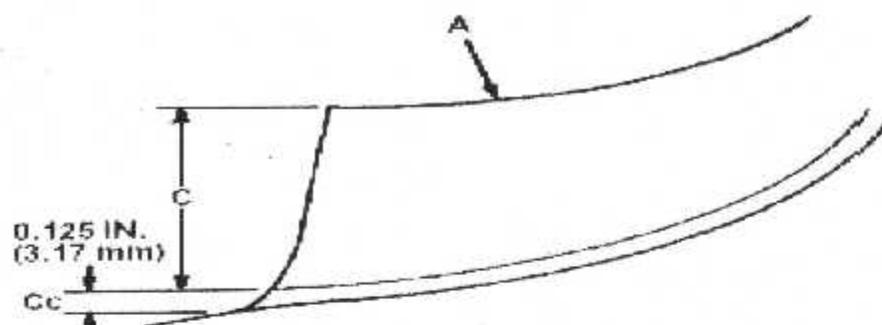
- 1/ Inspectez la roue compresseur HP avant qu'on touche le compresseur BP endommagé et prévoir un changement ou non du moteur.
- 2/ N'utilisez pas les machines outils.

- \* Une bosselure (dent) est la surface endommagée sans les bords pointus.
- \* Une entaille (NICK) est une surface endommagée avec les bords pointus.

Les entailles et les bosselures doivent être surveillés par inspection visuel ou en utilisant un Boroscope.

#### B) Compresseur HP

- On utilise un boroscope pour faire une inspection du compresseur (Voir s'il présente des bosselures, des entailles, des usures ou des fissures).
- Avec les résultats de la boroscopie, on utilise le tableau (1) pour identifier les actions nécessaires basées sur le type et l'endroit de dommage.



(fig.III.1) : Inspection du compresseur HP

Tableau (1)

Type de dommage	Section A (bout d'aube) section C(bord d'attaque s'étend de rayon de racine (emplature)	Section CC (rayon de l'emplature du bord d'attaque)
Bosselure (dent) (Figure (IV2))	Une bosselure moins de 12.7 mm (0.500 in) dans la longueur est utile. Aucune action requise	Une bosselure moins de 12.7 mm (0.500 in) dans la longueur est utile qui est la plupart du temps partiellement à la section CC est utile. Aucune action requise.
	Une bosselure plus de 12.7 mm dans la longueur. Referez vous à la catégorie (1).	Une bosselure plus de 12.7 mm dans la longueur qui avance à la section CC. Referez vous à la catégorie (1)
Entaille (Nick)	Une entaille moins de 0.02 in (0.51 mm) dans la taille est utile. Aucune action requise	Une entaille moins de 0.51 mm dans la taille est utile. Aucune action requise

	Une entaille entre 0.120 à 0.300 in (3.05-7.62 mm) dans la taille. Reférez vous à la catégorie (1).	Une entaille entre 0.02 et 0.04 (0.51-1.02mm) dans la taille. Reférez vous à la catégorie (1)
	Une entaille entre 0.120 à 0.300 in (3.05-7.62 mm) dans la taille. Reférez vous à la catégorie (2)	Une entaille entre 0.04 et 0.08 in (1.02-2.03 mm) dans la taille. Reférez vous à la catégorie (2).
	Une entaille plus de 0.300 in (7.62 mm) dans la taille. Reférez vous à la catégorie (3).	Une entaille plus de 0.08 in (2.03 mm) dans la taille. Reférez vous à la catégorie (3).
Usure (tear)	Une usure moins de 0.020 (0.51 mm) dans la taille est utile. Aucune action requise	Une usure entre 0.020 à 0.040 in (0.51-1.02 mm) dans la taille. Reférez vous à la catégorie (1).
	Une usure entre 0.020 à 0.120 in (0.51-3.05 mm) dans la taille. Reférez vous à la catégorie (1)	Une usure entre 0.040 à 0.080 in (1.02-2.03 mm) dans la taille. Reférez vous à la catégorie (2).
	Une usure plus de 0.300 (7.62 mm) dans la taille. Reférez vous à la catégorie (3)	Une usure plus de 0.080 in (2.03 mm) dans la taille. Reférez vous à la catégorie (3).
Fissure (crack)	Une fissure moins de 0.020 in (0.51 mm) dans la taille est utile.	Aucune fissure dans cette section. Reférez vous à la catégorie (3).
	Une fissure entre 0.020 à 120 in (0.51-3.01 mm) dans la taille. Reférez vous à la catégorie (2)	
	Une fissure plus de 0.300 in (762 mm) dans la taille. Reférez vous à la catégorie (3).	

**Nota :**

- Le terme « taille », est utilisé pour une entaille (Nick), usure (Tear) ou fissure (Crack), il est défini comme la plus grande dimension, longueur ou profondeur caractérisant les dommages.

- Si n'importe quel FOD a causé le pompage du moteur. Le moteur doit être déposé :

- **Catégorie 1 :**

Notez la taille et le type du dommage trouvé, faites une inspection boroscopique ultérieure après 100 heures. Si l'inspection ultérieure indique le non-changement dans la condition du dommage de l'inspection initiale, aucune action est demandée. Si n'importe quelle fente (fissure) est en voie de se développer dans la taille ou de se propager à partir de la section endommagée, le moteur doit être programmé pour le dépôt au moins 10 heures après.

- **Catégorie 2 :**

Notez la taille et le type du dommage trouvé, faite une inspection à des intervalles ne dépassant pas 200 heures jusqu'au 1000 cycles maximums, après le moteur doivent être enlevé, si n'importe quelle fissure augmente dans la taille ou se propager à partir de la section endommagée, le moteur doit être programmé pour être déposer au moins 10 heures après.

- **Catégorie 3 :**

Le moteur doit être programmé pour être déposer au moins 10 heures après.

### III.5.3 Inspection boroscopique

La Boroscopie est habituellement une procédure de dépannage effectuée pour déterminer les raisons de la détérioration des performances en effectuant une analyse des pattes pour déterminer la section qui doit être soumise à la Boroscopie.

#### A. Précaution

1/ Le Boroscope est fragile et vulnérable au rayonnement, choc, torsion et cisaillement. Le soin est demandé pendant la manipulation pour éviter les dommages et les problèmes.

2/ La torsion excessive de fibrescope (analyseur de fibres) peut diviser les fibres optiques.

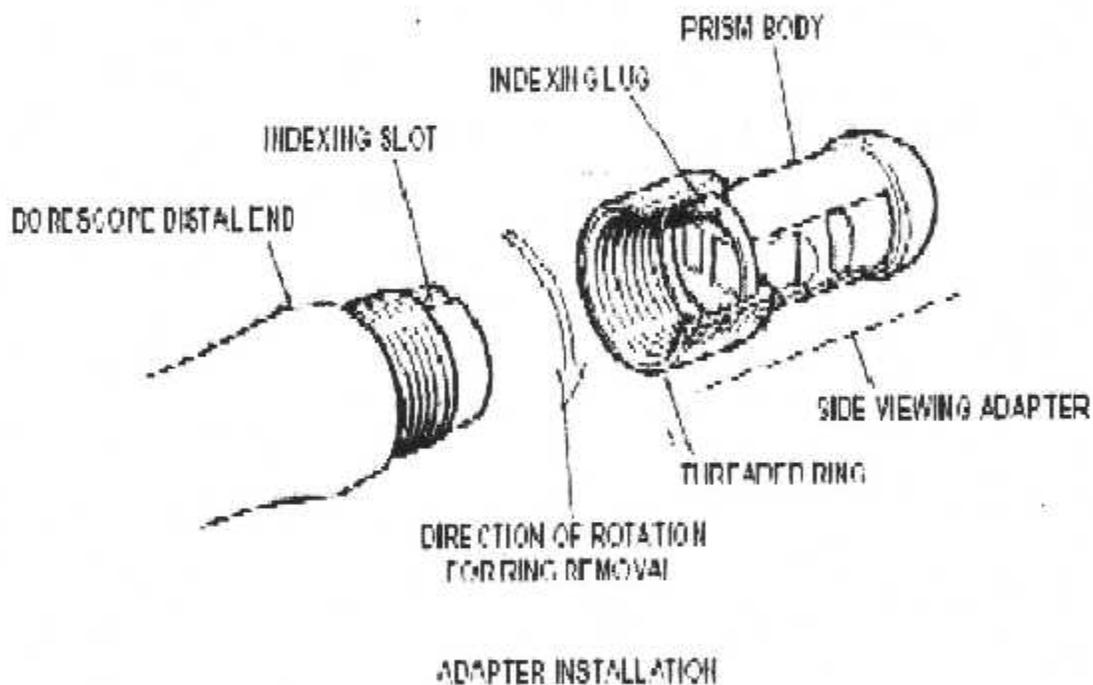
3/ La chaleur peut endommager le Boroscope, la température du moteur doit être moins de 66° C (150 ° F) avant qu'une inspection puisse être effectuée ; la période de refroidissement normal est de 40 minutes après l'arrêt du moteur.

4/ N'immerge pas le boroscope dans le liquide.

- le boroscope est utilisé pour inspecter l'intérieur du moteur, l'accès est par des portes et ouverture (orifice) créés par le dépôt des composants.

### B. Adapteur de cote visionnement

Il est utilisé pour inspecter les composants localisés à un angle de 90° à l'extrémité de fibrescope. Un anneau est installé pour protéger l'extrémité quand l'adaptateur n'est pas ajusté.



(fig.III.2) : Adapteur de cote visionnement

### C. Source de lumière

Une lampe est utilisée pour fournir l'éclairage. Pour obtenir des meilleurs résultats il faut régler le bouton d'intensité au maximum.

**D. Camera (Appareil photo )**

Un appareil photo est employé avec le Boroscope pour la photographie des dommages.

**E. Tubes de guidage**

Les tubes de guidage sont utilisés pour guider l'extrémité du fibrescope à un endroit prévu à l'intérieur du moteur. Il y a deux types de guidage :

- Tube de guidage flexible installé dans l'orifice de thermocouple T6.
- Tube de guidage rigide installé dans l'orifice d'adaptateur de la tuyauterie de carburant.

**F. Trouble shooting (dépannage)**

Les causes possibles et les remèdes des problèmes rencontrés en employant le Boroscope sont montrée dans le tableau suivant:

PROBLEMES	CAUSES POSSIBLES	REMEDES
Illumination faible (éclairage faible).	<ul style="list-style-type: none"> <li>*L'huile ou les impuretés sur les bout distale ou la prisme d'adaptateur de coté visionne ment</li> <li>*Intensité des sources lumineuse (commutateur réglé au bas )</li> <li>*Lampe défectueuse dans la source lumineuse</li> <li>*Le tube léger de Boroscope endommagé</li> <li>*Transformateur défectueux</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>*Nettoyer employant un objectif propre et un tissu</li> <li>*Placer le commutateur à la haute intensité</li> <li>*Remplacer la pompe</li> <li>*Retournez l'au fabricant pour la réparation</li> <li>*Retour au fabricant pour la réparation</li> </ul>

Définition faible	* Anneau de dioptré pas ajusté correctement  *Fibres endommagées dans le fibrescope  *Eclairage faible	* Ajuster aux yeux  *Retour au fabricant pour le réparer  *Voir le problème précédent
Le type de guidage flexible ou le bout distale de fibrescope ne se déplace pas quand les boutons de commande sont tournés.	*Fils de commande endommagée dans le tube de guidage ou le fibrescope	*Retour au fabricant pour la réparation

**Note :** les réparations doivent être effectuées seulement par le fabricant.

### G. Inspection boroscopique du compresseur BP

La Boroscopie de la roue du compresseur BP peut être effectuée en employant trois routes (orifices) d'accès différent et sans utilisation d'un tube de guidage.

#### 1. Inspection par l'entrée d'air

##### Procédure :

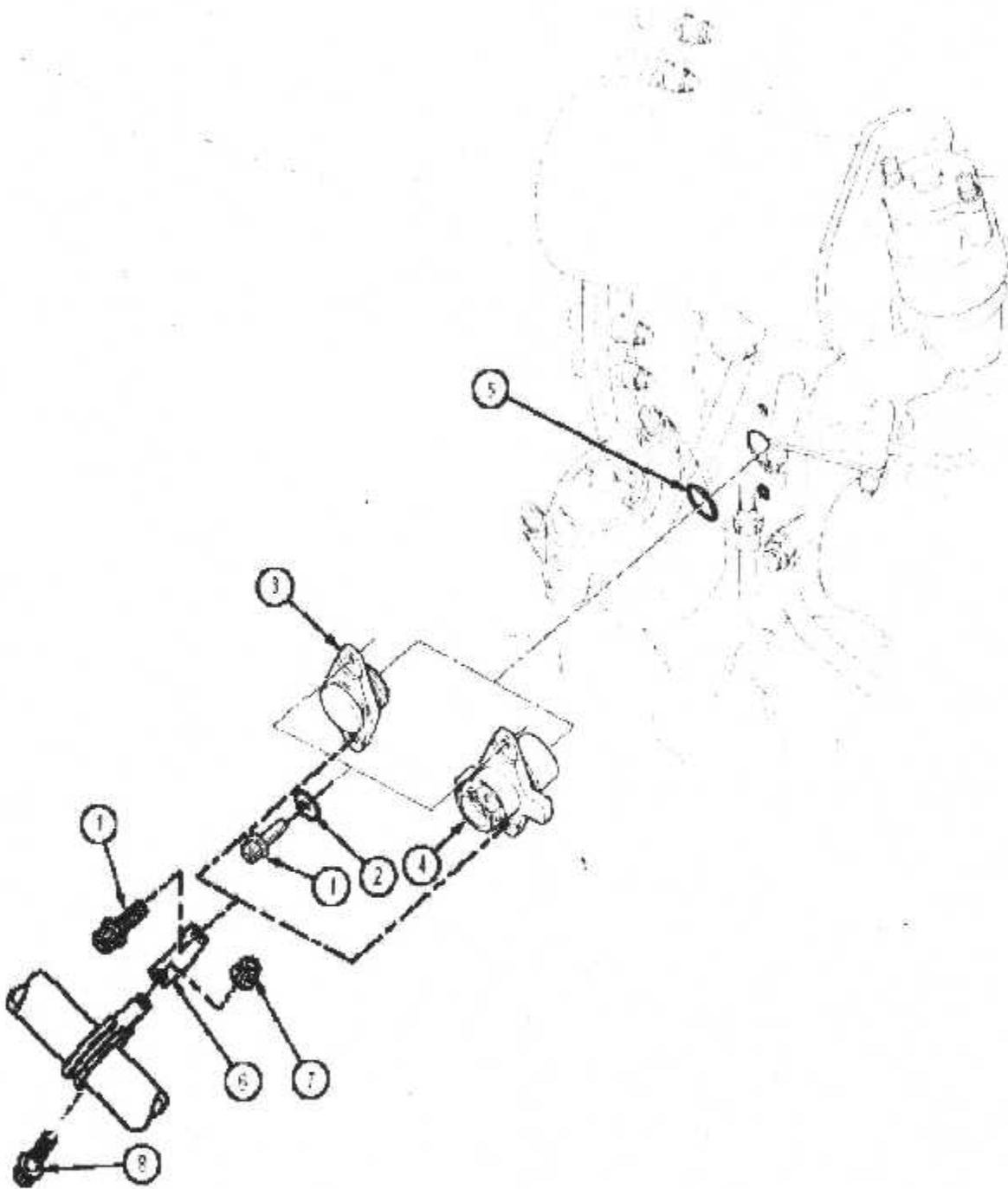
- Enlever la conduite d'entrée d'air.
- Attacher l'outillage de fixation sur une surface commode.
- Fixer l'oculaire à la fixation et relier la source lumineuse.
- En utilisant le fibrescope, en tournant le compresseur et inspectant le compresseur BP.
- Enlever le Boroscope et l'outillage de fixation.
- Installer la conduite d'entrée d'air.

**2. Inspection à travers l'orifice du carter d'entrée d'air**

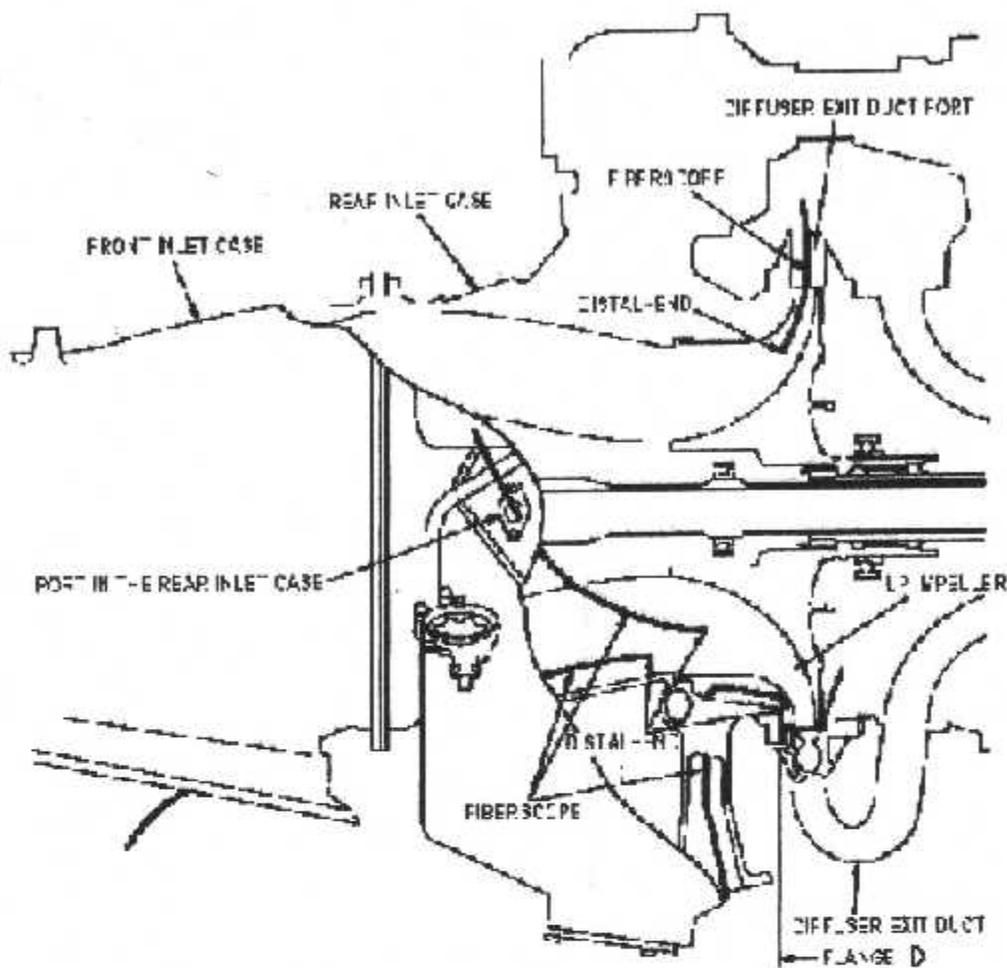
- Enlever l'écrou (7) et le boulon (8).
- Déposer le boulon (1), la rondelle (2), le support (6), le couvercle (3) en utilisant l'extracteur et le joint (5).
- Le soin extrême doit être pris pour assurer que les objets étrangers ne tombent pas dans les orifices ouverts.
- Enlever la conduite de sortie de diffuseur le plus accessible.
- Attacher l'outillage de fixation sur une surface commode.
- Fixer l'oculaire de Boroscope au montage, relier la source lumineuse et insérer le fibrescope dans l'orifice d'inspection.
- Inspecter la roue du compresseur pour déceler les dommages.
- Déposer le fibrescope et l'outillage de fixation.
- Lubrifier le joint avec l'huile à moteur et l'installez sur le couvercle (3).
- Installer la rondelle (2), le support (6) et le boulon (1), le couple de boulon est de 32 à 36 lb.in (3.62-4.07 N.m).
- Installer le boulon (8) et l'écrou (7).
- Installer la conduite de sortie de diffuseur.

**3. inspection par l'orifice du conduit de sortie diffuseur**

- Installer la conduite de sortie du diffuseur le plus accessible.
- Attacher l'outillage de fixation sur une surface commode.
- Fixer le viseur de Boroscope au montage, relier la source lumineuse et insérer le fibrescope dans l'orifice de la conduite de sortie de diffuseur.
- Inspecter la roue du compresseur pour déceler les dommages.
- Enlever le fibrescope et tourner la roue à aube en utilisant le poussoir.
- Enlever le fibrescope et l'outillage de fixation.
- Installer la conduite de sortie de diffuseur.



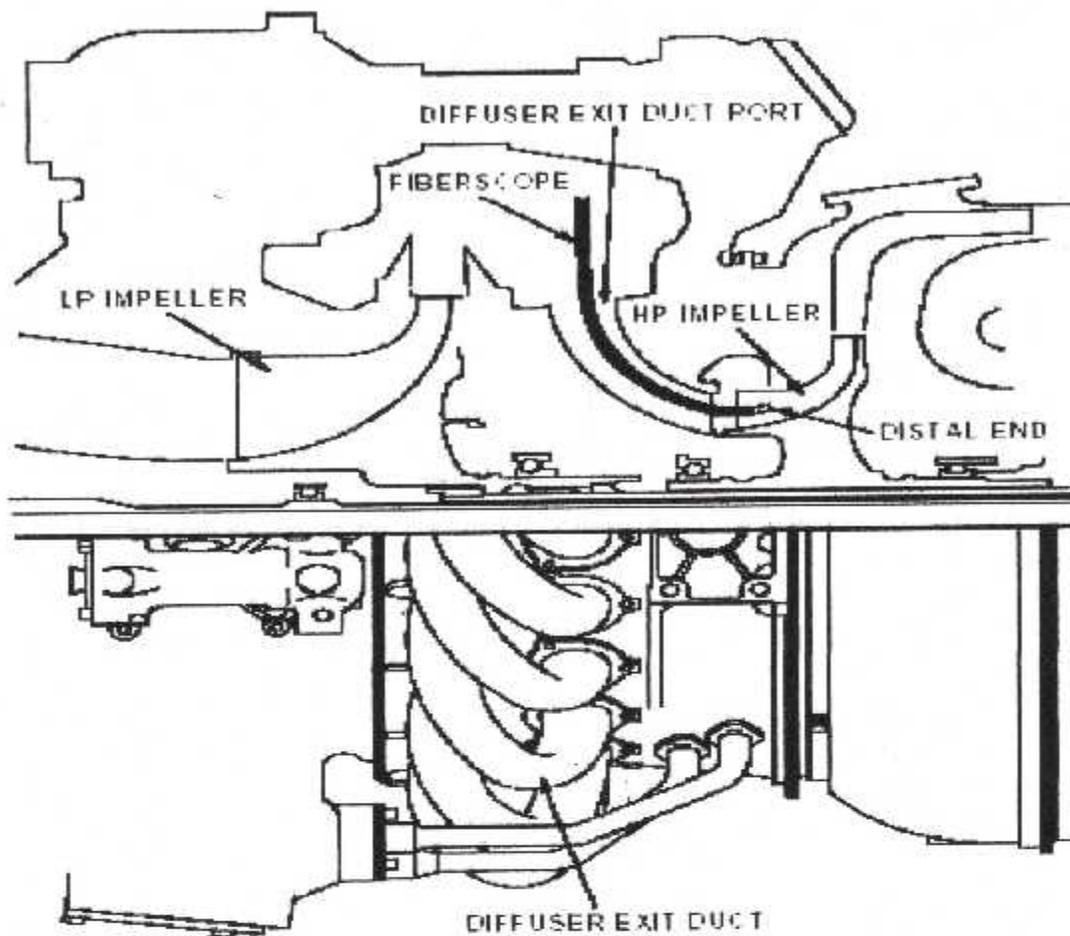
(fig III.3) : Inspection a travers l'orifice du carter d'entrée d'air



(fig.III-4) : Inspection boroscopique du compresseur BP

#### H. Inspection boroscopique du compresseur HP

- Enlever le couvercle de stator /générateur.
- Enlever la conduite de sortie de diffuseur.
- Attacher l'outillage de fixation.
- Fixer le viseur du Boroscope au montage, relier la source lumineuse et insérer le fibroscope dans l'orifice de la conduite de sortie de diffuseur.
- Inspecter la roue du compresseur pour déceler les dommages.
- Enlever le fibroscope et l'outillage de fixation.
- Installer la conduite de sortie de diffuseur.
- Installer le couvercle de démarreur / générateur.



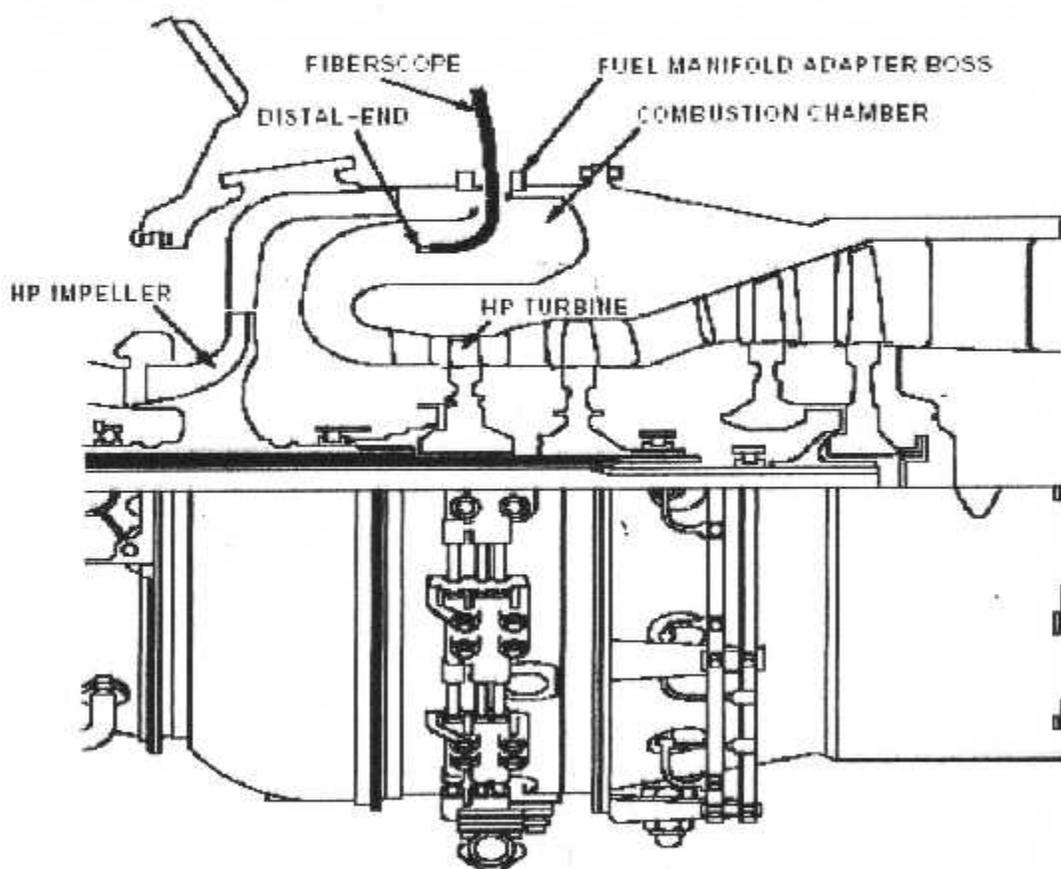
(fig.III.5) : Inspection boroscopique du compresseur HP

### I. Inspection d'assemblage enveloppe de la chambre de combustion, stator et les ailettes de la turbine HP

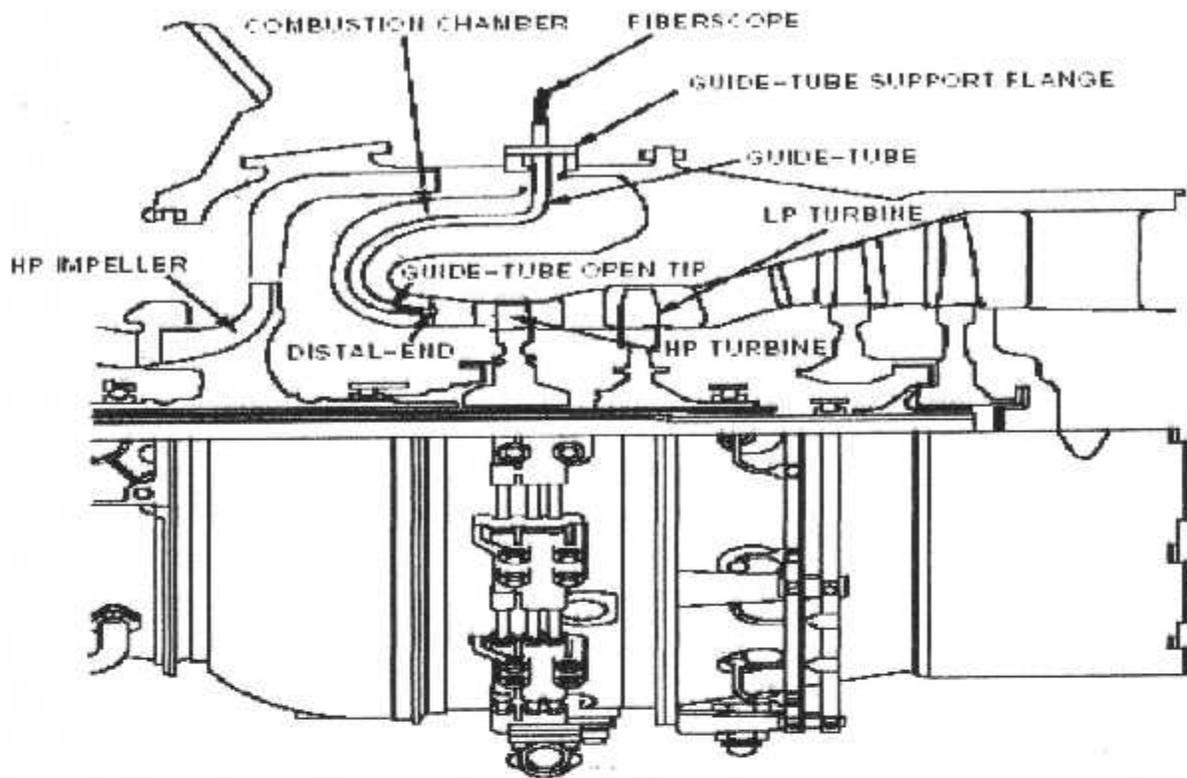
- Assurer que les objets étrangers ne rentrent pas dans le moteur.
- Enlever les collecteurs de carburant et les bougies.
- Attacher l'outillage de fixation à une surface commode.
- Assurer que la température du moteur est au-dessus de 60° C (140° F).
- Insérer le fibroscope dans un adaptateur du collecteur de carburant ou l'orifice de la bougie, relier la source lumineuse et fixer le viseur à l'outillage de fixation.

- Inspecter l'enveloppe de la chambre de combustion pour déceler les dommages, employer les autres orifices pour assurer une inspection complète.
- Il ne faut pas insérer le tube de guidage avec force.
- Déposer le fibroscope et les tubes de guidage qui sont dans les orifices du collecteur de carburant ou dans l'orifice de la bougie.

**Note :** l'inspection boroscopique des ailettes de la turbine HP devrait être effectuée, en employant un orifice d'injecteur de carburant et en faisant tourner manuellement le rotor HP.



(fig.III-6) : Inspection d'assemblage enveloppe de la chambre de combustion

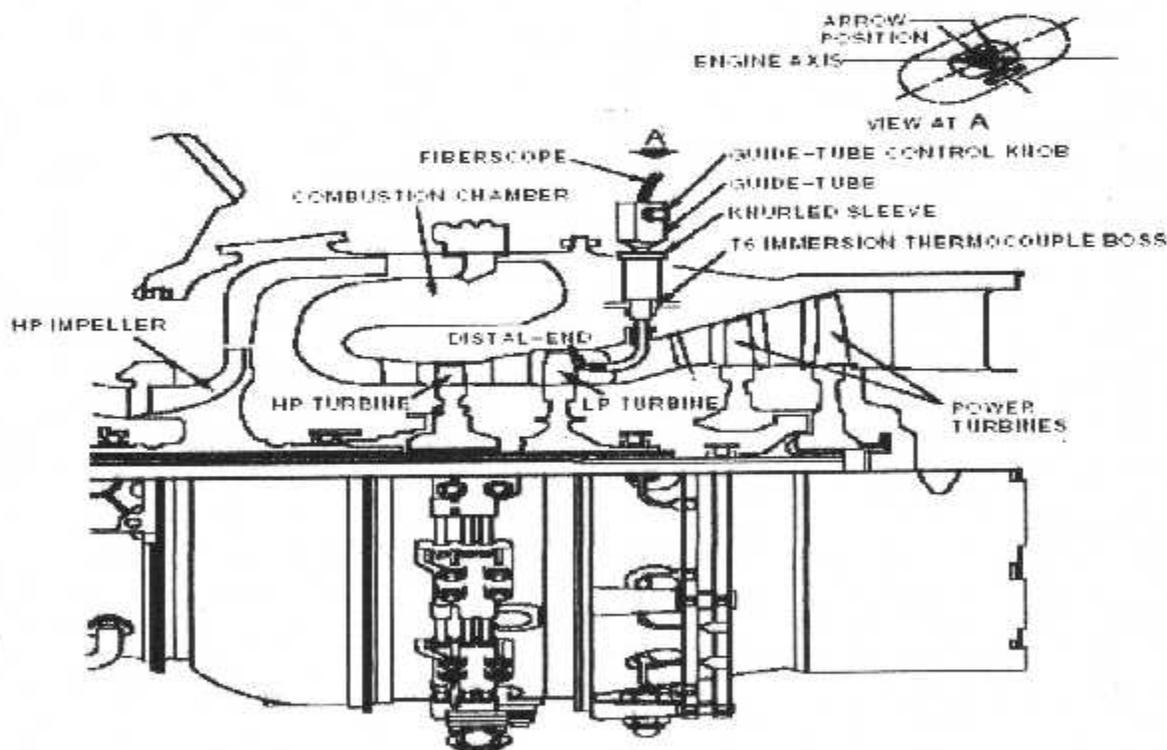


(fig.III.7) : Inspection boroscopique du stator et des ailettes de la turbine HP

#### J. Les aubes de la turbine BP et l'assemblage stator

- Déposer les adaptateurs et le thermocouple T6.
- Assurer que la température du moteur est inférieure à 66° (150° F).
- Installer le tube de guidage flexible de la manière suivante :
  - Assurer que l'extrémité du tube flexible de guidage est droite.
  - Insérer le tube de guidage dans l'orifice du thermocouple.
- Attacher l'outillage de fixation à une surface commode.
- Fixer le viseur boroscopique au montage de fixation et relier la source lumineuse.
- Insérer lentement le fibrescope dans le tube de guidage, tout en regardant par le viseur, puis arrêter l'inspection dès que le bout distal traversera le tube de guidage.
- Tourner lentement le bouton de commande du tube de guidage, pour faire orienter le fibrescope vers les aubes de la turbine BP.
- Assurer que l'extrémité de fibrescope n'est pas entre les aubes de la turbine quand cette dernière est entrain de tourner.

- Tourner le rotor de la turbine HP en suivant les consignes suivantes :
  - Enlever la conduite de sortie de diffuseur et faire tourner la roue du compresseur BP en utilisant un poussoir
  - Enlever l'entrée d'air et faire tourner la roue du compresseur BP manuellement.
- Inspecter la turbine BP pour déceler les dommages.
- Pousser le fibroscope lentement à travers le tube de guidage jusqu'aux ailettes du stator pour déceler le dommages. Ce qui suit doit être effectué pour inspecter l'ensemble du stator :
  - \* Enlever le fibroscope et leur montage.
  - \* Enlever le tube de guidage flexible.
  - \* Répéter les méthodes d'inspection aux orifices du thermocouple T6 restant.
- Installer la conduite de sortie du diffuseur ou l'entrée d'air.



(fig.III.8) : Inspection boroscopique des ailettes de la turbine HP et l'assemblage stator

**K. Inspection boroscopique de l'assemblage stator et les aubes du 1<sup>er</sup> étage de turbine libre**

- Déposer le thermocouple T6 et les adaptateurs.
- Assurer que la température du moteur est au-dessous de 66° C (150°F)
- Installer le tube de guidage flexible comme suite :
- \* Pour éviter les dommages internes insérez le tube de guidage lentement et sans force.
- \* Assurer que l'extrémité du tube de guidage est droite.
- \* Insérer le tube de guidage dans l'orifice au du thermocouple.
- Attacher l'outillage de fixation à une surface commode, et fixer le viseur boroscopique au montage et relier la source lumineuse.
- Insérer lentement le fibrescope dans le tube de guidage et arrêtez-le dès que le bout traversera le tube.
- Tourner lentement le bouton de la commande de tube du guidage pour diriger le fibrescope vers le stator de la turbine libre.
- Inspecter le stator de la turbine libre pour déceler les dommages.
- Inspecter les ailettes du 1<sup>er</sup> étage de la turbine libre, tourner l'arbre d'hélice lentement et inspecter le stator de la turbine libre complètement comme suit :
- \* Déposer le fibrescope et son outillage de fixation.
- \* Déposer le tube du guidage.
- \* Répéter les méthodes d'installation, d'inspection et de dépôt pour les orifices restants.
- Installer les thermocouples et les adaptateurs.

**L. Inspection des ailettes du 2<sup>ème</sup> étage de la turbine libre et de l'anneau stator**

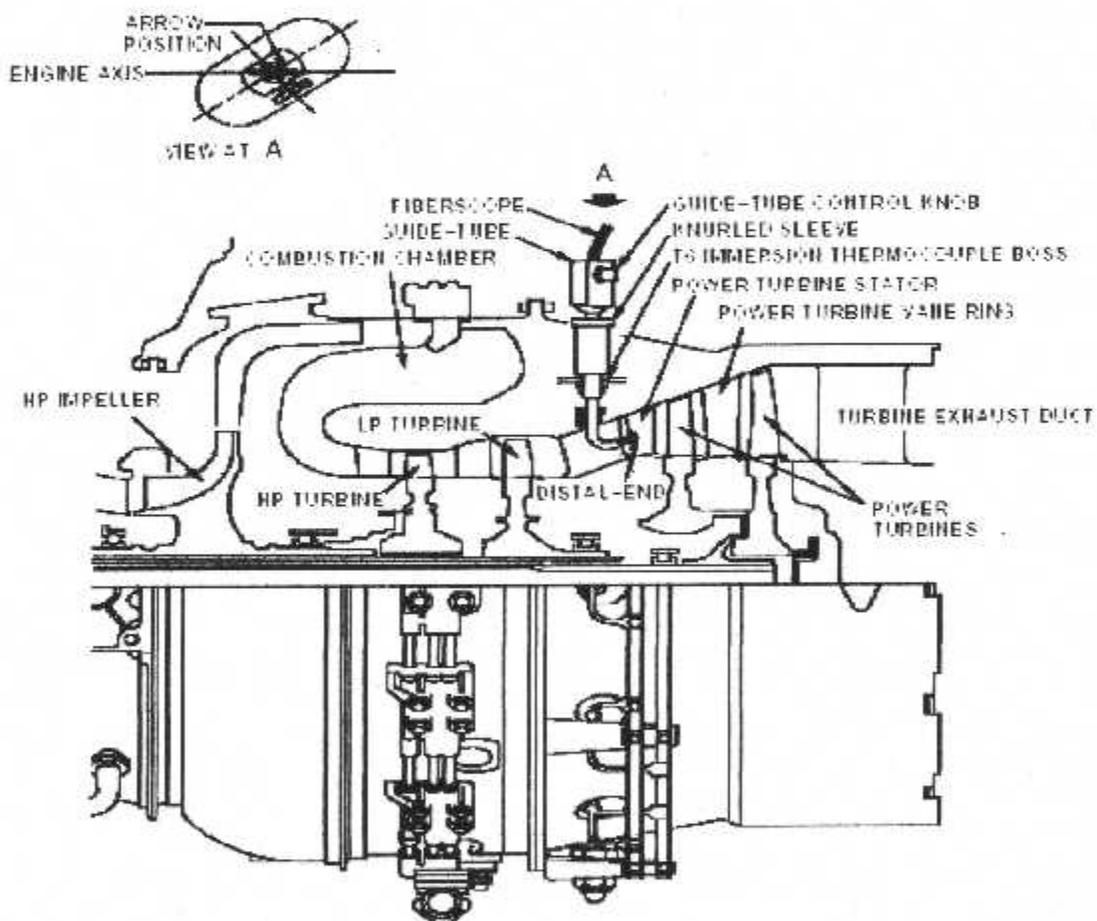
L'inspection boroscopique des ailettes du 2<sup>ème</sup> étage de la turbine libre peut être effectuée en utilisant deux voies d'accès différent et sans utilisation d'un tube du guidage. L'anneau des aubes fixes devrait être inspecté seulement par la conduite d'échappement.

**1. Inspection par orifices (aubes du 2<sup>ème</sup> étage de la turbine libre)**

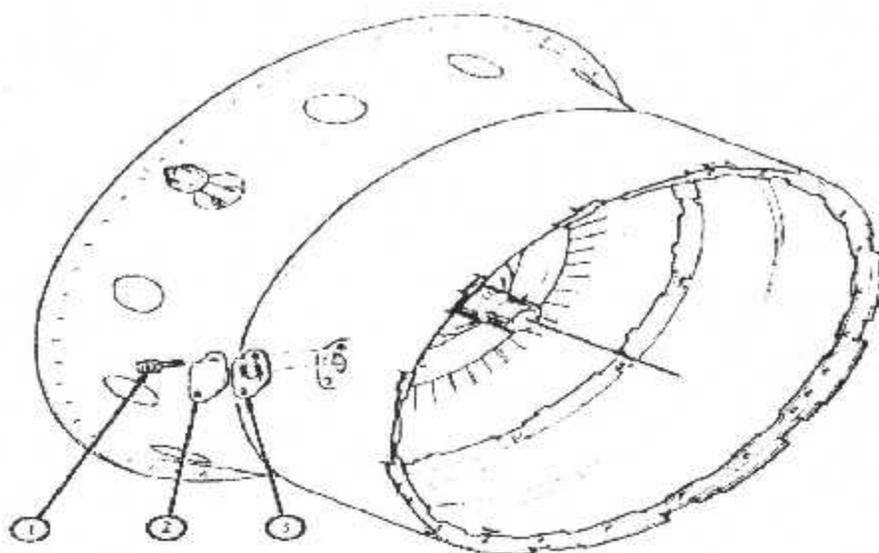
- Enlever le boulon (1), couvre (2) et garniture (3).
- Attacher l'outillage de fixation.
- Fixer le viseur, relier la source lumineuse et insérer le fibrescope dans l'orifice d'inspection.
- Inspecter les aubes du 2<sup>ème</sup> étage de la turbine libre pour déceler les dommages.
- Enlever le fibrescope et leur fixation.

## 2. Inspection à travers la conduite d'échappement (ailettes du 2<sup>ème</sup> étage de la turbine libre et l'anneau stator)

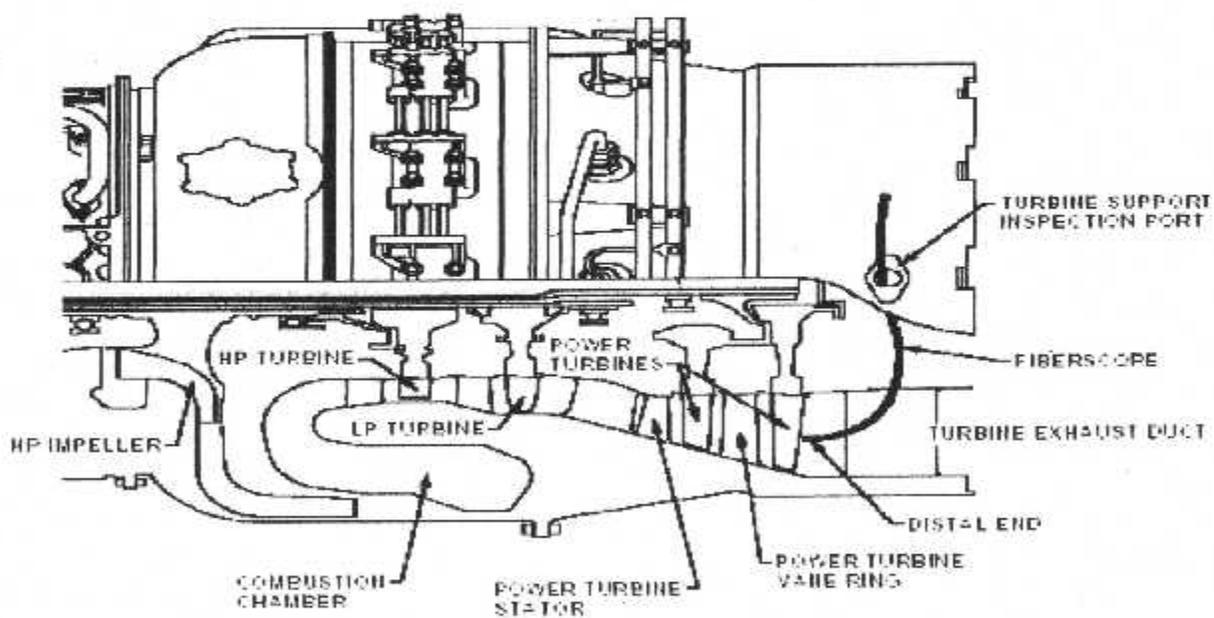
- Déposer la tuyère d'éjection.
- Attacher l'outillage de fixation à une surface commode.
- Fixer le viseur, relier la source lumineuse et fixer le Boroscope, puis inspecter les aubes de 2<sup>ème</sup> étage pour déceler les dommages.
- Ne tourner pas la turbine quand on inspecte l'anneau stator.
- Insérer le bout du fibrescope entre les aubes du 2<sup>ème</sup> étage de la turbine libre, inspecter l'anneau des aubes fixes (stator) pour déceler les dommages.
- Déposer le fibrescope et l'outillage de fixation, installer la tuyère d'éjection.



(fig.III.9) : inspection boroscopique de la l'assemblage stator et les aubes du 1<sup>er</sup> étage de la turbine libre



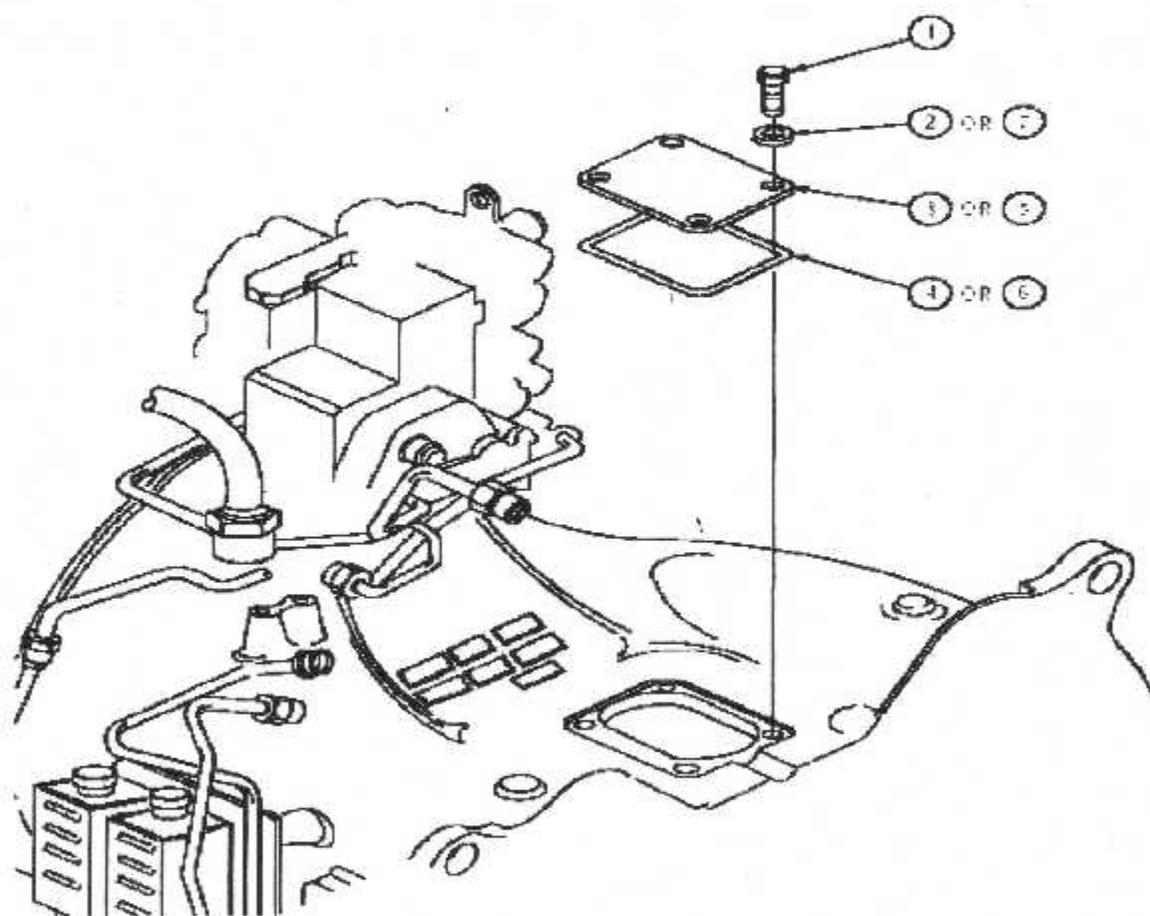
(fig.III.10) : Orifice d'inspection boroscopique



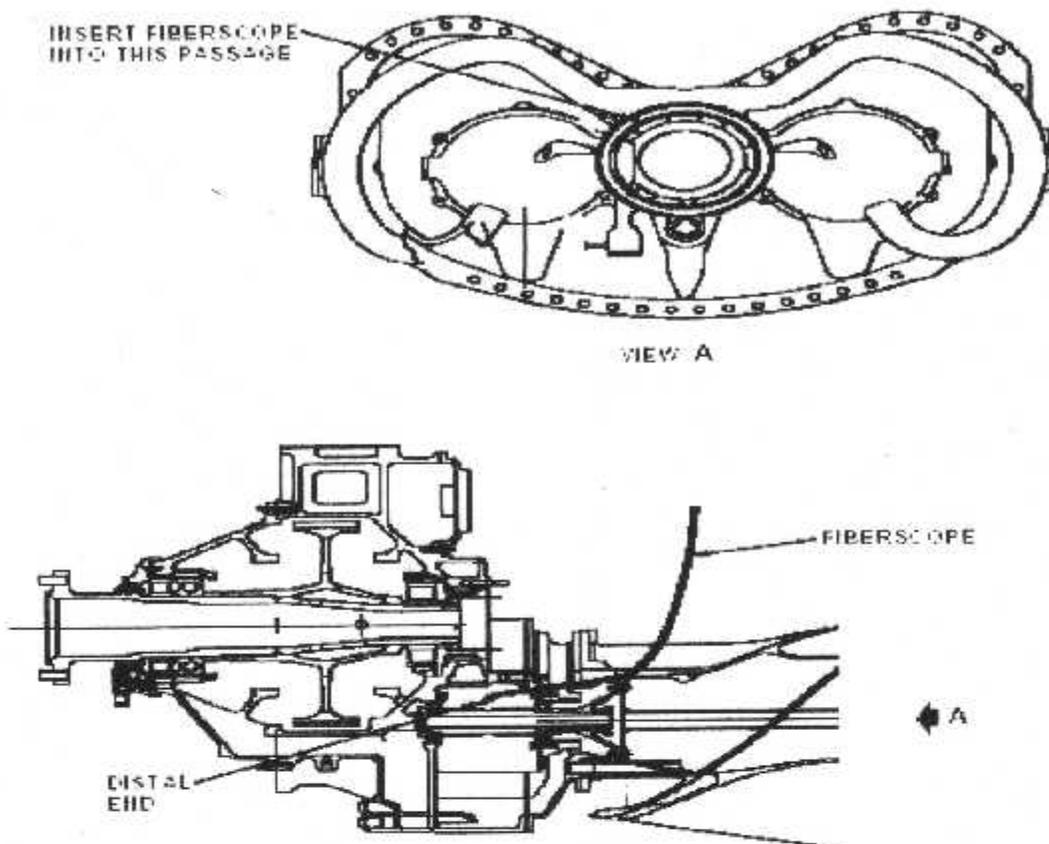
(fig.III-11) : Inspection boroscopique des ailettes du 2<sup>ème</sup> étage de la turbine libre

**M. Inspection des pignons de l'arbre d'entrée RGB et le 1<sup>er</sup> étage hélicoïdal**

- Déposer le boulon (1), rondelle (2), joint (7), ouvre de carter d'entrée d'air (3) ou (5) ou (8) et le joint (4) ou (6).
- Attacher l'outillage de fixation.
- Fixer le viseur, relier la source lumineuse.
- Insérer lentement le fibrescope dans le réducteur de vitesse (RGB) à travers un orifice dans le carter du RGB.
- Inspecter les dents du pignon à engrenages pour déceler les dommages.
- Retirer le fibrescope et tourner l'arbre de l'hélice au sens horaire.
- Répéter les étapes pour que tous les dents soient inspectées.



(fig.III.12) : Couvercle d'orifice d'inspection des pignons d'arbre de l'entrée RGB et le 1<sup>er</sup> étage hélicoïdal



(fig.III-13) : Inspection du pignon d'arbre intermédiaire

#### N. Inspection du pignon de 2<sup>ème</sup> étage RGB

L'inspection se réalise par trois méthodes :

- Inspection par le démontage du carter de l'AGB.
- Inspection par les couvercles d'arbre intermédiaire déposés.
- Inspection par le dépôt des couvercles avant.

#### III.5.4 Inspection des sections chaudes ( HSI)

Une inspection des sections chaudes « HSI » est recommandée en raison des éléments mobiles (ailettes). Les inspections et les contrôles d'assurances de puissance (effectuées pour assurer que les performances du moteur sont aux limites acceptables) doivent être effectuées à des intervalles selon le taux de progression et le niveau de détérioration.

### III.5.4.1 Chambre de combustion

Les composants de la chambre de combustion peuvent être réparés ; les opérateurs sont conseillés à prendre en considération les limites de réparation ainsi que les limites en service, avant d'effectuer une inspection boroscopique, ceci permettra pour des raisons économiques de programmer une HSI avant que les dommages deviennent importants ou avant que des composants qui ne peuvent pas être réparés, doivent être remplacés.

Quand la chambre de combustion est en phase de détérioration, les injecteurs de carburant associés doivent être inspectés (les remplacés si le résultat de l'inspection est défavorable).

L'accumulation du carbone à l'intérieur des passages des injecteurs est la cause principale de la dégradation du modèle de jet, qui a par conséquent un effet négatif sur la combustion (devient non-uniforme) et sur les températures (augmentent).

L'accumulation du carbone est progressive elle peut affecter tous les injecteurs, par conséquent on suggère pour des raisons économiques que tous les injecteurs doivent être inspectés pour réduire au minimum la possibilité de détérioration prématurée des autres endroits.

### III.5.4.2 Enveloppe interne de la chambre de combustion

Les trous suivants sont acceptables :

- **Section a** : Trou ayant un diamètre de 6.35 mm.
- **Section b** : trou ayant un diamètre de 12.7 mm.

Les filets des gaz chauds peuvent avoir comme conséquence sur les zones brûlées une augmentation de la section d'écoulement, ceci est due à une diminution de la vitesse du compresseur HP (NH) et qui peut provoquer une augmentation de la température d'entrée turbine (ITT/T6).

### III.5.4.3 Aubes de la turbine HP

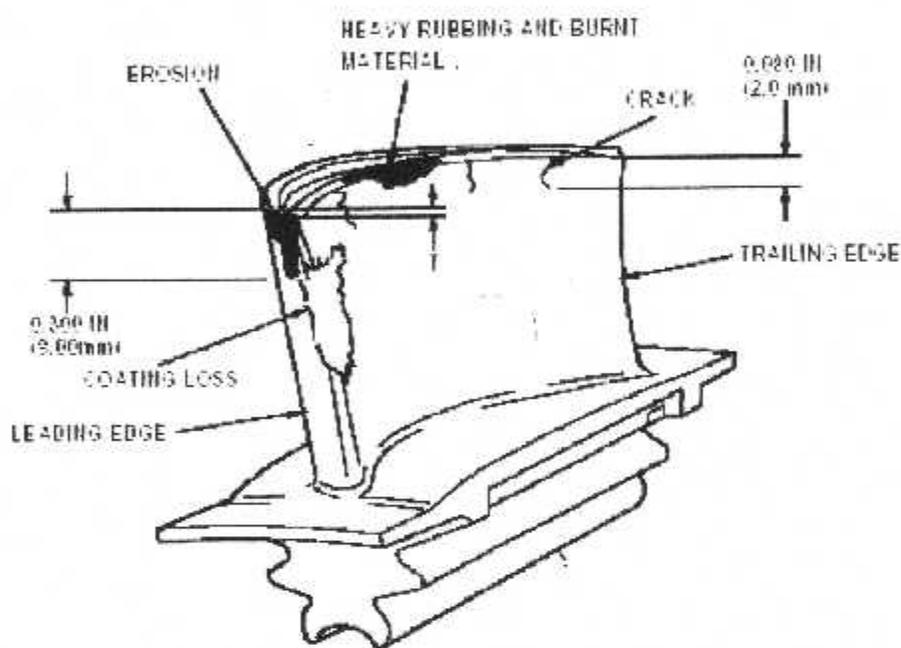
L'état des profils et d'extrémités des aubes de la turbine HP sont critiques pour obtenir la puissance élevée.

Une augmentation du jeu d'extrémité de la turbine peut augmenter la (ITT/T6) et réduire la vitesse de rotor NH.

### Inspection

Les défauts montrés sur le schéma (Figure (IV-14)) sont acceptables pour plus de service, fournissant des performances du moteur dans les limites ; Les inspections boroscopique doivent être effectuées a des intervalles qui ne dépassent pas 1500 HDV, dépendant du taux de progression et de niveau de la détérioration vu.

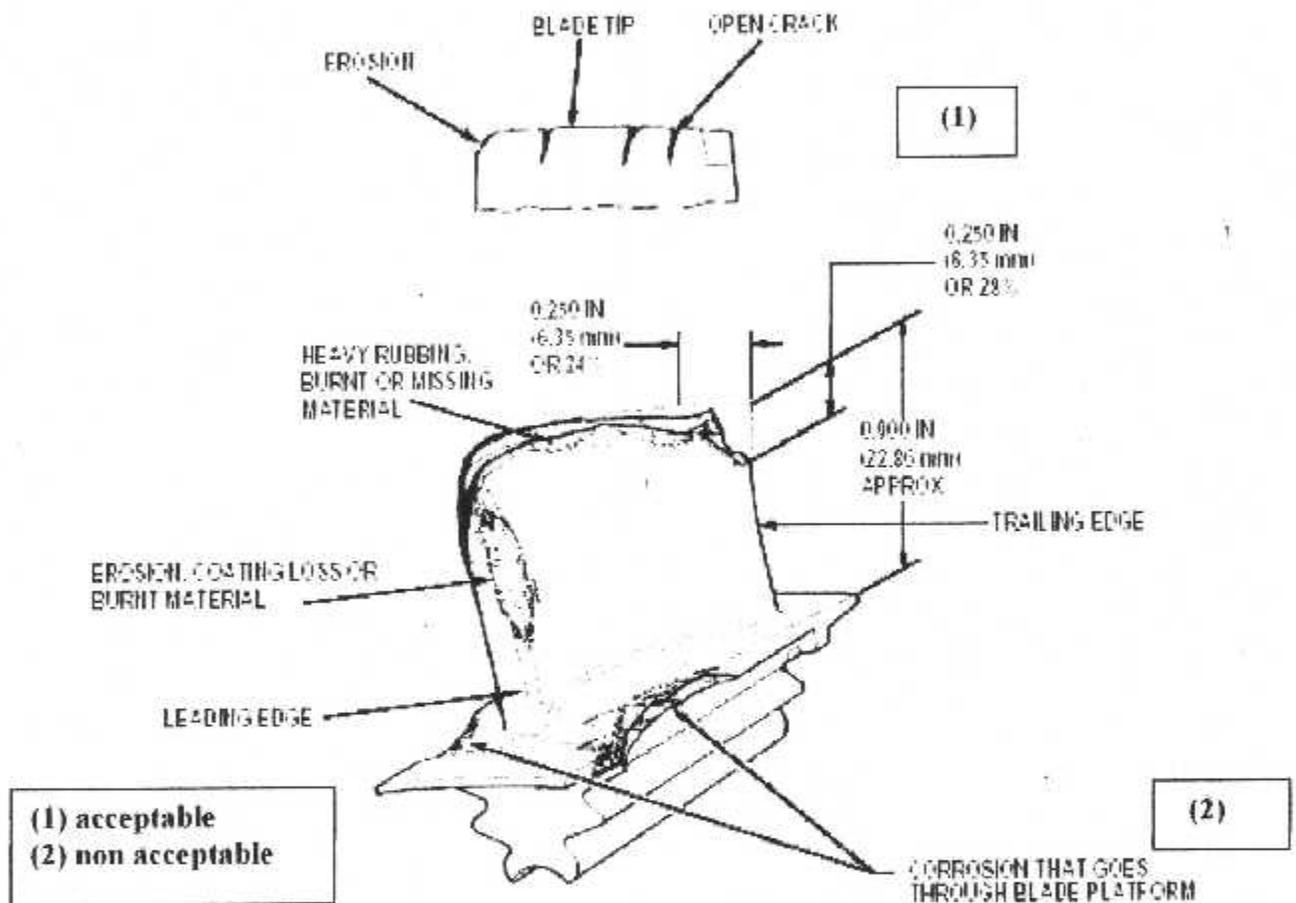
Egalement, si l'érosion augmente, l'oxydation du bout d'ailette sera par conséquent indiquée par une augmentation d'ITT et une chute de la vitesse NH.



(fig.III.14) : Extrémité d'ailette peut être réparer

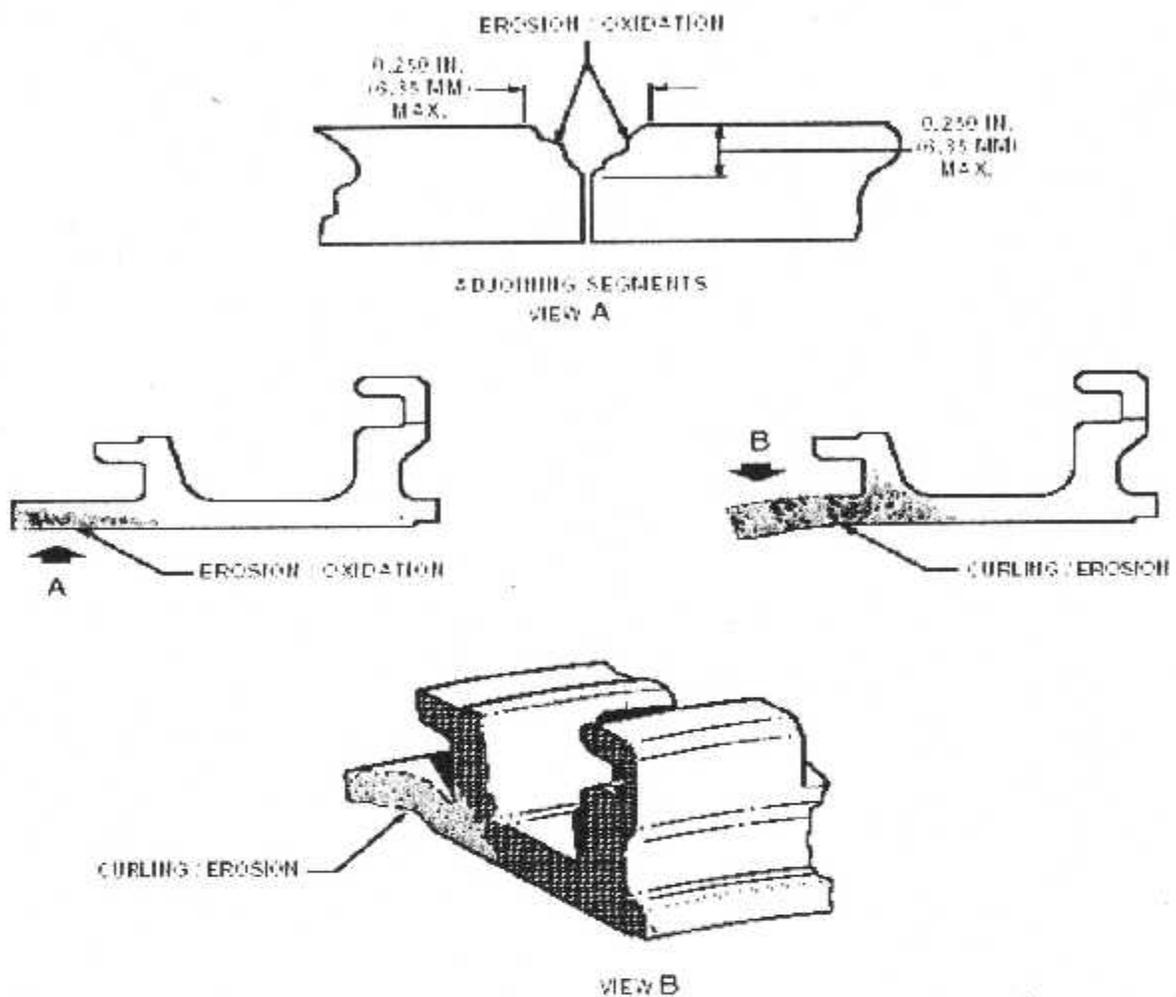
Les défauts dépassant ceux montrée sur le schéma (Figure (IV-17)) mais qui ne dépassent pas les défauts acceptables montrés le schéma (Figure (IV-14)) sont acceptables pour plus de service, fournissent au moteur des performances qui sont dans les limites. Une inspection boroscopique répétée et un contrôle d'assurance de puissance qui doit être effectué à des intervalles qui ne dépassent pas les 600 HDV, dépendant de tau de progression et du niveau de détérioration vu.

Les passages d'air de refroidissement internes visibles ou défaut de bord de fuite excédant ceux montrés sur la (Figure 632) est non acceptable et un HSI est recommandé pour effectuer l'établissement du programme, le HSI peut être retardé pour un maximum de 100 HDV.



(fig III.15) : Limites du dommage de la turbine HP

La corrosion qui passe par la plate-forme d'ailettes HP et non acceptable et un HSI est recommandé pour effectuer l'établissement du programme, le HSI soyez retardé un MAX 100 HDV fournissant les performance du moteur dans les limites.



(fig.III.15) : Dommage de la Plate-forme de la turbine HP

#### III.5.4.4 Stator du 1<sup>er</sup> et 2<sup>ème</sup> étage de la turbine libre

Les sections endommagées sur les stators de 1<sup>er</sup> et de 2<sup>ème</sup> étage de la turbine libre produisent une augmentation de la section d'écoulement qui augmentent la vitesse du compresseur BP et abaissement la (ITT/T6), fournissant un NL dans les limites, là on est pas obligé de changer le stator.

**III.5.4.5 Ailettes du 1<sup>er</sup> et 2<sup>ème</sup> étage de la turbine libre**

Un moteur peut être remis en service après une rupture des ailettes de la turbine libre, mais à une condition de lui subir une inspection afin d déterminer si les vibrations reçues par les ailettes étant largement suffisantes pour les endommager. Il faut donc démonter le moteur et lui subir une révision dans l'atelier.

Une augmentation du jeu d'extrémité des ailettes du 1<sup>er</sup> et 2<sup>ème</sup> étages de la turbine libre entraîne une diminution de la vitesse du compresseur BP (NL), une augmentation de la vitesse NH du compresseur HP et finalement une augmentation de la température (ITT/ T6).

**CHAPITRE N° 4 :**  
**Etude de fiabilité**  
**interinsèque**  
**du moteur**

## IV. FIABILITE DU MOTEUR PW 127F

### IV.1 Définitions

Le terme « **fiabilité** » est un néologisme introduit dans les années 60 pour traduire le terme anglo-saxon « **reliability** » et si l'on accepte de la considérer comme une science, la fiabilité est la science des défaillances. Cette science possède son vocabulaire propre et ce premier paragraphe est consacré à l'introduction de quelques définitions. Parmi les concepts de la « **science fiabilité** » l'un des plus importants est appelé « **fiabilité** ».

Au niveau de la conception, il est important de disposer de méthodes permettant de prédire la fiabilité pour répondre à un cahier des charges, choisir des solutions homogènes, réaliser un objectif au coût minimum (une meilleure fiabilité accroît les coûts de production mais permet des économies en exploitation).

Au niveau de la fabrication, il sera nécessaire de vérifier que les composants fabriqués ou employés répondent bien aux caractéristiques retenues lors de la conception. Les méthodes de contrôle de fabrication ne seront pas évoquées cet ouvrage car elles font appel à des techniques particulières.

Au niveau de l'exploitation, il est intéressant à plusieurs titres de contrôler les prédictions en matière de fiabilité :

- Vérifier que le système se comporte normalement et sinon trouver la cause des anomalies.
- Améliorer la connaissance des données de fiabilité. De plus les contraintes de fiabilité peuvent avoir une incidence sur l'exploitation du matériel par l'introduction de certaines procédures de tests ou par la nécessité de gérer un stock de pièces de sécurité.

Pendant longtemps le jugement de l'ingénieur, appuyé sur l'expérience, a suffi au niveau de la conception et de l'exploitation. Nous pensons que ce jugement est toujours essentiel mais qu'il est utile qu'il puisse s'appuyer sur un ensemble de méthodes d'évaluation qualitatives et quantitatives de la fiabilité en raison de l'accroissement de la complexité et des risques potentiels des systèmes (avions gros porteurs, fusées, centrales nucléaires, ordinateurs, ...).

On trouvera dans une analyse intéressante des nombres d'articles et de livre consacré aux différents aspects de la fiabilité en fonction de différents critères et notamment en fonction des domaines d'application. Les transports aériens et les communications dans les années 50, puis à partir de 1960

l'exploitation de l'espace ont fait l'objet d'un grand nombre de publications. A partir des années 70, la production d'énergie électrique semble avoir pris le relais, en relation avec le développement de l'énergie nucléaire.

Les éléments constituant le système sont susceptibles d'avoir des défaillances ( c'est-à-dire ne plus être en mesure de remplir leur mission). La défaillance d'un élément peut être soudaine ou progressive, partielle ou totale.

Les types de défaillance sont classés en modes de défaillances : En marche, à l'arrêt, à la sollicitation, etc... Ces mêmes éléments peuvent également être réparables ou non réparables. Un élément sera dit réparable s'il est possible de lui restituer ses qualités primitives après une défaillance sans qu'il soit nécessaire d'arrêter le fonctionnement du système. Le caractère « réparable » d'un élément peut être lié à la nature de la mission impartie au système. Un système est également susceptible de remplir plusieurs missions ; Lorsque sa mission est d'empêcher qu'une défaillance dont les conséquences sont catastrophiques ne se produise pas, la fiabilité est également appelée sécurité.

La notion de probabilité. L'évaluation de la fiabilité d'un système nécessite donc des calculs de probabilités. C'est pourquoi une grande partie de ce chapitre sera consacrée à des rappels de la théorie des probabilités.

- La notion de durée de la mission. La fiabilité apparaît ainsi comme une fonction du temps.
- La notion de condition d'exploitation.

On doit entendre par condition d'exploitation non seulement l'ensemble de l'environnement physique dans lequel le système doit remplir sa mission (température, degré d'humidité, pression, etc...) mais également les modes de fonctionnement et la maintenance du système. Le système peut en effet être en marche permanente ou bien se trouver normalement à l'arrêt et être sollicité dans des conditions données.

La maintenance interviendra évidemment à la suite de la défaillance d'un élément mais pourra également se manifester par des interventions préventives particulièrement utiles dans le cas de systèmes normalement à l'arrêt

En résumé, nous pouvons donner une expression mathématique de la fiabilité  $R(t)$  d'un système  $S$  devant accomplir une mission dans des conditions données :

$$R(t) = \text{probabilité (S non défaillant sur } [0, t] \text{)}.$$

Il est résulte que  $R(t)$  est une fonction non croissante variant de 1 à 0 sur  $[0, \infty[$ .

La fiabilité n'est pas la seule probabilité intéressante liée au fonctionnement d'un système. Nous nous intéresserons également aux deux probabilités suivantes :

- La disponibilité  $A(t)$  qui est la probabilité pour que le système  $S$  soit non défaillant à l'instant  $t$ . on remarquera que dans le cas de système non réparable, la définition de  $A(t)$  est équivalente à celle de la fiabilité, ce qui explique les confusions fréquentes entre fiabilité et disponibilité

**$A(t) = \text{probabilité ( S non défaillant à l'instant t )}$ .**

- La maintenabilité  $M(t)$  qui est le complément à 1 de la probabilité pour que le système ne soit pas réparé sur l'intervalle  $[0, t]$  sachant qu'il est défaillant à l'instant  $t = 0$

**$M(t) = 1 - \text{probabilités (S non réparé sur } [0, t] \text{)}$ .**

Cette notion ne concerne que les systèmes réparables.  $M(t)$  est une fonction non décroissante variant de 0 à 1 sur  $[0, +\infty[$ .

On peut montrer que dans certaines conditions très générales la disponibilité d'un système réparable en fonctionnement permanent tend vers une limite non nulle lorsque  $t$  tend vers l'infini et que cette limite est égale à la proportion du temps pendant lequel le système est en état de fonctionner. Pratiquement, cette valeur est atteinte très rapidement ( quelques fois le temps moyen de réparation du système).

Par contre la fiabilité et la maintenabilité de tous les systèmes tendent vers une même limite ( 0 pour la fiabilité et 1 pour la maintenabilité ) lorsque  $t$  tend vers l'infini. Ce qui caractérise le système est la manière avec laquelle ces limites sont atteintes.

Une première méthode consiste à la caractériser par la moyenne des durées avant défaillance (MTTF) et par la moyenne des temps de réparation (MTTR). Ces valeurs ont pour expressions respectives :

$$MTTF = \int_0^{\infty} R(t) dt$$

$$MTTR = \int_0^{\infty} [1 - M(t)] dt$$

Une deuxième méthode consiste à introduire les taux de défaillance instantanée  $\lambda(t)$  et de réparation instantanée  $\mu(t)$  du système respectivement définis par :

$\lambda(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{1}{\Delta t}$  Probabilité (S tombe en panne entre  $t$  et  $t + \Delta t$  sachant qu'il n'a pas eu de défaillance sur  $[0, t]$ ).

$\mu(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{1}{\Delta t}$  Probabilité (S est réparé entre  $t$  et  $t + \Delta t$  sachant qu'il a été en panne sur  $[0, t]$ ).

Sous certaines conditions ces expressions ont des limites lorsque  $t$  tend vers l'infini et  $\lambda(t)$  et  $\mu(t)$  se comportent respectivement comme  $e^{-\lambda(\infty)t}$   
Et  $1 - e^{-\mu(\infty)t}$

#### IV.2 Signification de quelques sigles

Un certain nombre de sigles désignant des moyennes temporelles sont utilisés en fiabilité et malheureusement leurs définitions prêtent quelquefois à confusion. Nous utiliserons les notations suivantes :

**MTTF** Durée moyenne de bon fonctionnement d'un système avant la première défaillance (« Mean Time To Failure »).

**MTTR** Durée moyenne des temps de réparation (« Mean Time To Repair »).

Ces deux valeurs dépendent naturellement de l'état initial du système.

**MUT** Durée moyenne de bon fonctionnement après réparation (« Mean Up Time »).

Le MUT est différent du MTTF car lorsque le système est remis en service après une défaillance, tous ses éléments défaillants n'ont pas été nécessairement réparés. Nous verrons cependant pour de nombreux systèmes, ces deux valeurs sont très voisines.

**MDT** Durée moyenne de défaillance (« Mean Down Time »).

Cette durée moyenne comprend la détection de la panne, la durée d'intervention, la durée de la réparation et la durée de remise en service.

**MTBF** Moyenne des temps entre deux défaillances d'un système réparable (« Mean Time Between Failure »).

Naturellement  $MTBF = MUT + MDT$ .

$$DI = \text{Disponibilité intrinsèque} = \frac{MTBF}{MTBF + MTTR}$$

$$DO = \text{Disponibilité opérationnelle} = \frac{MTBF}{MTBF + MTTR + MDTL}$$

**MDTL** = Moyenne du temps logistique (définition utilisateur), soit : temps d'attente (d'une rechange d'un outillage, d'un technicien, etc....).

Certains auteurs traduisent MTBF par « moyenne des temps de bon fonctionnement » et lui donnent alors la signification que nous donnons au MTTF ou au MUT. Cependant pour de nombreux systèmes, MDT est négligeable devant MUT et la différence entre MTTF et MTBF est faible.

### IV.3. Notion de probabilité

La probabilité d'un événement E est obtenue :

- Soit par **dénombrement**

$$P(E) = \text{nombre de cas favorables} / \text{nombre de cas possibles}$$

C'est la probabilité vraie de l'évènement E ; La difficulté est d'avoir accès à ce décompte.

- Soit de **façon expérimentale**

$$P(E) \sim f(E) \text{ quand } n \rightarrow \infty \quad (n = \text{nombre d'expériences})$$

f(E) est la fréquence observée de l'évènement E ; plus n est grand et plus cette fréquence se rapproche de la probabilité vraie d'avoir l'évènement E :

$$0 \downarrow \leq p(E) \leq 1 \downarrow$$

événement  
impossible

événement  
certain

Si l'épreuve est lancement d'un dé, l'évènement élémentaire est l'appariation d'une des six faces.

- Réunion de deux évènements  *indép*

$$E = E_1 \cup E_2 \Leftrightarrow E + E_1 \quad \text{OU} \quad E_2$$

- Intersection de deux évènements

$$E_1 = E_1 \cap E_2 \Leftrightarrow E + E_1 \quad \text{et} \quad E_2$$

Deux évènements soit incompatibles si  $E_1 \cap E_2 = \emptyset$ .

- Evènements complémentaires

Deux évènements A et  $\bar{A}$  sont dits complémentaires si, lorsque A est réalisé,  $\bar{A}$  ne l'est pas et réciproquement :

$$A \cap \bar{A} = \emptyset$$

$$A \cup \bar{A} = \Omega$$

$\Omega$  est l'évènement certain ou ensemble fondamentale.

- \* Probabilités élémentaires

soit une épreuve conduisant à un ensemble fini ou dénombrable de résultats  $E_i$ , affectés d'une probabilité élémentaire  $p_i$  :

$$P_i \geq 0$$

$$\sum_i P_i = 1$$

### IV.3.1 Evènements indépendants

Deux évènements  $E_i$  et  $E_j$  sont dits indépendants si :

$$P(E_i \cap E_j) = P(E_i)P(E_j).$$

Dire que deux évènements sont indépendants revient à dire qu'ils n'apportent pas d'information l'un sur l'autre.

### IV.3.2 Probabilité conditionnelle

On appelle  $P(E_1 / E_2)$  la probabilité de  $E_1$  sachant que  $E_2$  est réalisé.

$$P(E_1 / E_2) = \frac{P(E_1 \cap E_2)}{P(E_2)}$$

On a :

$$P(E_1 \cap E_2) = P(E_2) \times P(E_1/E_2) = P(E_1) \times P(E_2/E_1)$$

### IV.3.3 Théorème de BAYES

$E_1, E_2, \dots, E_n$  sont des événements incompatibles et complémentaires:

$$P(E_i \cap E_j) = 0 \quad \text{si } i \neq j$$

$$\bigcup_i E_i = \Omega \Rightarrow P(E_1) + \dots + P(E_n) = 1$$

Etant donné un événement quelconque A, on peut écrire :

$$P(A \cap E_i) = P(E_i)P(A/E_i) = P(A)P(E_i/A)$$

On peut écrire aussi :

$$P(A) = P(A \cap (E_1 \cup E_2 \cup \dots \cup E_n))$$

d'où :

$$P(A) = \sum_j P(A \cap E_j)$$

$$P(A) = \sum_j P(E_j)P(A/E_j)$$

On en déduit :

$$P(E_i/A) = \frac{P(E_i)P(A/E_i)}{\sum_j P(E_j)P(A/E_j)}$$

L'interprétation est la suivante : un événement A est nécessairement produit par l'une ou l'autre des causes (ou hypothèses) incompatibles  $E_1, E_2, \dots, E_n$

La cause  $E_i$  réalise l'événement A avec une probabilité  $P(A/E_i)$ .

## IV.4 Notion de la variable aléatoire

### IV.4.1 Fonction de répartition

Soit X une variable aléatoire et x l'une quelconque des valeurs prise par X.

Une variable aléatoire (v.a.) est définie par l'ensemble des valeurs qu'elle peut prendre et par la probabilité attachée à ces valeurs.

La fonction de répartition de X est telle que :

$$P(X \leq x) = F(x)$$

Elle caractérise X, elle est non décroissante.

La variable aléatoire peut être discrète ou continue.

- Variable aléatoire discrète

La fonction F(x) est une fonction en escalier et la variable aléatoire X ne peut prendre qu'une suite discrète de valeur  $x_i$  :

$$P_i = P(X = x_i) = F(x_{i+1}) - F(x_i)$$

$$\sum_i P_i = 1$$

- Variable aléatoire continue

La fonction de répartition est continue en tout point, elle est donc pourvue en tout point d'une dérivée première.

Ce type de variable aléatoire est appelé variable aléatoire continue. pour un intervalle, on peut écrire :

$$P(a < X < b) = F(b) - F(a)$$

$$P(X \in [x, x+dx]) = f(x)dx$$

avec  $f(x) = \frac{dF(x)}{dx}$

f(x) est la densité de probabilité.

$$\int_{-\infty}^{+\infty} f(x) dx = 1$$

#### IV.4.2 Caractéristiques d'une variable aléatoire-les moments

On définit le moment d'ordre r par la formule suivante :

- dans le cas discret :

$$m_r = \sum_{i=1}^n x_i^r f(x_i)$$

- dans le cas continu :

$$m_r = \int_a^b x^r f(x) dx \quad \text{pour } a \leq x \leq b$$

on remarque que :

$$m_0 = 1$$

$m_1$  = moment d'ordre 1 =  $E(x)$  = moyenne =  $\mu$  (encore appelée espérance).

$$m_r = E(x^r)$$

On a l'habitude de calculer les moments à partir de la moyenne (et non à partir de l'origine).

On a alors :

Dans le cas discret :

$$m_r' = E[(x-\mu)^r] = \sum_{i=1}^n (x_i - \mu)^r f(x_i)$$

- dans le cas continu :

$$m_r' = E[(x-\mu)^r] = \int_{-\infty}^{+\infty} (x-\mu)^r f(x) dx$$

#### IV.4.3 Principales lois de probabilités utilisées en fiabilité

##### 1. La loi de poisson

On appelle variable aléatoire de poisson une variable aléatoire discrète  $K$  pouvant prendre des valeurs entières  $0, 1, 2, \dots, K$ .

La loi de poisson est donc une loi discrète, la variable aléatoire est un nombre d'événements. c'est une loi à un paramètre. La probabilité d'observer  $K = k$  événements s'écrit :

$$P(K = k) = P_k = \frac{m^k}{k!} e^{-m}$$

La loi de poisson intervient comme limite d'une loi binomial  $B(k,n,p)$  lorsque  $n > 50$  et  $n_p < 5$  ;  $m$  est alors égal à  $m = n_p$ .

Cette loi traduit un nombre de réalisations très peu probables, dans une suite très nombreuse d'épreuves aléatoires, la probabilité de réalisation des évènements étant toujours la même. dans le cas des défaillance, elle traduit leur indépendance vis-à-vis du temps.

## 2. La loi de lognormale

Une variable aléatoire est distribuée suivant une loi lognormale si son logarithme est distribué suivant une loi normale.

$$f(t) = \frac{1}{\delta t \sqrt{2\pi}} \exp \left[ -\frac{1}{2} \left( \frac{\ln t - \mu}{\delta} \right)^2 \right]$$

Cette loi est souvent utilisée pour représenter les durées de réparation et les incertitudes dans la connaissance d'une donnée de sûreté de fonctionnement. Par exemple, soit l'intervalle de confiance,  $X_{0.05}$  et  $X_{0.95}$  étant respectivement les quantiles à 5% ET 95 %, associés à un niveau de confiance de 90% :

$$\begin{aligned} X_{0.05} &= \exp (\mu - 1.645 \delta) \\ X_{0.95} &= \exp (\mu + 1.645 \delta) \end{aligned}$$

On en déduit les paramètres de la loi lognormale, car :

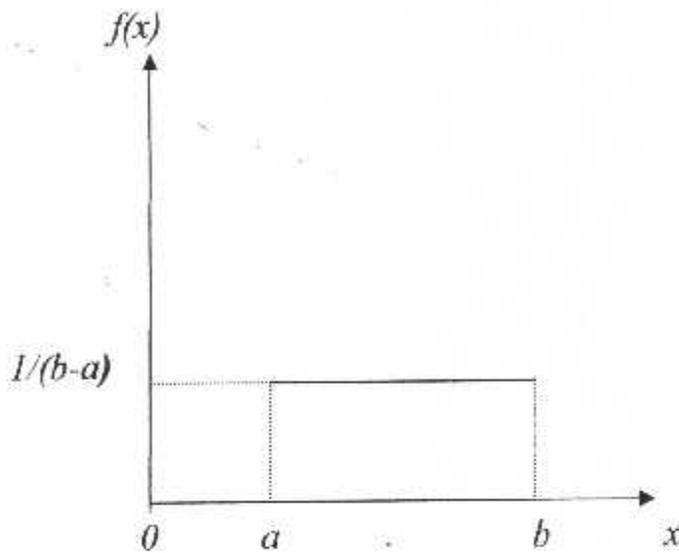
$$X_{0.50} = \text{médiane} = \sqrt{X_{0.05} X_{0.95}} = e^{\mu}$$

$$\text{Médiane} = e^{\mu}$$

## 3. La loi uniforme

La densité de probabilité s'écrit :

$$f(x) = \begin{cases} 0 & \text{si } x < a \\ 1/(b-a) & \text{si } x \in [a, b] \\ 0 & \text{si } x > b \end{cases}$$



(fig.VI.1) la loi uniforme

La fonction de répartition s'écrit

$$F(x) = \frac{x-a}{b-a}$$

La moyenne et l'écart type valent :

$$\mu = \frac{b+a}{2}$$

$$\delta = \frac{b-a}{2\sqrt{3}}$$

La loi uniforme est une loi dite non informative. En effet, la variable aléatoire peut prendre toute valeur d'un intervalle  $[a,b]$  avec une densité constante

#### 4. La loi du $X^2$ (Khi-deus)

La densité de probabilité s'écrit

$$f(x^2, \nu) = \frac{x^{\frac{\nu}{2}-1}}{2^{\frac{\nu}{2}} \Gamma\left(\frac{\nu}{2}\right)} \exp\left(-\frac{\nu}{2}\right)$$

pour  $0 \leq x^2 < \infty$

v est le nombre de degrés de liberté (ddl).

La somme des carrés de variables aléatoires normales suit une loi du  $X^2$ . La valeur du  $X^2$  correspond à la probabilité p d'être inférieur (ou supérieur) au fractile  $X^2_p$ , ce qui va permettre d'établir un intervalle de confiance pour un estimateur.

$$\text{Proba}(x^2 \leq x^2_p) = \int_0^{x^2_p} f(x^2) dx^2 = p$$

#### IV.4.4 Fiabilité opérationnelle et fiabilité prévisionnelle

La **fiabilité prévisionnelle** (avant le fonctionnement) est estimée soit de façon théorique (calculs de durée de vie, modélisation, banques de données) soit de façon expérimentale (essais). Les études de fiabilité prévisionnelle doivent être effectuées en phase de conception. Elles permettent d'identifier les éléments pénalisants et de déclencher les actions permettant d'y remédier (redondance dans l'architecture, conditions de fonctionnement améliorées, changement de la politique de maintenance, ...).

La **fiabilité opérationnelle** est obtenue à partir de l'exploitation du retour d'expérience, après l'observation de défaillance réelle après une durée de fonctionnement du système ou du matériel. Les études de fiabilité opérationnelle recueillent et analysent les faits techniques constatés (le retour d'expérience). leur but est de remédier aux problèmes détectés en exploitation et ultérieurement, pour la phase de conception, d'en déduire des éléments de spécification pour de nouveaux matériels.

##### IV.4.4.1 Relation fondamentales

###### Temps moyen de bon fonctionnement et temps moyen de réparation

Soit T la variable aléatoire mesurant la durée du temps de bon fonctionnement du système.

La définition (1) de la fiabilité s'écrit alors :

$$R(t) = P(T > t).$$

La fonction de réparation U de la variable aléatoire T s'écrit alors :

$$U(t) = P(T \leq t) = 1 - R(t).$$

$U(t)$  représente la probabilité de défaillance sur  $[0, t]$ .

La densité de défaillance  $u(t)$ , si elle existe vaut donc :

$$u(t) = \frac{dU(t)}{dt} = \frac{dR(t)}{dt}.$$

On en déduit alors le temps moyen de bon fonctionnement, s'il existe :

$$MTTF = \int_0^{\infty} tu(t) dt = - \int_0^{\infty} t \frac{dR(t)}{dt} dt$$

d'où en intégrant par partie

$$MTTF = \int_0^{\infty} R(t) dt - [tR(t)]_0^{\infty}$$

POUR  $T=0$ ,  $tR(t) = 0$ .

Evaluons  $tR(t)$  pour  $t \rightarrow \infty$ .

Si  $R(t)$  ne tend pas suffisamment rapidement vers zéro,  $tR(t)$  va tendre vers l'infini lorsque  $t \rightarrow \infty$ .

C'est le cas par exemple lorsque  $R(t) = \frac{1}{\sqrt{t+1}}$ .

Mais alors  $MTTF = \int_0^{\infty} \frac{t dt}{2(t+1)^{3/2}}$  n'est pas défini car l'intégrale n'est pas convergente.

### Taux de défaillance instantané et taux de réparation instantané

Nous avons montré que les définitions 3 et 4 étaient équivalentes à :

$$A(t) = \frac{-dR(t)}{R(t)}$$

$$M(t) = \frac{dM(t)}{1 - M(t)}$$

on en déduit :

$$R(t) = \exp\left(-\int A(u)du\right)$$

$$M(t) = 1 - \exp\left(-\int M(u)du\right)$$

La densité de probabilité  $u(t)$  s'écrit alors :

$$u(t) = -\frac{dR(t)}{dt} = A(t)R(t) = a(t)\exp\left(-\int A(u)du\right).$$

De la même manière, la densité de probabilité de réparation  $m(t)$  s'écrit :

$$m(t) = \frac{dM(t)}{dt} = m(t)[1 - M(t)] = M(t)\exp\left(-\int M(u)du\right)$$

On peut interpréter d'une autre manière le taux de défaillance.

Considérons  $N$  systèmes identiques non réparables en marche à l'instant initial  $t=0$  et de fiabilité  $R(t)$ .

Le nombre de systèmes  $N(t)$  non défaillants à l'instant  $t$  suit une loi binominale de paramètres  $(R(t), N)$  d'où :

$$P(N(t)=K) = C[R(t)]^K [1-R(t)]^{n-K}$$

et  $E[N(t)] = NR(t)$

On en déduit :

$$R(t) = \frac{E[N(t)]}{N}$$

La fiabilité peut être interprétée comme le nombre moyen de systèmes non défaillants à l'instant  $t$ .

La densité  $U(t)$  du nombre moyen de systèmes défaillants  $t$  et  $+ \Delta t$  vaut :

$$U(t) = \frac{E[N(t)] - E[N(t+\Delta t)]}{N \Delta t}$$

Le taux de défaillance vaut, d'après sa définition :

$$A(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{R(t) - R(t+\Delta t)}{t R(t)} = \frac{E[M(t)] - E[M(t+\Delta t)]}{t E[N(t)]}$$

d'où

$$A(t) = \frac{Nu(t)}{E[N(t)]}$$

$A(t) t$  est le rapport moyen du nombre de systèmes ayant une défaillance dans l'intervalle  $[t, t+\Delta t]$  au nombre de systèmes non défaillants à l'instant  $t$ .

### Résumé :

En ce qui concerne la fiabilité proprement dite, on notera particulièrement les définitions et formules suivantes :

- La fiabilité  $R(t)$  d'un système est la probabilité pour qu'il n'y ait pas de défaillance sur l'intervalle  $[0, t]$ , dans des conditions données.
- La disponibilité  $A(t)$  d'un système est la probabilité pour qu'il ne soit pas défaillant à l'instant  $t$ , dans des conditions données.
- Le taux de défaillance  $\Lambda(t)$  d'un système est défini par

$$A(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{1}{\Delta t} P(\text{le système tombe en panne entre } t \text{ et } t + \Delta t \text{ sachant qu'il n'a pas eu de défaillance sur } [0, t])$$

• Parmi les principales lois de durée de vie (ou de durée de réparation), il en est une qui est fondamentalement fiabilité. c'est la loi exponentielle, pour laquelle la fonction  $A(t)$  se réduit à une constante généralement notée  $\lambda$ . Dans ce cas  $R(t) = e^{-\lambda t}$ . Nous verrons au cours des prochains chapitres toute l'importance de cette loi.

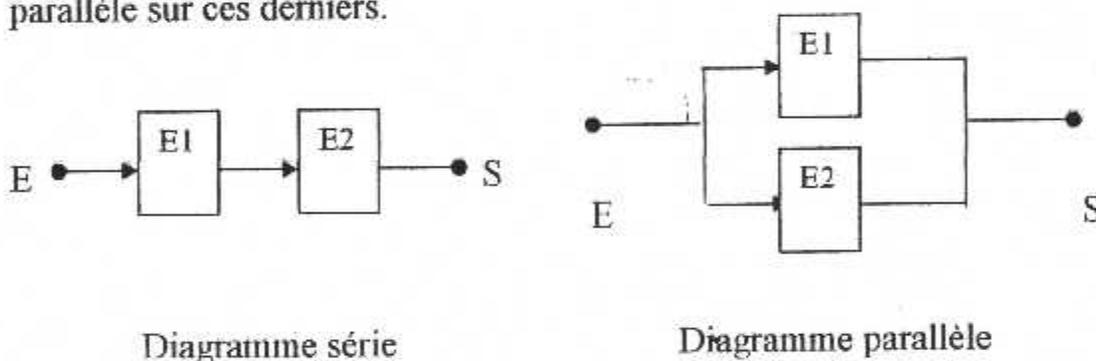
• Notons enfin une formule faisant intervenir la transformation de Laplace et permettant d'évaluer le temps moyen de bon fonctionnement avant défaillance (MTTF) d'un système

$$MTTF = \lim_{s \rightarrow 0} \bar{R}(s) = \int_0^{\infty} R(t) dt$$

#### IV.4.5 Diagramme de fiabilité

##### IV.4.5.1 Définition

C'est la représentation la plus naturelle de la logique de fonctionnement d'un système car elle est souvent proche du schéma fonctionnel du système. Dans cette représentation, les blocs représentant des éléments (matériels ou événements) ou des fonctions dont la défaillance entraîne la défaillance du système sont placés en série, ceux dont la défaillance ne provoque la défaillance du système qu'en combinaison avec d'autres blocs sont disposés en parallèle sur ces derniers.



(fig.VI.2) Diagramme de fiabilité

Le diagramme de fiabilité est donc un graphe sans circuit admettant une entrée et une sortie dont les sommets (appelés blocs) représentent les éléments du système et dont les arcs traduisent les relations entre les différents éléments.

Le système fonctionne s'il existe un chemin de succès («successful path») entre l'entrée et la sortie du diagramme de fiabilité («Reliability Block Diagram»). La liste des chemins de succès permet donc de représenter l'ensemble des états de marche du système.

Dans l'exemple précédent, il faut que les deux éléments d'un des chemins de succès  $E_1 E_3$ ,  $E_1 E_4 E_2 E_4 E_2 E_3$  fonctionnent pour que le système fonctionne.

#### IV.4.6 Arbre de défaillance

##### IV.4.6.1 Définition

Une des représentations de plus en plus utilisées de la logique d'un système est l'Arbre de Défaillance («Fault Tree») connu aussi sous les noms

d'Arbre des Défauts, d'Arbre des Causes ou d'Arbre des Fautes. Cette méthode déductive naquit en 1962 dans les bureaux d'étude de la BELL. Elle fut utilisée pour le programme MINUTEMAN et permit d'éliminer plusieurs points faibles de ce projet.

Une utilisation extensive en a été faite dans la récente enquête sur la sûreté des réacteurs nucléaires (Rapport Rasmussen ou Wash 1400). On part d'un événement indésirable unique et bien défini. Dans le cas de l'étude de la disponibilité et de la fiabilité d'un système cet événement indésirable est le non-fonctionnement du système. Dans le cas de l'étude de la sûreté d'un système, cet événement indésirable est un événement dont les effets sont graves.

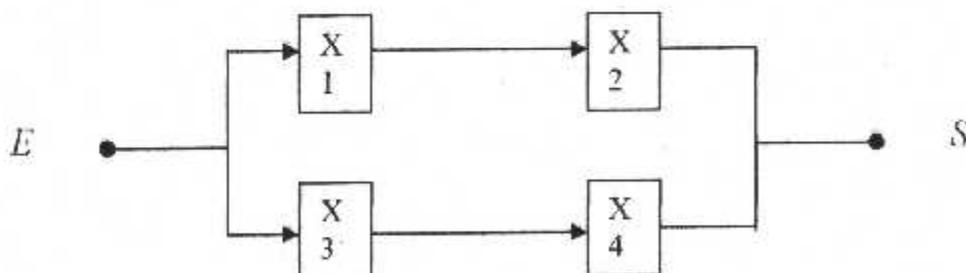
L'arbre de défaillance représentera graphiquement les combinaisons d'événements qui conduisent à la réalisation de cet événement indésirable. Il sera formé de niveaux successifs tels que chaque événement soit généré à partir des événements du niveau inférieur par l'intermédiaire de divers opérateurs (ou portes) logiques.

Ce processus déductif est poursuivi jusqu'à ce qu'on arrive à des événements de base, indépendants entre eux et probabilisables (même si l'estimation des probabilités est entachée d'incertitude).

Ces événements de base peuvent être des pannes, des erreurs humaines, des conditions extérieures, etc....

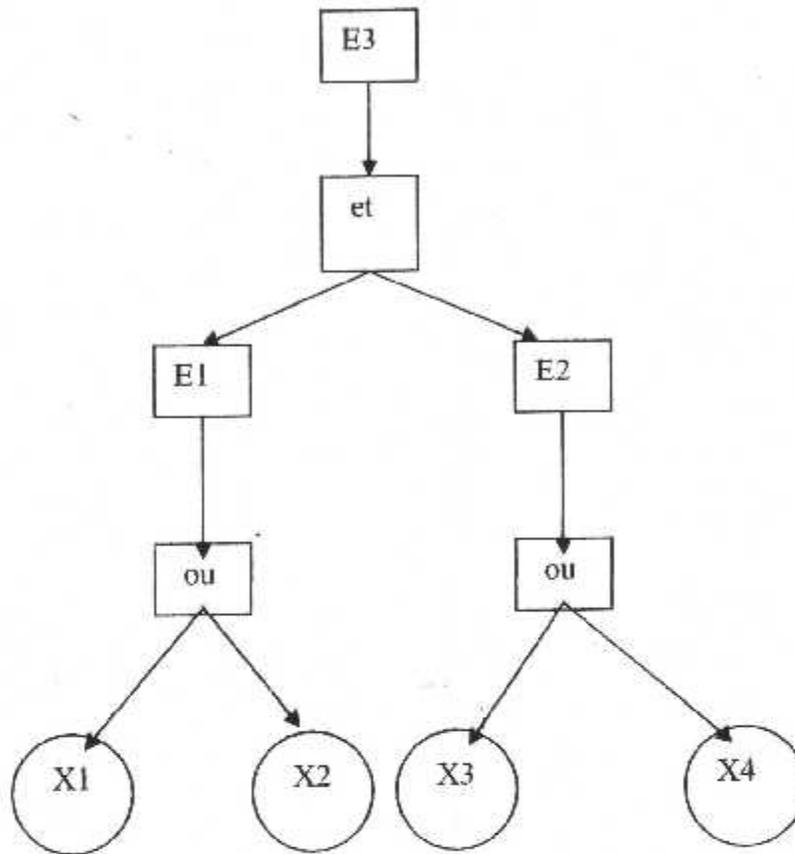
Considérons, par exemple, le système représenté par le diagramme de fiabilité suivant :

Le système est en panne si les deux files sont en panne.  
Un arbre de défaillance de ce système sera :



Le système est en panne si les deux files sont en panne.

Un arbre de défaillance de ce système sera :



(fig.VI.3) Arbre de défaillance

#### IV.4.6.2 Taux de fiabilité

Pour une durée  $t$ ,  $R(t) = \frac{N_f}{N_t}$  ou  $R =$  reliability.

⇒ Taux de panne ou taux de défaillance au temps  $t$

$$F(t) = \frac{N_d}{N_t} = 1 - R(t) \quad \text{Car} \quad N_d + N_f = N_t \quad \text{ou } F = \text{failure.}$$

⇒ Taux de panne au taux de défaillance au temps  $t$

$$F(t) = N_d/N_t = 1 - R(t) \quad \text{car} \quad N_d + N_f = N_t \quad \text{ou } F = \text{failure.}$$

⇒ **Taux instantané de défaillance :**

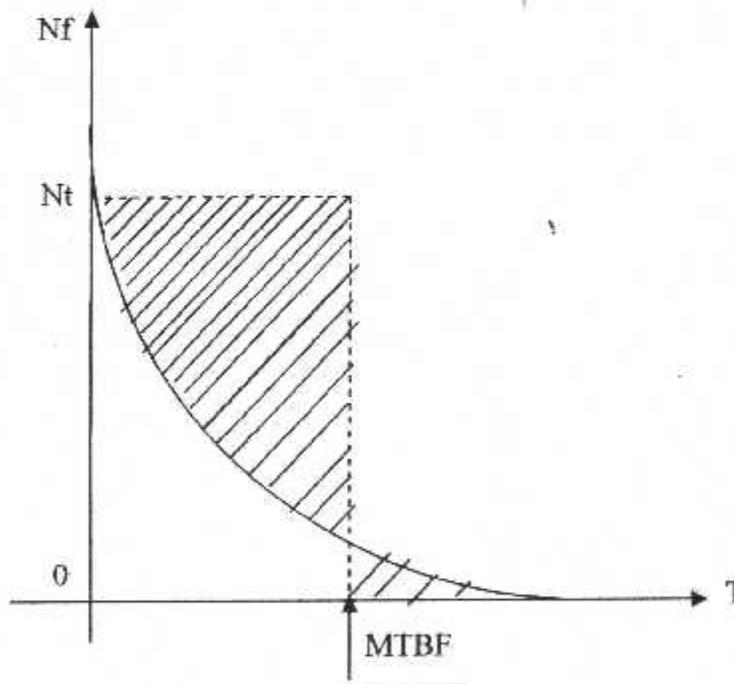
A l'instant : rapport du nombre de cas défavorables survenant en  $\Delta t$  (1 heure par exemple) au nombre de cas favorables restants :

$$\lambda(t) = \frac{1}{N_f} \frac{d(N_d)}{dt}$$

$$\frac{d(N_d)}{dt} = -N_t \frac{dR(t)}{dt} \Rightarrow \lambda(t) = -\frac{N_t}{N_f} \frac{dR}{dt} = -\frac{dR}{R dt}$$

d'où  $R(t) = e^{-\lambda(t) \cdot dt}$

⇒ **MTBF** = temps moyen de bon fonctionnement ou temps moyen entre pannes : « Mean time between failure »



(fig.VI.4) Taux de fiabilité

En  $dt$ , le temps de fonctionnement cumulé vaut :

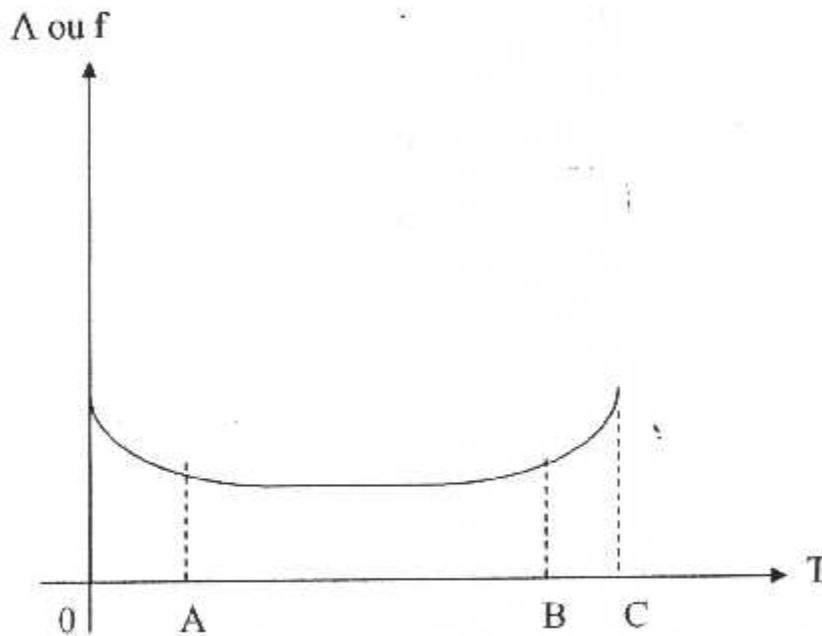
$N_f \cdot dt$  d'où le temps total de fonctionnement =  $\int N_f \cdot dt = N_t \cdot \text{MTBF}$  (aires hachurées égales).

Tout se passe comme si chaque pièce avait fonctionné le temps MTBF.

⇒ Densité de probabilité de l'apparition d'une défaillance

$$f = \frac{dF}{dt} = \frac{dR}{dt} \cdot \frac{1}{Nt} \cdot \frac{dNd}{dt} = \frac{Nf}{Nt} \cdot \lambda = R \cdot \lambda \quad \text{On retrouve} \quad \lambda = -\frac{dR}{Rdt} \quad \text{déjà établi.}$$

⇒ Courbe « en baignoire »



(fig.VI.5) Courbe « en baignoire »

OA = défauts précoces. Défaillance prématurée.

AB = défauts aléatoires. Durée de vie utile.

BC = défauts d'usure après durée de vie normale, jusqu'à épuisement.

$$MTBF = \int_0^{\infty} \frac{Nf}{Nt} dt \quad \text{soit} \quad MTBF = \int_0^{\infty} R(t) dt$$

⇒ Densité de probabilité de l'apparition d'une défaillance :

$$f = \frac{dF}{dt} = \frac{dr}{dt} = \frac{l}{Nt} \frac{dNd}{dt} = \frac{Nf}{Nt} \lambda = R \cdot \lambda \quad \text{On retrouve } \lambda = \frac{dR}{Rdt} \text{ déjà établi.}$$

⇒ Cas particulier

$$\text{Si } \lambda = \text{cte} \quad \text{soit} \quad \text{Si } \lambda = - \frac{dR}{Rdt} = \text{cte}$$

$$MTBF = \int_0^{\infty} R \cdot dt = - \int_0^{\infty} \frac{dR}{\lambda} dt \quad \text{Alors :}$$

$$MTBF = - \frac{R_0^{\infty}}{\lambda} = \frac{1}{\lambda} \quad \text{Soit} \quad MTBF = \frac{1}{\lambda}$$

⇒ Paramètres associés

Soit dans un échantillonnage :

$N_t$  le nombre total d'épreuves. Au temps  $t$  il y a :

$N_f$  épreuves favorables.

$N_d$  épreuves défavorables.

Ou encore  $N_f$  dispositifs fonctionnant et  $N_d$  dispositif une panne

#### IV.4.7 L'opération de la maintenance

Les champs suivants décrivent l'opération de maintenance.

- Type de maintenance (corrective s'il s'agit d'une défaillance, préventive s'il s'agit d'une dégradation ; elle peut être programmée ou non prévue, à l'occasion d'une remise en état).

- Maintenance réalisée (la tâche réalisée : petit entretien- graissage, inspection, ou surveillance en fonctionnement, contrôle, test-essai-épreuve, réparation, remplacement, modification).

- Durée d'indisponibilité (durée séparant le début de la consignation de la fin d'intervention : déconsignation terminée, essais de requalification effectués et corrects).

- Durée de réparation (durée de l'activité de réparation en vue du retour en exploitation).

- Nombre cumulé d'heures de main-d'œuvre (charge de travail, somme des temps passés par tout les services pour l'intervention concernée).

- Coût de main-d'œuvre (ensemble des charges de personnel).

- Coût de matières (ensemble des matières consommables, pièces de rechange, petits outillages).
- Coût total (somme des coûts).
- Dose cumulée (dans le cas du secteur nucléaire, dose cumulée reçue par l'ensemble des personnes ayant participé à l'opération de maintenance).

#### **IV.4.8 Les temps de fonctionnement**

Il est indispensable de collecter le temps de fonctionnement et le nombre cumulé de sollicitations des matériels suivis dans la base de retour d'expérience. Deux possibilités s'offrent pour cette collecte :

- Saisir ces temps, à chaque anomalie, ce qui a l'avantage de bien préciser les temps des défaillances mais l'inconvénient de ne pas disposer de temps de fonctionnement pour les matériels subissant peu de défaillances.
- Saisir ces temps annuellement par matériel suivi, ce qui a l'avantage de prendre en compte les temps de fonctionnement (défaillances ou censures), mais l'inconvénient de ne pas connaître avec précision les instants réels de défaillance ; on préfère généralement cette deuxième possibilité.

**CONCLUSION**

# Conclusion

Le travail que nous venons d'achever, nous a permis de bien connaître la technologie de l'un des nouveaux turbopropulseurs qui est le PW 127F équipant l'ATR 72-212A, ainsi que ses éléments constitutants, sa philosophie de maintenance, et finalement la fiabilité du moteur.

Le moteur PW 127F a des avantages spéciaux qu'un autre turbopropulseur, ces avantages sont :

- Utilisation des derniers matériaux.
- Une faible masse et un encombrement minimal.
- Il comporte le système FADEC et le système de surveillance.
- Conception permettant l'établissement des nouvelles normes en matière de fiabilité, de durabilité, d'économie et de respect d'environnement.
- Une facilité et souplesse d'exploitation grâce à un entretien simplifié et réduit ...etc.

Finalement, nous souhaitons que ce modeste travail soit un plus pour notre université. Notamment le département d'aéronautique.

# Abreviation

ABREVIATION	SIGNIFICATION
AC	Courant alternatif
ACOC	Radiateur d'huile refroidi par carburant <i>air</i>
AGB	Boite d'accessoires
AIR SWITCHING VALVE	Valve de commutation à air
ATPCS	Système de contrôle automatique de la puissance de décollage
AFU	Unité de mise en drapeau automatique
AUO FEATHER	Mise en drapeau automatique
BP	Basse pression
BPCU	Unité de contrôle de puissance de bus
CAP	Panneau alertant l'équipage
CHECH VALVE	Clapet anti-retour
CHIP DETECTOR	Bouchon magnétique
CL	Levier de condition
CLB	Montée
CRANKING	Mise en marche
CRZ	Croisière
DC	Courant direct
EEC	Unité de control électronique
ELECTRIC FEATHERING PUMP	Pompe électrique de mise en drapeau
ENG START	Démarrage moteur
ESHV	Puissance équivalente sur l'arbre (brute)
FCOC	Radiateur d'huile refroidi par carburant
FF / FU	Débit carburant / carburant utilisé
FI	Ralenti au vol
FEATHER (FTR)	Mise en drapeau
FOD	Domage causé par les objets étrangers
FUEL CLOG	Colmatage
FUEL S.O	Arrêt de carburant (coupé de carburant)
GCU	Unité de contrôle générale ralenti au sol
GI	Ralenti au sol
GREEN ARC	Arc vert
HBV	Vanne de décharge (dispositif anti-pompage)
HDV	Heures de vol
HMU	Unité hydromécanique (régulateur du moteur)
HP	Haute pression
HSI	Inspection des sections chaudes
IBV	Valve de décharge d'intercompresseur
ITT (T6)	Température d'entrée turbine

<b>MCR</b>	Poussée de croisière maximum
<b>MCT</b>	Computer multifonctions
<b>MFC</b>	Documentation applicable d'entretien
<b>MRB</b>	Vitesse de rotor HP
<b>NH</b>	vitesse de rotor BP
<b>NL</b>	Vitesse d'hélice
<b>NP</b>	Vitesse de la turbine libre
<b>NPT</b>	Programme d'entretien selon l'état
<b>OCP</b>	Arc orange
<b>ORANGE ARC</b>	Accélération
<b>OVRD (OVERDIDE)</b>	Unité de contrôle d'hélice
<b>PEC</b>	Unité d'interface de l'hélice
<b>PIU</b>	Manette des gaz
<b>PL</b>	Module valve d'hélice
<b>PVM</b>	Pratt et whiteny canada
<b>P&amp;WC</b>	Marque rouge
<b>RED MARK</b>	Point rouge
<b>RED POINT</b>	Marque hachurée rouge / blanc
<b>RED / WHITE HATCHED MARK</b>	Réducteur de vitesse
<b>RGB</b>	Réducteur par minute
<b>RPM</b>	Révolution par minute
<b>SHP</b>	Puissance sur l'arbre
<b>STEPPER MOTOR</b>	Moteur pas-à-pas
<b>TO (TAKE - OFF)</b>	Décollage
<b>VDC</b>	Volt (s), courant direct

# Bibliographie

## Bibliographie

- T 1 course ATR 72-212 A  
ATA Engine Systèmes
- Le turbopropulseur : P.LEPOURRY , 3<sup>ème</sup> édition 1990.
- Moteur d'avion.
- Fiabilité des systèmes : Alain Pagès.  
: Michel gondran.  
: Préface de : maurice magnien  
Edition EYROLLES 1980 France.
- Sites d'Internet :

[www.atr.fr](http://www.atr.fr)  
[www.PWC.ca](http://www.PWC.ca)  
[www.aircraft.fr](http://www.aircraft.fr)