

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



Université de 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

**ENTRETIEN ET REPARATION
DE LA PARTIE CHAUDE DU
MOTEUR PW127F**

Entreprise d'accueil :
La Compagnie Aérienne « AIR ALGERIE »

Réalisé par :

Mr: BOUAMER Abdennour
Mr: BENS Aid Fares

Proposé par :

Mr: AMROUCH. Med
Mr: KBAB.H

PROMOTION:
2006/2007

REMERCIEMENT:

Nous tenons à remercier en premier lieu, dieu le tout puissant de nous avoir donné la foi et le courage à fin de réaliser ce petit ouvrage.

On tient également à remercier :

Nos promoteur pour leur suivi et leurs conseils :

➤ *Mr AMROUCH MOHAMED.*

➤ *Mr KBAB HAKIM ; enseignant à l'institut d'aéronautique de BLIDA.*

✋ *Tout le personnel de l'atelier révisions moteurs D'air Algérie, surtout ami SLIMANE.*

✋ *A AMI « ELTAHER » ET SON FILS « RAFIK ».*

Nos remerciements s'adressent également, aux membres du jury pour l'attention qu'ils auront à prêter dans le jugement de ce travail.

A tout nos collègues de l'option propulsion, et tous ceux qui ont participés de près ou de loin à réaliser cet ouvrage.

Dédicace

Je dédie ce travail A:

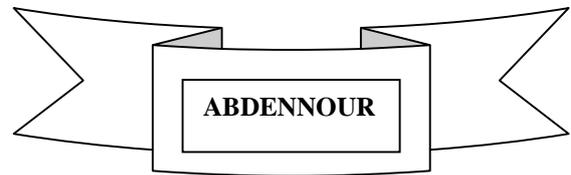
- Mes Parents auxquels je dois tout et à qui je ne me rendrai jamais assez.
- Mes Frères Reda et Anouar et à tous les membres de ma famille « BENS Aid + BOUYEBA » chacun par son nom.
- Mes cousins : Azouz, Tayeb, Hamid, Salah, Yasser, Adnane, Madjid, Babi, Moussa.
- Toute la famille de « ZENATI AHMED » à Hocine dey chacun par son nom.
- Mon binôme « ABDENNOUR » et sa famille.
- Tout les gens d'air Algérie surtout Mon Promoteur « Mr. Amrouch M » qui m'a cessé de me conseiller et de m'orienter.
- Tous les enseignants de Département d'aéronautique surtout Mon co-promoteur « Mr.Kbab H »
- Mes collègues de l'institut d'aéronautique « promotion 2007 ».
- Mes amis : Aaribi, Djamel (1), Guassab, Walid 1et2, Ossama, Farouk, Houcine, Younes, Elhadj, Djamel (2), Adel Aiouadj
- Mes amis : Otmane, Djamel, Ali, Houcine, Hadou, Med 1et2, Mourad 1et2, Ismail, Nasredinne, Hakim, Layd, Taher, Marzak.
- Mes amis de toute mon a vie : Fateh, Halim, Fares, khaled.



Dédicace

JE DÉDIE CE MODESTE TRAVAIL DE FIN D'ÉTUDES À :

- ❖ Mes très chers parents que leur souhaite une longue vie.
- ❖ Mes très chers frères chacun par son nom.
- ❖ Mes sœurs chacune par son nom.
- ❖ Tous les membres de la famille « BOUAMER » chacun par son nom.
- ❖ Mon binôme « FARES » et sa famille.
- ❖ Tout mes amis qui connaissant le sens d'amitié surtout:
Hamza, Mohamed, Adel, Nabil, Faouzi, Samir, Hakim,
Ghano, Otmane, Mohand, Nasser, Azeddine.
- ❖ Mes collègues de l'institut d'aéronautique « promotion 2007 »
- ❖ Tout les gens d'air Algérie surtout Mon promoteur
« Mr.Amrouch M » le personne qui ma vraiment aidé.
- ❖ A Tous les enseignants de Département d'aéronautique surtout
Mon co-promoteur « Mr.Kbab H »



LES ABBREVIATIONS

Abbréviation	Signification (anglais)	Signification (français)
HBV	Handling Bleed Valve	Vanne de décharge
DC	Direct Current	Courant continu
FAIL	Failure	Panne
IDG	Integrated Drive Generator	Générateur intégré d'entraînement
IGB	Inlet Gearbox	Entrée Boîte de vitesse
IGN	Ignition	Allumage
IGV	Inlet Guide Vane	Entrée D'ailette De Guidage
N1	Low Pressure Rotor Speed	Vitesse De rotor De basse Pression
N2	High Pressure Rotor Speed	Vitesse De Rotor De Haute Pression
PSI	Pounds Per Square Inch	Livres par Pouce Carré
TBO.	Time Before Overhaul	Temps Avant La Révision Générale
T.R.	Technical Report	Rapport Technique
ACOC	Air Cooled Oil Cooler	Radiateur D'huile Refroidie Par L'air
FCOC	Fuel Cooled Oil Cooler	Radiateur D'huile Refroidie Par Le Carburant
AFCU	Auto Feather Control Unit	Unité De Commande Automatique
EEC	Engine Electronic Control	Contrôle Électronique Du Moteur
ITT	Inter Turbine Temperature	La Température Inter-Turbine
MFCU	Mechanical Fuel Control Unit	Unité de Contrôle Mécanique Du Carburant
NH	High Pressure Rotor Speed	Vitesse à Haute Pression De Rotor
NL	Low Pressure Rotor Speed	Vitesse à Basse pression De Rotor
NP	Propeller Turbine	Turbine De Puissance
NPT	Power Turbine Speed	La Vitesse Du Turbine De Puissance
TSN	Time Since New	Le Temps En Heures De Vol Depuis Que Le Moteur Est Neuf
CSN	Cycle Since New	Le Nombre De Vol Depuis Que Le Moteur Est Neuf
TSO	Time Since Overhaul	Le Temps En Heures De Vol Après La Révision Générale du Moteur
CSO	Cycle Since Overhaul	Le Nombre De Vol Après La Révision Générale du Moteur
TSHSI	Time Since Hot Section Inspection	Le Temps Après L'Inspection De La Partie Chaude
CSHSI	Cycle Since Hot Section Inspection	Le Nombre De Vol Après l'inspection De La Partie Chaude
BPCU	Bus Power Control Unit	Unité De Commande De Puissance D'Autobus
G CU	Generator Control Unit	Boîtier De Contrôle D'alternateur

--	--	--

FACTEURS DE CONVERSION

Pour convertir des	En	Multiplier par
Atmosphères	Pounds per square inch (psi)	14,696
B.TH.U	C.H.U	0,4536
Cubic inches	litres	0,0164
Feet	inches	12
Feet	mitres	0,305
Feet par minute	Kilometres-heure	0.018
Foot-pound	kilogrammètres	0.138
Foot-pound/second	Horse power	1/550
Foot	yard	1/36
Gallon	quarts	2
Hundredweight (GB)	lb	112
Hundredweight (U.S)	lb	100
Inches	yards	0,028
Inches/knots	Kilometres-heure	1,853
Inches/miles	kilometres	1,609
Inches	centimetres	2,54
Mile	feet	5820
Nautical mile	km	1,85318 (pour les U.S)
Nautical mile	mètres	1852 (norme française)
Ounces	Gramme	28,3495
poundals	Pounds	32,19
poundals	Newtons	0,13825
Pound per square foot	Kilogrammes par mètre carré	4,88
Pounds (lb)	kilogrammes	0,454
Pints (G.B)	litres	0,568
Pints (US)	litres	0,4732
Quart (GB)	litre	1,3649
Quart (us)	litre	0,9463

B.TH.U (brake horse power) : chaleur nécessaire pour élever d'un degré fahrenheit la température d'une livre (lb) d'eau à la température de densité maximum.

C.H.U : chaleur nécessaire pour élever d'un degré centigrade la température d'une livre (lb) d'eau à la température de densité maximum

LISTES DES SYMBOLES

SYMBOLES	SIGNIFICATIONS
V	La vitesse parallèle à l'axe de rotation
U	La vitesse due à la rotation de hélice
W	La vitesse résultante
I	L'angle d'incidence
Ft	La force parallèle à la vitesse V
Fc	La force parallèle à la vitesse U
T	La traction de l'hélice
P	La puissance nécessaire pour faire tourner l'hélice
n	Le nombre de tour/ seconde
	L'angle de la vitesse W avec le plan de rotation
	L'angle de calage du profil
Nt	Combinaisons hélice Combinaisons générateur
Cm	Couple moteur
Cs	Consommations spécifiques
	Le rendement d'une hélice

Listes des figures

CHAPITRE I : GENERALITES

Figure (I-1)	Caractéristiques de l'avion ATR 72-500.	4
Figure (I-2)	Les éléments d'un turbopropulseur.	5
Figure (I-3)	Une hélice.	6
Figure (I-4)	Section droite de référence.	7
Figure (I-5)	Le pas (théorique et réel).	8
Figure (I-6)	Hélice à pas géométrique constant	8
Figure (I-7)	Fonctionnement aérodynamique	9
Figure (I-8)	Hélice en traction nulle.	10
Figure (I-9)	Hélice tractive.	10
Figure (I-10)	Hélice en traction négative.	10
Figure (I-11)	Hélice en aéromoteur.	11
Figure (I-12)	Formes des hélices primitives.	12
Figure (I-13)	Turbopropulseur à turbine liée.	14
Figure (I-14)	Turbopropulseur à turbine libre.	15
Figure (I-15)	Turbo propulseur à turbine mixte.	15

CHAPITRE II : DESCRIPTION DU MOTEUR PW 127 F

Figure (II-1)	Le moteur PW100.	17
Figure (II-2)	Les éléments du moteur PW127F.	18
Figure (II-3)	Les stations du moteur PW127F.	19
Figure (II-4)	Un graphe de T° et P au décollage.	19
Figure (II-5)	Les roulements du moteur PW127F.	20
Figure (II-6)	La face droite du moteur PW127F.	21
Figure (II-7)	La face gauche du moteur PW127F.	22
Figure (II-8)	La boîte de vitesse (RGB).	22
Figure (II-9)	Le frein d'hélice et son disposition sur le moteur 24	23
Figure (II-10)	Angle d'entraînement de L'AGB.	24
Figure (II-11)	L'ensemble compresseur-turbine (rotor).	25
Figure (II-12)	La section d'entrée d'air.	25
Figure (II-13)	La section compresseur.	26
Figure (II-14)	La section chambre de combustion.	28
Figure (II-15)	La section turbine haute pression.	28
Figure (II-16)	La section turbine basse pression.	29
Figure (II-17)	La section de la turbine de puissance.	29
Figure (II-18)	Attachement moteur aux supports.	30
Figure (II-19)	L'hélice du moteur PW127F.	31
Figure (II-20)	Les accessoires du système d'hélice.	32
Figure (II-21)	Coupe de l'hélice 568F.	33
Figure (II-22)	La pale d'hélice.	33

CHAPITRE III : LES DIFFERENTS SYSTEMES DU MOTEUR PW127F :

Figure (III-1)	Le système d'huile de la gear box	34
Figure (III-2)	Le système d'huile de la turbomachine	35
Figure (III-3)	La valve de régulation de pression	37
Figure (III-4)	Les filtres d'huile	38
Figure (III-5)	Le radiateur FCOC	38
Figure (III-6)	La valve anti-retour	39
Figure (III-7)	Le transmetteur de la pression d'huile	39
Figure (III-8)	Le système carburant pour ATR	45
Figure (III-9)	Indicateur FF/FU	46
Figure (III-10)	Indicateur de colmatage de filtre	47
Figure (III-11)	L'unité pompe carburant	48
Figure (III-12)	l'unité de contrôle carburant (MFC)	49
Figure (III-13)	Le réchauffeur carburant	51
Figure (III-14)	Le schéma d'un FCOC	52
Figure (III-15)	Le diviseur de débit carburant	53
Figure (III-16)	L'injecteur de carburant	54
Figure (III-17)	Le réservoir de drainage carburant	54
Figure (III-18)	zones de ventilation de la nacelle	58
Figure (III-19)	Système d'air du moteur	59
Figure (III-20)	L'étanchéité des roulements N°3 et N°4	60
Figure (III-21)	La circulation de l'air dans les paliers et la turbine	60
Figure (III-22)	Vanne papillon	61
Figure (III-23)	Air switching valve	62
Figure (III-24)	Le dispositif anti-pompage (HBV)	63
Figure (III-25)	La servovalve	63
Figure (III-26)	Fonctionnement de HBV	64
Figure (III-27)	Le système de mesure de couple	67
Figure (III-28)	Système de température T6	69
Figure (III-29)	Schéma de système de température T6	70
Figure (III-30)	La sonde de température d'entrée (T1.8)	72
Figure (III-31)	Schéma démarrage et l'allumage	76
Figure (III-32)	Les boîtes d'allumages et leurs dispositions sur le moteur	77
Figure (III-33)	Le système d'allumage	78

CHAPITRE IV : MAINTENANCE ET REPARATION DE LA PARTIE CHOUDE DU MOTEUR PW 127F

Figure (IV-1)	Inspection du compresseur HP	98
Figure (IV-2)	Exemple d'une bosselure (dent) du compresseur HP	100
Figure (IV-3)	Exemple d'une entaille (Nick) au compresseur HP	100
Figure (IV-4)	Exemple d'une usure (Tear) au compresseur HP	101
Figure (IV-5)	Inspection a travers l'orifice du carter d'entrée d'air	103
Figure (IV-6)	Inspection boroscopique du compresseur BP	104
Figure (IV-7)	Inspection boroscopique du compresseur HP	104
Figure (IV-8)	Inspection d'assemblage enveloppe de la C-C	105

Figure (IV-9)	Inspection du stator et des ailettes de la turbine HP	106
Figure (IV-10)	Inspection boroscopique de l'assemblage stator et les aubes du 1 ^{er} étage de la turbine libre	108
Figure (IV-11)	Orifice d'inspection boroscopique	109
Figure (IV-12)	inspection boroscopique des ailettes du 2 ^{eme} étage de la turbine libre	109
Figure (IV-13)	Couvercle d'orifice d'inspection des pignons d'arbre de l'entrée RGB et le 1 ^{er} étage hélicoïdal	110
Figure (IV-14)	Inspection du pignon d'arbre intermédiaire.	110
Figure (IV-15)	Les différents dommages de la chambre de combustion	113
Figure (IV-16)	Extrémité d'ailette peut être réparer	113
Figure (IV-17)	Ailette d'une turbine HP	114
Figure (IV-18)	Limites du dommage de la turbine HP	114
Figure (IV-19)	les différents dommages des shroud	115

RAPPORT D'EXAMEN TECHNIQUE

Figure (IV-20)	Support de fixation du FCOC	119
Figure (IV-21)	Détecteur de limailles RGB	119
Figure (IV-22)	Pompe de récupération RGB	120
Figure (IV-23)	Vu d'ensemble localisant l'emplacement du roulement a galet N°15	120
Figure (IV-24)	Roulement à galet N°15	121
Figure (IV-25)	Pignons d'entraînement gauche et droit	122
Figure (IV-26)	Axe d'entraînement de l'alternateur	122
Figure (IV-27)	Chambre de combustion enveloppe extérieure	123
Figure (IV-28)	Chambre de combustion enveloppe intérieure	124
Figure (IV-29)	Segments (A4) de la turbine HP	124
Figure (IV-30)	Support extérieur des segments	124
Figure (IV-31)	Ailette turbine HP	125
Figure (IV-32)	Shroud segment de la turbine HP	125
Figure (IV-33)	Stator de la turbine LP et son ring d'assemblage (A5)	126
Figure (IV-34)	Axe de liaison	126
Figure (IV-35)	Engrenage de la pompe d'huile	127
Figure (IV-36)	Engrenage du starter générateur	127
Figure (IV-37)	Tube de transfert du P2, 5	128
Figure (IV-38)	Cavité inter compresseur	128
Figure (IV-39)	Adapteur de drainage	129
Figure (IV-40)	Carter avant RGB	129
Figure (IV-41)	Carter arrière de RGB	130

Sommaire

AIR ALGERIE	
ORGANIGRAMME DE LA COMPAGNIE D'AIR ALGERIE	
RESUME	
HISTORIQUE	
INTRODUCTION.....	1

CHAPITRE I : GENERALITES

I.1	Description de l'avion ATR 72-500.....	2
I.1.1	Introduction.....	2
I.1.2	Spécifications de l'ATR 72-500.....	2
I.2	Les turbopropulseurs.....	5
I.2.1	Introduction.....	5
I.2.2	Les éléments d'un turbopropulseur.....	5
I.2.2.1	L'hélice.....	6
I.2.2.2	Réducteur.....	12
I.2.2.3	L'entrée d'air.....	12
I.2.2.4	Compresseur.....	13
I.2.2.5	Chambre de combustion.....	13
I.2.2.6	Turbine.....	13
I.2.2.7	Système d'échappement.....	14
I.2.3	Fonctionnement de turbopropulseur.....	14
I.2.4	Déférents types de turbopropulseur.....	14
I.2.4.1	Turbopropulseur à turbine liée.....	14
I.2.4.2	Turbopropulseur à turbine libre.....	15
I.2.4.3	Turbopropulseur à deux étages (ou mixtes).....	15
I.2.5	comparaison des trois types de turbopropulseur (avantages et inconvénients).....	15

CHAPITRE II : DESCRIPTION DU MOTEUR PW 127F

II.1	Introduction.....	17
II.2	Conception.....	17
II.3	Caractéristiques du moteur PW 127F.....	17
II.4	Les différentes stations du moteur PW127F.....	19
II.5	Les différents roulements du moteur PW127F.....	20
II.6	L'identification des éléments du moteur PW127F.....	21
II.6.1	La face droite du moteur.....	21
II.6.2	La face gauche du moteur	22
II.7	Descriptions des modules.....	22
II.7.1	Description du RGB (reduction gearbox)	22
II.7.2	Description du module turbomachine.....	24
II.7.2.1	Généralités.....	24

II.7.2.2	Description de la partie froide (cold section)	25
II.7.2.3	Description de la partie chaude (hot section).....	27
II.7.3	Bâtis du moteur.....	30
II.7.4	Description de l'hélice du moteur PW127F.....	31

CHAPITRE III : LES DIFFERENTS SYSTEMES DU MOTEUR

PW127F

III.1	Le système d'huile.....	34
III.1.1	Rôle du système d'huile.....	36
III.1.2	Caractéristiques d'huile.....	36
III.1.3	Les composantes du système d'huile.....	36
III.1.3.1	Un réservoir d'huile principal.....	36
III.1.3.2	Un réservoir auxiliaire.....	37
III.1.3.3	L'anti ligne siphon.....	37
III.1.3.4	Un bloc de pompe.....	37
III.1.3.5	Un radiateur d'huile refroidir par air (ACOC).....	37
III.1.3.6	Une valve de régulation de pression.....	37
III.1.3.7	Un filtre de pression HP.....	38
III.1.3.8	Un réchauffeur carburant.....	38
III.1.3.9	Un radiateur d'huile refroidi par le carburant (FCOC).....	38
III.1.3.10	La valve anti-retour (check valve).....	39
III.1.3.11	Un transmetteur de pression.....	39
III.1.3.12	Indicateur de basse pression.....	39
III.1.3.13	Une sonde de température d'huile.....	40
III.1.4	Description de fonctionnement de système d'huile.....	40
III.1.4.1	Stockage.....	40
III.1.4.2	Distribution.....	40
III.1.4.3	Indication.....	41
III.1.5	Dépannage du système d'huile.....	42
III.2	Le système de carburant.....	45
III.2.1	Les différents composants du système carburant.....	46
III.2.2	Fonctionnement de système carburant.....	46
III.2.3	Indication.....	47
III.2.3.1	Indicateur FF/FU.....	47
III.2.3.2	Indicateur de colmatage filtre (FUEL CLOG).....	47
III.2.3.3	Indicateur de température du carburant.....	48
III.2.4	Définition des quelques éléments.....	48
III.2.4.1	La pompe carburant.....	48
III.2.4.2	Unité de contrôle carburant (MFC).....	49
III.2.4.3	Un assemblage filtre/réchauffeur carburant.....	50
III.2.4.4	Un radiateur d'huile refroidi par carburant (FCOC).....	52
III.2.4.5	Le diviseur de débit et la valve de décharge.....	53
III.2.4.6	Les injecteurs.....	54
III.2.4.7	Le réservoir de drainage carburant.....	54
III.2.5	Les symptômes probables dans le système carburant et ces remèdes	
III.3	Système d'air.....	58
III.3.1	ventilation de la nacelle.....	58
III.3.2	Description de ventilation du moteur.....	59
III.3.3	Les différents composantes de système d'air.....	61

III.3.3.1	La valve de venturi	61
III.3.3.2	Clapet anti retour (check valve).....	61
III.3.3.3	La air switching valve.....	61
III.3.3.4	Le dispositif anti-pompage	63
III.3.4	le fonctionnement de dispositif.....	65
III.4	Le système d'indication.....	66
III.4.1	Description de l'indication.....	66
III.4.2	Description des indicateurs et les sondes.....	66
III.4.2.1	Description d'indicateur et la sonde de torque moteur.....	66
III.4.2.2	Description de l'indicateur d'ITT et la sonde des thermocouples.....	66
III.4.2.3	La sonde de vitesse.....	71
III.4.2.4	Détecteur de la température d'entrée (T1.8).....	72
III.4.2.5	Description d'indicateur de FF/FU.....	73
III.4.2.6	Description d'indicateur de température de carburant.....	73
III.4.2.7	Description d'émetteur de pression d'huile.....	73
III.4.2.8	Description de la sonde de température d'huile.....	74
III.4.2.9	Description d'indicateur de pression d'huile.....	74
III.5	Le système de démarrage et d'allumage.....	75
III.5.1	Généralités.....	75
III.5.2	Les différents rôles de système d'allumage.....	75
III.5.3	Les composantes de système d'allumage.....	76
III.5.4	L'opération de démarrage.....	78
III.5.5	L'opération d'allumage.....	79

CHAPITRE IV : MAINTENANCE ET REPARATION DE LA PARTIE CHOUDE DU MOTEUR PW 127F

IV.1.	Performance moteur.....	81
IV.1.1	La partie froide.....	81
IV.1.2	Partie chaude.....	83
IV.2	Calcul des deltas.....	84
IV.3	Lignes de base.....	84
IV.4	Acquisition des données.....	85
IV.5	Maintenance du moteur.....	86
IV.5.1	Définition de la maintenance.....	86
IV.5.2	opérations et procédures d'entretien.....	86
IV.5.3	Objectifs de la maintenance.....	86
IV.5.4	Inspection programmée /intervalles de maintenance.....	87
IV.5.4.1	Méthode d'entretien du moteur.....	87
IV.5.4.2	Définitions de « soft-time » et de « hard-time ».....	89
IV.5.5	Inspection non programme.....	93
IV.5.5.1	Survitesse au-dessus des limites.....	94
IV.5.5.2	Températures excessives (sur température).....	94
IV.5.5.3	Ingestion des matériaux durs (pierres, vis, outils,...).....	94
IV.5.5.4	Ingestion d'impacts d'oiseaux et des matériaux doux (tissu, sachets,...).....	94
IV.5.5.5	Stoppage soudain d'hélice.....	95
IV.5.5.6	Les impacts d'huile causant le dommage structural des pales.....	95

IV.5.5.7 baisse ou perte de pression d'huile.....	96
IV.5.5.8 Carburant.....	97
IV.5.5.9 Inspection / vérification moteur.....	97
IV.5.5.9.1 Durée de vie des composants de roto.....	97
IV.5.5.9.2 Dommages causes par les objets étrangers (FOD) aux compresseurs BP et HP.....	97
IV.5.6 Inspection boroscopique.....	101
IV.5.6.1 Introduction sur la boroscopique.....	101
IV.5.6.2 Inspection boroscopique de la partie froide.....	102
IV.5.6.3 inspection boroscopique de la partie chaude.....	105
IV.5.7 Les programmes principaux dans une compagnie aérienne....	111
IV.5.7.1 Programme de maintenance moteur.....	111
IV.5.7.2 programme de fiabilité.....	111
IV.5.8 La condition la plus importante dans la maintenance.....	112
IV.5.9 Inspection des sections chaudes (HSI).....	112
IV.5.9.1 Chambre de combustion.....	112
IV.5.9.2 Aubes de la turbine HP.....	113
IV.5.9.3 Les recouvrements (shroud) de la turbine HP.....	115
IV.5.9.4 La turbine libre.....	115
IV.6. Réparation de la partie chaude.....	116
 CONCLUSION	 131
 BIBLIOGRAPHIE	

AIR ALGERIE

1. HISTORIQUE :

C'est en 1963 que la compagnie générale des transports Aériens « Air-Algerie » devient compagnie nationale dans laquelle l'état Algérien détient 50 du capital. En 1970, le rachat par l'état des actions détenues par les sociétés étrangères a permis le contrôle de la compagnie avec 83 des actions.

Mais ce n'est qu'en 1974, que l'algérianisation totale du capital a été réalisée par le rachat des 17 restants.

Air-Algerie a donc commencé à exister en tant que compagnie de transport Aérien, avec une organisation qui évolue avec le développement de sa flotte.

2. LA DIRECTION TECHNIQUE :

La Direction Technique est l'une des directions les plus importantes Air-Algerie.

On peut affirmer que tout repose sur cette structure, c'est-à-dire l'exploitation des Appareils.

En effet, la D T est chargée de l'entretien de l'ensemble de la flotte, en d'autres mots, de la mise en ligne des appareils (Voir l'organisation).

Lorsque l'on parle de la maintenance des appareils, il ne faut pas oublier la maintenance des équipements qui sont montés sur ces Appareils.

Il existe deux types de maintenance, celle dite programmée, recommandée par les constructeurs est fabricants d'accessoires, selon les temps de vol des Appareils, le nombre d'atterrissages et décollage des avions; et les temps d'utilisation. Lorsqu'il s'agit d'équipement ; et la maintenance non programmée, celle, qui est nécessaire par les pannes éventuelles.

Afin d'effectuer toutes ces tâches convenablement, les constructeurs et fabricants mettent à la disposition des compagnies tous les documents requis.

Il est important de signaler qu'aussi bien les constructeurs, que les organismes de contrôle aérien (FAA, VERITAS, OACI ETC...), exigent que tout travail sur un avion, ou un accessoire d'avion, soit effectué selon les instructions données sur les documents, avec la plus grande rigueur.

D'autre part, tout technicien appelé à intervenir sur un avion ou un accessoire, doit obligatoirement suivre une formation au préalable, et donc, être qualifié et certifié pour cela.

Le respect de toute réglementation dans l'aviation civil international est primordial, car la sécurité des passagers, et des habitants des zones survolées en dépend.

Cette même réglementation et aussi exigeant à l'égard des compagnies aériennes, qui doivent constamment améliorer la qualité de leur travail, et équiper leurs appareils de systèmes toujours plus sophistiqués et donc plus sûrs.

C'est tout cela, qui rend la charge de la DIRECTION TECHNIQUE plus lourde, et sa responsabilité plus grande.

En cas d'accident, par ex. l'enquête qui s'en suit, permet de déterminer avec précision, si oui, ou non, l'entretien se faisait selon les normes, et dans les temps, car dans l'aéronautique, il ne suffit pas de faire le travail suivant les standards, encore faut-il le faire en temps voulu, c'est la maintenance préventive c'est l'une des contraintes que vit quotidiennement la DIRECTION TECHNIQUE, ou toute organisation de maintenance aéronautique.

FLOTE D'AIR ALGERIE

La flotte d'air Algérie :

La flotte est renouvelée par l'acquisition de nouveaux avions tels que les boeing 737-800, 737-600, les ATR-72-500 et par des Airbus A330-200.

A ce jour, Air Algérie compte une flotte de 29 avions composées de :

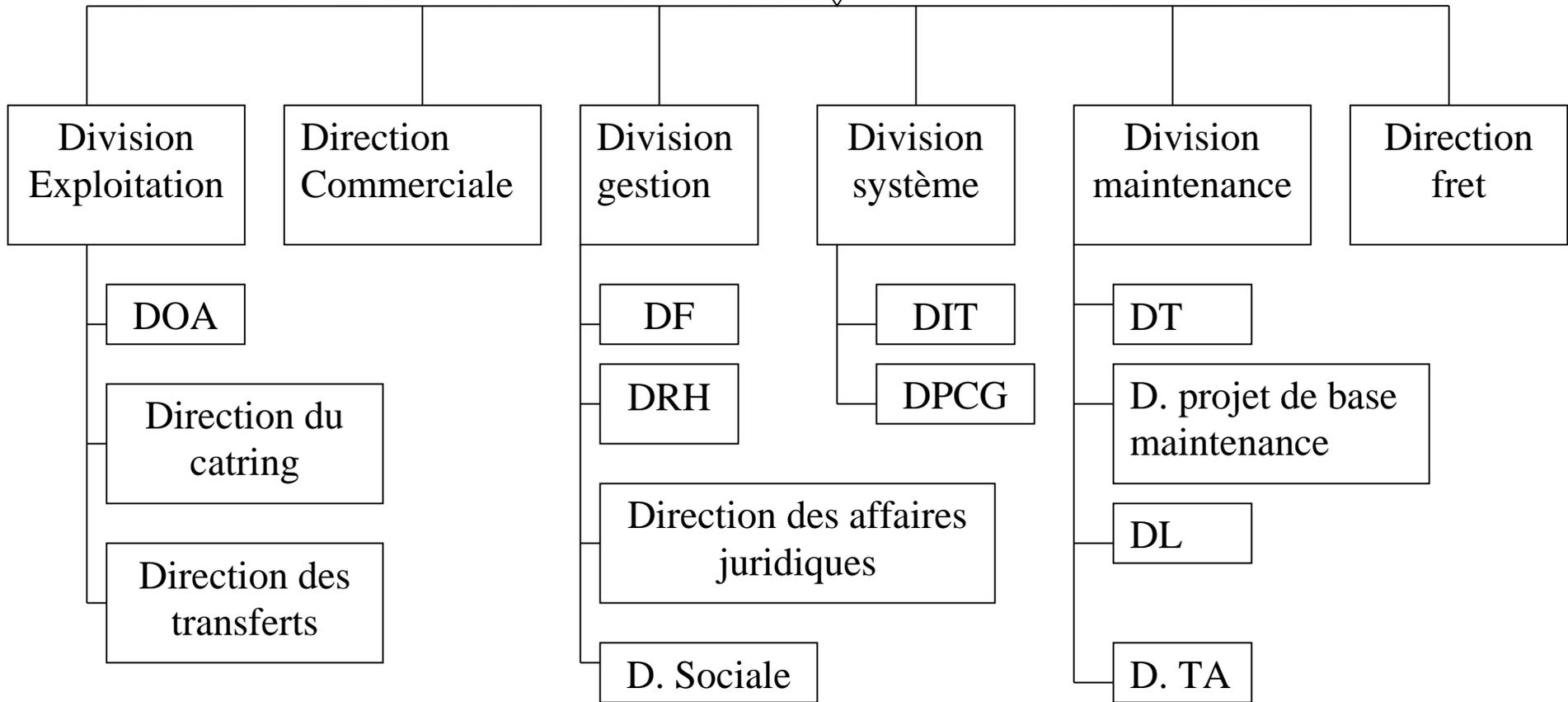
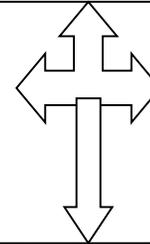
B737-800	10 avions.
B737-600	5 avions.
B767-300	3 avions.
ATR 72	6 avions.
A330-200	5 avions.

ORGANIGRAMME DE LA COMPAGNIE D'AIR ALGERIE

DIRECTION GENERALE

Secrétariat
Générale

Inspection
Générale



:_____

هذه المذكرة عموما في الدراسة الوصفية للمحرك براتني ويتني وطريقة صيانة الجزء الذي يخضع للحرارة فيه.

هذا المحرك يتميز بتكنولوجية غير معقدة سهلة للفهم.

صيانة 127 ف يكون علي شكل تحليل الأعطال ومتابعة

(حسب الحالة) ما عدا بعض العناصر التي تخضع إلي صيانة حياة محددة أين الطائرة تحتوى علي نظام رقمي متطور وعمليا. يضمن المتابعة الاتوماتيكية وإظهار المعلومات علي شاشة الكمبيوتر و الذي يساعد طاقم الطائرة والتقنين تقنيا

Résumé :

Notre mémoire de fin d'étude traite l'étude descriptive du moteur PW127F et la maintenance de sa partie chaude.

Ce moteur est récent, possède une technologie très simple, facile à la comprendre.

La maintenance de la partie chaude du moteur PW127F est se forme d'analyse des pannes, et de surveillance du comportement (selon état) sauf quelques éléments qui sont soumis à la maintenance vie limites, dont l'avion possède un système moderne digitale (**EICAS**) qui assure le suivi automatique et affiche les donnés et les messages d'alerte et d'entretien sur l'écran, en offrant une assistance opérationnel à l'équipage (indication alerte), et assistance technique aux technicien (analyse automatique des panes)

Sammury :

Our memory of end of study treats the descriptive study of engine PW127F and the maintenance of its hot part.

This engine is recent, has a technology very simple, easy to include/understand it.

The maintenance of the hot part of engine PW127F is formed of analysis of the breakdowns, and of condition monitoring (depending on state) except some elements which are subjected to the maintenance life limit, whose plane has a modern system digital (**EICAS**) which ensures the automatic follow-up and posts given and messages of alarm and maintenance on the screen, by offering an assistance operational to the crew (indication alerte), and technical aid with the technician (analyzes automatic bread)

HISTORIQUE

LES ATR A TRAVERS L'HISTOIRE

ATR (Avions de Transport Régional). Les avions de la famille ATR sont fabriqués par le GIE franco-italien ATR formé par Aérospatiale (aujourd'hui EADS) et Aeritalia (aujourd'hui Alenia Aeronautica, filiale de Finmeccanica), chacun ayant 50 % des parts du GIE .

En novembre 1981, l'Aérospatiale et Aeritalia fusionnent leurs deux projets d'avion régional : le 4 novembre 1981, à Paris, un accord sur le lancement de l'ATR 42, un avion confortable, facile à faire voler et à entretenir .

En avril 1982, sont placées les premières commandes pour l'ATR 42, par Cimbre Air, Command Airways, Air Littoral et Finir .

Le programme de l'ATR 42-300, le premier de la famille, est lancé en novembre 1981. Le premier prototype a volé pour la première fois le 16 août 1984 et l'avion a été certifié en septembre 1985 par l'Italie et la France. Le 9 décembre 1985, il est mis en service commercial par la compagnie Air Littoral .

Par rapport aux prototypes, les ATR 42-300 de série ont une masse maximale au décollage plus importante et une autonomie accrue. Les ATR 42-320 ont des moteurs différents pour de meilleures performances en climat chaud. Ces versions ont été construites jusqu'en 1996, date à laquelle l'ATR 42-500 les a remplacé.

Le deuxième avion construit par ATR est l'ATR 72, version allongée de l'ATR 42, qui entra en service en 1989 .

Avec ses ATR 42 et ATR 72 de la série -500 dont le siège social est situé à Toulouse, est leader mondial sur le marché des avions turbopropulseurs de transport régional de 40 à 70 places. Au total 835 appareils ont été commandés dont 375 des séries -500 (chiffres ATR octobre 2006).

L'assemblage final est réalisé sur le site de Toulouse-Blagnac à partir du fuselage et des empennages fabriqués près de Naples (Italie) et des ailes provenant de l'usine de Mérignac près de Bordeaux.

- **ATR 42**

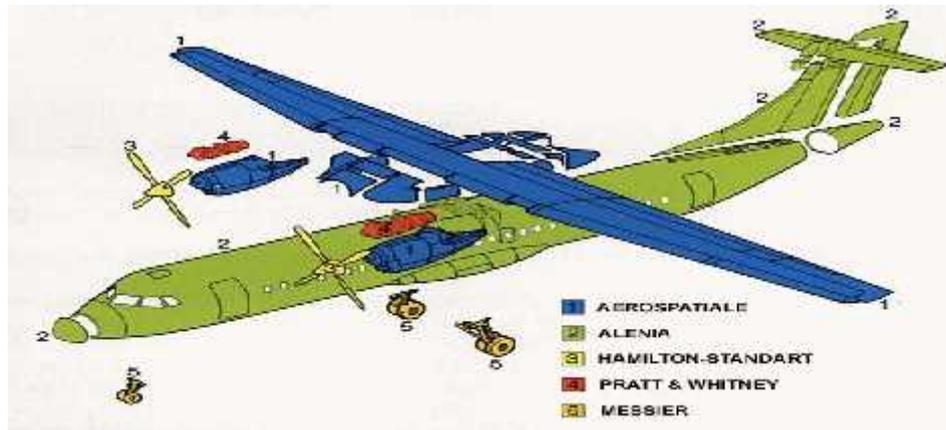
L'ATR 42, le premier appareil fabriqué par ATR a effectué son premier vol le 16 août 1984 et a été mis en service le 9 décembre 1985. À partir du modèle initial, -300, il a été produit en plusieurs versions successives dont une révision majeure, le modèle -500 à partir de 1995. Celui-ci est équipé de moteurs plus puissants et offre un bien meilleur confort aux passagers grâce à la réduction des vibrations (hélices à 6 pales, renfort du fuselage, absorbeurs).

Les ATR 42 cargos (56 m³, 5 600 kg) sont construits ou transformés sur la base de l'ATR 42-300. L'ATR 42-500 est également proposé en version "Quick-change" permettant de passer rapidement d'un équipement passager en une soute cargo de 30 m³

- **ATR 72**

L'ATR 72, version allongée permettant d'accueillir jusqu'à 74 passagers a été mis en service en 1989. Lui aussi est disponible en version tout cargo (75 m³, 8 400 kg).

À partir du modèle initial, -200, il a été améliorée en plusieurs versions successives dont une révision majeure, le modèle -500 à partir de 1995. Sa version "Quick-change" offre 41 m³ pour le fret.



LA GAMME ATR ET SES CARACTERISTIQUES FONDAMENTALES

	ATR 42-300	ATR 42-500	ATR 72-200	ATR 72-500
Envergure	24,57 m		27,05 m	
Longueur	22,67 m		27,22 m	
Hauteur	7,58 m		7,65 m	
Surface alaire	54,5 m ²		61 m ²	
Masse à vide	10 600 kg	11 250 kg	12 500 kg	12 950 kg
Masse maximale	16 700 kg	18 600 kg	21 500 kg	22 000 kg
Masse maximum à l'atterrissage	16 400 kg	18 300 kg	21 850 kg	21 850 kg
Passagers	48	48	74	74
Masse de carburant	4 500 kg	4 500 kg	4 500 kg	5 000 kg
Fret	4 600 kg	5 450 kg	7 000 kg	7 050 kg
Moteurs	2 x PWC 120E 1 340 kW	2 x PWC 127E 1 610 kW	2 x PWC 124B 1 610 kW	2 x PWC 127F 2 052 kW
Vitesse maximale	500 km/h	556 km/h	526 km/h	565 km/h
Plafond pratique	7 620 m	7 620 m	7 620 m	7 620 m
Autonomie	1 580 km	1 580 km	1 600 km	1 600 km

INTRODUCTION

INTRODUCTION

Dans les premières années de l'apparition des avions de transport, les constructeurs s'intéressaient plus aux divers aspects techniques à savoir, l'autonomie de vol, la vitesse de l'appareil et le confort des passagers à chaque invention d'un nouveau type d'avion.

Dans les années cinquante, il y avait le remplacement de moteur à piston par les turbopropulseurs. Ces derniers ont été adaptés aux avions à hélice et les hélicoptères.

Le premier propulseur développé est le motopropulseur qui entraîne une hélice .ce développement a engendré des améliorations sur les moteurs à réaction indirect jusqu'à l'apparition de l'invention du siècle pendant les années quarante qui est le moteur turboréacteur qui répondait parfaitement aux conditions souhaitées par les constructeurs aux quelles doit répondre le moteur .cette dernière invention a amenée les constructeurs à relaisser les propulseurs à hélice Pour un temps court.

Le facteur économique a fait que les constructeurs ont repris avec les propulseurs à hélice, en leur portant des améliorations avec la différence acceptable dans autres facteurs tels que le niveau de vibration, le bruit, le poids de l'appareil, la vitesse ainsi que l'altitude.

Cette modernisation dans les moteurs a suivi jusqu'aux années quatre-vingt ou il y a eu l'invention des avions ATR (avion de transport régional) qui est équipé d'un moteur à réaction indirecte qui est le moteur turbopropulseur, cet appareil assure le vol d'une région à l'autre pour les courts et les moyens trajets. Avec une consommation plus au moins modérée.

Notre étude va se porter sur la réparation et la maintenance de la partie chaude du moteur PW127F.

Pour mener notre travail, nous l'avons divisé en quatre chapitres dont le premier est consacré aux généralités sur l'avion ATR 72-500, le deuxième va se porter sur le moteur équipant cet avion, le troisième est consacré aux différents systèmes de ce moteur, par contre le quatrième fera l'objet de la recherche de panne et de la maintenance du moteur (entretien en exploitation, réparation en atelier).

Enfin une conclusion est tirée.

CHAPITRE N°1

GENERALITES

I. GENERALITES :

I.1. Description de l'avion ATR 72-500

I.1.1. Introduction :

L'ATR 72-500 (la nouvelle génération) est dérivé de l'ATR 72. Cette version possède les mêmes moteurs et hélices à six pales, la même conception intérieure et les mêmes techniques d'isolation que l'ATR 42-500, proposant le même niveau de confort et obtenant le même succès auprès des passagers. Sa capacité standard est de 68 sièges. L'ATR 72-500 offre le prix de revient au siège kilomètre le plus bas, reconnu comme une référence pour le marché régional. Les améliorations apportées en matière d'aérodynamique et de puissance permettent un décollage et un atterrissage courts. La masse maximale au décollage a été augmentée de **300 kg** en **2004**, passant de **22.500 kg** à **22.800 kg**.

Tous les modèles ATR sont conformes aux réglementations en vigueur concernant le niveau des nuisances sonores et disposent même d'une grande marge par rapport aux futures réglementations qui entreront en vigueur le 1er janvier 2006. L'hélice à six pales produit un niveau de bruit externe remarquablement faible. Les faibles consommations de carburant et d'émissions gazeuses participent également au respect de l'environnement.

Les ATR 72-500 seront équipés de la cabine « Elégance », des dernières innovations technologiques en matière d'instruments de communication et d'aide à la navigation ainsi que de systèmes audio-visuels à bord (IFE).

I.1.2. Spécifications de l'ATR 72-500 :

Dimensions externes		External dimensions
Envergure	27,050 m	Wing span
Longueur	27,166 m	Length overall
Largeur maximale du fuselage	2,865 m	Fuselage maximum width
Hauteur	7,65 m	Height overall
Largeur du train principal	4,10 m	Wheel track
Empattement	10,77 m	Wheelbase
Diamètre de l'hélice	3,93 m	Propeller diameter
Distance entre le centre des hélices	8,10 m	Distance between propeller centres
Distance entre l'hélice et le fuselage	0,835 m	Propeller fuselage clearance
Distance entre l'hélice et le sol	1,10 m	Propeller ground clearance

Porte passagère (arrière gauche)		Passenger door (rear, left)
Hauteur	1,75 m	Height
Largeur	0,75 m	Width
Porte de service (arrière droite)		Service door (rear, right)
Hauteur	1,22 m	Height
Largeur	0,61 m	Width
Porte Cargo/bagage (Avant gauche)		Cargo/baggage door (forward, left)
Hauteur	1,53 m	Height
Largeur	1,275 m	Width
Bagage/Cargo Compartiment volume		Baggage/cargo compartment volume
Avant configuré avec 68 passagers	5,8 m3	Front with 68 passengers configuration
Avant configuré avec 70 passagers	4,0 m3	Front with 70 passengers configuration
Avant configuré avec 72 passagers	4,6 m3	Front with 72 passengers configuration
Arrière toute configuration	4,8 m3	Rear for all configuration
Surface		Areas
Alaire	61 m2	Wings, gross
Ailerons	3,75 m2	Ailerons
Volets	12,28 m2	Flaps
Aérofreins	1,34 m2	Spoilers
Gouverne de direction	11,73 m2	Tailplane
Gouverne de profondeur	3,32 m2	Elevators
Motorisation		Powered
Moteur	2 PWC PW127F	Motor
Hélice	Hamilton	Propeller
Pales	6 / 568F	Blades
Poids et Chargement		Weights and Loadings
Poids à vide opérationnel	12 950 kg	Operating weight empty
Poids maximum de carburant	5 000 kg	Maximum fuel weight
Charge utile maximum	7 050 kg	Maximum payload

Poids maximum au décollage	22 000 kg	Maximum Take-off weight
Poids maximum à l'atterrissage	21 850 kg	Maximum landing weight
Poids maximum sans carburant	20 000 kg	Maximum zero-fuel weight
Charge ailaire maximum	352,5 kg/m ²	Maximum wing loading
Performance		Performance
Vitesse maximum de croisière	511 km/h (276 kt)	Max cruising speed

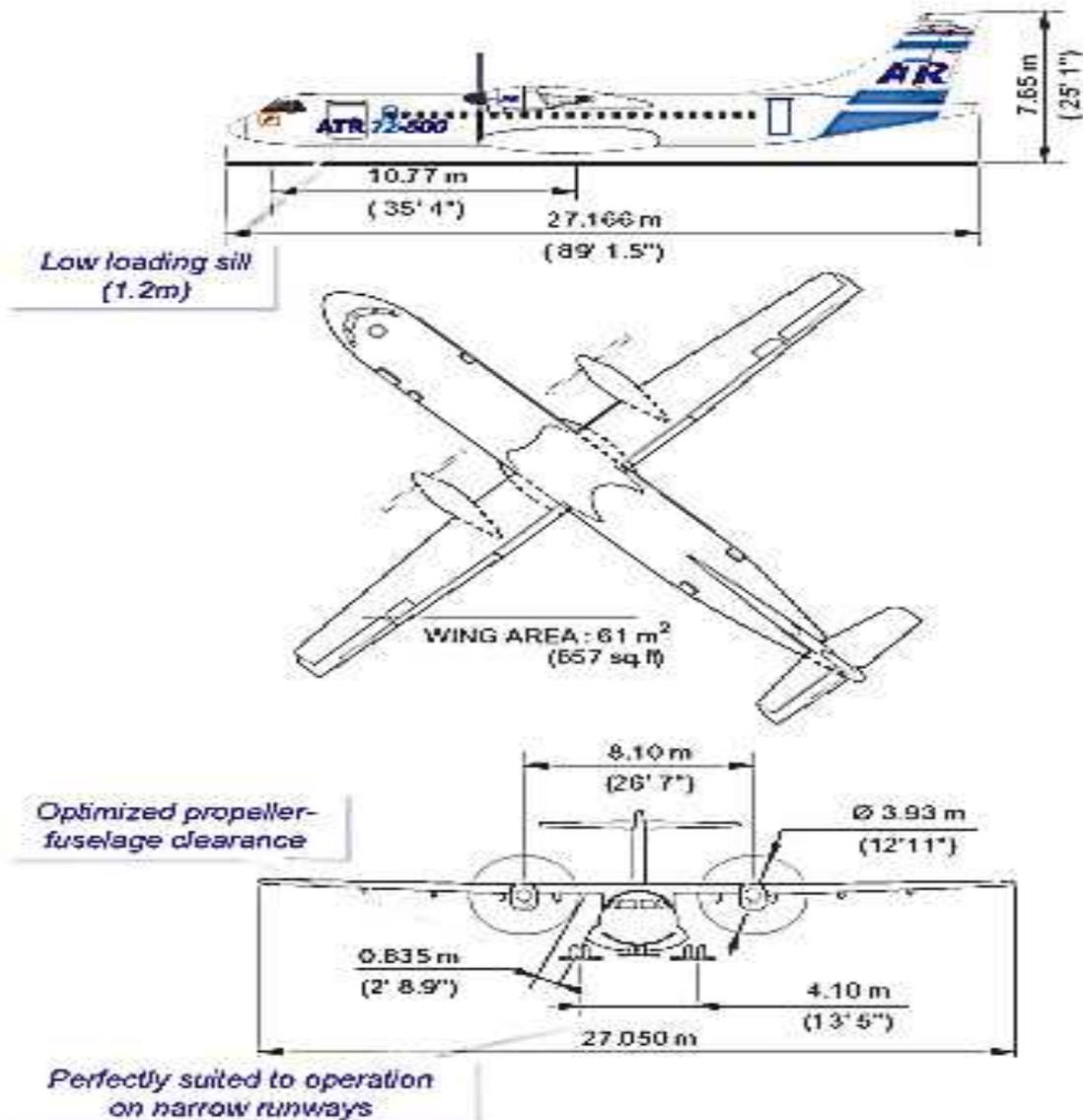


Fig. (I-1) : Caractéristiques de l'avion ATR 72-500

I.2. Les turbopropulseurs :

I.2.1. Introduction :

Le turbopropulseur est un réacteur dont la turbine entraîne à la fois le compresseur et une hélice. Le turbopropulseur est généralement double-corps, c'est à dire qu'il dispose de deux turbines en sortie qui font tourner deux arbres concentriques. La première turbine est reliée au compresseur, la seconde à l'hélice. Le turbopropulseur a été difficile à mettre au point car il associe les difficultés du réacteur et de l'hélice. Son rendement est supérieur à celui du turboréacteur aux basses altitudes et aux faibles vitesses. C'est le mode de propulsion préféré pour les avions de transport commerciaux à faible rayon d'action.

Le premier turbopropulseur en service commercial a été le Protheus de Bristol, développé en **1945**, et qui équipait le Bristol Britannia. Les États-Unis n'ont disposé d'un turbopropulseur fiable qu'à partir **1956**.

Le turbopropulseur est utilisé sur la plupart des hélicoptères (le rotor est une hélice tournant dans le plan horizontal).

I.2.2. Les éléments d'un turbopropulseur :

D'une manière générale le turbopropulseur est composé des éléments suivants :

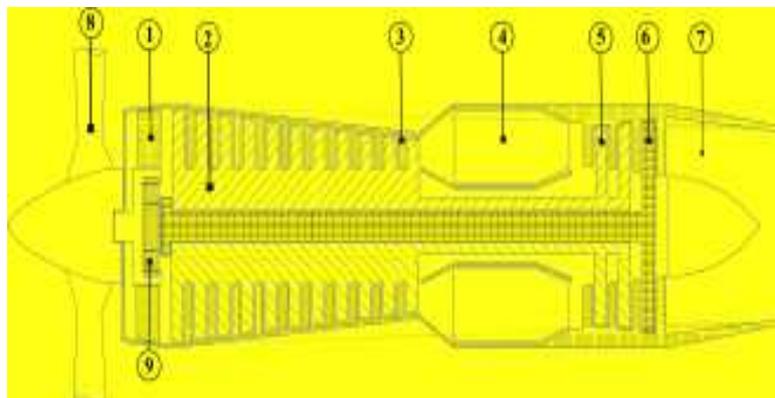


Fig. (I-2) : les éléments d'un turbopropulseur

- 1 : ailettes fixes d'entrée d'air.
- 2 : rotor du compresseur.
- 3 : stator du compresseur.
- 4 : chambre de combustion.
- 5 : turbine HP, entraîne le rotor du compresseur.
- 6 : turbine BP, entraîne l'hélice.
- 7 : tuyère d'éjection.
- 8 : hélice.
- 9 : réducteur de vitesse (engrenage planétaire).

I.2.2.1. L'hélice :

- **Généralité :**

L'hélice est composée d'un certain nombre de pales fixées sur un moyeu tournant, chacune constituant une surface portante analogue à une aile d'avion. La pale change la direction de l'air, qui la contourne et lui transmet ainsi l'énergie reçue du moteur. La force de traction exercée sur l'arbre de l'hélice est égale à la variation de la quantité de mouvement et provoque l'avancement de l'avion. Les performances des hélices sont caractérisées par des coefficients de traction, de couple, d'efficacité propulsive et de rendement qui varient en fonction de la vitesse de vol.

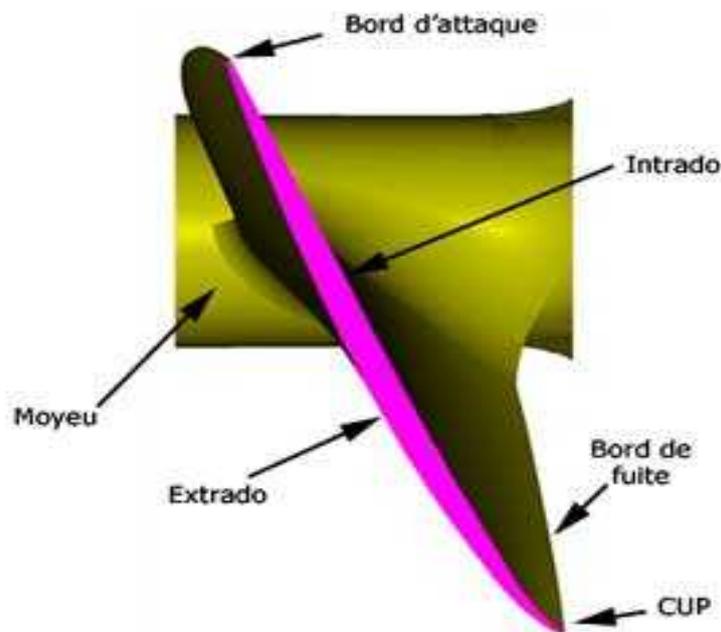


Fig. (I-3) : Une hélice

- **Rôle de l'hélice :**

L'hélice a pour rôle de convertir le couple produit par la puissance du moteur en force propulsive, elle peut être installée :

1. A l'avant du moteur, dans ce cas elle crée une tension dans l'arbre (porte hélice) puisqu'elle tire l'avion, d'où le nom d'hélice tractive.
2. A l'arrière du moteur, elle pousse l'avion vers l'avant d'où le nom d'hélice propulsive. Dans ce dernier cas l'hélice agit à la façon d'un réacteur qui lui aussi pousse l'avion vers l'avant.

- **Définitions :**

On appelle :

- **Axe de l'hélice :** l'axe de rotation de l'hélice.
- **Axe de pale :** axe autour duquel la pale tourne vers le changement de calage.

- **Centre de l'hélice** : plan engendré par la rotation des axes de pale.
- **Plan de l'hélice** : plan engendré par la rotation des axes de pale.
- **Elément de pale** : section de pale obtenue par un plan perpendiculaire à l'axe de pale et coupant la pale à une distance R de l'axe de l'hélice.
- **Section droite de référence** : à une distance $R = 0,7 d/2$ de l'axe de l'hélice, c'est l'intersection de la pale et d'un plan normale 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.

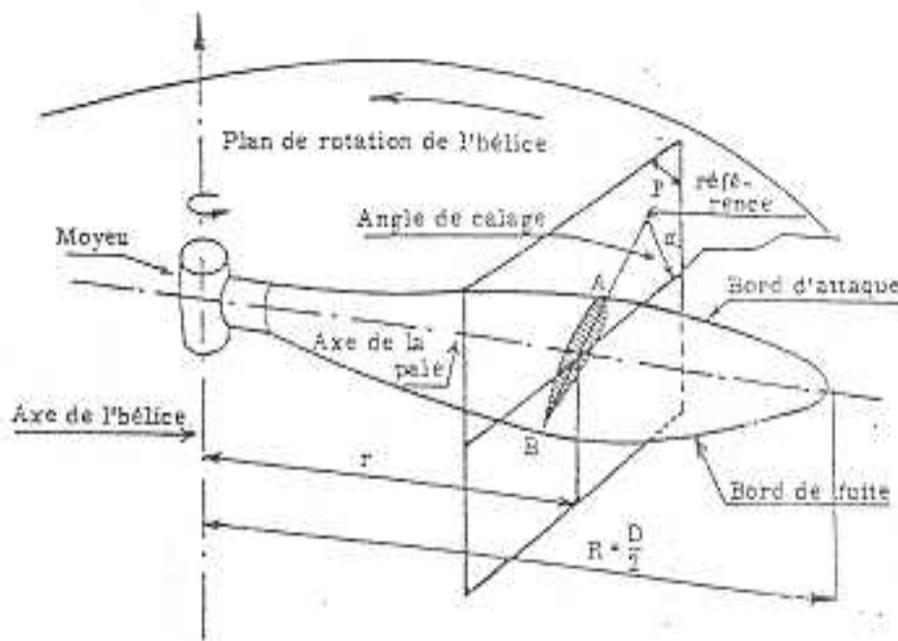


Fig. (I-4) : section droite de référence

- Un angle de calage **faible** caractérise « un petit pas »
- Un angle de calage **important** caractérise « un grand pas » .
- **Angle de calage d'une pale d'hélice** : c'est l'angle entre la corde de référence de la partie de pale considérée et le plan de rotation de hélice.
- **Pas** : c'est la distance parcourue pour un tour en considérant que les pales « se vissent » dans l'air :
 - **pas géométrique** : avancement théorique pour un tour d'hélice.
 - **pas réel** : avancement réel par tour de l'hélice.
 - **recul** : différence entre le pas géométrique et le pas réel.

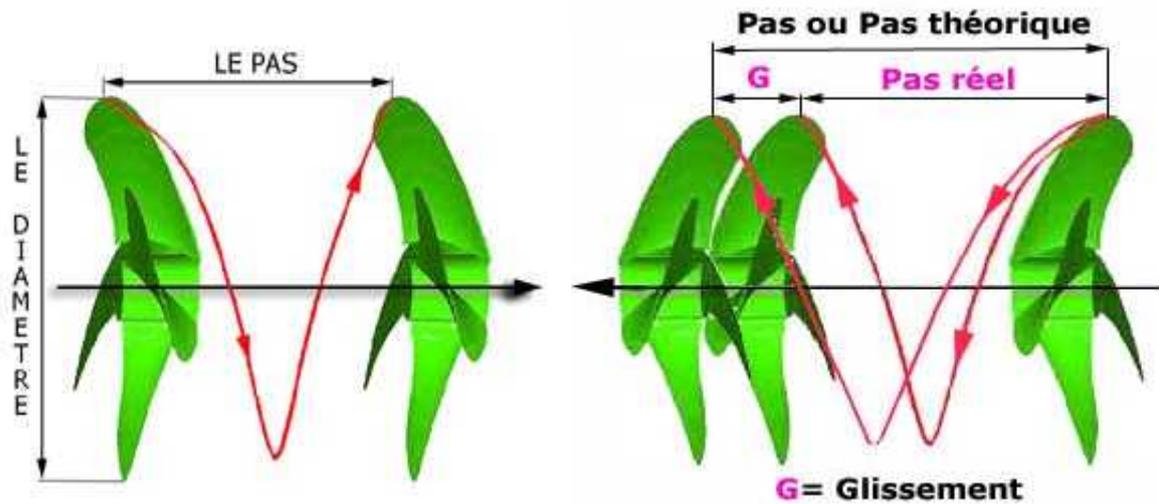


Fig. (I-5) : le pas (théorique et réel)

- L'angle de calage varie la longueur de profil, le pas est constant.
- Le pas géométrique est constant, l'angle de calage varie.

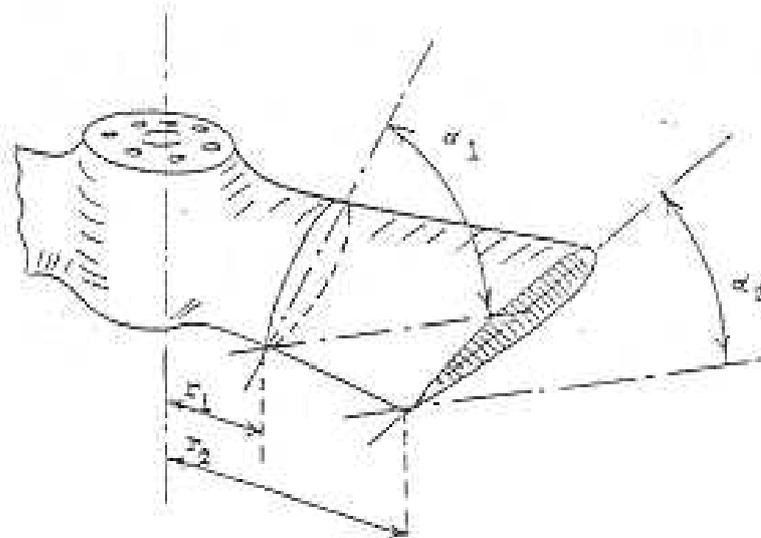


Fig. (I-6) : hélice a pas géométrique constante

- **Fonctionnement :**

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

Chaque pale peut être considérée comme une aile et son fonctionnement est analogue.

- **Fonctionnement aérodynamique :**

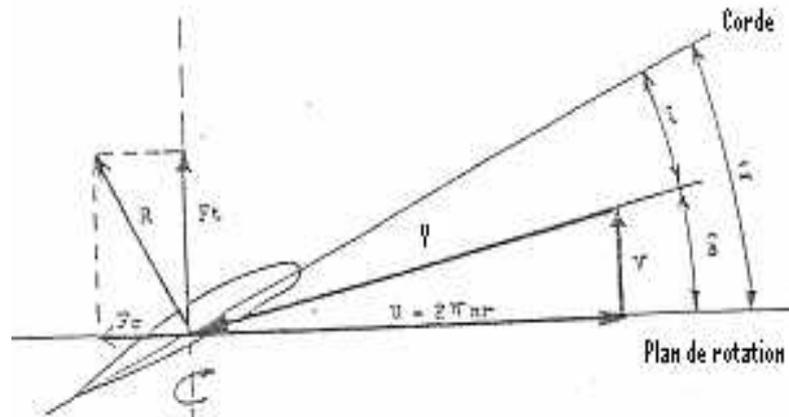


Fig. (I-7) : fonctionnement aérodynamique.

Lorsque l'avion vole, chaque pale est animée d'une vitesse V parallèle à l'axe de rotation (cette vitesse étant égale à la vitesse avion) et d'une vitesse U due à la rotation de hélice (cette vitesse varie avec la section de pale considérée et est égale à $3.14 \times \text{diamètre} \times n$ tel que n est le nombre de tour/ seconde).

Les vitesse V et U se composent pour donner la vitesse résultante W . Cette vitesse W forme un angle d'incidence I avec la corde de profile .il en résulte qu'il exerce sur le profile une action aérodynamique que l'on peut décomposer en deux forces .l'une F_t parallèle à V l'autre F_c parallèle à U .

L'ensemble des forces F_t des différents éléments formant la pale constituent ce que l'on appelle la traction T de l'hélice ; de même l'ensemble des forces F_c forment un couple par rapport à l'axe de l'hélice que l'on peut caractériser par la puissance P nécessaire pour faire tourner l'hélice à la vitesse de rotation n .

Les variations de T et de P , comme pour un profil d'aile, dépendent de l'angle d'incidence.

Celui-ci dépend de deux facteurs : le calage du profil et l'angle de la vitesse W avec le plan de rotation.

➤ **hélice en traction nulle :**

Pour la quelle la résultante aérodynamique est orientée dans le plan de rotation, la composante suivant la vitesse d'avancement de cette résultante est nulle, l'hélice fonctionnant en traction nulle, l'hélice est tractive, toute incidence plus faible donne une composante négative l'hélice fonctionne en frein aérodynamique.



Fig. (I-8) : hélice en traction nulle

➤ **hélice tractive :**

Ici deux cas sont à envisager suivant que l'angle d'incidence est faiblement ou fortement négative :

- fonctionnement en aéromoteur (risque de sur vitesse)
- fonctionnement en aérofrein (fortement négative).

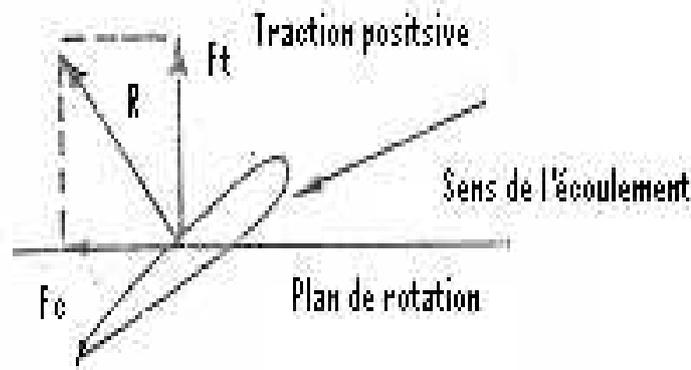


Fig. (I-9) : hélice tractive

a. Fonctionnement en aérofrein :

Dans cette fonction remarque que le couple moteur C_m continue à diminuer et l'angle d'incidence plus faible donne une composante négative, la résultante est au sens opposé au mouvement ainsi que le couple résistant à compenser si l'on veut rester dans cette configuration par couple moteur égal et opposé, dans ce cas on dit que l'hélice fonctionne en frein aérodynamique.

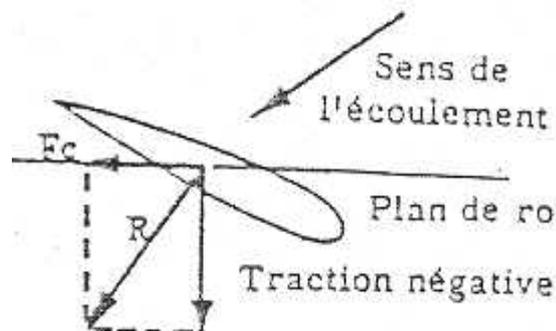


Fig. (I-10) : hélice en traction négative

b. Fonctionnement en aéromoteur (moulinet) :

Le couple moteur C_m continue à diminuer et l'incidence est faible, la résultante est au sens opposé de mouvement, freine l'avion et au sens du mouvement de rotation, le couple moteur aérodynamique (aéromoteur) composé en régime stabilisé par le couple du aux frottement donc l'hélice fournit de la puissance. Ceci veut dire que l'hélice fonctionne en moulinet.

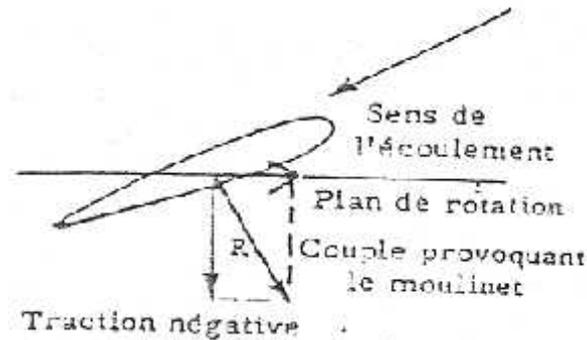


Fig. (I-11) : hélice en aéromoteur

- **Différents types des hélices :**

On appelle rendement d'une hélice le rapport de la puissance utile sur la puissance moteur.

C à d :
$$= F_t \cdot V / W_m$$

Pour cela il y a différentes conceptions d'hélice qui permettent, au prix d'une complexité accrue, d'optimiser ce rendement dans les différentes phases de vol.

- **hélice à calage fixe :**

Ce type d'hélice, simple est peu coûteux, équipe la plupart des avions légers. il présente un certain nombre d'inconvénients, dont le principal est de n'être adapté qu'au régime de vol.

Au décollage, le calage est trop grand, l'incidence est trop grande, le moteur donne la puissance maximale.

Au de la d'une certaine vitesse d'adaptation, l'incidence devient nulle, annulant la traction.

En croisière, le calage s'avère trop faible et le moteur à tendance à s'emballer, il faut alors limite la pression d'admission.

- **hélice à calage variable :**

Afin d'obtenir un rendement hélice sensiblement constant pour une gamme de V on a adapter l'hélice à calage variable.

On peut soit disposer de deux calages seulement, dits « **petit pas** » et « **grand pas** », au quelle cas on change de pas à la vitesse pour la quelle les deux courbes de rendement se coupent.

On peut également, sur des avions plus évolués, disposer de plusieurs calages, auquel cas on peut rechercher à chaque régime l'optimum. Dans ce dernier cas, la recherche du calage optimal peut être soit manuelle, soit automatique.

- **Formes des hélices primitives :**

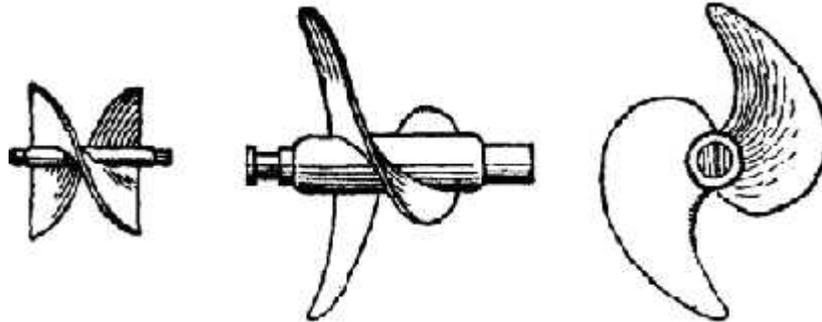


Fig. (I-12) : formes des hélices primitives

I. 2.2.2. Réducteur :

- **Généralité :**

La vitesse de rotation de hélice est nécessairement inférieure à celle du turbopropulseur .il est donc obligatoire d'intercaler un système d'engrenages démultiplicateurs entre l'arbre porte hélice et la turbine d'entraînement.

Les taux de réduction des réducteurs sont de l'ordre de l'ordre **1/10 à 1/20** (Les turbines ont suivant les cas des régimes de l'ordre 10000 à 40000 tr/min).

- **Les types des réducteurs :**

On distingue deux types de réducteur, le réducteur à planétaires (coaxiale) et le réducteur satellites (épicycloïdal).

- **Le réducteur à planétaires :** Ce type de réducteur est le plus utilisé tel qu'il possède deux étages de réduction élémentaire.

- **Le réducteur satellites :** le pignon moteur entrain les satellites tournant à l'intérieur d'une couronne fixe liée au carter .les mouvements de rotation des axes des satellites est récupéré un flasque recevant l'arbre porte hélice. Dans ce cas le nombre de satellite n'intervient pas dans le calcule de rapport de réducteur mais proportionnelle au couple de transmettre pour un matériau donnée.

I.2.2.3. L'entrée d'air :

L'entrée d'air à pour rôle de captée l'air et le fournit au compresseur avec la vitesse la plus homogène possible. Sa forme d'une manière générale est divergente. La protection de l'entrée de l'ingestion de glace est assurée

généralement par l'huile de récupération chauffée ou bien par chaud de compresseur, et aussi par des résistances électrique.

I. 2.2.4. Compresseur :

Les compresseurs existant généralement sur les moteurs à hélice sont de type centrifuge, ce type de compresseur est de faible ou moyenne puissance. A fin d'accroître sa caractéristique (taux de compression), le compresseur centrifuge peut être gavé par un autre étage centrifuge ou des étages axiaux ou être réalise en plusieurs corps différents.

Dans un compresseur centrifuge, l'air pénètre le rotor axialement et s'écoule ensuite radialement la vitesse et la pression augmentant sous l'effet de l'accélération centrifuge et la section divergente entre les aubes respectivement.

Dans le stator, la vitesse est transformée en pression sous l'effet de section divergente des aubes.

De point de vue, avantages et inconvénients le compresseur centrifuge est intéressant car il est rebus, simple, un bon rendement pour les moteurs à petite dimension et à régime faible).

Le montage de ce compresseur est en série, par une nécessite de raccorder la veine d'air radial sortant du premier étage à l'entrée axiale de second étage, ce qui génère des pertes de charge. Certain motoristes préfèrent alors alimenter l'étage centrifuge par une ou plusieurs roues axiales.

I.2.2.5. Chambre de combustion :

Les chambres de combustion équipant le groupe turbo propulseur ont donc les mêmes limitations, pression ou température minimale d'inflammation, seul le domaine de rallumage en vole est plus faible, relié directement au domaine d'utilisation de ces turbomachines. Certain moteurs sont dotés de chambre annulaire à flux inversé pour but de minimiser la dimension de moteur.

Nous rappelons que la combustion est isobare ($P=cte$), 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.

I.2.2.6. Turbine :

Leur fonctionnement est identique à celle équipant les turboréacteurs, les turbines haute pression (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 et T) diminuent également.

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

I.2.2.7. système d'échappement :

Le système d'échappement a pour rôle de poursuivre la détente est 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 réalisée par le motoriste ou par l'avionneur.

Dans un turbo propulseur 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.

I. 2.3. Fonctionnement de turbopropulseur :

L'hélice (8) pré comprime l'air admis dans les entrées d'air (1). L'énergie cinétique libérée par les gaz de la chambre de combustion (4) est utilisée de trois façons.

Elle sert à :

- Actionner les turbines (5 et 6) qui entraînent les compresseurs (2 et 3) et les génératrices électriques.
- Actionner les turbines qui entraînent l'hélice (8) placée devant via le réducteur (9) (et qui transforme la vitesse élevée à faible couple en vitesse faible à fort couple).
- Propulser l'avion par la vitesse cinétique des gaz d'échappement dans la tuyère (7).

I. 2.4. Différents types de turbopropulseur :

Il existe trois grandes familles de turbopropulseurs :

I. 2.4 .1. Turbopropulseur à turbine liée :

Dans ce type de moteur, la turbine de travail nécessaire pour l'hélice est solidaire de l'ensemble turbine compresseur du générateur à gaz .le régime de fonctionnement du générateur est donc liée à la vitesse de rotation de l'hélice.

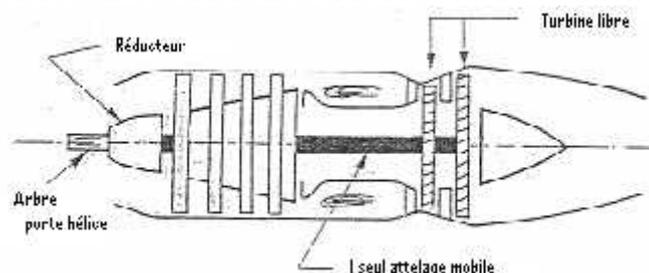


Fig. (I-13) : turbopropulseur a turbine liée

I. 2.4 .2. Turbopropulseur à turbine libre :

La turbine de travail nécessaire pour l'hélice est indépendante du générateur à gaz .Dans ces conditions, le générateur fonctionne comme un turboréacteur indépendant ; son fonctionnement n'est pas influencé par la vitesse de rotation de l'hélice (deux arbres).

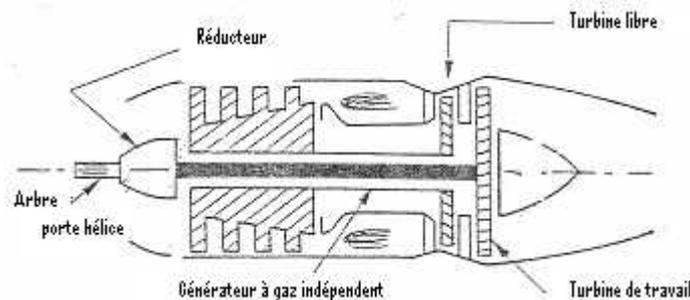


Fig. (I-14) : turbopropulseur a turbine libre

I. 2.4 .3. Turbopropulseur à deux étages (ou mixtes) :

Ceux-ci diffèrent des précédent par l'adjonction sur l'arbre d'entraînement de l'hélice d'un premier compresseur alimentant le compresseur du générateur à gaz .le générateur fonctionne toujours comme un réacteur indépendant, mais les conditions à l'entrée compresseur ne sont plus les conditions ambiantes comme dans le cas précédent .ces conditions dépendent de la vitesse de rotation de l'hélice et des conditions à l'entrée du premier compresseur.

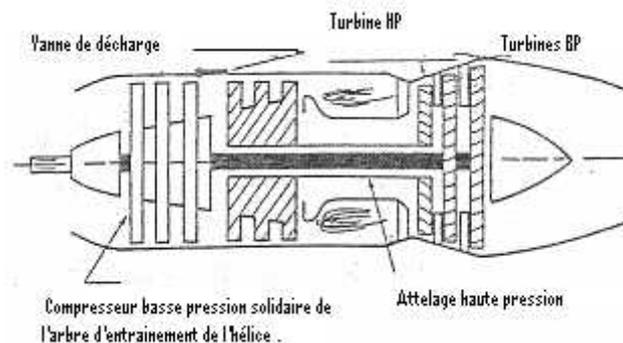


Fig. (I-15) : Turbopropulseur à turbine mixte

I.2.5. Comparaison des trois types de turbopropulseur (avantages et inconvénients) :

- Le turbopropulseur à turbine liée est de construction plus simple, plus légère, mais la liaison vitesse de rotation hélice vitesse de rotation générateur impose la mise en place d'une butée petite pas éclipsable pour permettre les démarrages et mises en puissance du moteur et ainsi éviter une surchauffe turbine aux basses vitesses de rotation. (Le débit d'air de combustion dépend du

régime de rotation compresseur/hélice) cet impératif complique le circuit de régulation de hélice.

- La conduite du turbo propulseur à turbine est plus souple :

L'indépendance des deux systèmes, hélice et turbomoteur, permet de nombreuses combinaisons **Nt** hélice et **Nt** générateur, de façon à rechercher les meilleurs rendements, quelles que soient les phases de vol.

- Le démarrage des turbopropulseurs à turbine libre est beaucoup plus aisé puisque la turbine de travail, libre, et l'hélice ne sont pas entraînées par le démarreur.

Par contre, le turbopropulseur à turbine libre est plus lourd, ses problèmes mécaniques (arbres, paliers supplémentaires ...) sont plus délicats.

- Outre les défauts et qualités du deuxième type, le **GTP** mixtes à l'avantage d'avoir des consommations spécifiques (**Cs**) plus faible grâce à l'augmentation du rapport manométrique des compresseurs.

Cette amélioration se paie par des limitations d'emploi plus serrées du premier compresseur imposant des dispositifs de protection adaptées.

CHAPITRE N° 2:
REPRESENTATION
DU MOTEUR
PW127F

II. DESCRIPTION DU MOTEUR PW 127F :

II.1. Introduction :

Le **PW100** est un turbopropulseur de pointe, doté d'une faible consommation carburant, conçu pour propulser des avions de transport régional d'une capacité de **30 à 70** passagers, ainsi que des appareils utilisés dans l'aviation utilitaire et l'aviation d'affaires.

La série allant du **PW118** au **PW127** a été élargie pour couvrir aujourd'hui une vaste gamme de puissances, allant de **1 800 à 2 750 ch** sur l'arbre. Le " concept " des familles de modules turbomachine et réducteur aura permis la construction de modèles personnalisés offrant un riche éventail de performances techniques.



Fig. (II-1) : Le moteur PW 100

II.2. Conception :

Une turbomachine à double corps renfermant deux compresseurs centrifuges ultra robustes (dépourvus de dispositifs à incidence variable ou de paliers inter étages, pour une plus grande simplicité); turbine " libre " biétages; configuration à deux modules (boîtier de réduction et turbomachine), ayant chacun ses propres plaque signalétique et livret de bord; et régulation électronique, avec dispositif d'appoint mécanique pour faciliter le pilotage et la redondance des systèmes; et des accessoires judicieusement disposés pour simplifier l'entretien.

II.3. Les caractéristiques du moteur PW127F :

- Ce moteur est composé de deux modules indépendants qui sont :
 - Le module turbomachine
 - Le module RGB (Reduction Gearbox).
 - Trois arbres coaxiaux, chacun est indépendant de l'autre.
 - Deux compresseurs identique (même nombre d'étage) et de même type (centrifuge) :
 - compresseur basse pression (LPC)

- Compresseur haut pression (HPC).
 - Turbine libre avec deux (02) étages.
 - Deux turbines de type axiales avec le même nombre d'étage (un (01) étage pour chacune).
 - L'ordre de circulation :
- L'admission à l'avant.
- L'échappement à l'arrière.
- Récupération 100% de poussée.
 - Chambre de combustion à flux inverse pour avoir un moteur plus court et plus léger.
 - Deux étages de RGB (Reduction Gearbox)
 - Le système de contrôle de carburant électronique digital avec le support manuel.
 - Le système de mesure de couple est électronique.
 - Un système automatique (autofeather) pour but de réduire la charge de travail sur le pilot si le moteur s'arrête pendant le décollage

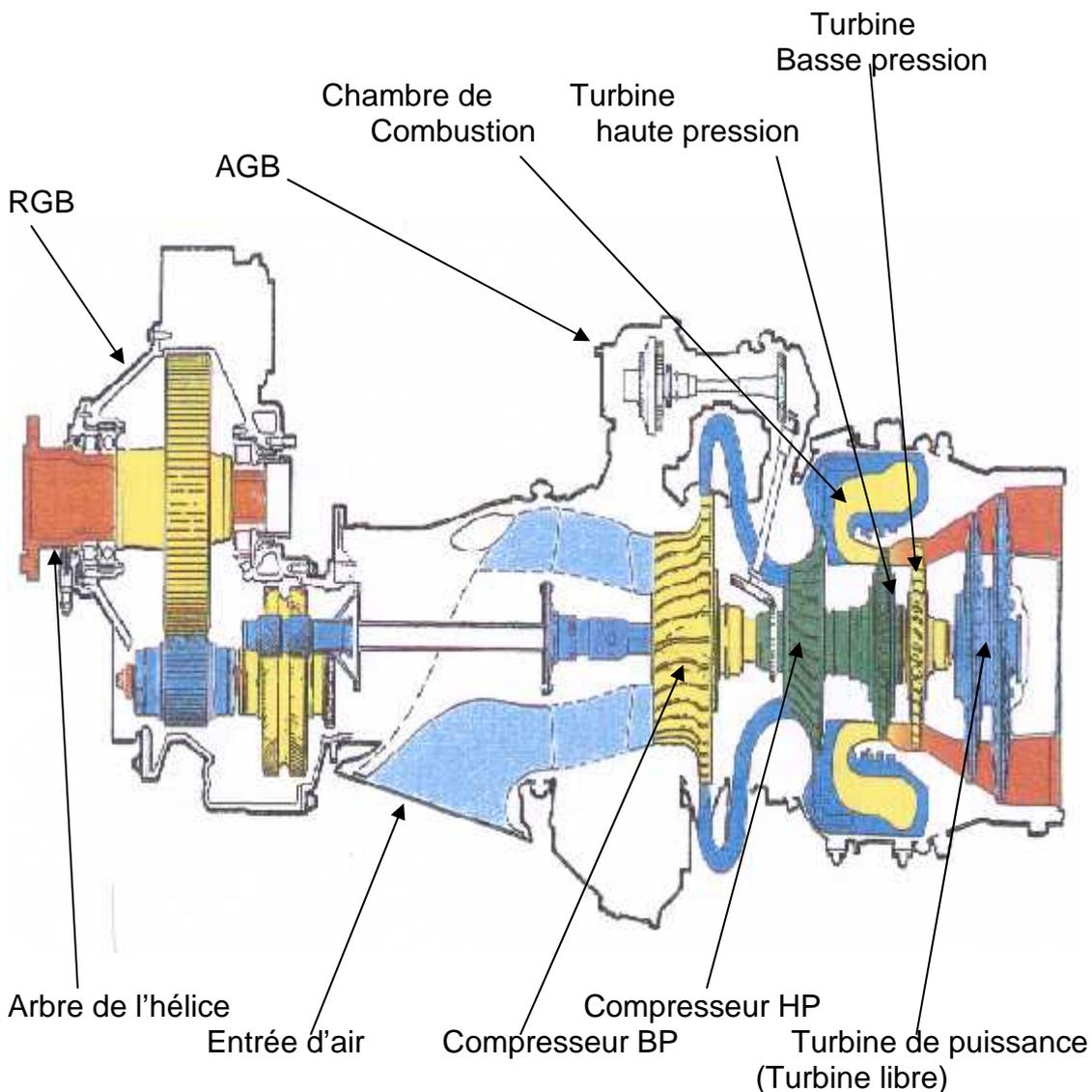


Fig. (II-2) : Les éléments du moteur PW127F

II.4. Les différentes stations du moteur PW127F :

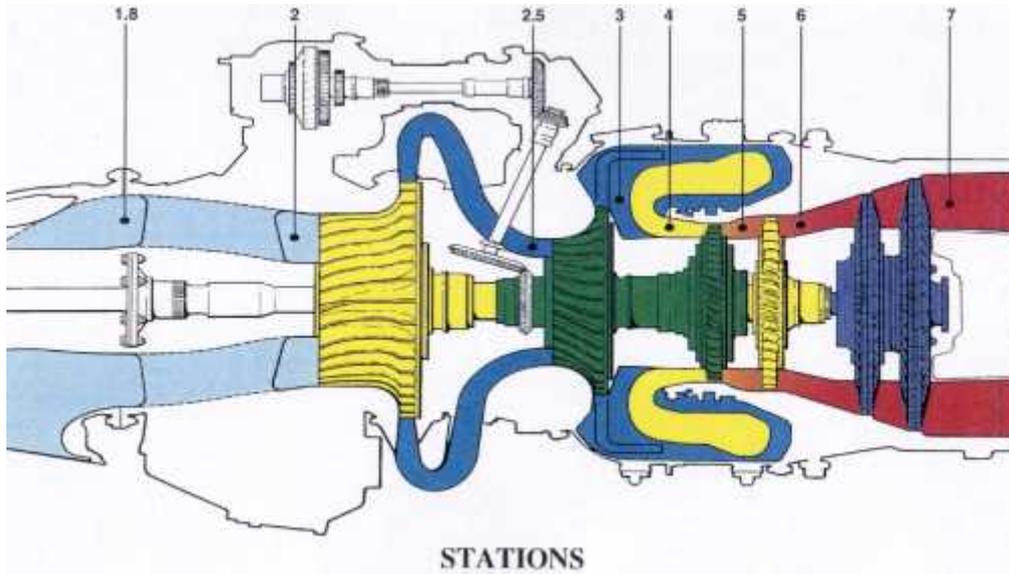


Fig. (II-3) : les stations du moteur PW127F

- Station 1.8 : Support dans l'arrière de l'entrée d'air.
- Station 2. : L'entrée du CBP
- Station 2.5 : La sortie de CBP et l'entré de CHP.
- Station 3. : La sortie de CHP.
- Station 4. : L'inter de la chambre de combustion et TBP
- Station 5. : La section inter turbines
- Station 6. : L'inter TBP et turbine de puissance.
- Station 7. : Après les deux étages de la turbine libre.

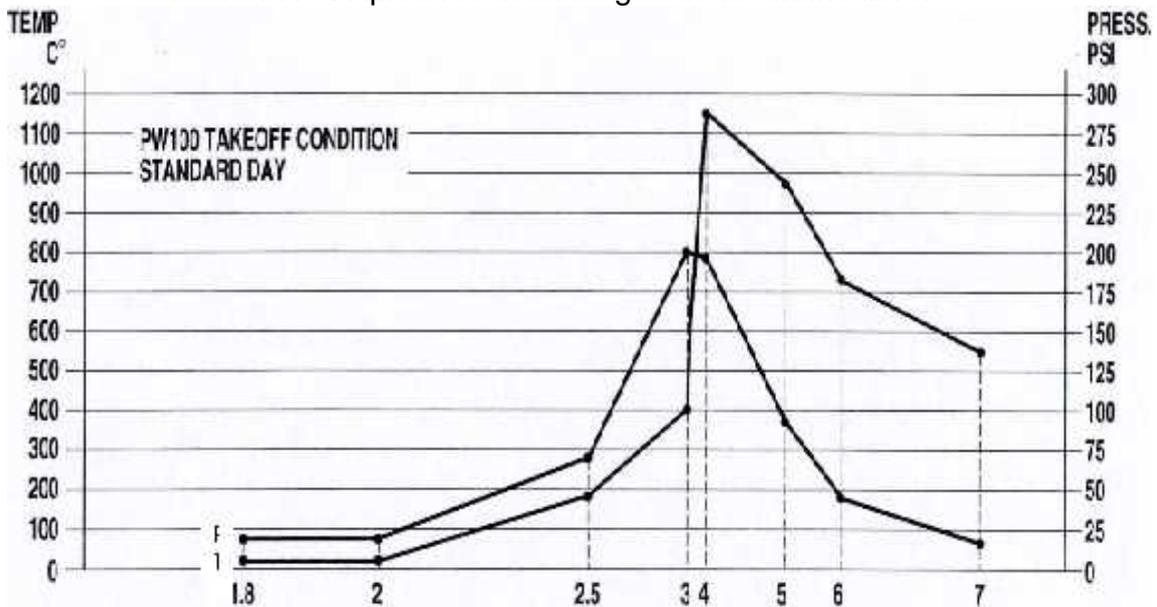


Fig. (II-4) : Un graphe de T° et P au décollage

II.5. Les différents roulements du moteur PW127F :

Le roulement d'une manière générale utilisé pour supporter un ensemble en rotation. Dans ce moteur il existe 7 roulements situés dans la partie turbomachine : trois (03) de type à billes pour but supporter les charges axiales et radiales, et les quatre (04) restants ont de type à galet pour but supporter les charges axiales seulement et tenir en compte les dilatation thermique axiales des arbres.

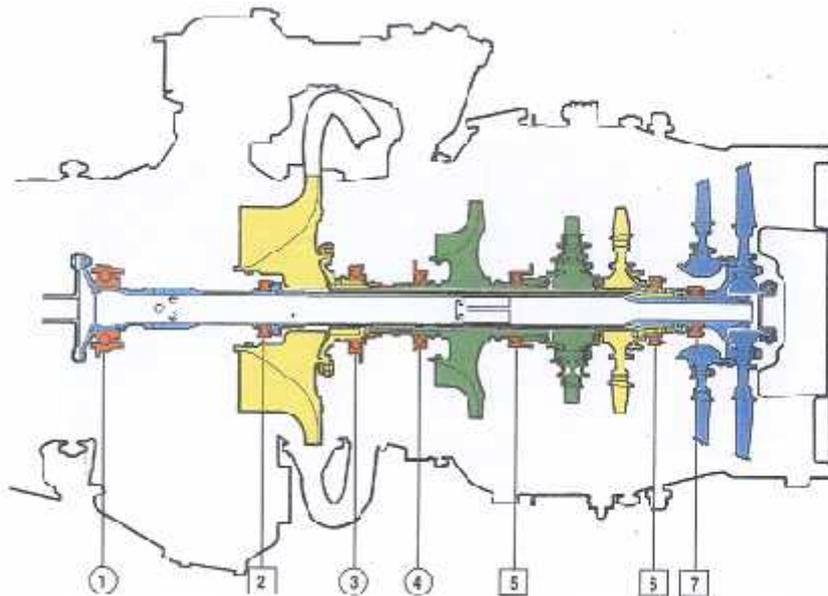


Fig. (II-5) : Les roulements du moteur PW127F

La distribution des roulements dans le moteur :

:

L'ensemble tournant	L'arbre à haute pression (NH)	L'arbre à basse pression (NL)	Axe de turbine de puissance (NP)
roulements	4 (billes) 5 (galet)	3 (billes) 6 (galet)	1 (bille) 2 (galet) 7 (galet)
Rotation	Dans le sens des aiguilles d'une montre	Dans le sens contraire des aiguilles d'une montre	Dans le sens des aiguilles d'une montre
Chargement	Vers l'avant	Vers l'avant	A l'arrière

II.6. L'identification des éléments du moteur PW127F :

II.6.1. La face droite du moteur :

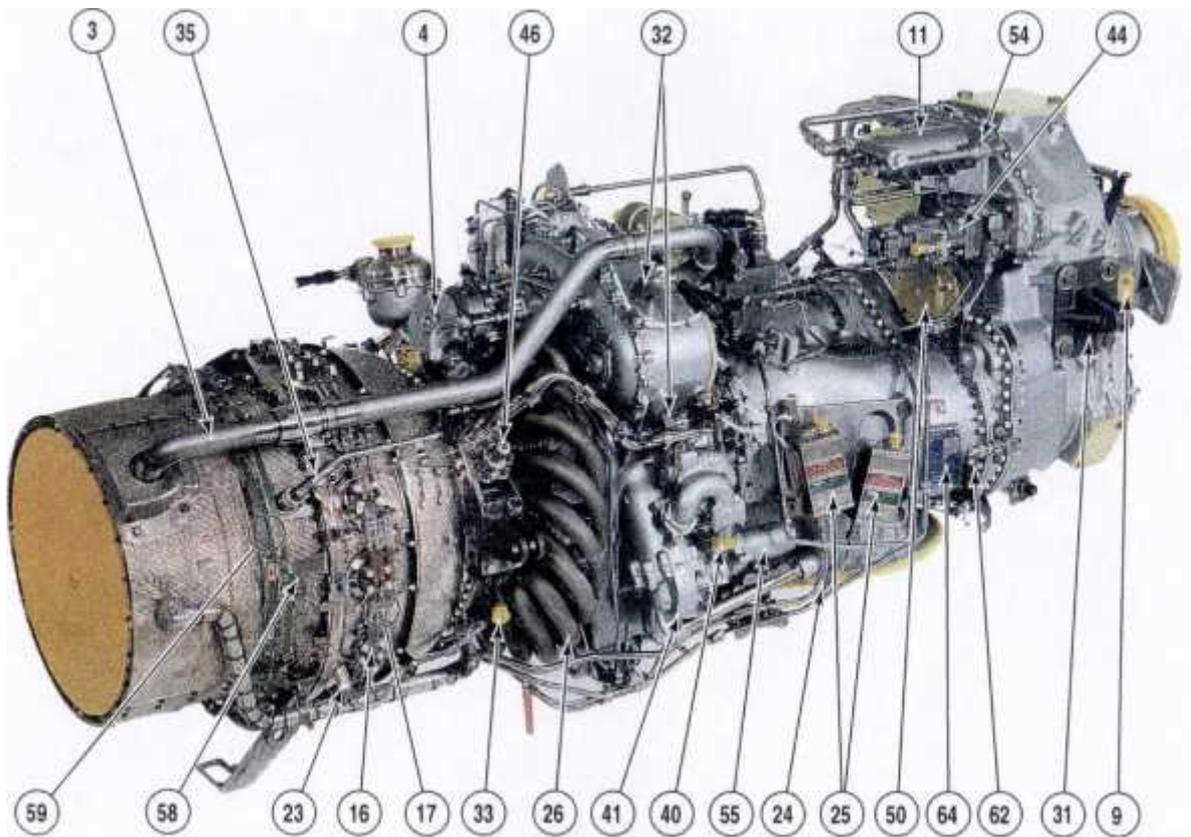


Fig. (II-6) : la face droite du moteur PW 127F

3-L'adaptateur de reniflard de AGB
 4-arbre d'entraînement de la Gearbox
 11-Radiateur d'huile refroidi par carburant (FCOC)
 16-Injecteur carburant
 17-Rampe carburant
 23-Bougie d'allumage
 24- Câbles d'allumage
 25-Boite d'allumage
 32- Sonde de NH

33-capteur tachymétrique (NL)
 40- La sortie d'huile.
 41-Pompe d'huile et de récupération
 44-Gouverneur de survitesse
 46-la switching valve
 54-support de fixation moteur
 58-T6 Thermocouple
 59-Barre de Thermocouple T6.
 62-Sonde de couple

II.6.2. La face gauche du moteur :

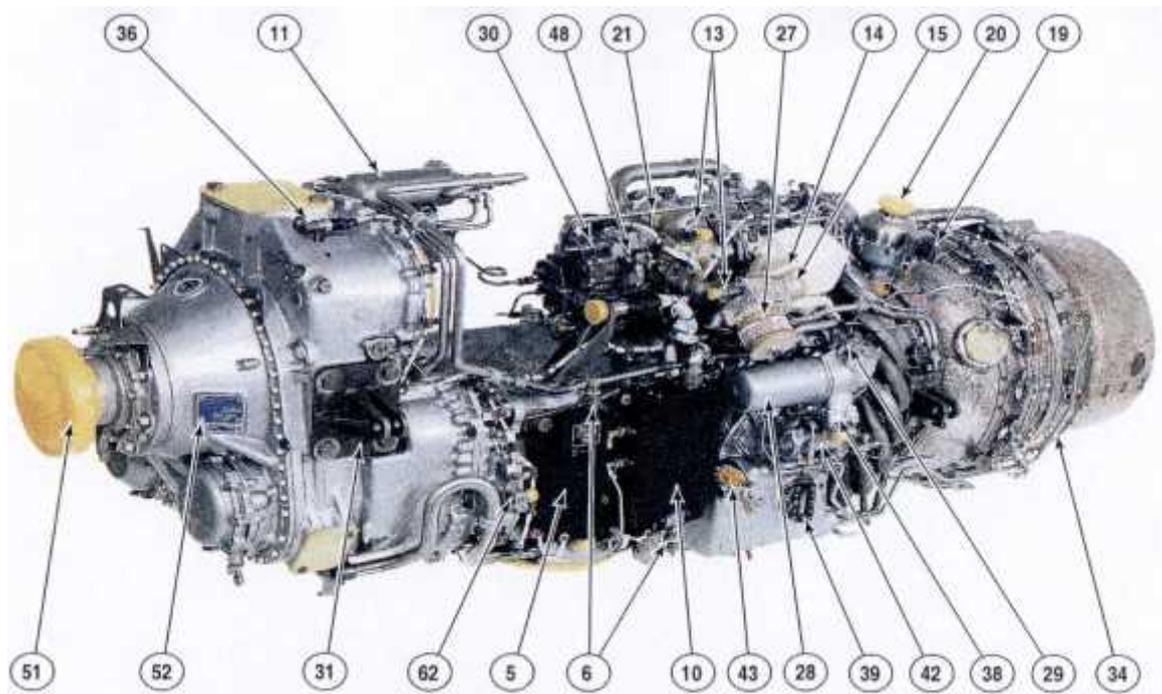


Fig. (II-7) : la face gauche du moteur PW 127F

- | | |
|---|--------------------------------|
| 5-Unité de mise en drapeau automatique. | 30-Unité hydromécanique (MFCU) |
| 6- prises de EEC | 36- Sonde de NP |
| 10-Unité de control électrique (EEC). | 42-La valve de régulation |
| 14- Réchauffeur de carburant | 48-Levier de puissance. |
| 15-L'arrivé de carburant. | .51-L'arbre de l'hélice |
| 20-check valve. | |

II.7. Description des modules:

II.7.1. Description du RGB (Reduction gearbox) :

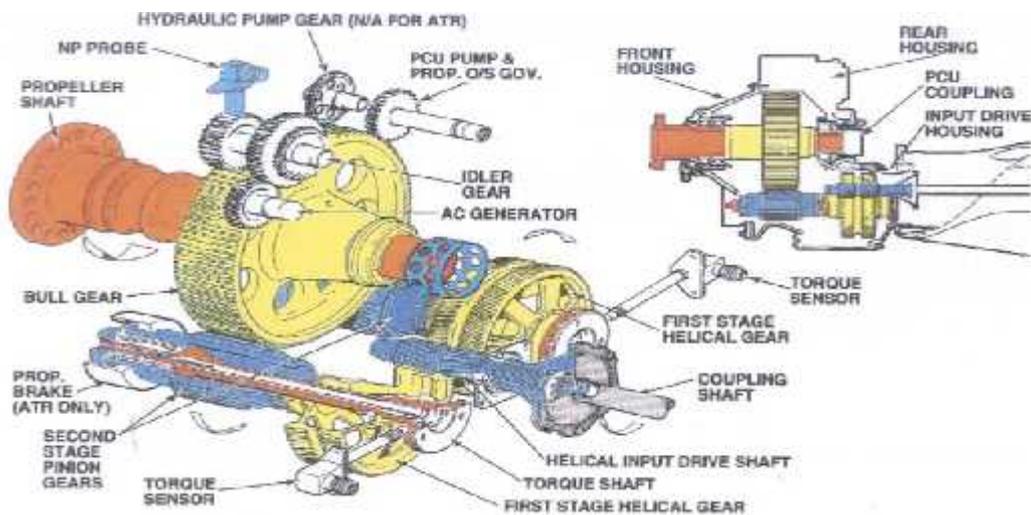


Fig. (II-8) : La boîte de vitesse (RGB)

La RGB a pour rôle de réduire la vitesse de rotation de l'hélice (pour la protéger) et d'entraîner des divers accessoires. Le taux de réduction de la vitesse de rotation d'hélice est de l'ordre de 1/10 à 1/20.

La réduction de la vitesse de rotation et l'entraînement des accessoires sont assurés par des pignons (ensemble des engrenages) tels que :

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

Les éléments installés sur la RGB sont :

- Le capteur de rotation de l'arbre hélice (NP probe).
- Le frein d'hélice qui existe sur le moteur droit seulement (propeller brake).
- La pompe électrique.
- Le régulateur de sur vitesse.
- Module valve de l'hélice (PVM).
- Générateur de courant alternatif (alternateur).

❖ Description générale sur quelques éléments :

➤ Le frein d'hélice (propeller brake) :

Ce dispositif sert à séparer l'hélice sur le moteur pour deux buts essentiels qui sont :

- Le premier but est d'arrêter l'hélice au sol tandis que le moteur continue à tourner pour courir.
- Le deuxième but est de permettre au moteur de fournir le courant électrique et l'air à l'avion (le moteur dans ce cas est un APU).

Ce frein existe sur le moteur droit seulement, d'une manière générale est un système hydromécanique et commande électriquement.

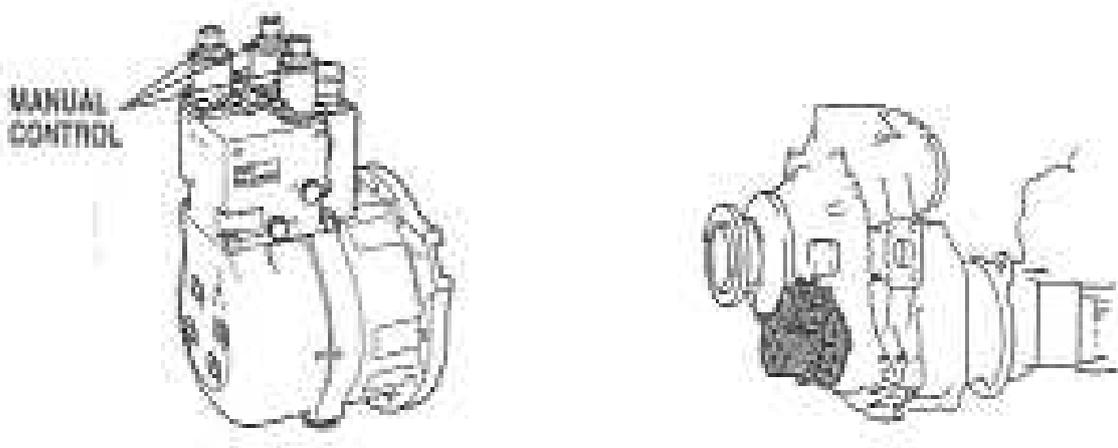


Fig. (II-9) : Le frein d'hélice et son disposition sur le moteur

➤ **Description de l'angle d'entraînement de la gearbox (angle drive gearbox) :**

Cet angle a pour but de faire transmettre le mouvement de l'arbre N2 (haute pression) à la AGB et cette opération est faite comme suit :

De l'arbre N2 (l'arbre haute pression) le mouvement va être transmis vers un engrenage conique qui est la IGB (inlet gearbox) et cette dernière fait transmettre le mouvement vers un autre engrenage conique qui est la TGB (transfer gearbox) par l'intermédiaire d'un arbre RDS (radial drive shaft), et la AGB (accessory gearbox) reçoit le mouvement de la TGB par l'arbre HDS (horizontal drive shaft).

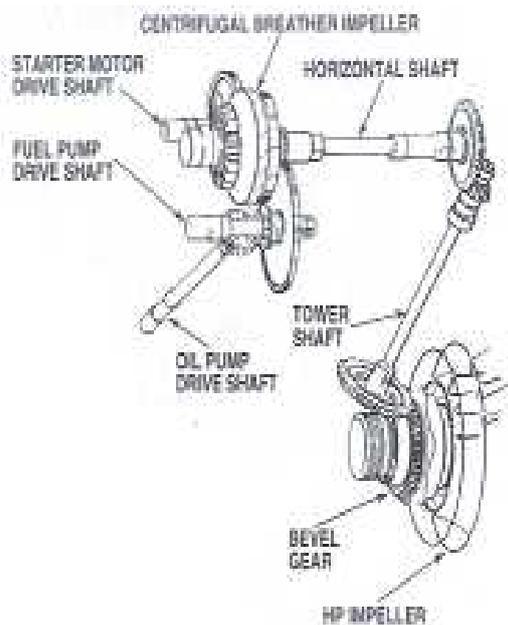


Fig. (II-10) : Angle d'entraînement de l'AGB

II.7.2. Description du module turbomachine :

II.7.2.1. Généralités :

Le générateur de gaz est l'ensemble des éléments nécessaires à la transformation de l'énergie développée par la combustion de mélange carburant air, en énergie de pression fournie aux turbines de prélèvements de puissance, on trouve donc de l'amont à l'aval :

- Une entrée d'air.
- Un groupe de compresseur.
- Une chambre de combustion.
- Un ensemble de turbine nécessaire à l'entraînement des compresseurs ou l'hélice.

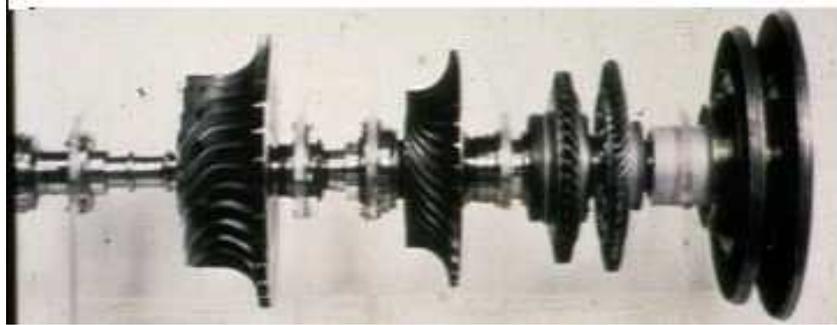


Fig. (II-11) : L'ensemble compresseur –turbine (rotor)

II.7.2.2. Description de la partie froide (cold section) :

➤ Entrée d'air :

- L'air entrer dans la partie turbo machine à travers l'entrée d'air.
 - L'entrée d'air du moteur PW127F est située au dessous du moteur, de forme convergente. Son rôle essentiel est de fournir au compresseur un champ de vitesse le plus homogène possible.
 - Les compresseurs sont particulièrement sensibles à l'ingestion de corps étrangers (volatile glace).
 - A fin de minimiser les risques, le constructeur pratt & whiteny à élaboré une entrée d'air à séparation inertielle.
 - La surface de captation de cette entrée d'air fournit un débit plus élevé que la demande moteur, en cas d'absorption de corps étrangers, ceux-ci sont évacués par le by-pass. ne causant aucun dommage aux parties rotatives.
 - La section d'entrée d'air d'une manière générale comporte les éléments suivants :
- Un carter avant et autre arrière qui sont assemblées par la bride C.
 - Un carter d'entrée d'air arrière relie le carter avant au carter de diffuseur BP par la bride d'assemblage D.

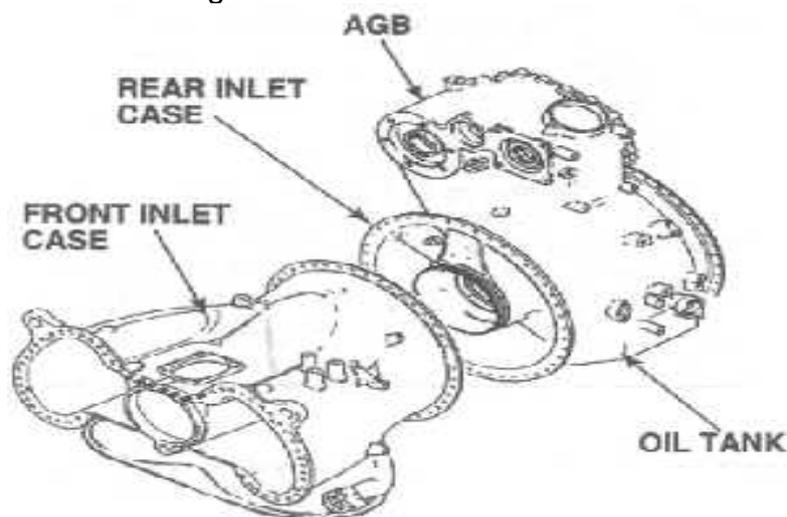


Fig. (II-12) : La section entrée d'air

➤ Le compresseur :

La section compresseur se compose de :

- Deux compresseurs centrifuges BP et HB.
- Carter entre compresseur.
- Boite d'accessoire (AGB).

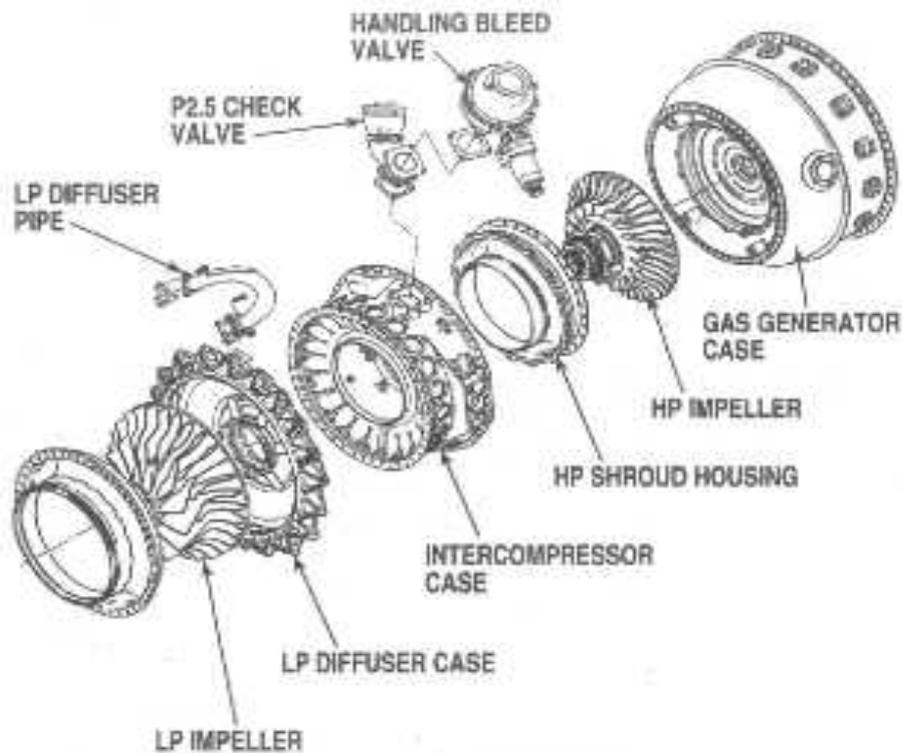


Fig. (II-13) : La section compresseur

1. Le compresseur basse pression (LPC) :

Son rôle est d'augmenter la pression dynamique et statique pour l'air ambiant.

Le compresseur basse pression est composé d'un rotor et d'un diffuseur tel que le rotor est de construction titanique usinée avec des caractéristiques suivantes :

- Résistance à la corrosion.
- Solide.
- Son poids est léger.
- Supporter par trois roulements.
- Peut être vérifié facilement par un borescopie.

Le diffuseur est composé essentiellement d'un ensemble des pipes (22 pipes, 21 pipes boulonnées avec des garnitures en métal et 1 pipe avec le raccord pour la fourniture de pression à la HBV).

2. Le compresseur haute pression (CHP) :

Ce compresseur a pour rôle d'augmenter la pression dynamique et statique de la section basse pression.

Le compresseur haute pression reçoit l'air à travers l'inter compresseur.

Ce compresseur est supporté par les roulements N°04 et N°05 et sa vitesse NH (la vitesse de rotation de compresseur haute pression) est mesurée au niveau de l'arbre de AGB par deux (2) sondes. Cette opération est réalisée par la transmission de mouvement. L'arbre principale HP transmet le mouvement à la boîte d'accessoire (AGB) par l'intermédiaire d'un arbre de transmission incliné.

Et la AGB contient des commandes de :

- La roue centrifuge de reniflard d'huile
- Démarreur et le générateur de courant direct (DC)
- La pompe de carburant HP
- La pompe de récupération et de refoulement d'huile

II. 7 .2 .3 Description de la partie chaude (hot section) :

➤ La chambre de combustion :

La chambre de combustion est un lieu réservé pour la combustion de l'air et le carburant.

La chambre de combustion du moteur PW127F est annulaire à flux inversé se compose de trois parties essentielles qui sont :

- La partie primaire.
- La partie secondaire.
- La partie de combustion.

Cette chambre a deux enveloppes ; extérieure et intérieure fabriquée en alliage résistant à la température (en céramique).

Les différentes dispositions de cette chambre de combustion sont :

- 14 injecteurs qui sont repartis autour d'un anneau.
- 2 bougies d'allumages.

Cette chambre est refroidie par l'air de pression p_3 à travers des micros orifices disposant autour de l'enveloppe extérieure.

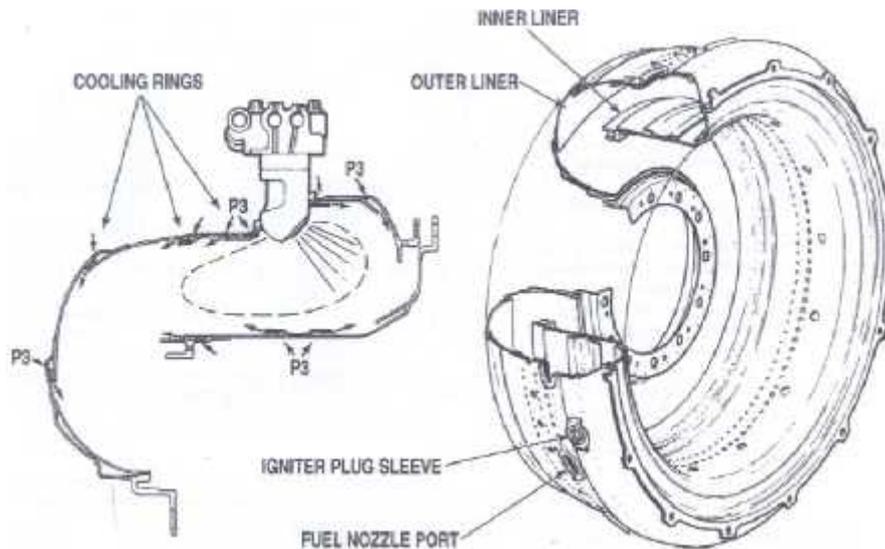


Fig. (II-14) : La section chambre de combustion

➤ **La section turbine :**

1. La turbine haute pression (THP) :

La turbine haute pression a pour but de convertir l'énergie des gaz chauds sous forme calorifique en énergie mécanique pour faire tourner le compresseur haute pression et la boîte d'engrenages des accessoires.

Elle est composée de 38 ailettes, refroidies par l'air et fixée au disque par l'intermédiaire des dentelures d'arbre de sapin, en ajustement serré. L'arbre de cette turbine est fixé par l'intermédiaire des boulons.

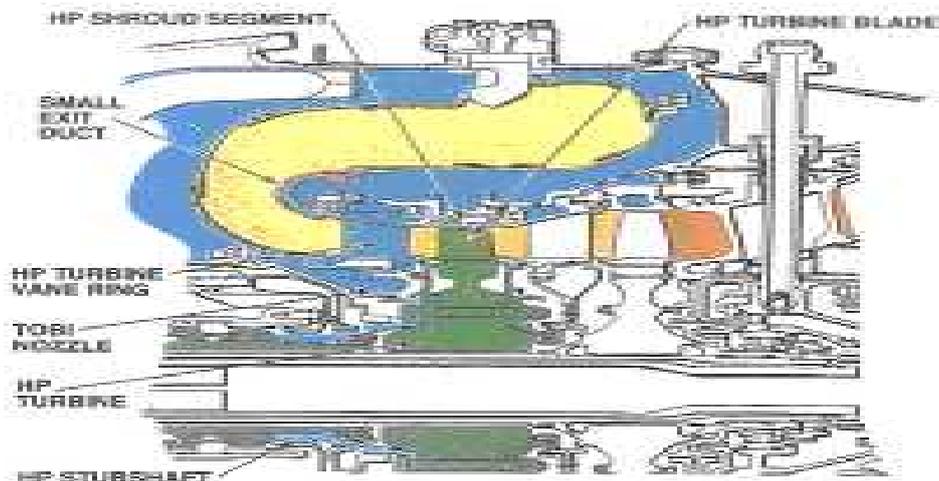


Fig. (II-15) : La section turbine haute pression

2. La turbine basse pression (TBP) :

Cette turbine a pour rôle de convertir l'énergie calorifique des gaz chauds en énergie mécanique pour faire tourner le rotor du compresseur basse pression elle possède un nombre d'ailettes égale à 47. Ces dernières sont fixées au disque par l'intermédiaire des dentelures d'arbre des sapin et des rivets tubulaires.

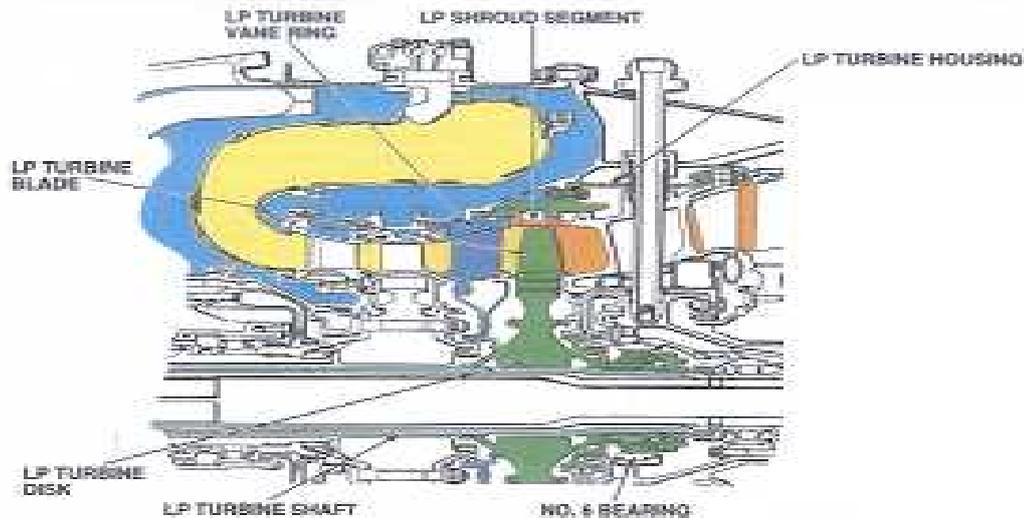


Fig. (II-16) : La section turbine basse pression

3. La turbine de travail (turbine libre) :

La turbine de puissance a pour rôle d'extraire l'énergie des gaz qui est accumulé sous forme d'énergie calorifique et la convertir en énergie mécanique pour faire tourner l'hélice.

Elle est de deux étages (deux disques) qui se sont boulonnés entre eux par l'intermédiaire d'une Vane, les deux disques contiennent un nombre des ailettes tout à fait différent qui comme suivant :

- Le premier étage : 66 ailettes.
- Le deuxième étage : 71 ailettes.

L'arbre de cette turbine est supporté par le roulement N° 07 en arrière de la machine et les roulements N°01, N°02 en avant, est relié indirectement à l'hélice par l'intermédiaire d'une boîte de réduction de vitesse (RGB).

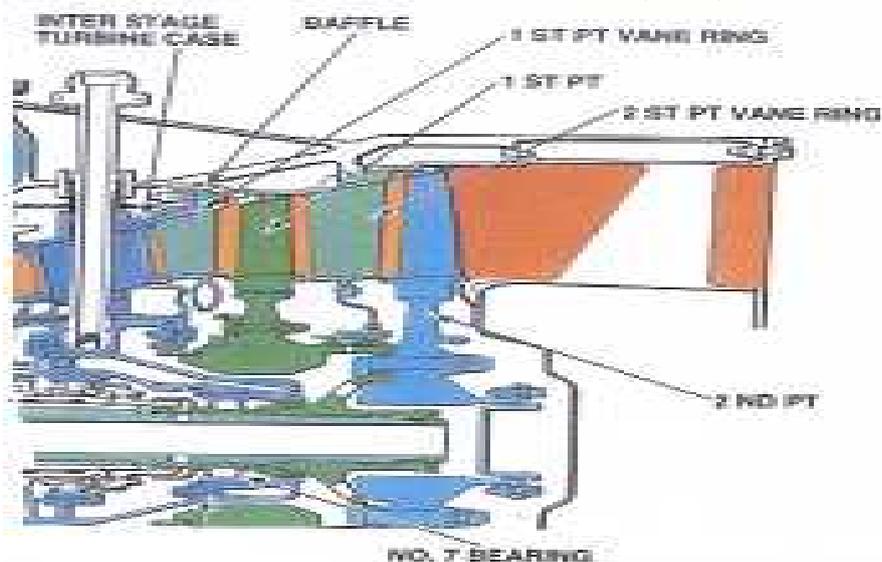


Fig. (II-17) : La section de turbine de la puissance

➤ **La section d'échappement :**

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

- ❖ Une tuyère d'éjection.
- ❖ Un tuyau d'échappement.

1- La tuyère d'éjection de moteur :

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

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 calorifuge de manière à limiter l'élévation de température extérieure de la tuyère.

II.7.3. Bâtis du moteur :

Le moteur est fixé à la structure de l'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. Cette dernière comporte aussi un tube torque qui est utilisé pour limiter sa rotation angulaire.

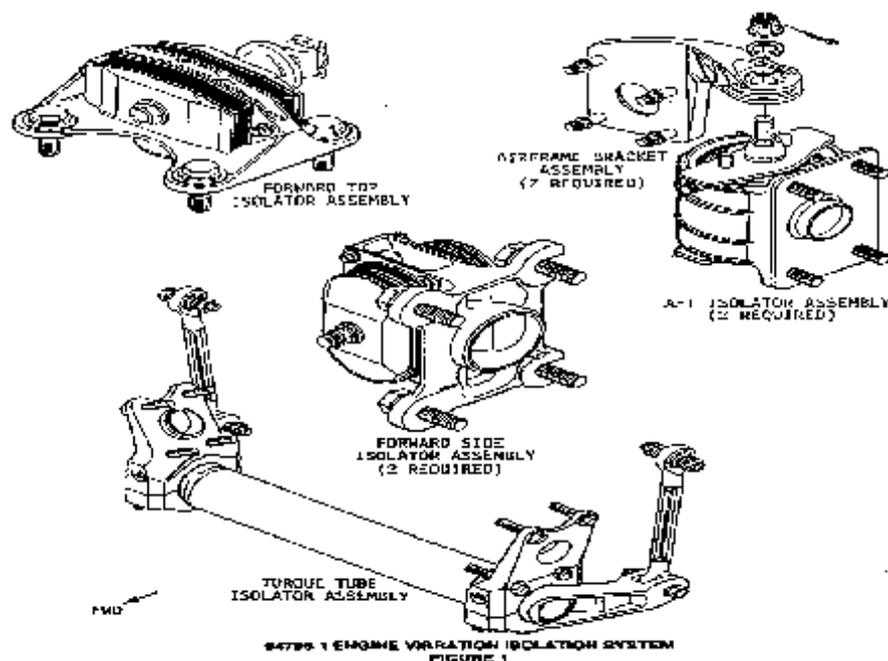


Fig. (II-18) : Attachement moteur aux supports

II.7.4. Description de l'hélice du moteur PW 127F :

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'ATR72-500 est une hélice à 6 pales de **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 hydro mécaniquement ;



Fig. (II-19) : l'hélice du moteur PW 127F

568F-xx à pour désignation :

- le premier caractère "**5**", dénote le type de modèle principal
- le deuxième caractère "**6**", dénote le nombre de pales
- le troisième caractère "**8**", dénote la taille de jambe de pale de hélice.
- le quatrième caractère "**F**", dénote une hélice montée par bride
- le suffixe "**xx**", dénote une application spécifique

Principales conditions particulières de l'hélice de PW127F sont :

- | | |
|---|---------------------|
| - degrés de l'angle de mise en drapeau : | 78.0° à 79.0° |
| - degrés de l'angle de renversés : | -18.5° à -19.5° |
| - diamètre maximum : | 13feet |
| - poids de système : | 376 livres (sèches) |
| - Station de référence de pales : | 58.00 pouces |
| - conditions électriques : | 115vac, 400 Hz |

Le système d'hélice de type Hamilton standard 568f (qui contient 6 pales, et une rotation droite) est inclut les éléments suivantes :

- cône d'hélice
- Tube de transfert d'huile (relie PVM au vérin de changement de pas)
- Les masses tournantes (pales, moyeu (hub), et le vérin de changement de pas) montant sur la RGB.
- Cloison étanche en matière de fibre glace (montée au côté arrière du moyeu)
- Une sonde magnétique d'enroulement (montée sur le RGB)
- Régulateur de survitesse

élément	Elément (en anglais)	La matière de fabrication
moyeu	Hub	En aciers
cone	spinner	En aliminum
tube de transfert d'huile	Oil transfer tube	/
Vérin de changement de pas	Pitch change actuator	/

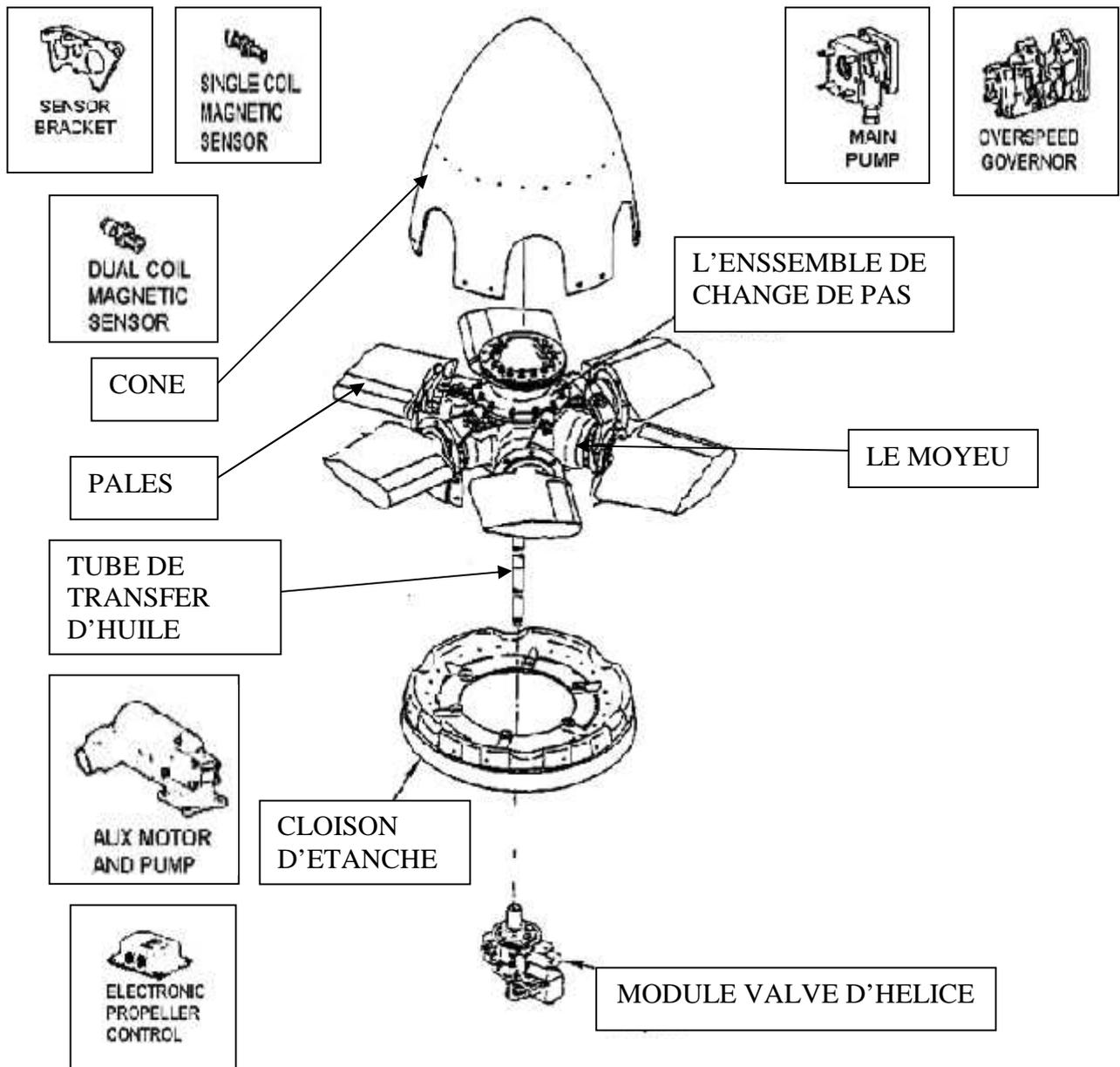


Fig. (II-20) : Les accessoires du système d'hélice

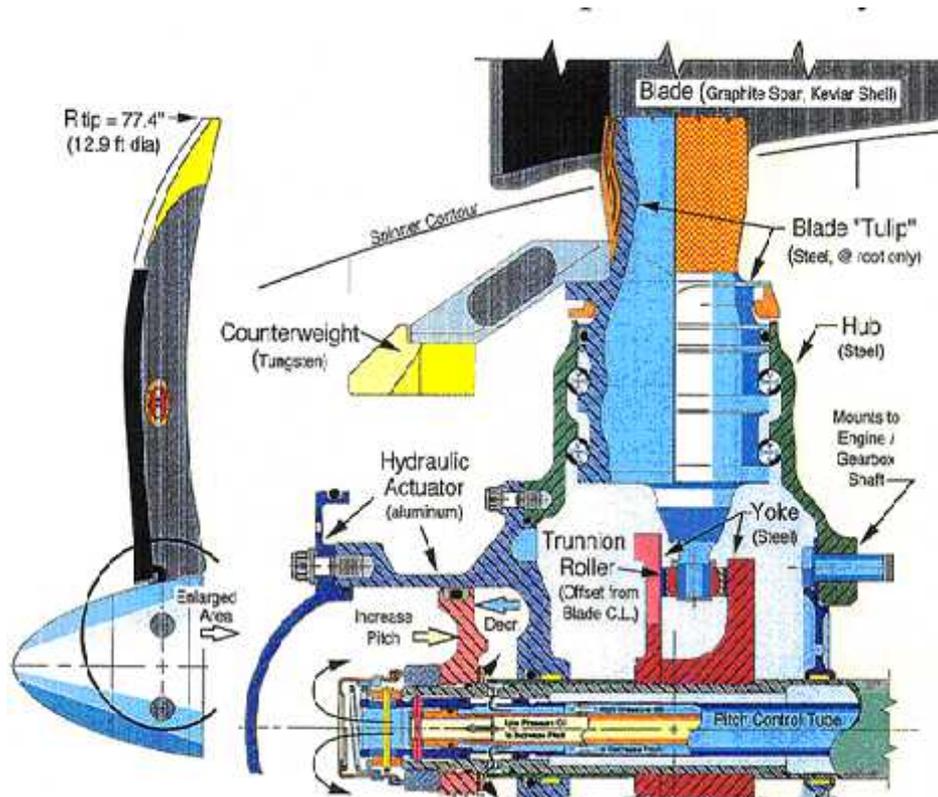


Fig. (II-21) : Coupe de l'hélice 568F

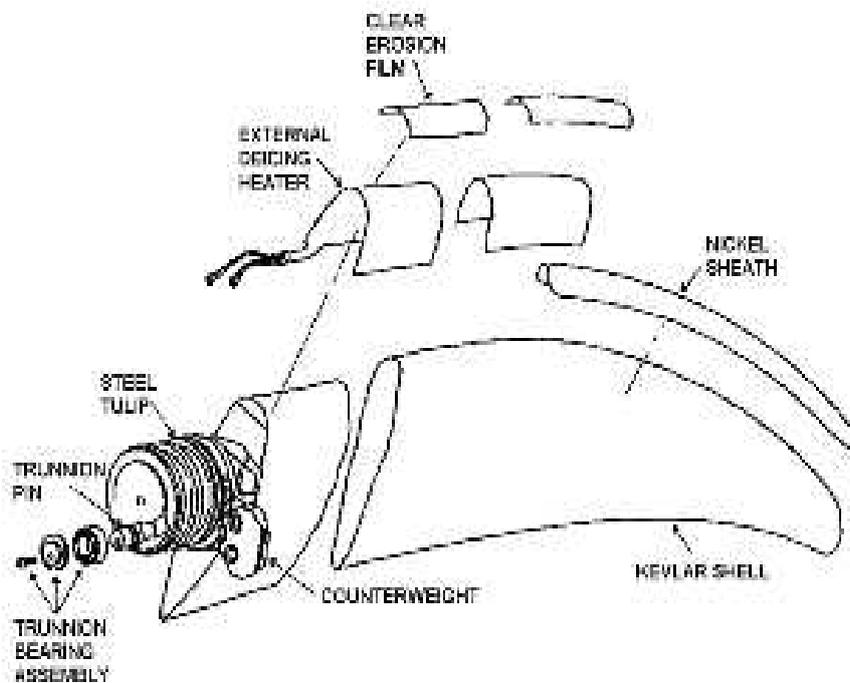


Fig. (II-22) : La pale d'hélice

CHAPITRE N° 3:
LES DEFFERENTS
SYSTEMES
DU MOTEUR
PW127F

III. LES DIFFERENTS SYSTEMES DU MOTEUR PW127F :

III.1. Le système d'huile :

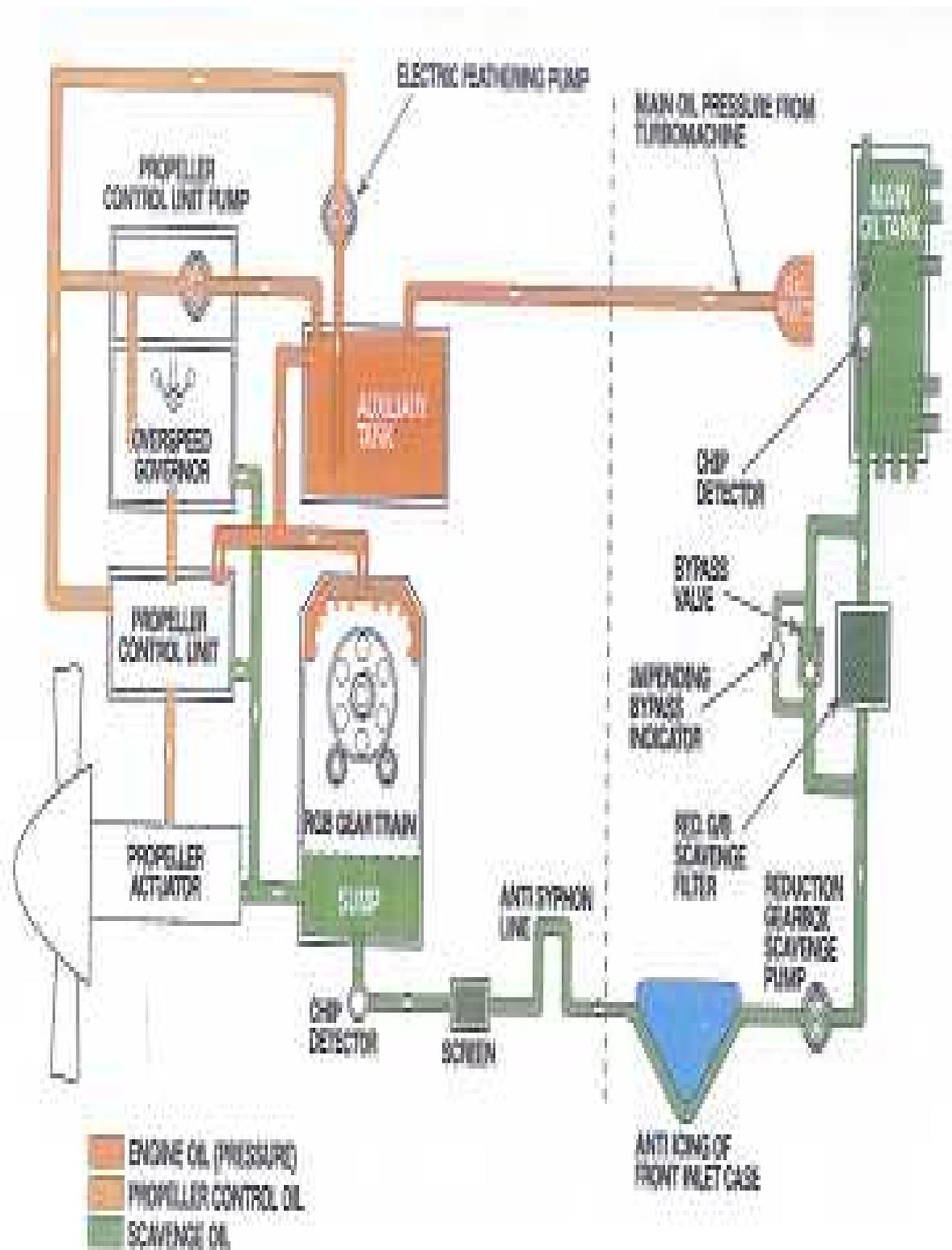


Fig. (III-1) : Le système d'huile de la gearbox

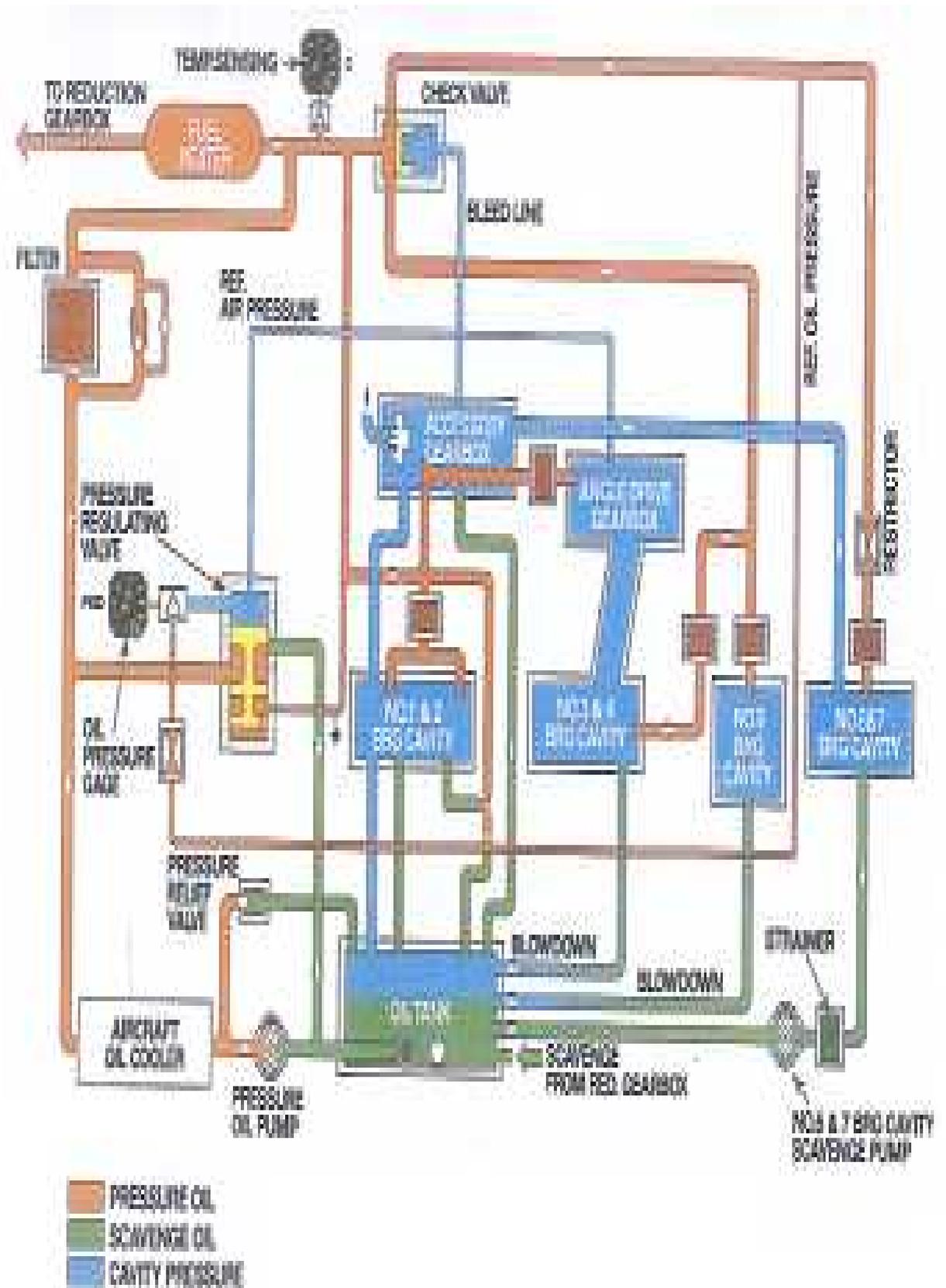


Fig. (III-2) : Le système d'huile de la turbomachine

III.1.1. Rôle du système d'huile

Le circuit de lubrification du moteur **pw127F** assure :

- La lubrification de tous les roulements, pignons du moteur et des boîtes de transmission.
- Le refroidissement des paliers et boîtiers de transmission.
- Le drainage des impuretés vers les filtres.
- Réchauffage du carburant.
- L'alimentation du système de commande d'hélice.

III.1.2. Caractéristiques d'huile:

L'huile de lubrification doit répondre aux exigences suivantes :

- pouvoir lubrifiant élevé.
- Viscosité constante.
- Point d'éclaircie élevé.
- Point de congélation bas.

Pour le cas du moteur **pw127F** l'huile utilisée est 2380 EXON avec des limitations suivantes :

- La **T°** de vaporisation de cette l'huile est d'environ 125 C°
- La **T°** de congélation de cette l'huile est d'environ -54 C°
- L'intervalle de la **T°** d'huile est limité entre (0-115) C° pour le fonctionnement normale du moteur.
- L'intervalle de **P** d'huile est limité entre (55-65) psi pour le fonctionnement normale du moteur.
- La valeur minimale pour de cette pression est environ de 44 psi.
- La consommation d'huile par ce moteur est 5lb / hr.
- La capacité de réservoir d'huile est 38.3 lbs.

III.1.3. Les composantes de système d'huile :

Le système d'huile du moteur **PW127F** comporte les éléments principaux suivants :

III.1.3.1. Un réservoir d'huile principal :

Le réservoir d'huile à pour fonction :

- Contenir l'huile du moteur.
- Enlevé l'air de l'huile récupérée.
- Permet un contrôle visuel de la quantité d'huile dans le réservoir.

Le réservoir est localisé sur la partie gauche du moteur derrière l'entrée d'air, on le remplir par gravité à travers le goulot de remplissage .Il contient un bouchon de vidange.

La capacité de ce réservoir est 38,3 lbs (14 litres)

III.1.3.2. Un réservoir auxiliaire :

Est un réservoir d'huile pour la lubrification de la RGB, la pompe de servocommande, et la pompe électrique. Sa capacité est 1,5 quart, il est intégré à la gearbox.

III.1.3.3. L'anti ligne de siphon :

Ce dispositif pour but d'empêcher l'écoulement d'huile entre la RGB et le réservoir d'huile quand le moteur ne tourne pas.

III.1.3.4. Un bloc de pompe :

Ce bloc est composé de trois pompes (une pour le refoulement, et deux autres pour la récupération) qui sont entraînées par l'AGB. Le débit de ces dernières est de l'ordre 300lbs/minute pour un régime de 100 pour NH. Il est localisé sur le côté droit du moteur.

III.1.3.5. Un radiateur d'huile refroidir par l'air (ACOC) :

Le rôle de ce radiateur est de régler la température d'huile, il est équipé à l'intérieur d'une by-pass. l'huile passe à travers le radiateur seulement si sa température est supérieure à 80 C°.

III.1.3.6. Une valve de régulation de pression (pressure regulating valve) :

Cette valve a pour rôle de régler la pression d'huile, elle maintient la pression du système d'huile à 60 ± 5 Psid au régime de NH ci-dessus de 75 et pour le régime de NH au-dessous de 75 la pression d'huile minimale est 40 Psid.

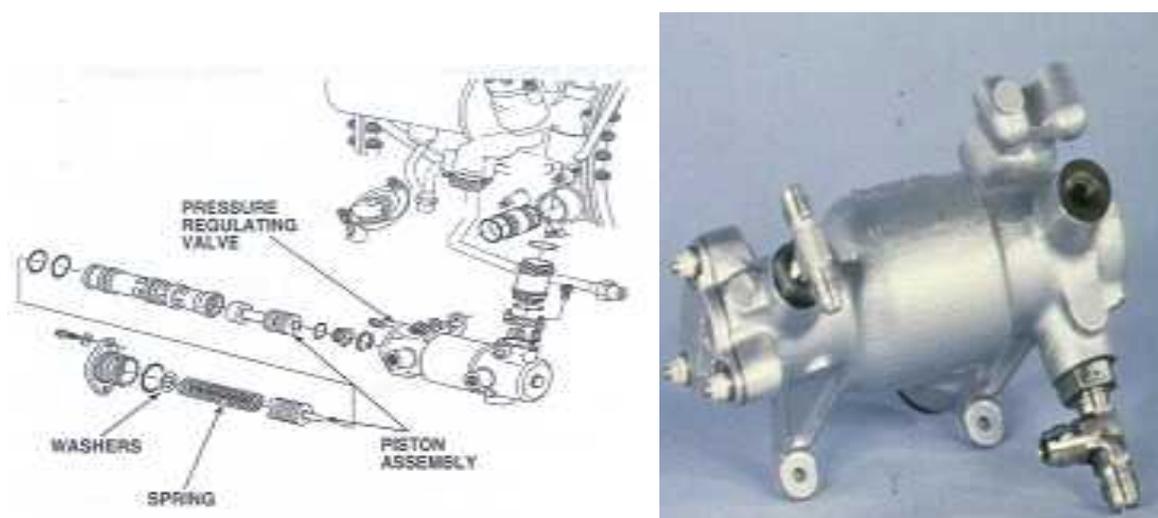
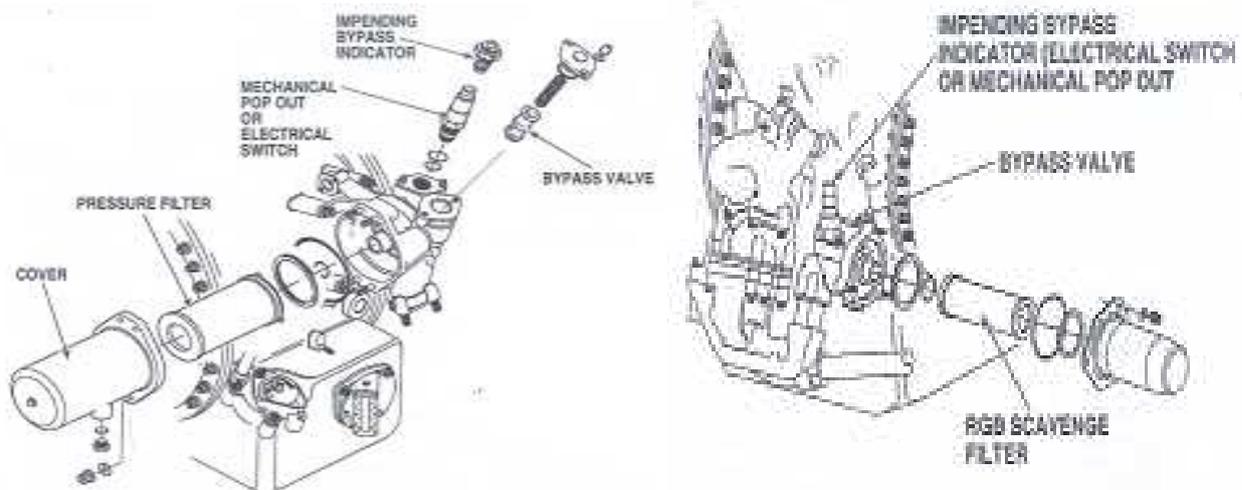


Fig. (III-3) La valve de régulation de pression

III.1.3.7. Un filtre de pression HP :

Ce filtre a pour rôle de nettoyer l'huile par l'enlèvement des particules non désirées.

Il existe deux filtres d'huile, un pour le refoulement qui est localisé dans la partie gauche du moteur au dessus de réservoir d'huile et l'autre pour la récupération de l'huile de l'RGB qui est localisé dans la partie droite du moteur à coté de bloc pompe .chaque filtre est équipé par "pop out" pour indiquer s'il y a un colmatage avant l'ouverture de by-pass. Cette dernière s'ouvre pour une pression d'huile 40 Psid pour faire passer l'huile.



Filtre de refoulement

filtre de récupération RGB

Fig. (III-4) : les filtres d'huile

III.1.3.8. Un réchauffeur carburant :

C'est un échangeur d'huile-carburant qui est localisé dans la partie gauche du moteur au-dessus du filtre de refoulement ,parmi ces composantes principales;le filtre .son rôle est de refroidir l'huile et de réchauffer le carburant.

III.1.3.9. Un radiateur d'huile refroidir par le carburant (FCOC) :

Son rôle est le même avec l'échangeur de chaleur mais cette fois-ci refroidir l'huile de l'RGB. Ce radiateur est localisé au-dessus de l'RGB.

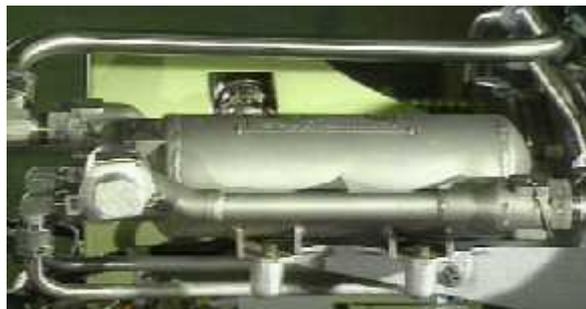


Fig. (III-5) : Le radiateur « FCOC »

III.1.3.10. La valve anti-retour (Check valve) :

La check valve a pour fonction :

- D'empêcher la fuite d'huile pendant le démarrage et l'arrêt du moteur.
- Elle nous désigne le point de prélèvement de l'air pour assurer les étanchéités des paliers.

Elle s'ouvre entre 25 - 35 de NH par pression d'huile qui est environ de 48 psid

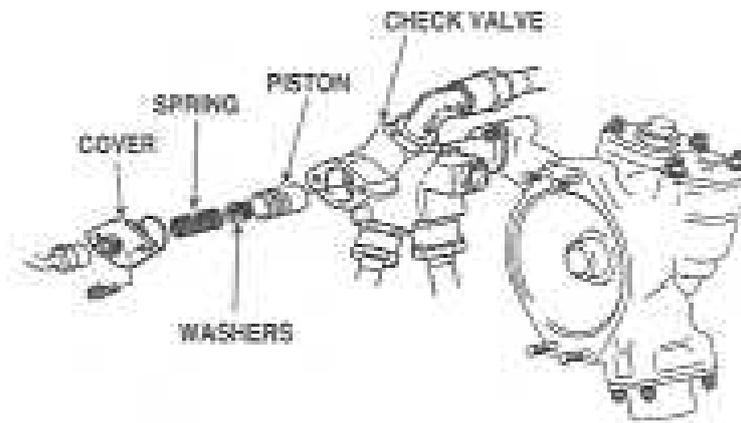


Fig. (III-6) : La valve anti-retour

III.1.3.11. Un transmetteur de pression :

Le rôle de transmetteur de pression est l'envoi au cock pit d'un signal de pression d'huile. Il est localisée sur le coté droit du moteur.

III.1.3.12. Indicateur de basse pression :

En cas de chute pression dans le système, en raison d'une fuite ou une panne de la pompe, l'indicateur donne un signal d'alarme pour arrêter le moteur.



Fig. (III-7) : Le transmetteur de la pression d'huile

III.1.3.13. Une sonde de température d'huile :

Elle est localisée sur la partie gauche du moteur au dessus du filtre de refoulement. Le rôle de cette sonde est d'envoyer un signal de température au Cock pit.

III.1.4. Description de fonctionnement de système d'huile :

Le système d'huile du moteur PW127F à (03) trois fonctions :

- Stockage.
- Distribution.
- Indication.

III.1.4.1 Stockage :

Le système de stockage d'huile garde l'huile suffisamment pour une alimentation continue au circuit de distribution d'huile. Ce système nous permet de contrôler le niveau et le remplissage d'huile.

III.1.4.2. Distribution :

Le système de distribution d'huile fourni l'huile pour refroidir et lubrifier les paliers et pignons du moteur.

Ce système prend aussi l'huile des paliers et boîte d'engrenage et l'envoi au système de récupération.

Le système de distribution à trois (03) sous système :

❖ Le système de refoulement :

L'huile tiré de réservoir par l'intermédiaire d'une pompe de refoulement l'huile passe par le radiateur « ACOC » dans le cas de non surpression, Sinon elle va prendre le chemin de retour vers le réservoir à travers la valve de surpression.

A partir de « ACOC » l'huile s'écoule dans deux directions :

- Vers la valve de régulation de pression qui sert à régler sa pression on valeur constante par référence à la pression des paliers 3 et 4
- Vers le filtre de refoulement.

L'huile du filtre s'écoule en deux directions :

- Au réchauffeur du carburant et puis au RGB
- A l'enveloppe de la valve anti-retour « check- valve »

- A l'intérieur de RGB, l'huile s'écoule dans le réservoir auxiliaire et le générateur AC, puis le réservoir auxiliaire fournit l'huile aux éléments suivants :

La pompe électrique, l'unité de commande d'hélice (PVM), le régulateur de sur vitesse, la pompe de servo-commande au train réducteur « gear train ».

- Dans l'enveloppe de la valve anti-retour, l'huile s'écoule en deux directions :

- Une partie passe à la cavité de roulement N°1 et N°2, et à la AGB.
- L'autre partie passe par la valve anti-retour. Dès que la pression atteindra 48 psid (vitesse NH30) la valve anti-retour s'ouvre et l'huile débite aux gravités des roulements N°6 et N°7 d'une part et roulement N°5, 3 et 4 d'autre part.

❖ **Le système de récupération :**

- **Pour le turbomachine :**

L'huile de boîtier d'accessoire (AGB) et des cavités des roulements N°1 et N°2 est récupérée par gravité avec la contribution de la pression d'air, par contre celle des cavités des roulements N°3, 4 et 5 est récupérée par gravité en présence d'air, et enfin pour les gravités de roulement N°6 et 7 ou l'huile s'écoule à travers la pompe de récupération vers le réservoir.

- **Pour la RGB :**

L'huile de récupération de la RGB gear train et le régulateur de sur vitesse est vidangée dans une cavité équipée d'un « détecteur de limaille » en bas de RGB geartrain, ensuite l'huile passe vers la pompe de récupération traversant le tube d'anti-siphon et les bords d'entrée d'air pour raison de l'anti-givrage, puis vers le filtre de récupération qui est équipé d'une valve by-pass en cas de colmatage, et finalement s'écoule vers le réservoir.

❖ **Le système de reniflard :**

Le système de reniflard pour but de faciliter l'écoulement d'huile dans le réservoir, et l'étanchéité des roulements. Ce système est connecté au réservoir d'huile aux paliers N°1 et N°2, comme il existe d'autres connexions internes entre les paliers et avec AGB,

Le reniflard sert à séparer l'air de l'huile après sa récupération.

III.1.4.3. Indication :

Les indications et les alarmes suivantes du système d'huile permettent au système d'être surveillé par l'équipage :

- Indication de température d'huile.
- Indication de pression d'huile.
- Alarme de basse pression d'huile.

III.1.5. Dépannage de système d'huile :

Symptôme	Cause probable	Action
Niveau de réservoir d'huile trop plein	<p>*Fuite interne de réchauffeur de carburant</p> <p>*Fuite interne de radiateur d'huile refroidir par le carburant</p>	<p>*Évacuer l'excédent d'huile dans réservoir Courir le moteur, vérifier le niveau d'huile à moteur dans 30 minutes d'arrêt</p> <p>*Réchauffeur de carburant sera remplacé</p> <p>*Analyser la concentration du carburant en huile Vérifier/remplacer le radiateur d'huile refroidir par le carburant. Rincer le système d'huile du moteur et le radiateur d'huile de fuselage. Vérifier les chip détecteurs et les filtres d'huile ; révérifier après 10 heures ou 1 jour d'opération, de 25 heures et de 50 heures.</p>
Basse pression d'huile	<p>*Niveau bas d'huile</p> <p>*Ensemble d'indication de pression (capteurs, mesure, câbles, et raccords).</p> <p>*Valve de régulation de pression</p> <p>*Colmatage de restricteur de coude de valve de régulation de pression</p> <p>*Clapet anti-retour de pression d'huile</p> <p>*Pompe de pression d'huile</p>	<p>*Vérifier/refaire le plein du niveau de réservoir d'huile du moteur *Rectifier / remplacer</p> <p>*Ajuster/remplacer</p> <p>*Enlever et nettoyer/remplacer le restricteur</p> <p>*Nettoyer / inspecter / remplacer le clapet anti-retour de pression d'huile</p> <p>*Inspecter la pompe pour déceler l'érosion/détresse</p>

Pression d'huile élevée	<p>*Ensemble d'indication de pression (mesure, capteurs, câbles et raccords).</p> <p>*Valve de régulation de pression n'ouvrant pas a correctement</p>	<p>*Rectifier/remplacer</p> <p>*Ajuster/remplacer</p>
La basse température d'huile	<p>*Radiateur d'huile de refroidisseur d'air de fuselage</p> <p>*Système d'indication de la température (émetteur, mesure, câbles et raccords de la température)</p>	<p>*Rectifier/Remplacer</p> <p>*Rectifier/remplacer</p>
La température d'huile élevée	<p>*Niveau d'huile bas</p> <p>*Radiateur d'huile refroidi par l'air.</p> <p>*Système d'indication de la température (émetteur, mesure, câbles et raccords de la température)</p> <p>*Radiateur d'huile refroidi par le carburant.</p>	<p>*Vérifier/refaire le plein du niveau de réservoir d'huile à moteur</p> <p>*Rectifier / remplacer</p> <p>*Rectifier/remplacer</p> <p>*Remplacer</p>
Fumée d'échappement	<p>*Clapet anti-retour de pression d'huile (s'indication de pression d'huile</p> <p>*Valve de régulation de pression (si la pression d'huile est trop haute)</p> <p>*Le tube de transfert d'air de récupération des paliers N°6 et 7 n'est pas nettoient</p> <p>*pompe de récupération des paliers N° 6 et 7ou le tamis</p>	<p>*Inspecter/remplacer</p> <p>*Ajuster/remplacer</p> <p>*Nettoyer/remplacer</p> <p>*Nettoyer /inspecter/ remplacer</p>

	<ul style="list-style-type: none">*Rupture de boulons de fixation inter étages de turbine	<ul style="list-style-type: none">*Les ailettes de première étage de la turbine de -- puissance sera inspecte par le boroscope d'endoscope pour l'impact endommagent uvés.
Consommation carburant élevée	<ul style="list-style-type: none">*Fuite externe d'huile*Fuite interne de réchauffeur de carburant*Fuite interne dans le moyeu de propulseur.	<ul style="list-style-type: none">*Rectifier selon les besoins*Vérifier/remplacer*Remplacer les joints

III.2. Le système de carburant :

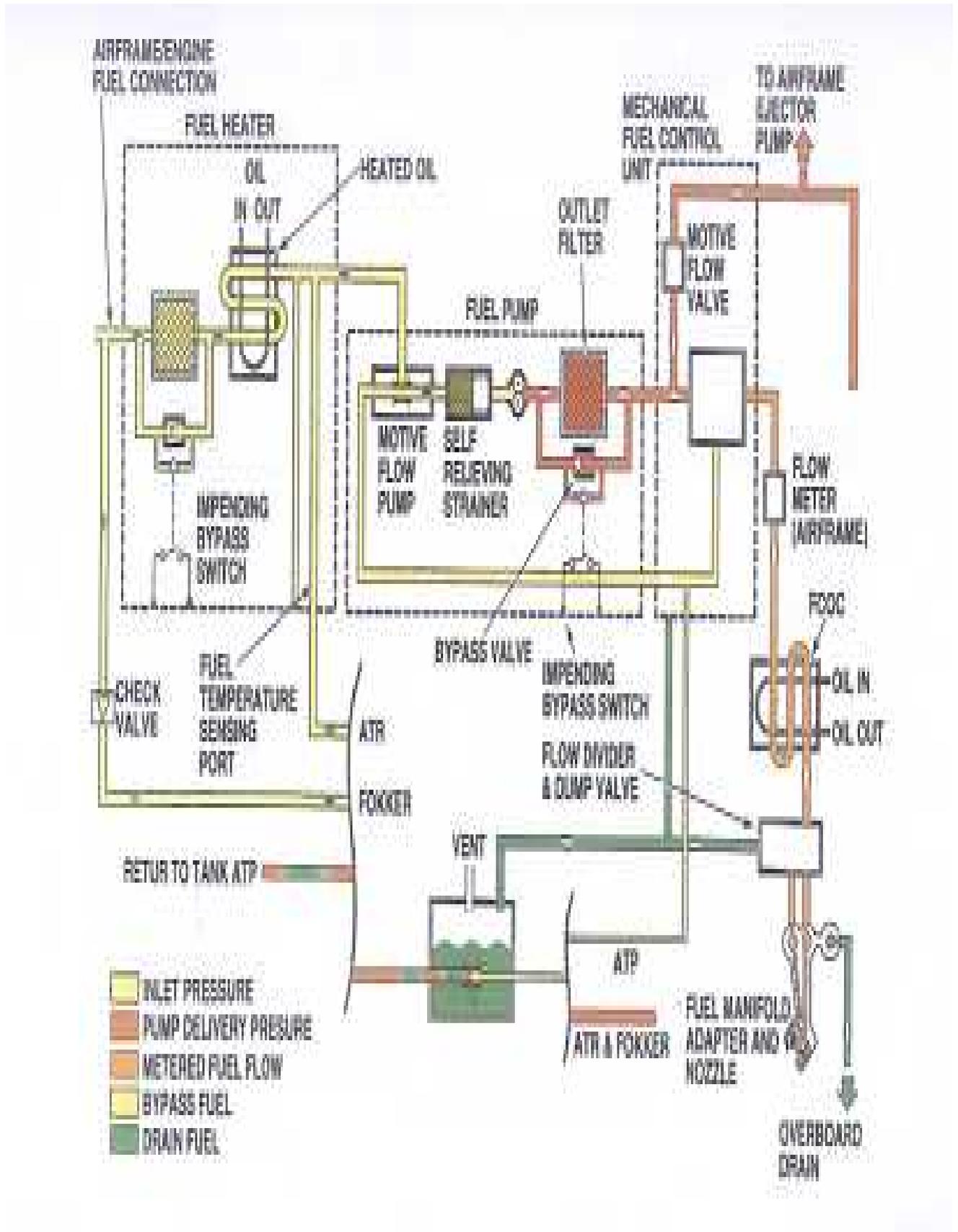


Fig. (III-8) : Le Système du carburant pour ATR

Le rôle du système carburant est d'assurer l'alimentation du moteur en carburant dans toutes les configurations et les régimes possibles et dans toutes les conditions de fonctionnement.

III.2.1. Les différents composants du système carburant :

Les composants de ce système dans le moteur PW127 F sont les suivants :

- La pompe à carburant
- Une unité hydromécanique (HMU)
- Unité de contrôle électronique (EEC)
- Un réchauffeur carburant
- Un transmetteur de débit carburant.
- Un radiateur d'huile refroidi par carburant (FCOC)
- Un diviseur de débit
- Les injecteurs.
- Un réservoir de drainage
- Un assemblage filtre
- Un indicateur FF/FU
- Un indicateur « FUEL GLOG »
- Un indicateur de température de carburant

III.2.2. Le fonctionnement de système carburant :

A partir du réservoir de l'avion, par l'intermédiaire d'une pompe électrique, le carburant est dirigé vers le réchauffeur de carburant passant par le filtre, puis vers la pompe principale de carburant du moteur, de cette dernière le carburant est dirigé vers l'unité de commande mécanique de carburant (MFCU) pour la régulation. la pression carburant à l'entrée du moteur est de l'ordre (125-155) psi, fournit par la pompe électrique du réservoir carburant.

Les éléments de l'MFCU sont : les valves et les déclencheurs de dispositifs électriques, hydrauliques, pneumatiques et mécanique qui serrent à moduler le débit et la pression de carburant du moteur.

Cette unité est surveillée par le EEC, et elle est commandée manuellement.

Le débit de carburant modulé passe par un débitmètre puis par le FCOC, puis par le diviseur de débit et enfin vers les injecteurs.

Il se peut que le débit de carburant fournit par le système est supérieur à celui dont le moteur à besoin. Dans ce cas, le surplus retourne à l'entrée de pompe carburant.

Après l'arrêt moteur, le carburant résiduel est retourné à un réservoir de drainage de carburant" appelé aussi le drain écologique et puis revient à l'entrée de la pompe carburant du moteur.

III.2.3. Indication :

Le système carburant est surveillé par des indicateurs qui sont :

III.2.3.1. Indicateur FF/FU :



Fig. (III-9) : L'indicateur FF/FU

L'indicateur FF/FU affiche l'indication double ; débit carburant/carburant consommé. Il reçoit des signaux à partir du transmetteur de débit, après le traitement de ces signaux il donne les deux indications suivantes :

- indication analogique de débit carburant.
- indication numérique de carburant consommé.

III.2.3.2. Indicateur de colmatage filtre (10u) « FUEL CLOG » :

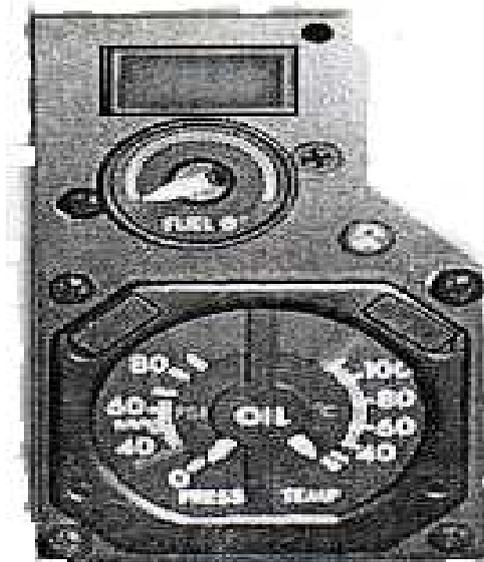


Fig. (III-10) : Indicateur de colmatage de filtre

L'indicateur « FUEL CLOG » est un voyant d'alarme indique le colmatage de filtre (10 μ).

III.2.3.3. Indicateur de température du carburant :

L'indication de température du carburant doit être envoyée par la sonde de température sous forme d'un signal électrique. Ce dernier converti a une valeur numérique.

III.2.4. Définition des quelques éléments :

III.2.4.1. La pompe carburant :

La pompe carburant a pour but de fournir un débit de carburant filtré et en même temps avec une haute pression au MFCU pour répondre à des exigences de carburant de moteur n'importe quelle condition de fonctionnement.

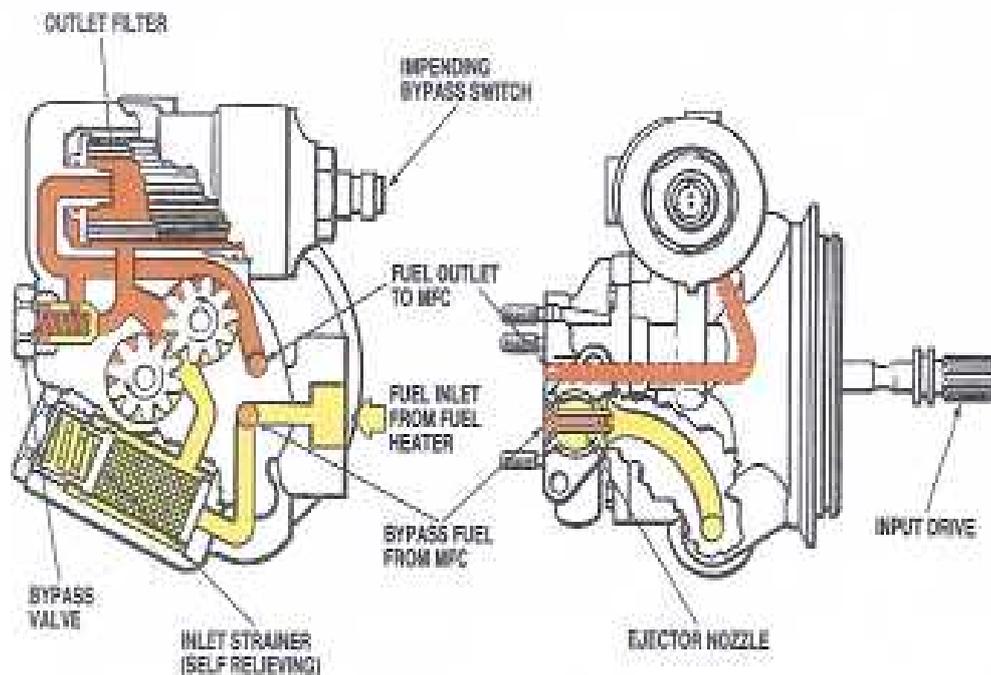


Fig. (III-11) : L'unité pompe carburant

Cette pompe carburant est composée essentiellement d' :

- Un filtre (tamis) d'entrée, basse pression avec un diamètre de 74μ qui est placé à l'entrée de la pompe avec un by-pass qui s'ouvre par une différence de pression équivalente $1,3\text{psid}$

- Un filtre (tamis) de sortie, haute pression avec un diamètre de 10μ qui est placé à la sortie de la pompe avec un by-pass (clapet de dérivation), ce by-pass permet l'écoulement de carburant non filtré en cas de la restriction de filtre et en même temps est une alarme de colmatage de ce filtre. Ce clapet est activé à une différence de pression de 25psid et la déviation complète à 50psid .

- Une pompe d'un seul étage des engrenages droits qui tourne par l'intermédiaire de la boîte d'engrenages des accessoires (AGB).sa capacité est de 980psi pour un régime de 100 du NH, et de 100psi pour un régime de 6 du NH.

III.2.4.2. Unité de contrôle carburant (MFC) :

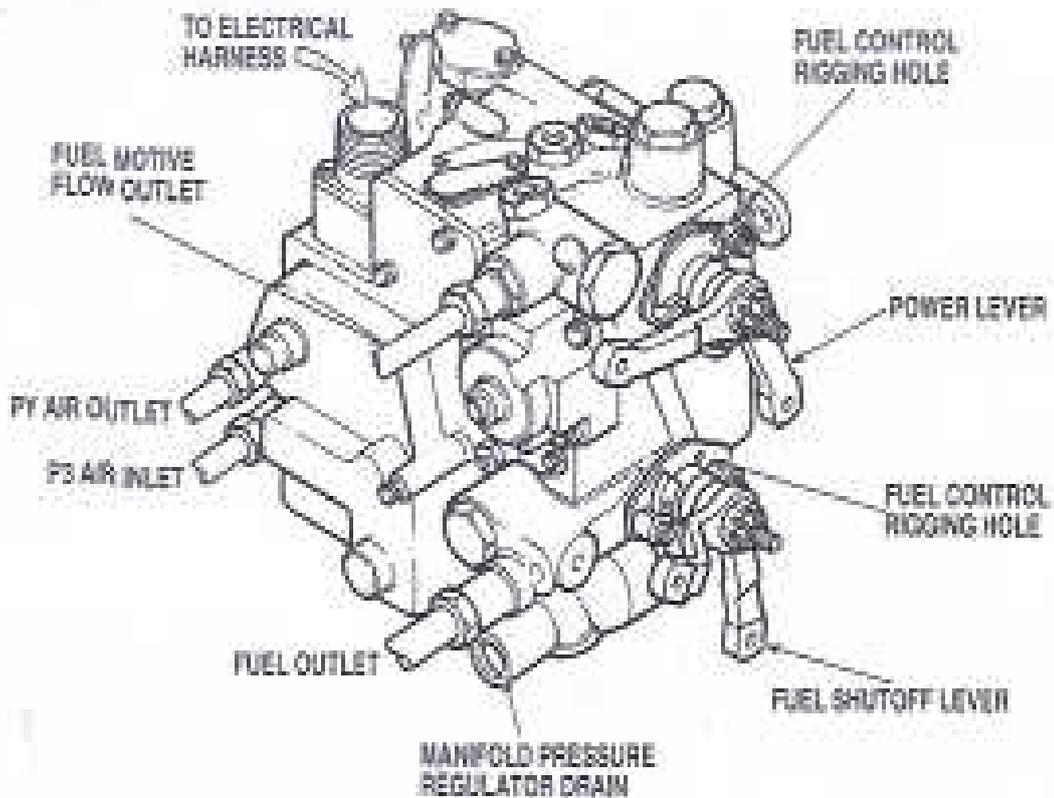


Fig. (III-12) : L'unité de contrôle du carburant

Son rôle est de :

- Fournir le débit de carburant au moteur par l'intermédiaire d'une pompe qui éjecte le carburant de fuselage.
- Assure la protection de l'arbre NH de la survitesse.
- Retourne automatique au mode manuel quand la EEC tombe en panne.
- Commande le secours de la vitesse de l'arbre NH.

Il est composé (le MFCU) de :

Les valves et les déclencheurs de dispositifs électriques, hydrauliques, pneumatiques et mécaniques, pour moduler le débit de carburant du moteur.

➤ **La valve d'entrée motrice :**

La valve est à ressort, se ferme et s'ouvre quand la pression de dosage du carburant surmonte la force de ressort. Elle décharge le surplus de carburant au niveau de MFCU vers la pompe du réservoir dès que la pression de carburant excédera 125 à 155 psid.

➤ **La valve de sécurité à haute pression :**

La valve de sécurité à haute pression se compose d'une douille mise en communication et un ressort de valve. Elle fonctionne parallèlement au régulateur de différence de pression pour empêcher l'accumulation excessive de la pression de carburant dans le corps de contrôle principal .Elle s'ouvre à 1350 psi.

➤ **Régulateur de différence de pression (clapet de dérivation) :**

Le régulateur de différence de pression maintient une chute de pression constante (= 18psid) à travers la valve de dosage en découlant un débit excessif de carburant à la pompe.

➤ **Valve de dosage :**

La valve de dosage carburant fonctionnant dans une douille. La mise en action de la valve change le secteur d'orifice, qui règle le débit du carburant au moteur .Le positionnement de la valve est commandé par le soufflet dans la section pneumatique par un tube de couple qui agit en tant qu'un joint de carburant / air.

➤ **Valve de pressurisation minimum :**

Cette valve maintient une pression de carburant minimum (60 Psid) dans le MFCU pour un débit bas en démarrage.

➤ **Robinet d'isolement :**

Un axe d'entrée conduit par le levier de conditionnement, le carburant actionne une valve qui passe l'écoulement dosé au port de déviation, par conséquent fermant la valve de pressurisation et arrêtant le moteur.

➤ **Régulateur de pression divers :**

Il règle la pression de carburant pendant le démarrage entre (53-80) psi en fonction de la pression de décharge de compresseur (P3).la valve est normalement ouverte, et à mesure que P3 augmente, la valve se ferme.

III.2.4.3. Un assemblage filtre/réchauffeur carburant (échangeur l'huile/carburant) :

Le réchauffeur du carburant à pour but d'empêcher la formation des cristaux de glace, l'échauffement est assuré par l'huile de lubrification, il est conçu d'une manière que les deux fluides changent de la chaleur sans changer les particules.

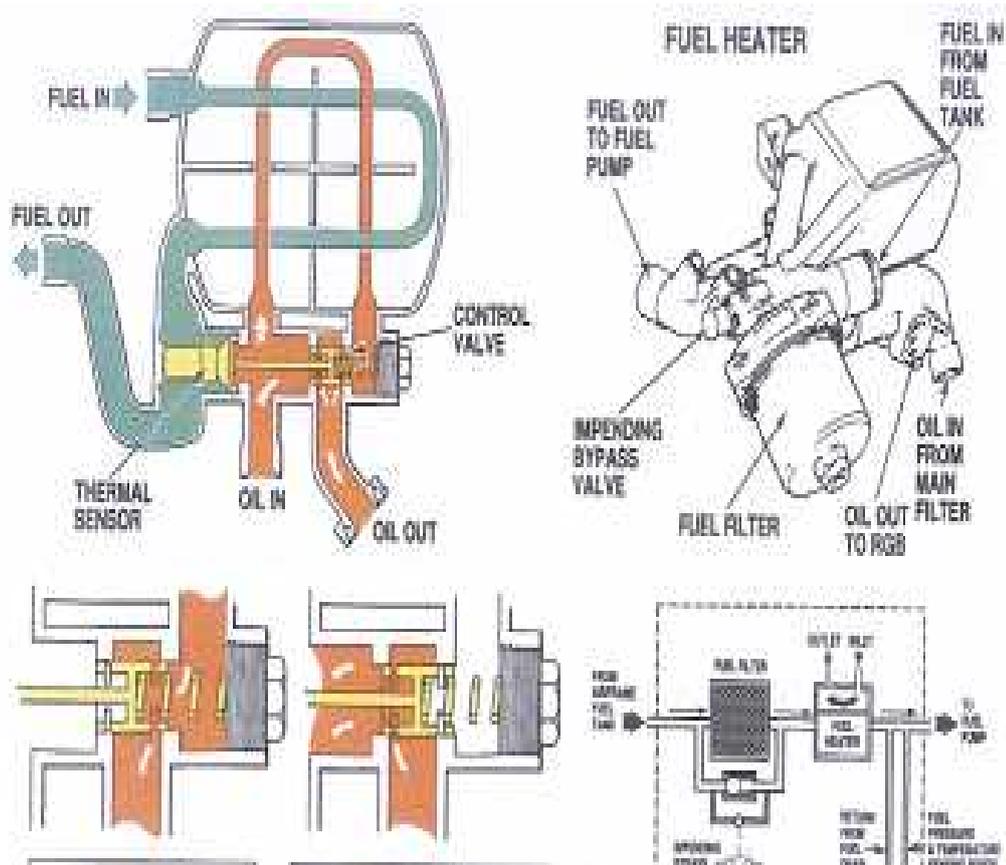


Fig. (III-13) : Le réchauffeur de carburant

L'unité filtre / réchauffeur de carburant est constitué des éléments suivants :

➤ **Une valve de contrôle :**

La valve de contrôle à Pour but de contrôler la quantité d'huile qui passe au réchauffeur pour éviter le surchauffe ou bien le givrage de carburant parce que la température de carburant est proportionnel avec la quantité d'huile

➤ **Une sonde de température :**

La sonde de température et le contrôle de la position de la valve, nous permet de moduler la température de carburant entre 10C° et 32C°.

Température de carburant	Sonde de température	La valve de contrôle	La température de carburant
<10C°	Diminue	La chaleur maximale	Augmente
>32C°	Augmente	Bypass maximale	Diminue

De point de vue de composition, le filtre est un ensemble des crépines, qui est de type basse pression. Son rôle essentiel est d'empêcher les impuretés de l'ordre 70 µ qui vient du réservoir .Il est localisé avant la pompe de carburant.

Ce filtre est équipé d'un by passe (clapet de déviation) qui permet au carburant non filtré de passer en cas de colmatage, ce clapet est de type à ressort qui s'ouvre à partir d'une différence de pression de 3 Psid.

Le colmatage de filtre est indiqué par un contacteur électrique qui commence à actionner à une différence de pression de l'ordre de 1.5 Psid.

III.2.4.4. Un radiateur d'huile refroidi par carburant (FCOC)

Le FCOC est localisé dans la partie supérieure du moteur, en arrière de de RGB, il assure le refroidissement d'huile de lubrification du RGB en utilisant le carburant comme source de refroidissement.

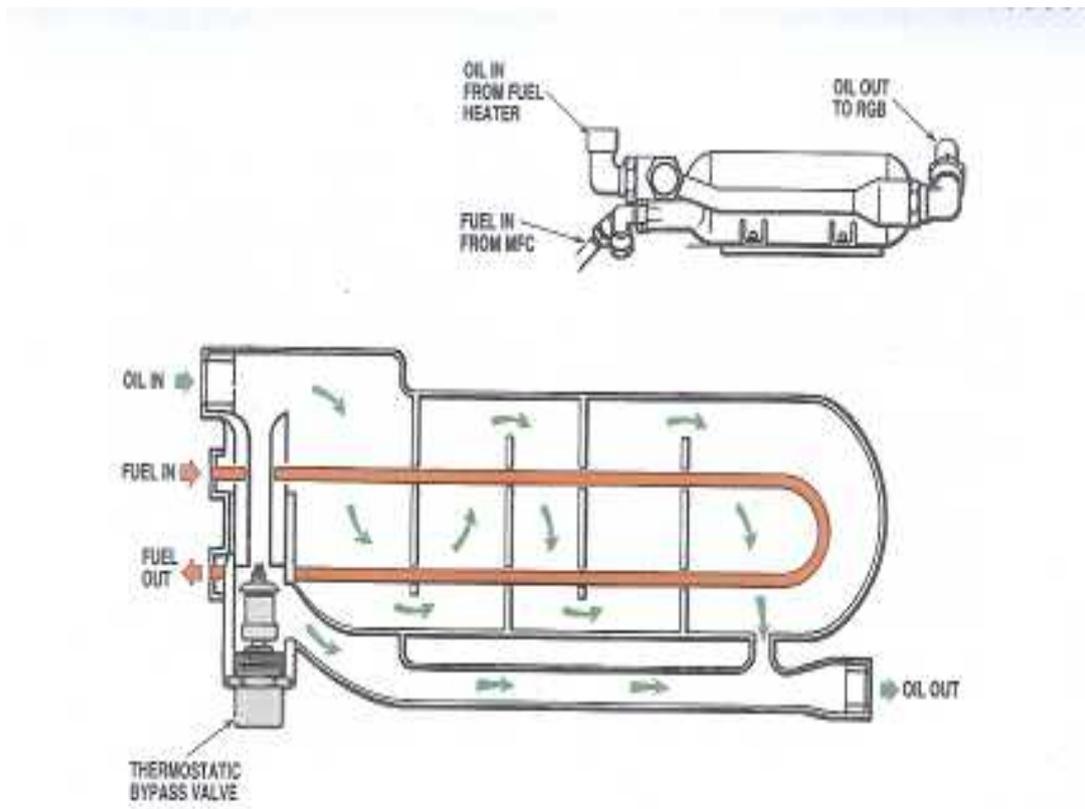


Fig. (III-14) : Le schéma d'un FCOC

Ce radiateur inclut :

➤ **Une valve de contrôle :**

La valve de contrôle a pour rôle de commander la quantité d'huile traversent le refroidisseur, elle est équipée d'un ressort pour s'ouvrir à 40 psi

➤ **Une sonde thermique :**

Elle mesure la température d'huile qui passe par la valve de commande de positions pour moduler cette température d'huile entre 60 à 71 C° (140 à 160 F).

• **Le fonctionnement de ce radiateur :**

Le radiateur d'huile-carburant est un échangeur de chaleur avec deux circuits d'écoulement : l'huile de graissage du moteur et le circuit de carburant, deux chemins d'écoulement (déviation et interne), et une valve. Cette dernière reste dans la position d'ouverture, permettant à l'huile de dévier le noyau jusqu'à ce que la température atteigne 60 à 71 C° (140 à 160 F).

Dans cette déviation l'écoulement est coupé et conduit par le chemin interne. Assurer le refroidisseur n'est pas excédent pressurisé, la valve s'ouvre, permettant à l'huile de dévier quand la pression différentielle à travers la valve excède 40psig.

La température d'huile	La sonde	La valve de control	La température d'huile
< 60C°	Contracté	Déviation maximale (chaleur)	Augmentations
>71C°	Augmenté	Le refroidissement est maximum	Diminutions

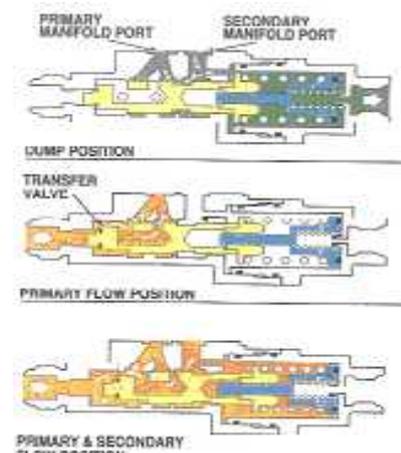
III.2.4.5. Le diviseur de débit et la valve de décharge :

Le diviseur de débit est fixé au niveau de l'injecteur N°8 à pour rôle de deviser débit du carburant entre le collecteur primaire et le secondaire pendant la phase de démarrage.

Son fonctionnement est résumé comme suivant :

Quand la pression d'entrée carburant atteint 10 psi, la valve de décharge se ferme et la valve de transfert s'ouvre, un débit au collecteur primaire et 10 injecteurs commencent à couler.

Quand la pression du carburant surmonte à 310 psi, la valve de transfert s'ouvre, un écoulement au collecteur secondaire et 4 injecteurs additionnels commencent à fonctionner.



Post SB

Fig. (III-15) : Le diviseur de débit carburant

III.2.4.6. Les injecteurs :

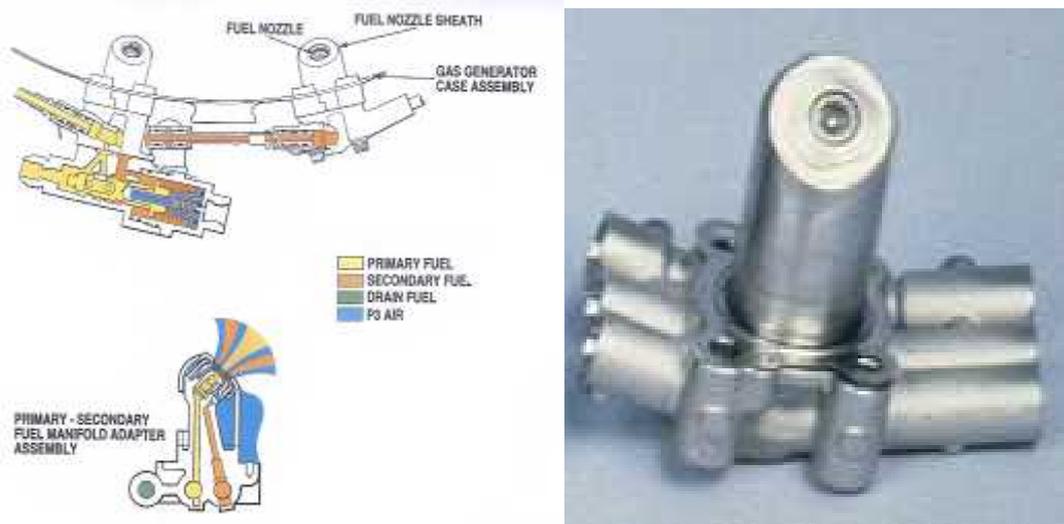


Fig. (III-16) : L'injecteur de carburant

Les injecteurs de carburant ont pour rôle de fournir un débit carburant pulvérisé à la chambre de combustion.

Le moteur PW 127 F comporte 14 injecteurs distribués sur une rampe de générateur de gaz (chambre de combustion).

- dix (10) injecteurs (de débit primaire et secondaire), chacun à deux orifices, central pour le débit primaire et annulaire pour le débit secondaire.
- Quatre (04) injecteurs qui sont équipés seulement par les orifices annulaires pour un débit secondaire. Localisés sur les numéros suivants : 1, 4, 8, 12.

III.2.4.7. Le réservoir de drainage carburant :

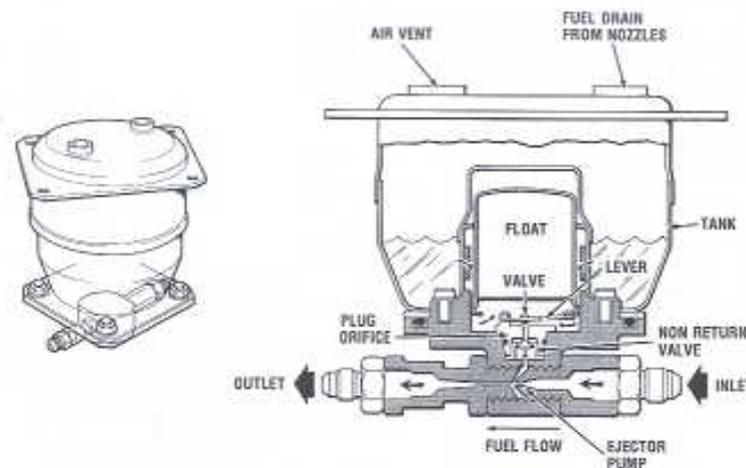


Fig. (III-17) : Le réservoir de drainage carburant

Le réservoir de drainage de carburant a pour rôle de recevoir le carburant de la valve de décharge à l'arrêt du moteur et le renvoyer au réchauffeur de carburant à l'amont de la pompe carburant pour le cas d'un avion ATR pendant le prochain démarrage moteur.

Il est composé essentiellement des éléments suivants :

- Un réservoir.
- Un flotteur.
- Une valve de flotteur.
- Une valve anti-retour.
- Une pompe.

Son fonctionnement est comme suivant :

A l'arrêt du moteur, le carburant qui reste dans le diviseur de débit retourne au réservoir de vidange. Remplir de combustible (carburant) dans les ascenseurs du flotteur de réservoir qui fait déplacer la valve du flotteur de l'orifice. Au prochain démarrage, le carburant du HMU traverse la pompe pour une création d'une chute de pression. Ceci déplace la valve anti-retour et tire le carburant du réservoir de vidange de nouveau au réchauffeur de carburant. Quand le réservoir de vidange est vide, la valve de flotteur se déplace et ferme l'orifice. La valve anti-retour empêchera le carburant de remplir le réservoir de vidange par l'orifice de flotteur quand le moteur ne tourne pas.

III.2.5. Les symptômes probables dans le système carburant et ces remèdes :

SYMPTÔME	PROBABLE CAUSE	ACTION
Aucune augmentation de régime NH après un choix de début (le moteur de démarreur peut être entendu)	*Circuit de signalisation de NH (mesure, câbles et raccordements) *Sonde de NH (Supérieure) *Arbre d'entraînement cisailé de moteur de démarreur	*Rectifier/remplacer *Vérifier/remplacer *remplacent
Aucune augmentation de régime NH après la sélection de démarrage (le moteur de démarreur ne peut pas être entendu)	*Aucuns 28 volts continu au connecter de démarreur *grippage du moteur de démarreur	*Vérifier les 28 volts continus au raccordement de démarreur. Rectifier le circuit de bord. *Enlever la couverture d'entraînement de démarreur et tourner rotor de HP, si coincé enlève le démarreur

	<p>*grippage de pompe carburant</p> <p>*Le rotor de est coincé</p>	<p>*Tourner le rotor de HP, si toujours coincé enlève la pompe carburant.</p> <p>*Tourner le rotor de HP, si toujours coincé enlève le moteur pour la recherche.</p>
<p>Aucun allumage dans 10 secondes après "on" de carburant. L'indication d'écoulement de carburant est normale.</p>	<p>*Circuit d'allumage</p> <p>*Diviseur de débit carburant</p> <p>*Fuite dans le tube de transfert du carburant aux injecteurs, Aucune fourniture de carburant au moteur.</p>	<p>*Vérifier le circuit d'allumage, le rectifier s'il est nécessaire.</p> <p>*Nettoyer / inspecter ou remplacer</p> <p>*Examiner la tubulure de drain de carburant pour déceler les fuites, rectifier s'il est nécessaire.</p>
<p>Aucun allumage dans 10 secondes après "on" de carburant aucune indication d'écoulement de carburant</p>	<p>*Le carburant n'arrive pas au moteur.</p> <p>*Calage de levier d'état de carburant de HMU / MFC (MFCU)</p> <p>*Pompe carburant</p> <p>*HMU / MFC (MFCU)</p>	<p>*Rectifier les nécessaires (contrôle les réservoirs, le robinet d'isolement de carburant, etc.).</p> <p>*Vérifier le calage, le rectifier selon les besoins</p> <p>*Enlever la pompe carburant et vérifier l'usage cisailé d'arbre ou de rainure d'entraînement. Rectifier les nécessaires.</p> <p>*Vérifier/remplacer HMU/ MFC (MFCU)</p>

Limitation de puissance provoquée par la limitation de débit du carburant (Wf)	*Fourniture P3 à MFC (MFCU), à HMU fuyant ou limité.	*Examiner la ligne P3 pour déceler la fuite ou la restriction.
	*Ligne P3 entre HMU et régulateur de survitesse ou ligne de Py entre MFC (MFCU) et régulateur de vitesse d'excédent.	*Examiner la ligne de P3/ Py pour déceler la fuite
	*Régulateur de survitesse	*Se référer au dépannage de système de propulseur.
	*Calage	*Vérifier MFC (MFCU), fuselage de contrôle de calage de HMU au calage de moteur
	*LA EEC	*Vérifier la puissance maximum en mode manuel
	*MFC	*Vérifier / remplacer selon les besoins
	*Pompe du carburant	*Inspecter/ nettoyer les filtres, remplacent la pompe.
	*Réchauffeur De Carburant	*Le noyau ou le colmatage de filtre remplacent selon les besoins.
*Diviseur de débit	*Inspecter /nettoyer / remplacer le diviseur de débit.	

III.3. Le système d'air :

Le rôle de ce système est de fournir un débit d'air sous pression soutiré de différents points du compresseur pour alimenter les servitudes avions (conditionnement cabine, dégivrage), ainsi que le fonctionnement du moteur lui-même (pressurisation des paliers, ventilation du compartiment moteur), ainsi que le refroidissement du moteur (partie chaude).

III.3.1. Ventilation de la nacelle :

Une ventilation correcte est nécessaire pour maintenir la température de la nacelle dans les limites acceptables et permettre un fonctionnement satisfaisant du moteur et des équipements, le compartiment de la nacelle est divisé en deux zones, (zone 1 et zone 2) par la proie coupe-feu, située à l'extrémité du carter du générateur de gaz. La ventilation du générateur et du démarreur est assurée par le prélèvement d'air dans la zone 1.

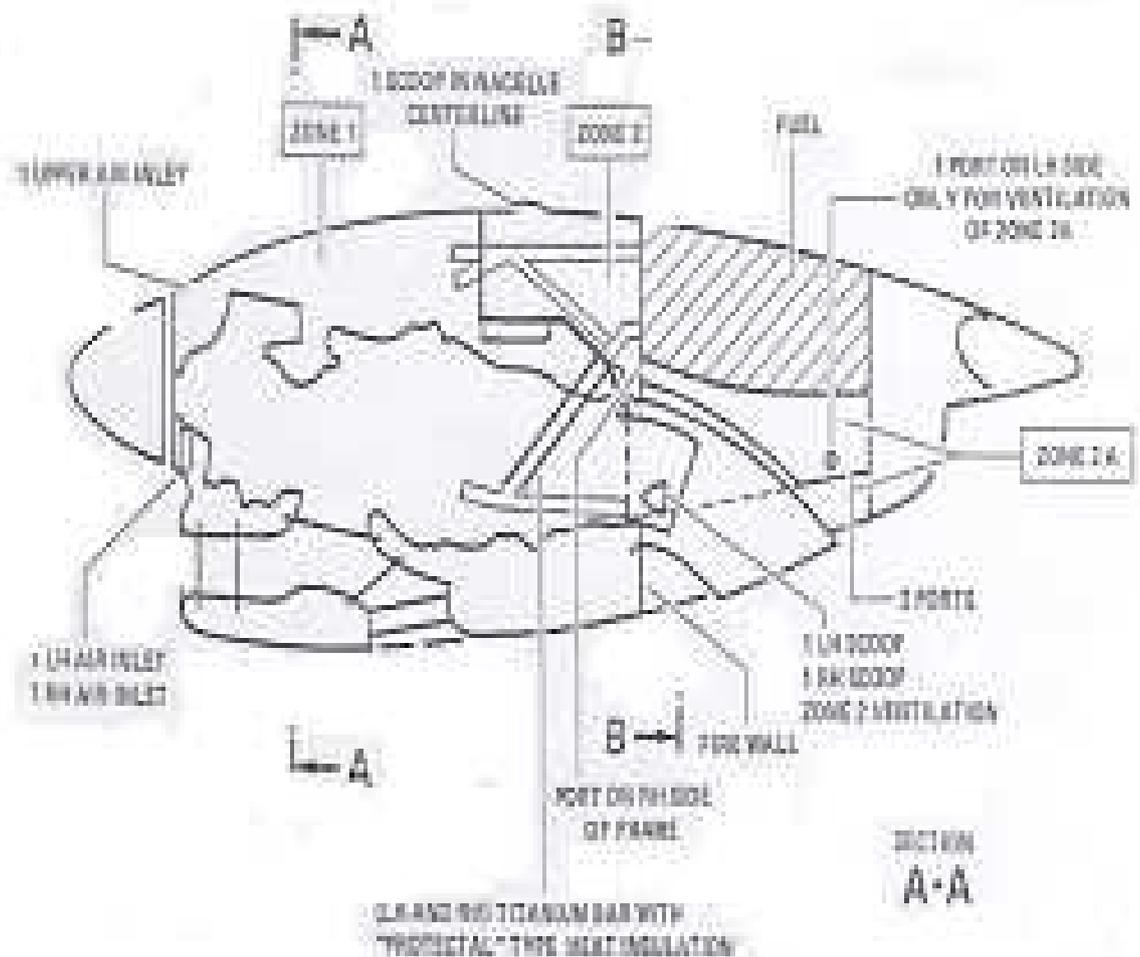


Fig. (III-18) : Zones de ventilation de la nacelle

III.3.2. Description de ventilation du moteur :

L'air est utilisé pour la pressurisation des cavités des roulements, pour le refroidissement interne du moteur, pour le fonctionnement de HBV et finalement pour les autres services avion.

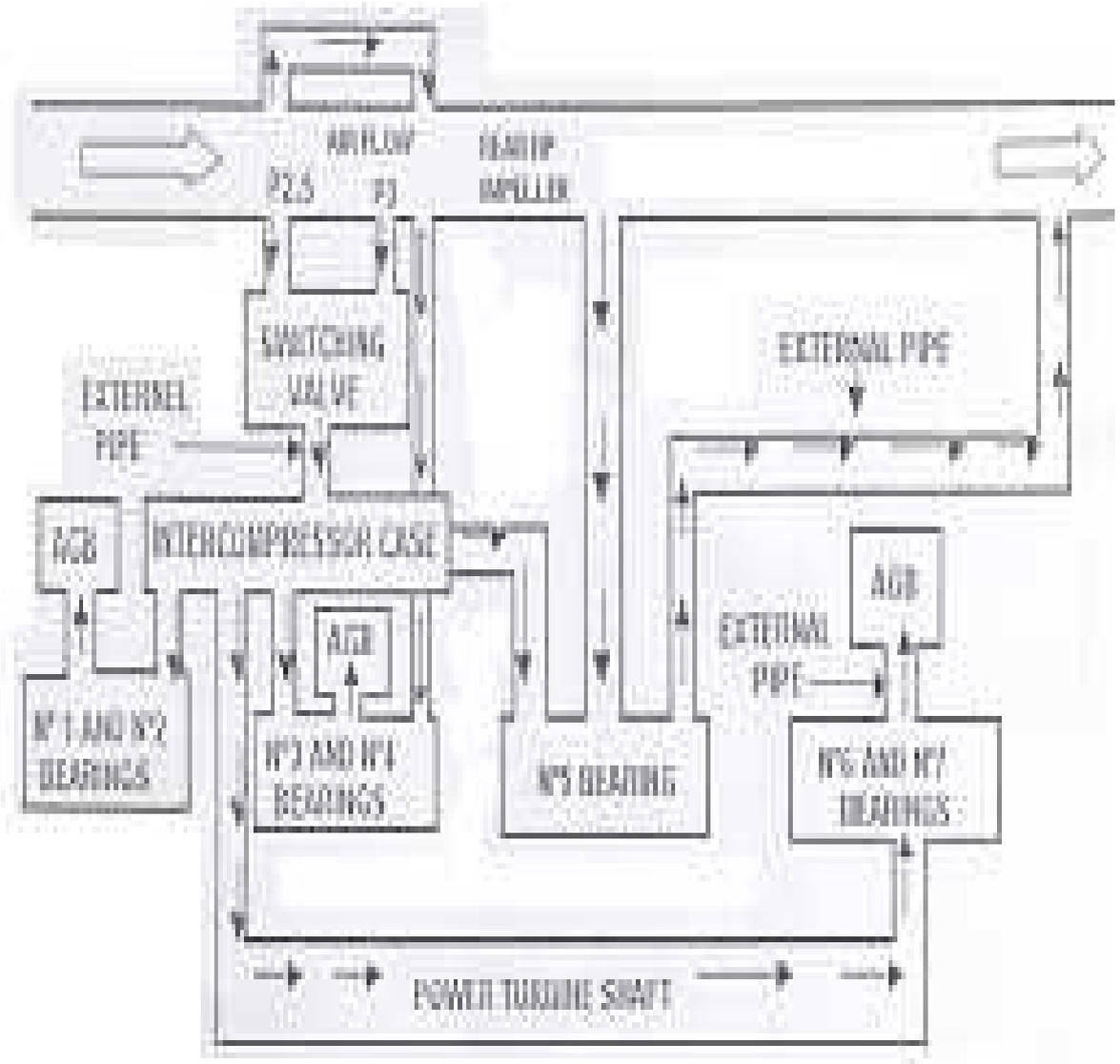


Fig. (III-19) : Système d'air du moteur

❖ Pressurisation des cavités des paliers :

D'après le schéma de la figure (III-19), l'air des étages des compresseurs BP (P2.5) et HP (P3) est utilisé pour l'étanchéité des cavités des roulements, pour aider le vidage et la récupération d'huile et aussi pour le refroidissement du moteur .

L'air du compresseur haute pression est également utilisé pour la régulation du carburant et le régulateur de survitesse d'hélice.

L'air, pour la pressurisation des paliers N°1 et N°2, N°3, N°4 vient de la switching valve par l'intermédiaire d'une pipe externe de l'inter compresseur. il est ensuite chassé vers la boîte d'engrenages des accessoires (AGB).

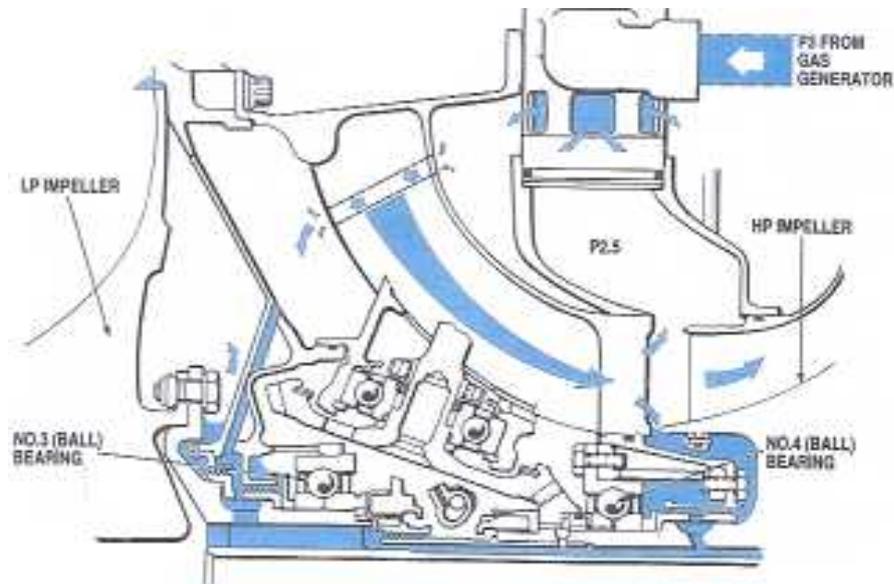


Fig. (III-20) : L'étanchéité des roulements N°3 et N°4

- La cavité et les joints du roulement N°5 reçoivent l'air de la valve à switching valve par un passage interne et d'un passage à travers les aubes de la roue de la turbine HP
- l'air pour le refroidissement et la pressurisation des roulements N°6 et N°7 et de la cavité vient des trous dans l'axe de turbine de puissance.

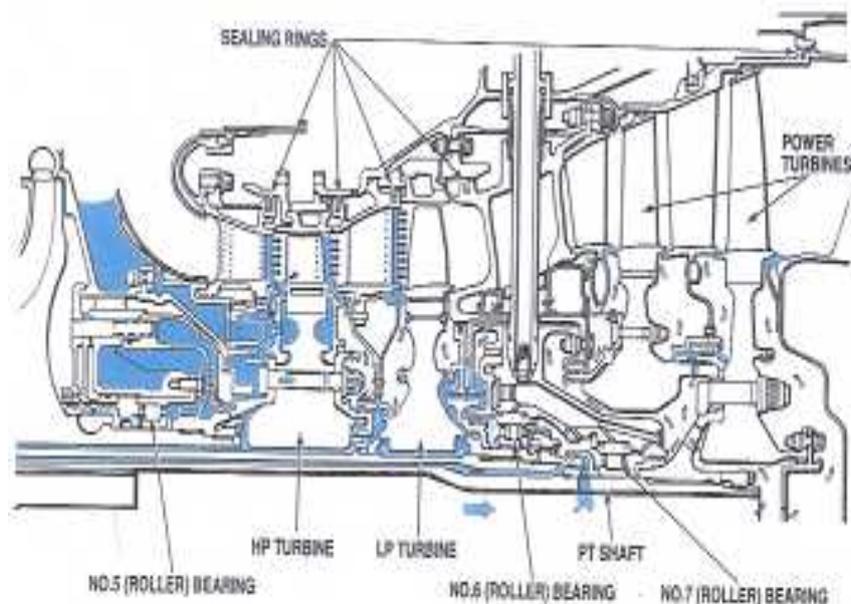


Fig. (III-21) : La circulation de l'air dans les paliers et la turbine

III.3.3. Les différents composants de système d'air :

III.3.3.1. La valve de Venturi :

Les différentes caractéristiques de cette valve (qui est fixée sur le générateur de gaz par des boulons) sont résumées dans les points suivants :

- Approvisionnement de l'avion par l'air de pression P3 au bas régimes (basse puissance).
- A conçu pour fournir un maximum de 10 d'air de décharge de compresseur (dispositif de sûreté)

III.3.3.2. Clapet anti-retour (check valve) :



Fig. (III-22) : Vanne papillon

Le clapet anti-retour a pour rôle de l'approvisionnement de l'avion par l'air pressurisé et refroidi. En outre, il empêche la pression P3 de couler vers l'avion à haut régime (puissance élevée). Il est de type à ressort sous forme d'un papillon, qui s'ouvre par la pression P2.5.

Cette valve est installée dans le conduit de décharge de LP (entre les deux compresseurs), conçue pour fournir un maximum de 10 d'air de décharge de compresseur basse pression.

Cette valve à papillon est remplacée par la valve de contrôle automatique suivant un SB.

III.3.3.3. La air switching valve :

- La valve à trois voies d'air (air switching valve) est localisée dans la partie droite du moteur au niveau d'inter compresseur. Son rôle essentiel est d'assurer un air suffisant dans les cavités des roulements, pour aider la récupération d'huile,
- Les joints de roulement sont pressurisés par l'air de compresseur basse pression (P2.5) ou par l'air de compresseur haute pression (P3) (pendant le démarrage) ou un mélange des tous les deux.

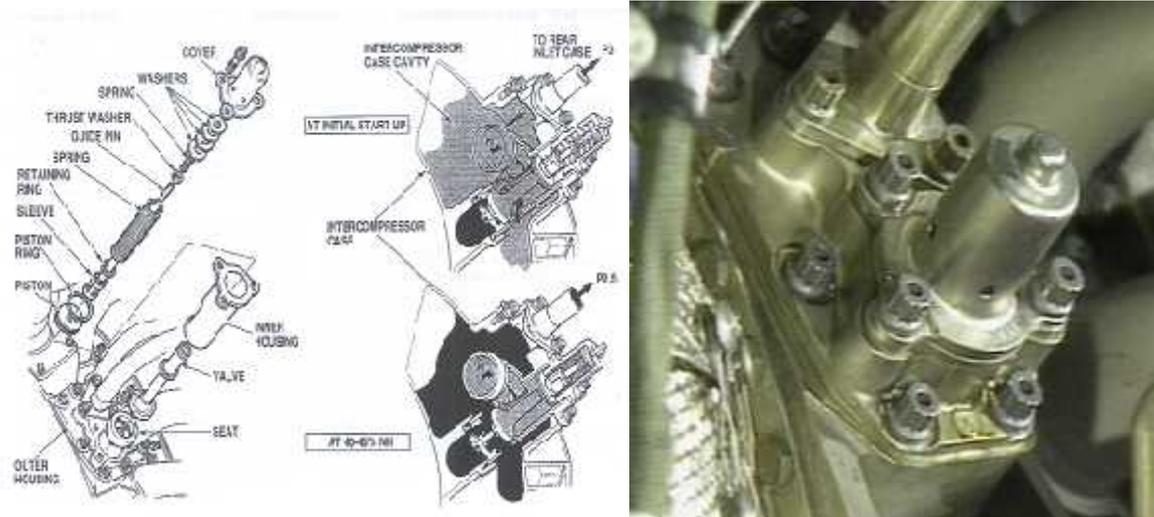


Fig. (III-23) : Air switching valve:

Elle est de type à ressort qui déplace d'une position à l'autre sous l'effet de différence de pression pour sélectionner la pression à utilisée.

- Quand le moteur est en phase de démarrage, P3 est supérieure que P2.5 alors la pression P3 est disponible dans les cavités des roulements
- P2.5 augmente avec l'augmentation du NH, et à 40° NH, il surmonte le ressort. alors pour aider le balayage d'huile, alors cette fois-ci la pression P2,5 est disponible dans les cavités des roulements.

▪ **Le fonctionnement de la switching valve :**

Une pression P3 de générateur de gaz est fournie à la valve. La Circulation de l'air P3 autour du piston et dans une cavité dans l'inter de compresseur. A environ 40 NH, la pression P2.5 surmonte la force de ressort. Le piston se relève, bloquant l'air P3, et permettant à P2.5 de couler dans la cavité inter de compresseur.

Position de valve	En dessous de 40 NH	Au- dessus de 40 NH
P3	normal	-consommation de l'huile élevée -l'huile dans le reniflard -la température d'huile élevée pendant le fonctionnement de moteur
P2.5	fumée en échappement	normal

D'après la description de la ventilation moteur et cabine, on va déduire que L'inter de compresseur fournit de l'air pour :

- √ Systèmes pneumatiques d'avion (P2.5 et P3),
- √ La HMU (P3),
- √ la valve à trois voies d'air,
- √ Manipulation du clapet anti-retour.

III.3.3.4. Le dispositif anti-pompage (HBV) :

- **Description de la vanne de décharge (HBV) :**

La vanne de décharge (HBV) a pour rôle d'assurer un fonctionnement sans avoir le risque d'apparition d'un pompage.

Elle est de type à piston commandée électriquement par la EEC et son fonctionnement est pneumatique, installée au dessus de la tuyère d'échappement.

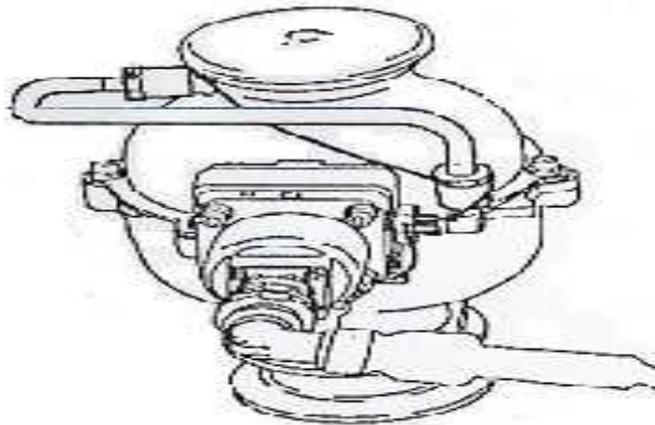


Fig. (III-24) : Le dispositif anti-pompage (HBV)

- **Le principe de son fonctionnement est résumé dans les étapes suivantes :**

- La P2.4 (pression d'air au niveau de la pipe de diffuseur de compresseur basse pression) est plus grand que P2.5 à tous les moments, le P2.4 garde la valve toujours en position fermée.
- Le servovalve est toujours en position fermée, qui exige un courant pour l'ouvrir.

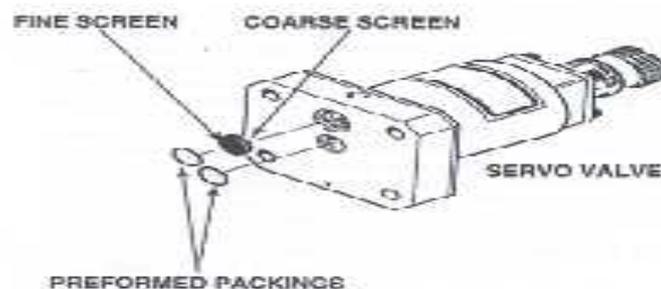


Fig. (III-25) : La servovalve

- Un signal électrique de l'EEC / AFCU ouvre le servovalve.
- La valve du servo saigne de P 2.4
- Le P 2.5 > P 2.4 ouvre HBV

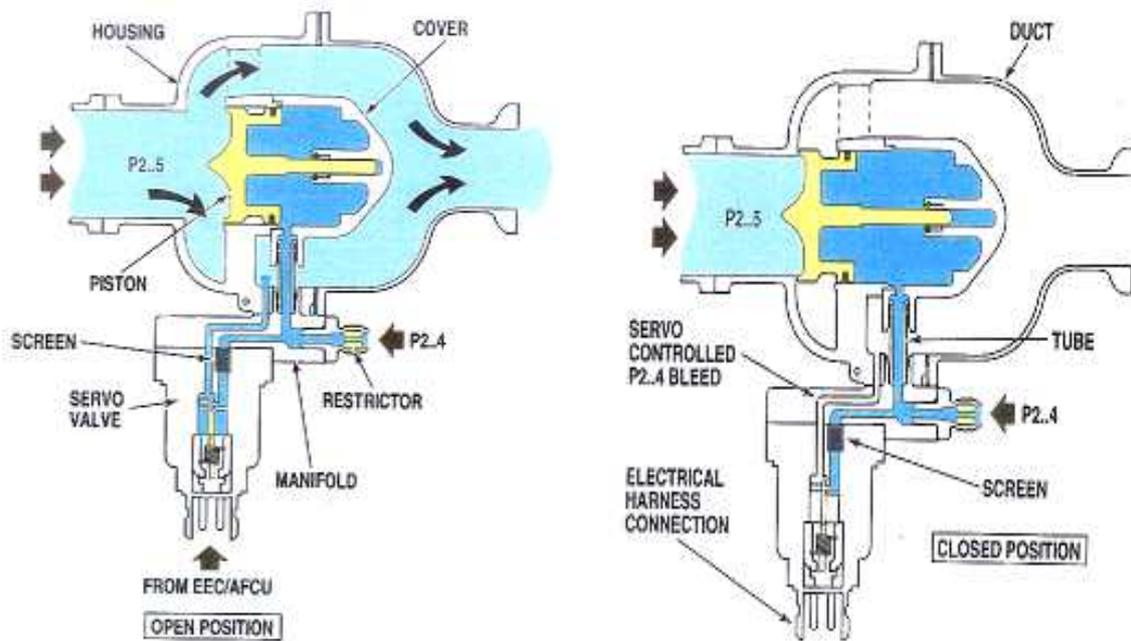


Fig. (III-26) : Fonctionnement de HBV

moteur / fuselage	condition de l'état stable	opération transitoire
Moteur 127F / ATR	<p>HBV est fermé à NH <18000 tr/min (fermé pendant le démarrage). HBV est fermé pendant mode d'hôtel (APU). HBV est fermé quand l'hélice est dans la mise en drapeau. HBV est fermé quand EEC est en panne.</p>	<p>HBV s'ouvre pour des régimes accélérations, décélérations.</p>

- **Les différentes positions de cette valve sont résume comme suivants :**
 - Pendant le démarrage du moteur la HBV est fermé.
 - L'accélération de l'instabilité à la basse altitude, la HBV est fermé pour fournir la réponse rapide de moteur.
 - L'accélération de l'instabilité à l'altitude élevée, HBV s'ouvre.
 - HBV commence à se fermer quand le NH stabilise.
 - La décélération de l'instabilité, HBV s'ouvre.
 - HBV commence à se fermer quand le NH stabilise.

- **En état d'équilibre :**

- Mode de la EEC :

- * HBV s'ouvrent entièrement à $PLA < 55^\circ$ (sur HMU)
- * HBV s'est entièrement fermé à $PLA > 60^\circ$ (sur HMU)

- Mode manuel, avec "off" de la EEC. Le HBV est encore disponible:

- * HBV commence à fonctionner de s'ouvrir à 72 du NH.
- * HBV s'ouvre entièrement entre 76 - 87 du NH.
- * HBV s'est fermé à 90 NH.

- **Panne de HBV :**

- Quand HBV est en panne, l'indicateur de couple montre "---".
- Quand les deux sondes du couple sont en pannes, l'affichage indiqué "000"

III.3.4. Le fonctionnement de dispositif :

Au bas régime, la valve de venturi fournit l'air pour maintenir également le clapet P2.5 anti-retour sous la position fermée. Quand le régime augmente, la valve de commande dans le fuselage (HPV) se ferme automatiquement et la pression P2.5 surmonte la force de ressort et ouvre le clapet anti-retour. Pour fournir l'air pressurisé à l'avion par l'intermédiaire d'un radiateur (air cycle machine) et la décharge de l'air vers l'extérieur pour éviter le pompage.

Composant	Source d'air	Approvisionnements à :
La valve de Venturi	P3	Basse puissance
Clapet anti- retour	P2.5	Puissance élevée

Dépannage :

Clapet anti-retour coincé	Actionner bas	Puissance élevée
Ouvert	-ITT élevé	normal
Fermé	normal	Aucun écoulement vers l'extérieur.

III.4. Le système d'indication :

III.4.1. Description de l'indication :

Les paramètres du moteur sont affichés au cockpit pendant la phase de vol au moyen des indicateurs localisés sur la partie centrale du tableau de bord.

Les paramètres principaux du moteur sont :

- Indication de couple (TORQUE).
- Indication de vitesse d'hélice (NP).
- La température de intermédiaire turbine (ITT).
- La vitesse de compresseur à haute pression (NH) et basse pression (NL).
- Le débit de carburant / carburant instantanés utilisé (FF/FU).
- La température d'huile/pression d'huile (OIL).
- La température de carburant.

Les paramètres de moteur sont enregistrés dans la pièce de SIDA du FDAU Pour la surveillance d'état de moteur.

III.4.2. Description des indicateurs et les sondes :

III.4.2.1. Description d'indicateur et la sonde de torque moteur (système de mesure de couple) :

Le système de mesure de couple fournit l'indication de couple pour le cockpit, la valeur de couple pour la logique d'autofeather et la valeur de couple pour la gestion de puissance.

- Les sondes de couple sont localisées sur l'enveloppe de la boîte de réduction vitesse (RGB) à 4 et 8 heures.
- Il y a deux arbres de torsion situés dans la boîte de réduction vitesse.
- L'arbre de torsion se compose de deux tubes concentriques (axes) chacun qui porte une roue dentée, les deux tubes sont attachés ensemble à l'extrémité arrière seulement.
- Le tube de couple est relié aux deux extrémités et tordra quand le couple est produit, alors que le tube de référence relié seulement à l'embout avant ne peut pas être tordu.
- L'espace entre les dents sur le tube de couple et les dents sur le tube de référence changera dans la proportion du couple produite.
- Il y a deux sondes de couple, une pour chaque arbre de torsion, montée du côté droit et gauche de la boîte de réduction vitesse.
- La sonde TQ 1 (côté gauche) du couple fournit seulement un signal de couple à la mesure (ANALOGUE) pour l'indication par l'AFU.

- La sonde TQ 2 (côté droit) du couple fournit deux signaux de couple à la EEC :

- Un signal pour la gestion de puissance et indication de couple sur la mesure (DIGITAL).
- Un signal est employé comme support.

- La sonde TQ 2 de couple fournit également un signal correspondant à la vitesse de rotation de turbine de puissance (NPT) pour la EEC.

- Les sondes de couple ont un dispositif résistif intégré de la température (RTD) pour la correction de la rigidité d'arbre de torsion due au changement de température.

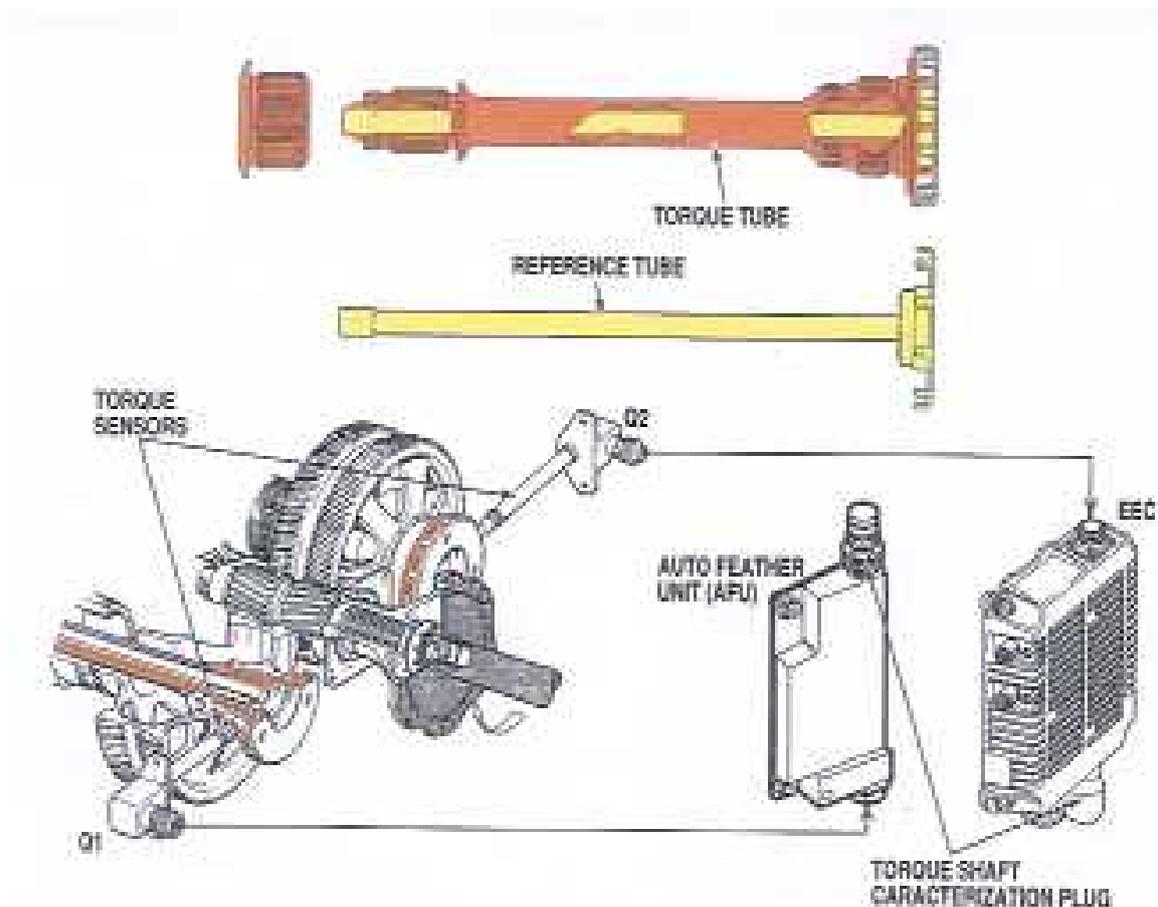


Fig. (III-27) : Le Système de mesure de couple

❖ **Indicateur de couple moteur :**

- Indicateur indiquant la valeur de serrage. (Couple).
- L'indication de la valeur de serrage est affichée numériquement (pour une indication précise).
- Le Bouton-poussoir permet d'examiner l'indicateur. Quand le bouton-poussoir est serré, l'indicateur se déplace jusqu'au point bleu situé à 115 .

III.4.2.2. Description de l'indicateur d'ITT et la sonde des thermocouples :

1. Description du système de température (ITT ou T6) :

- Neuf (9) thermocouples sont situés autour d'une rampe turbine de LP.
- Une résistance thermique d'équilibre de la sonde T6 de compensation d'huile, liée parallèlement aux thermocouples, est placée à 3 heures en regardant en avant.

Les caractéristiques de cette résistance d'équilibrage sont les suivants :

- ◆ Fournit la rectification de la valeur de la température d'ITT conjointement avec l'équilibreur de thermocouple. Résistance fixe de classe spécifique (valeur de résistance)
- ◆ Classe choisie pendant l'essai du moteur (neuf ou révision).
- ◆ Valeur de résistance indiquée de la plaque de caractéristiques de turbomachines
- ◆ Remplacer la résistance défectueuse seulement avec une de la même classe.
 - Les thermocouples sont reliés ensemble en parallèle et dans une boîte de jonction. Les jonctions, les goujons et le câblage des thermocouples sont faits de matériaux de chrome et d'alumelle.
 - Une sonde thermique de compensation d'huile (résistance d'équilibre T6) est liée en parallèle aux thermocouples.
 - La valeur de sonde est calibrée pour chaque moteur et marquée sur la plaque de données du moteur.
 - Le signal de sortie correspondant à la valeur moyenne obtenue à partir des thermocouples est envoyé à l'indicateur d'ITT, cette valeur est affichée analogiquement et numériquement.

❖ La température de l'inter turbine (ITT ou T6) :

Le but de cette température est d'informer le poste de pilotage par la température des gaz sortant de la chambre de combustion.

❖ Fonctionnement du système :

La température T6 est détectée par les 9 thermocouples. Ces thermocouples sont branchés aux barres omnibus (busbars) en parallèle et donnent ainsi une température moyenne des gaz. Cette température moyenne représente seulement neuf (9) emplacements spécifiques dans le chemin de gaz et n'est pas représentative de la température globale du moteur. Pour réduire cette erreur de prélèvement et pour indiquer une température plus représentative du moteur, cette température moyenne est équilibrée (ou polarisée) par l'équilibreur thermocouple (trim thermocouple) et la résistance d'équilibrage (trim resistor). L'équilibreur de thermocouple donne une constante, l'équilibreur piquer vers le bas et sa position dans un environnement continu de l'huile du moteur à 80 C°. La résistance d'équilibrage, choisie seulement pendant l'essai du moteur, prévoit le réglage fin pour la rectification de la valeur.

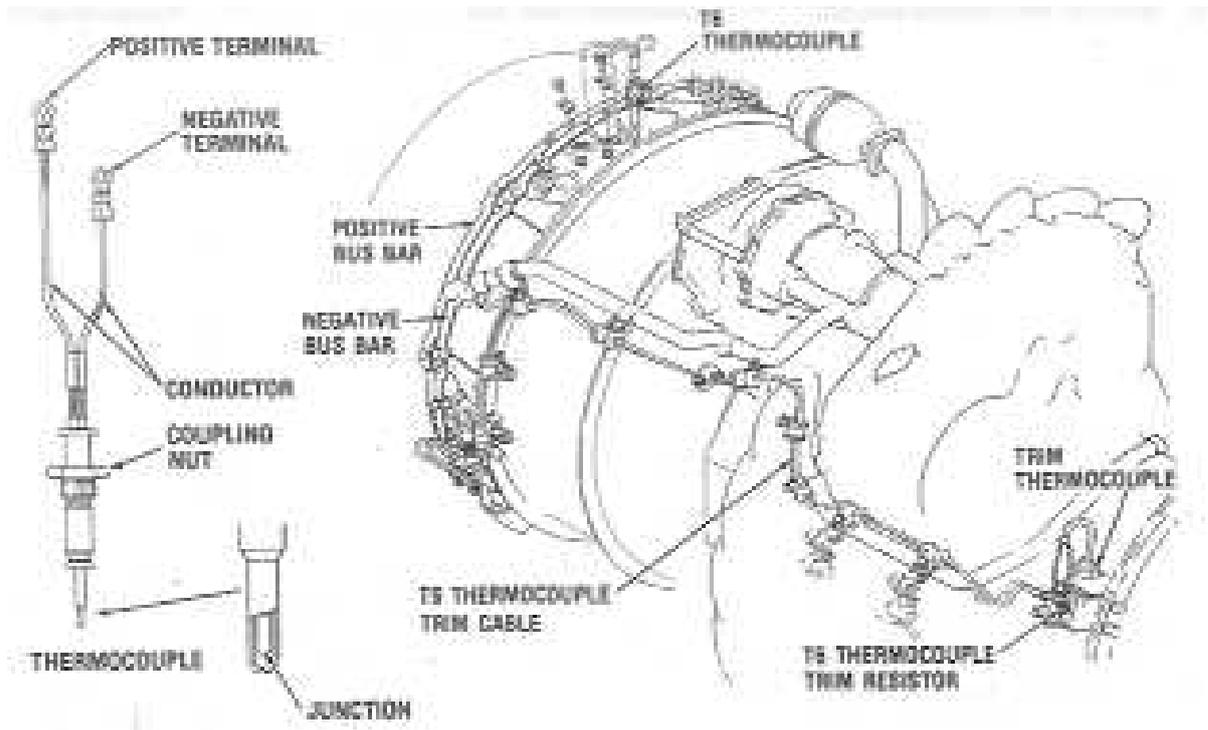


Fig. (III-28) : Système de température T6

❖ Description d'indicateur d'ITT :

- Contre- valeur d'indication d'ITT d'affichage numérique (indication précise).
- La lumière alerte illumine l'ambre et le CCAS est activé quand ITT > 800 C° ou 715 C° en mode d'hôtel.
- le bouton-poussoir permet d'examiner l'indicateur. Quand le bouton-poussoir est appuyé, l'indicateur et le voyant ambre du présentoir 1150 C° Le CCAS est activé.

2. Utilisation d'indicateur D'ITT :

Dès que le mélange d'air/carburant s'enflammera, l'ITT augmente et doit être surveillé pour éviter de dépasser les limites.

Les Limites sont résumées dans les points suivants :

- **Marque rouge** : 765 C° (limite de la température pendant le décollage normal).
- **Tirets rouges** : 800 C° (limite de la température en états hauts d'équilibre).
- **Point rouge H** : 715 C° (limite de la température en mode d'hôtel).
- **Point rouge** : 840 C° (limite de la température pour 20 sec).
- **Point rouge S** : 950 C° (limite de la température pour le démarrage du moteur).

Si l'ITT dépasse les limites, le moteur doit être arrêté immédiatement.

◆ **Remarque :**

En cas de défaillance d'indicateur, tous les chiffres sont effacés et les expositions d'indicateur une valeur < 0

3. Vérifications du système T6 :

Le système T6 est soumis à une inspection périodique (hebdomadaire) comme suit :

- Essai de continuité (résistance de boucle).
- Essai d'isolation (essai d'étanchéité).
- Essai de fonction (réaction de la chaleur).

4. Le dépannage :

T6	CAUSE POSSIBLE
petite diminution remarquée sur la tendance	sondes T6 défailiantes
augmentation considérable	le thermocouple d'équilibre défaillant. la résistance de calibration défailtante

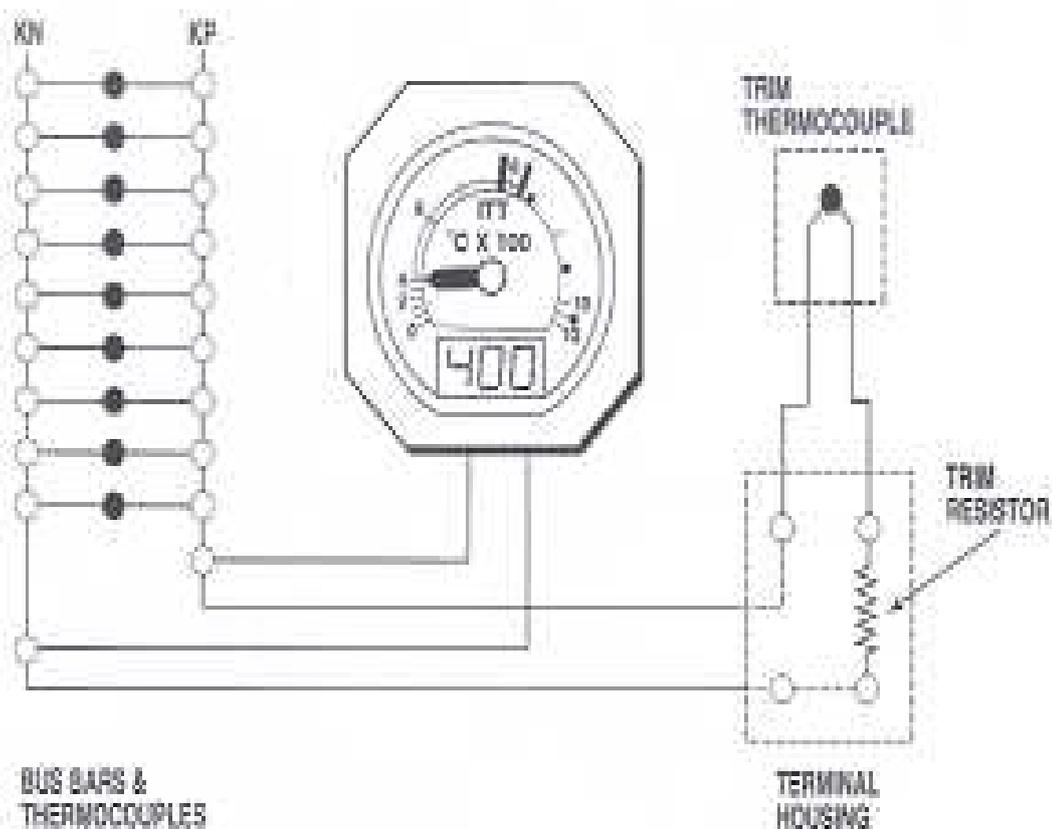


Fig. (III-29) : Schéma de système de température T6

III.4.2.3. La sonde de vitesse :

La sonde de vitesse à pour but de fournir le signal de vitesse pour l'indication de poste de pilotage et les commandes électronique du moteur (EEC, AFU).

➤ Principe de la sonde de vitesse :

La sensation de vitesse est basée sur le principe de l'induction magnétique pour produire un signal électrique. Chaque sonde se compose d'une tige magnétique et au moins d'un enroulement de fil. La tige magnétique a un champ magnétique inhérent (flux). Ce champ magnétique est interrompu. Chaque fois que le champ est interrompu, un courant est créé (induit) par l'enroulement. La fréquence des impulsions courantes est interprétée par l'indicateur ou l'EEC / AFU / AFCU comme T/MN correspondant.

1. Description des sondes et l'indicateur de NH-NL et NP :

❖ Description de la sonde NH-NL :

- Deux sondes identiques (NH 1, NH 2) sont situées sur la boîte d'engrenages des accessoires.
- L'émetteur de NL est placé à 4 heures, en regardant vers l'avant, près du diffuseur LP, dans la partie arrière droite du moteur. Elle latérale inclinée.
- La sensation de vitesse est basée sur le principe de l'induction magnétique pour produire un signal électrique.
- Chaque sonde se compose d'une tige magnétique et au moins d'un enroulement de fil.
- La tige magnétique a un champ magnétique inhérent (flux). Car une dent de vitesse passe la sonde, ce champ magnétique est interrompue et un courant est créé (induit) par l'enroulement.
- La fréquence des impulsions courantes est interrompue par l'indicateur ou la EEC comme T/ MN correspondant.

❖ Description de l'indicateur de NH-NL :

- Indicateur indiquant la valeur de NH.
- Indicateur indiquant la valeur de NL.
- Indicateur de Digital indiquant NH (indication précise).
- Bouton-poussoir de morsure laissant examiner l'indicateur. Quand le bouton-poussoir est appuyé, les indicateurs se déplacent jusqu'au point bleu situé à 115 .

2. Utilisation de l'indicateur NH-NL :

- Le NH est employé pour surveiller la séquence de démarrage ou pendant le reallumage

◆ Remarque :

En cas de défaillance ou panne de l'indicateur, tous les chiffres sont effacés et les expositions d'indicateurs une valeur < 0 .

❖ Description de la sonde (NP) :

- La sonde est installée sur le cote gauche en haute de la boite de réduction de vitesse (RGB).
- La sonde prend le signal des dents de pignon intermédiaire dans le train d'engrenages accessoire de RGB
- Un signal envoyé à la mesure de NP
- Interchangeable avec la sonde de NH
- NP à la EEC est dérivé d'une des deux sondes de couple.

◆ Remarque :

Assurer le courant électrique est au loin avant de débrancher ou rebrancher les sondes EEC, TSG, HMU

III.4.2.4. Détecteur de la température d'entrée (T 1.8) :

Le détecteur de la température d'entrée (T1.8), monté dans la partie arrière d'entrée, se compose d'une résistance dans une chemise équipée d'un connecteur fileté. Il reçoit une entrée courante inférieure fixe de l'EEC / AFCU. La résistance du détecteur change avec la température, changeant le courant retourné à l'EEC / AFCU dans la proportion .T 1.8, mesurant la température de mandrin dans la région d'entrée d'air, est employé par l'EEC / AFCU pour différentes opérations de service.

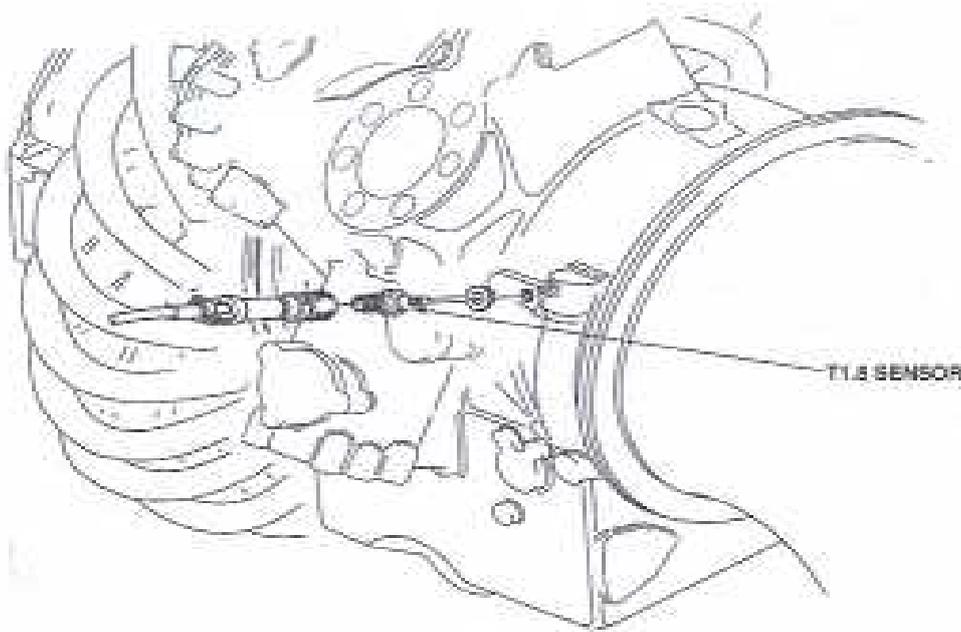


Fig. (III-30) : La sonde de température d'entrée (T 1.8)

III.4.2.5. Description d'indicateur de FF/FU :

- L'indicateur double de FF/FU est situé sur le tableau de bord central
- L'indicateur de FF/FU se compose de :
 - Un indicateur qui indique le débit carburant du moteur. Cet indicateur est gradué comme suivant : KG/H x100.
 - AFU compteur reçoit la valeur du carburant consommé numériquement, le carburant consommé est indiqué en kilogramme, cette valeur est calculée par l'intégration des paramètres de débit carburant.

◆ Remarque :

En cas de défaillance (échec interne de la perte d'alimentation d'énergie d'indicateur), tous les chiffres se déplaceront hors de la vue et l'indicateur sera de retour au-dessous de zéro.

- L'indicateur FF/FU expose le débit carburant et le carburant consommé dosé par le compteur de débit, dans le rendement de HMU.

III.4.2.6. Description d'indicateur de température de carburant :

- Les indicateurs de température carburant sont situés sur le tableau de bord de centre.
- Le détecteur de température carburant est localisé sur le côté gauche du moteur.
- L'indicateur de température carburant reçoit le signal de détecteur de température carburant, les pulsations processives et l'approvisionnement de l'indication de la température carburant.
- L'indicateur de température carburant comporte trois secteurs :
 - secteur jaune, de -54 C° à 0 C°.
 - secteur vert, de 0 C° à 50 C°.
 - secteur jaune, de 50 C° à 57 C°.

Les tableaux de bord rouges commencent de -54 C° et de 57 C°.

III.4.2.7. Description d'émetteur de pression d'huile :

- L'émetteur de pression d'huile est localisé sur le coté droit du moteur.
 - La gamme d'émetteur de l'huile est de 0 à 90 psi
- Le signal d'émetteur change linéairement avec la pression d'huile et est envoyé à
- L'indicateur température/pression qui le convertit en signe analogique et signal d'alarme si la pression d'huile chute en dessous de 40 Psid.
- Le signal d'alarme déclenche la lumière rouge sur l'indicateur,
- Cet avertissement est empêché quand le levier de condition est placé à FSO (interruption carburant) et pendant 30 secondes chaque fois que le levier de condition est placé de FSO à FTR.

III.4.2.8. Description de la sonde de température d'huile :

- La sonde de température d'huile est localisée sur le côté gauche du moteur, sur bande d'amont du réchauffeur carburant et du carter de valve anti-retour.
- La gamme de sonde de température d'huile est de -20 C° à 140 C°.
- La résistance de sonde change linéairement avec la température de l'huile et envoie un signal à l'indicateur de **T°/ P** qui lui le convertit en signe analogique.

III.4.2.9. Description d'indicateur de pression/température d'huile :

- Le circuit de signalisation d'huile se compose d'un indicateur double de P/T° de chaque moteur avec un voyant d'alarme de basse pression.
- L'indicateur de l'huile **P/T°** reçoit des signaux de :
 - √ Une sonde de température d'huile située du côté gauche du moteur, sur un tapement d'amont du réchauffeur de carburant.
La gamme d'indication est de - 40 C° a +140 C°.
 - √ Un émetteur de pression d'huile installé du bon côté du moteur (section inférieure). La gamme d'indication est entre 0 et 90 livres par pouce carré.

◆ Remarque:

En cas de défaillance de l'indicateur, les indicateurs sont placés à -40 C° pour la température et 0 Psi pour la pression.

En cas de perte de pression, l'indicateur de pression d'huile est placé dans le bas arrêt et la lumière rouge avance.

III.5. Le système de démarrage et d'allumage :

III.5.1. Généralités :

- √ Le système de démarrage est le système électrique qui permet de mettre le moteur en marche les moteurs soit au sol ou bien en vol.
- √ Le courant électrique pour le système de démarrage peut être assuré à partir de la batterie principale d'avion, l'unité d'alimentation CC externe ou par l'autre moteur (sur la terre seulement). par le panneau principal de courant électrique.
- √ Le démarrage moteur par la batterie principale est exigé sur le sol quand la puissance externe de C.C n'est pas disponible et en vol dans le cas d'un arrêt moteur.
- √ Les ordres logiques du démarrage du moteur par la batterie principale sont identiques que ceux décrits dans le démarrage du moteur par puissance externe.
- √ Les composants principaux du système sont :
 - Le panneau de démarrage moteur.
 - Le BPCU, GCUs,
 - Le contacteur de démarrage.
 - Les démarreurs / générateurs.

III.5.2. Les différents rôles de système d'allumage:

Les différents rôles de système d'allumage sont résumés dans les points suivants :

- Pour fournir l'étincelle pour mettre à feu le mélange de carburant/air
- Utilisé pour le démarrage initial du moteur.
- Protection d'extinction, allumage continu choisi pendant le décollage, atterrissage, ou vol dans la précipitation.

Ce système est appelé aussi à effectuer d'autres opérations comme :

1. ventilation :

C'est un faux démarrage ou un démarrage sec (sans carburant, il se fait dans le but de ventiler le moteur pour évacuer le reste de carburant accumulé dans la chambre de combustion ou après un lavage moteur.

2. deconservation :

C'est un faux démarrage ou un démarrage avec carburant sans allumage (boîtes d'allumage désactivées), il est effectué pour la deconservation du système carburant, sa purge ou rinçage après un stockage moteur

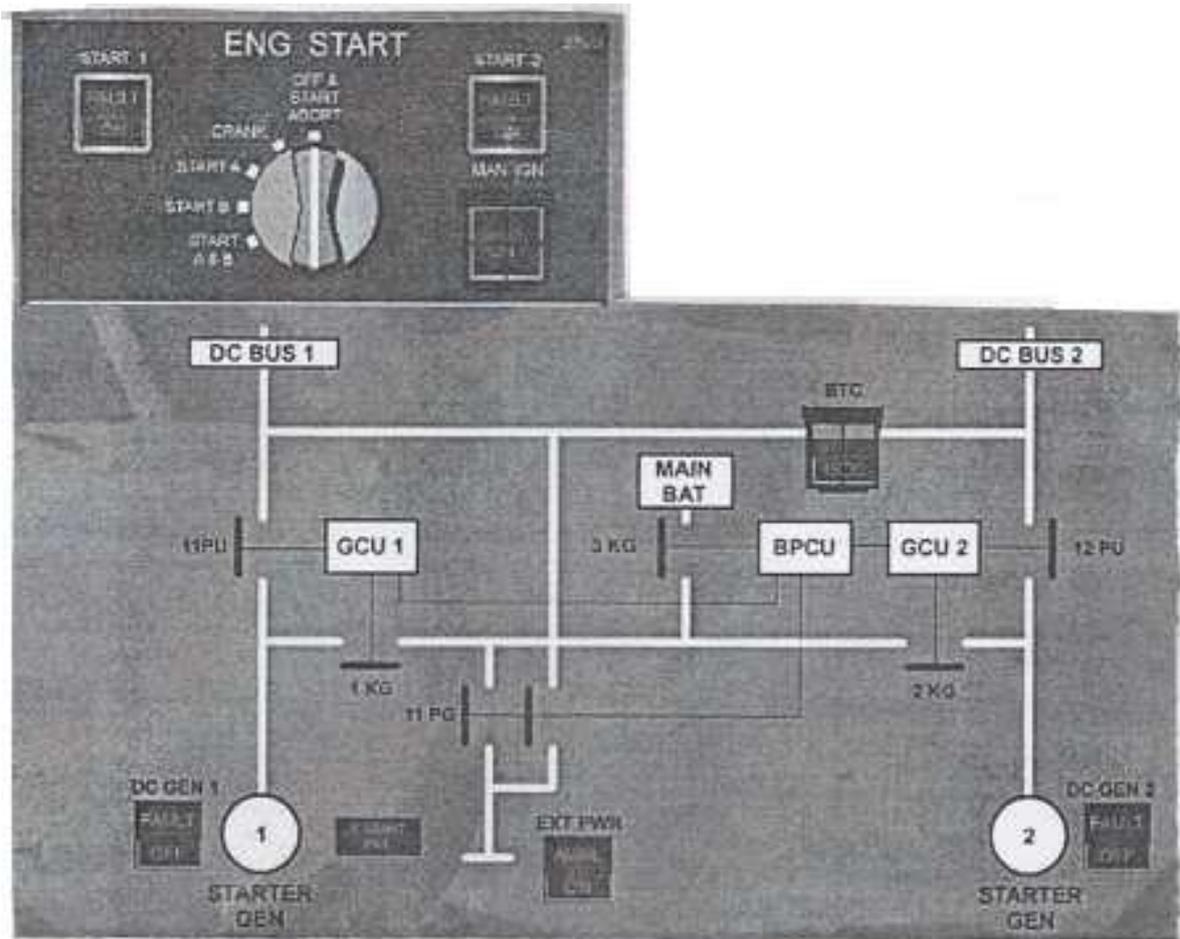


Fig. (III-31) : Description de démarrage et l'allumage

III.5.3. Les composantes de système d'allumage:

Les deux composantes essentielles de ce système sont les suivantes :

- Les boîtes d'allumage (deux boîtes) ;
- Câbles d'allumage ;

• Description d'excitateur (boîtes) d'allumage :

- Deux excitateurs d'allumage sont attachés du côté droit du moteur à l'aide des amortisseurs de vibrations.
- Les deux excitateurs sont scellés et équipés d'un connecteur entrée et de connecteur d'alimentation
- Le connecteur d'entrée fournit l'excitateur d'allumage 28 volts continu et le connecteur d'alimentation des bougies est utilisé pour relier les fils à haute tension fournissant chaque prise.
- Les excitateurs d'allumage transforment les 28 volts continu dans des impulsions de haute tension que chaque circuit secondaire indépendant de décharge a une prise et produit cent étincelles par minute.
- Energie contenue dans l'étincelle (les joules) approximativement 2, est déchargé à la prise par une étincelle de motte (basse intensité).



Fig. (III-32) : Les boîtes d'allumages et leurs dispositions sur le moteur

Caractéristiques	Unisson
tension d'entrée	16-30 VOLTS CONTINU
courant d'entrée	1 5 ampère
altitude fonctionnelle	0 - 50.000 pi
la température ambiante.	-54 à 135C
taux d'étincelle 28vdc	6 étincelles/sec, pour 30-45 secs. puis 1 étincelle de 5/sec
énergie stockée	Joules de 1 25
tension de rendement	2700-3000 volts

- **Description de fils à haute tension (câbles d'allumage)**

- Les fils à haute tension sont situés sur la partie la plus inférieure de la gauche du moteur.

- Deux fils (câbles) identiques fournissent la distribution à haute tension qu'ils transmettent la puissance assurée par l'excitateur d'allumage à chaque prise.

Ces fils sont faits d'un noyau central de cuivre inclus dans le conduit de silicone et de plastique et un bouclier pour éviter des interférences.

- Chaque extrémité de câble est équipée d'un connecteur permettant le raccordement entre l'excitateur d'allumage et la prise.

- **Fil électrique isolé à l'intérieur d'un tressage de métal flexible.**
L'étincelle des Bougies d'allumage

- Fournir le point pour l'étincelle dans la chambre de combustion.
- 2 bougies d'allumage refroidies par l'air situées aux positions de 5 et 7 heures sur le générateur de gaz.
- La bougie a une électrode centrale incluse en matériel semi de conduite.
- Le potentiel électrique entre l'électrode et le cas ionise l'air environnant (fournit le pont pour l'étincelle).
- Le condensateur d'excitateur décharge une étincelle d'énergie élevée à travers l'espace. Entre l'électrode centrale et la coquille.
- Les prises sont installées à 4 heures et à 8 heures, au niveau de la chambre de combustion et sont a coté des injecteurs de carburant.

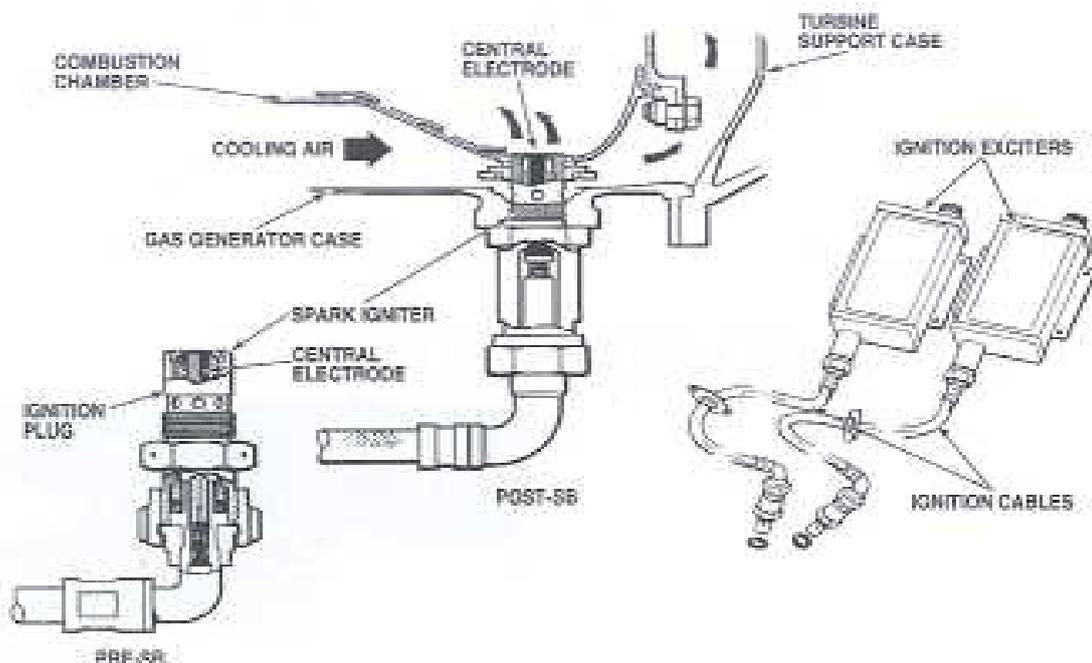


Fig. (III-33) : Le système d'allumage

III.5.4. L'opération de démarrage :

- S'assurer que la puissance externe est branchée.
- En choisissant le moteur à démarrer le sélecteur de démarrage A" par exemple, et illumine sur le « panneau principal » du courant électrique indiquant que les batteries sont débranchées des circuits de charge et de la décharge.
- La pression du bouton-poussoir du démarrage 1 fournit un signal de démarrage principal au BPCU qui produit un signal au GCU.
- Le GCU ferme le contacteur de démarrage. En conséquence, le compresseur de HP commence à tourner.
- En outre, la lumière de "on" du démarrage 1 illumine en blanc et un signal d'allumage est prêt à être conduit au circuit d'allumage.

- A 10° de NH, le levier de condition est déplacé du "CARBURANT AINSI" à "FTR". Le robinet d'isolement est ouvert le carburant coule dans la chambre de combustion.
- En même temps, l'allumage est lancé, faisant allumer le mélange de carburant/air.
- A 45° de NH le signal de sonde de vitesse du S/g Désactive le conjoncteur de démarrage et la source d'énergie. En conséquence les bougies d'allumage sont désactivées et la lumière de "on" s'éteint : maintenant le moteur est à la vitesse soutenant d'individu.
- Quand la pression fournie par la pompe de HP de carburant est assez haute, une partie du carburant pressurisé est dérivée à la valve d'entrée motrice qui fait succéder la pompe à jet d'alimentation du moteur dans le réservoir de conducteur sur la pompe carburant électrique. En conséquence, la lumière de "course" s'éteint.

III.5.5. L'opération d'allumage :

- Quand le sélecteur de démarrage moteur est placé dans n'importe quelle position de démarrage, le BPCU vérifie le démarrage et la position d'entrepreneurs de batterie.
- En appuyant sur le bouton de poussée du démarrage 1(2) et s'il n'y a aucun panne dans le GCU, le BPCU ferme le conjoncteur, en permettant le courant électrique de fournir la ligne de démarrage que l'excitateur d'allumage est maintenant fourni.
- A 100°/° NH, le levier de condition est placé à FTR pour ouvrir la HP remplissent de combustible la valve dans le HMU
- Quand la vitesse de moteur atteint 45°/° NH :
 - √ Sur la lumière s'éteint,
 - √ Le démarreur désengage,
 - √ L'alimentation d'énergie à la bougie est découpée.
- L'allumage au sol est complet.
- En vol, par le démarrage A ou démarrage A et B choisi, les deux bougies fonctionnent.
- En appuyant le bouton-poussoir du démarrage 1 (2) et s'il n'y a aucun échec dans le GCU, le BPCU ferme le conjoncteur, en permettant le courant électrique de fournir la ligne la bougie A de démarrage et B sont maintenant fournis.
- A 10°/° NH, le levier de condition est placé à FTR pour ouvrir la valve de carburant dans le HMU.
- Quand la vitesse de moteur atteint 45°/° NH :
 - √ Sur la lumière s'éteint,
 - √ Le démarreur désengage,
 - √ Alimentation d'énergie aux bougies

◆ Remarque :

Si NH diminue se produit pendant un ordre d'exécution des instructions automatique de puissance de décollage, le signal automatique de plume produit par la coupure de volonté d'AFU approvisionnement aux bougies.

CHAPITRE N° 4:
LA MAINTENANCE
ET
LA REPARATION
de la partie chaude
DU MOTEUR
PW127F

IV. MAINTENANCE ET REPARATION DE LA PARTIE CHOUDE DU MOTEUR PW 127F

IV.1. Performance moteur :

Le rendement thermique est un facteur essentiel pour l'obtention des performances d'une turbine à gaz. C'est le rapport du Travail net produit par le moteur sur l'énergie chimique tirée du carburant.

Les 3 facteurs principaux affectant le rendement thermique sont:

- ◆ la température inter turbine (ITT),
- ◆ Le taux de compression du compresseur
- ◆ les rendements-compresseurs et turbines.

Le moteur peut être divisé en deux parties, la partie froide et la partie chaude.

IV.1.1. la partie froide:

- Elle comprend tous les composants de la veine gazeuse situés en amont de la chambre de combustion, tels que :

Le carter d'entrée d'air, le compresseur, la vanne de décharge compresseur, Et le générateur de gaz.

- Les problèmes de partie froide, comme un endommagement de compresseur ou une accumulation d'encrassement réduise la quantité d'air fournie à la chambre de combustion ce qui produit une perte de puissance. (Perte d'énergie pouvant résulter d'une traînée ou d'une perte Pression dynamique. le but de la veine d'air propre est d'acheminer l'air jusqu'au compresseur sans turbulence pour obtenir le maximum de rendement en fonctionnement.

La quantité d'air passant à travers le moteur dépend de trois facteurs :

- ◆ La vitesse du compresseur,
- ◆ La vitesse d'avancement de l'avion
- ◆ La densité de l'air ambiant.

Toute perte de rendement dans le conduit d'entrée d'air se traduira par des pertes Amplifiées au travers des autres pièces du moteur).

- Afin de retrouver la puissance initiale, le débit d'air perdu à cause du compresseur défectueux doit être retrouvé. En déplaçant PLA vers l'avant on augmente le débit carburant (WF) ce qui fait tourner le compresseur plus vite (pompe plus d'air).

L'air et le carburant supplémentaires permettent au moteur de compenser la puissance perdue mais désormais les paramètres moteur seront différents de ceux d'un moteur normal.

- A puissance constante, les problèmes de partie froide produisent toujours une augmentation de NH, ITT et WF

il y a quatre sources principales de problèmes de partie ;

1) **Entrée d'air de l'avion et compresseurs encrassés :**

Restriction de la section de passage dû à l'encrassement, perte d'énergie, naissance d'une traînée, perte de pression dynamique, turbulence de l'air qui affectera le rendement de fonctionnement, chute du débit d'air, perte du rendement et du taux de compression.

2) **Endommagement du compresseur F.O.D :**

Mêmes symptômes qu'un compresseur encrassé sauf que les paramètres montent Brutalement contrairement à la montée progressivement d'un compresseur encrassé.

3) **Frottement de l'ensemble-compresseur :**

Pertes de rendement, déficience aérodynamique à pour effet d'augmenter la température de l'air à la sortie du compresseur et de diminuer sa pression.

4) **Fuites d'air (P2.5 ou P3) :**

Les fuites P2.5 ou P3 proviennent des accessoires moteur comme la bleed valve, la switching valve, clapet de drainage du Gaz, endommagement des joints des injecteurs, pipe diffuseur ou carter criquet, ou bride desserrées, etc.

√ **bleed valve (PT6, JT15D5, PW123 séries et au dessus) :**

Bleed valve est restée bloquée en position ouverte ou si la bleed fuit, le compresseur manquera d'air entraînant une perte de puissance Pour compenser, PLA est poussé vers l'avant pour maintenir la même puissance et donnera Une **ITT et WF plus élevés.**

√ **PIPE diffuseur BP :**

Si une pipe est criquée ou fuit l'air P2.5 s'échappera vers l'extérieur comme dans l'exemple de la bleed valve, le compresseur est en manque d'air, entraînant une perte de puissance. Pour compenser, PLA est poussé vers l'avant pour maintenir la même puissance et donnera NH, ITT, WF plus élevés, le compresseur BP entraîne une légère augmentation de NL mais il restera en dessous de sa vitesse initiale.

√ **vanne p2.5/ p3 (air switching valve) :**

Si le joint carbone de la vanne est cassé, alors de l'air P3 entre dans la cavité du ressort de la vanne, autorisant P3 à s'échapper vers l'extérieur. Pour compenser

Cette perte, PLA est repositionné vers l'avant, ITT, WF augmenteront, NH, NL doivent revenir légèrement en dessous de la valeur normale, mais il est possible que la réaction des compresseurs ne soit visible sur le graphe des tendances.

√ **vanne de prélèvement P2.5 (P2.5 check valve) :**

La pression d'air P2.5 peut fuir vers l'extérieur, par exemple si le joint de la vanne fuit ou si la vanne est défectueuse. Pour les mêmes raisons que pour une fuite de la bleed valve sur un PT6, NH, ITT, WF augmenteront. Ce pendant, la perte d'air entraîne une charge plus importante sur le compresseur BP et une chute de NL. Comme PLA est poussé vers l'avant, NL augmente mais reste en-dessous de la vitesse initiale. La réaction du compresseur BP.

IV.1.2. Partie chaude :

- Elle comprend tous les composants de la veine gazeuse en contact avec les gaz chauds tels que: la chambre de combustion, les aubages et les turbines.
- Les problèmes de partie chaude tels que les aubages de turbine compresseur brûlés ou un jeu excessif en extrémité d'ailettes turbine compresseur réduisent la puissance extraite par la turbine. Le compresseur demande plus de puissance que la turbine peut en fournir, ce qui entraîne une diminution de NH et de la puissance disponible du moteur.
- Afin de retrouver la puissance initiale, le PLA est déplacé vers l'avant pour augmenter le WF et ITT. Comme plus d'énergie est fournie à la turbine compresseur le NP augmente mais en dessous de la vitesse initiale. L'énergie non extraite par la turbine compresseur devient disponible pour la turbine motrice, ceci expliquant comment la puissance nominale peut être produite avec une vitesse compresseur plus faible.
- A puissance constante les problèmes de partie chaude aboutissent à une NP plus faible une ITT plus haute et un WF plus élevé.

◆ **Remarque :**

Une vitesse NP plus basse que la normale indique que la turbine absorbe moins d'énergie que le compresseur le nécessite. Ceci est le signe que le problème est situé dans la partie chaude.

IV.2. Calcul des deltas :

- Les spécifications de performances des moteurs sont normalement basées sur les conditions atmosphériques standard (15° C et 101,3 Kpa) ou (59°F et 29,92 IN. HG), de sorte que les corrections doivent être apportées pour tout écart à ces conditions standard lorsqu'un moteur est comparé à un moteur de référence. Ce moteur de référence est appelé modèle mathématique de moteur et il représente une moyenne établie d'après les moteurs sortant de production de chez PW&C et ceci en configuration " vol de croisière ".
- La température (OAT outside air température) et l'altitude (ALT) pression sont utilisées par le programme pour ramener la puissance de référence sur l'arbre du moteur au niveau de celle délivrée en condition standard; cette puissance corrigée est ensuite comparée à celle du modèle mathématique (moteur de référence), ce qui génère les valeurs prévisibles NL / NH / NP, ITT et WF. Ces valeurs prévisibles à partir du modèle mathématique sont ensuite dénormalisées (ramenées aux conditions du jour) pour comparaison avec les paramètres réels du moteur.
- Les différences entre les paramètres réels du moteur et les valeurs prévues à partir du modèle mathématique sont appelées DELTA

DELTA L = NL actuelle (réelle)

DELTA N = N actuelle (réelle)

DELTA T = T actuelle (réelle)

DELTA W = W actuelle (réel)

- NL prévue et dénormalisée
- N prévue et dénormalisée
- T prévue et dénormalisée
- W prévu et dénormalisé

IV.3. Lignes de base :

La ligne de base est, par définition, la ligne des DELTAS de référence pour chacun des Paramètres-moteur, dans des conditions connues, durant le vol de croisière (vol stabilisé), à partir de laquelle les détériorations peuvent être suivies.

- Les lignes de base (BASE LINE) peuvent être définies ou établies dans les 100 premières heures d'utilisation suivant une visite partie chaude (et un lavage compresseur dans le cas du PT6), une révision générale ou après l'aviation d'un nouveau moteur.
- Selon cette définition de la ligne de base, il devrait être possible de prendre le premier jeu de données de tendances pour calculer les delta NL/NH/NP/, WF et ITT et dire que ces valeurs de delta sont les lignes (chiffres) de base. Mais malheureusement un moteur sortant de RG ou de HSI prendra un certain temps avant que ses paramètres de

fonctionnement se stabilisent et nous ne pourrions donc pas être sûrs à 100% que les premiers deltas que nous avons calculés sont représentatifs. Pour être sûr que des valeurs suffisamment précises et représentatives sont prises en compte pour le calcul des lignes de base. Les dix meilleures valeurs, sélectionnées parmi les 15 premières valeurs de deltas, sont moyennées et utilisées telles quelles comme valeurs de référence pour les lignes (chiffres) de base.

- Autrement dit, lorsqu'on démarre un nouveau graphique, les chiffres de ligne de base vont changer après chaque entrée jusqu'à l'entrée des 15 entrées valides. Ensuite, à partir de la 16^{ème} entrée, les lignes (chiffres) de base resteront immuables et seront représentatifs de ce moteur particulier. En théorie ces lignes (chiffres) de base devraient rester les mêmes jusqu'à ce qu'une RG ou une HSI soit effectuée, mais il est parfois nécessaire de réviser ces lignes de base dans certain cas bien précis. Les raisons amenant à réviser les lignes de base seront étudiées dans le chapitre ayant pour titre "**révision des lignes de base**"

❖ **Changement net :**

- On appelle "changement net" tout écart entre une ligne de base et ligne passant par un ensemble de points à un endroit particulier du graphe.

IV.4. Acquisition des données :

√ **En manuelle:**

- La précision du tracé des deltas dépend essentiellement de la qualité des paramètres entrés dans le programme. Il n'y a qu'une seule configuration de vol où les réactions du moteur sont prévisibles par calcul, c'est les conditions de " vol en croisière". Il faut de plus appliquer les restrictions suivantes aux paramètres pour qu'ils soient valables:
 - Enregistrer les données une fois par jour minimum ou toutes les 6 heures.
 - Choisir le vol présentant la phase de croisière la plus longue et ce, à une altitude et une vitesse-air représentatives des autres vols.
 - Laisser le moteur se stabiliser pendant 3 à 5 minutes sans aucun déplacement ou léger mouvement du levier des gaz.
 - Toujours se placer dans la même configuration de vol (par expl. au niveau de la charge électrique, ou de l'extraction d'air en provenance du moteur) (accord au préalable entre les pilotes d'un même avion).
 - L'avion devra toujours se situer dans la même plage d'altitude (+ou- 5000 pieds).

√ **En automatique**

Pour améliorer la précision du graphe des tendances, un enregistrement des données de vol telle que l'unité d'acquisition des données de vol (FDAU = flight data acquisition unit) a été introduit sur certaines cellules (ATR 42 / 72 Fokker 50). Depuis que les lectures sont prises directement au niveau des sondes du moteur, les erreurs dues aux cadrans et aux facteurs humains n'affecte plus la précision.

L'enregistreur nécessite une vitesse de croisière stable et on doit être dans les conditions Suivantes :

- L'altitude doit être supérieure à 6000 ft.
- L'altitude doit rester à + ou - 100 ft de l'altitude de référence pendant 2 minutes.
- La vitesse indiquée (IAS) doit rester stable dans une plage de + ou - 10 knots pendant 2 minutes.
- Le couple doit rester stable dans une plage de + ou -1,0% pendant 2 minutes.
- NP doit rester stable dans une plage de + ou - 0,5% pendant 2 minutes.
- NH doit rester stable dans une plage de + ou - 0,2% pendant 2 minutes

◆ **Remarque :**

Si les conditions suivantes ne sont pas remplis, l'horloge de l'enregistreur Se réinitialisera elle-même pour répéter le procédé de validation des données. Performances-Moteur

IV.5. Maintenance du moteur :

IV.5.1. Définition de la maintenance :

L'entretien, est constitué de l'ensemble des opérations qui contribuent à maintenir l'aéronef à un niveau de sécurité satisfaisant. Dans cette optique, le manuel d'entretien spécifique (ATR72) décrit le programme des opérations nécessaires pour maintenir l'aptitude des avions à être exploités, notamment en matière d'aptitude au vol, d'entretien des équipements ainsi que des moyens de radio-communication /navigation.

IV.5.2. Opérations et procédures d'entretien

Les opérations et procédures nécessaires à l'accomplissement des exigences du programme d'entretien ou des travaux résultant de leur application doivent être, au minimum, en rapport avec la norme préconisée dans les manuels d'entretien, de réparation, et de révision correspondants.

IV.5.3. Objectifs de la maintenance :

Les objectifs de la maintenance sont :

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

IV.5.4. 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 (01) au bien tableau (04), 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.

IV.5.4.1. Méthode d'entretien du moteur :

L'intervalle de seuil est le temps spécifique, au quel l'inspection d'un module soit effectuée en cycle du vol, en heures de vol,...etc.

- **Avion à utilisation haute (plus de 1200 heures /an) avec des moteurs maintenus sur le « hard-time » :**

- a. 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 (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.
- b. 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 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.
- c. Les accessoires du moteur doivent être surveillés, avec le seuil de dépôt basé sur l'expérience des opérateurs.

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

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

- **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 PWC. 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 PWC comprend les inspections, les tâches d'entretien et les fréquences périodiques détaillés 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.

- **Pièces moteur à vie limite :**

Désignation	P/N	Fabricant	Limite de vie	remarques
Compresseur BP	3039487	Pratt &whitney	15000 cycles	Pratt &Whitney MM part N°3037332
Les aubes	3120983-01		14000 cycles	
stator arrière de turbine haute pression	3039639		15000 cycles	
stator avant de turbine haute pression	3039640		Pour chacun	
Disque de la turbine HP	3041511			
compresseur HP	3043293			
Attache moteur avant supérieur	94796-10			
Attache moteur avant gauche et droit	94796-02		42000 cycles pour chacun	
Attache moteur arrière gauche et droit	94796-5			

IV.5.4.2. Définitions de « soft-time » et de « hard-time » :

1. Temps doux (soft-time) :

-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 la 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 moteurs.

2. Temps dur (hard-time):

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

C'est l'intervalle de seuil maximum entre deux révisions successives des moteurs /modules effectuées pour les opérateurs qui n'ont pas :
Maintenu le moteur selon un programme d'entretien selon l'état, ou un programme d'échelle 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 PWC d'un avion à utilisation haute.

composants	Inspection/tâches	Durée de vie
Moteur PW127 F	Révision générale	7000 HDV
Réduction de vitesse (RGB)	Révision générale	7000 HDV
Module turbomachine	Révision générale	7000 HDV
Enveloppe externe de la chambre de combustion	boroscopie	500 HDV
Les ailettes de la turbine HP	Détaillé au manuel de révision	13000 cycles
Unité de contrôle d'hélice	remplacement	3000 HDV
les roulements de frein d'hélice	Visuel	2500 HDV
HMU	Visuel	600 HDV
Système d'huile		
Filtre d'huile principal (non-nettoyable)	rejeter	1250 HDV
Les filtres d'huile (nettoyable)	Inspecter /nettoyer	1250 HDV

Principaux et refoulement		
Indicateur du filtre de récupération d'huile by-pass du filtre d'huile principale	Visuel	Approx. 65 HDV
Indicateur by-pass du filtre	Visuel	Approx. 125HDV
Chip detector	Surveillance	65 HDV
Chip detector	Contrôle opérationnel	1500HDV
Niveau d'huile	Visuel	32 HDV
Système du carburant		
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
Système d'allumage		
Bougie d'allumage	Visuel	300 HDV
Système d'allumage	Opérationnel	2000 HDV
Système de commande d'hélice		
Système de mise en drapeau	opérationnel	600 HDV
Automatique		
Régulateur de survitesse	opérationnel	2400 HDV
Contrôle de EEC	Opérationnel	600 HDV

◆ **Remarque:**

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 total peuvent être calculées comme suit :

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

-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 PW 127F	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	Boroscopie	500 HDV
Les ailettes de la turbine HP	Manuel de révision générale	13000 cycles
condition externe		
réducteur de vitesse et le carter d'entrée d'air avant et arrière	Contrôle visuel de corrosion	600 HDV
Réchauffeur carburant	Contrôle visuel de l'enrobage	600 HDV
Huile		
Conduite de sortie diffuseur	visuel	600 HDV
Compresseur centrifuge BP	Visuel ou par la Boroscopie	1250 HDV
Système d'huile	Contrôle visuelle 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 1250HDV Ou 450 HDV si le moteur à opéré moins de 50 heures par moins.
	Analyse d'huile	1250 Hdv ou 450 Hdv si le moteur 0 opéré moins de 50 heures par mois
Filtre d'huile principale	rejeter	1250 Hdv
Filtres d'huile principale	Inspecter/ nettoyer/test	1250 HDV

et de récupération	au point fixe	
Indicateurs de by-pass		
Indicateur by-pass du filtre d'huile principale	visuel	Approx.65 HDV
Indicateur de by-pass du filtre d'huile de récupération	visuel	125 HDV
Chip detector	Surveillance (vérification continu ou inspection visuel)	65 HDV
Unité de contrôle d'hélice	remplacer	3000 heures
Frein d'hélice		
Les roulements de frein d'hélice	remplacer	2500 HDV
Système de carburant		
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	600 HDV ou une année maximum
Les injecteurs carburants	Restauration	1000 HDV
Système d'allumage		
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 premier vol de jour
Régulateur de survitesse	opérationnel	Avant le premier le 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 recommandé par P&WC.

composants	Inspection/tache	Intervalle initial
Enveloppe extérieur de la chambre de combustion	Boroscopie	500 HDV
Conditions externes		
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 allumage	Visuel	600 HDV
Aubes fixes de la turbine HP, ailettes	Boroscopie (inspection /vérification)	3000 HDV
Compresseur centrifuge BP	Visuel/ 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
Système d'huile		
Surveillance de consommation d'huile et vérification du niveau d'huile	Surveillance et contrôle opérationnel	1500 HDV
Filtres d'huiles principale 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
Indicateurs de by-pass		
Indicateur de by-pass du filtre	Visuel	Approx.65 HDV
D'huile principale		
By-pass du filtre de récupération d'huile	visuel	Approx.125 HDV
Système de carburant		
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	1000 HDV

IV.5.5. 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.

◆ Remarque :

Le contrôle d'assurance de puissance ne doit pas être effectuée 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.

IV.5.5.1. 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 turboma chine 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 normal indiqué dans le manuel de vol, il faut effectuer un contrôle d'assurance de puissance.

IV.5.5.2. Températures excessives (sur température) :

On procède a 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 supérieurs à 800c° : un turbomachine est remplacé 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.

IV.5.5.3. Ingestion des matériaux durs (pierres, vis, outils,...) :

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

IV.5.5.4. Ingestion d'impacts d'oiseaux et des matériaux doux (tissu, sachets,...) :

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

Augmentant le coût de 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 du diffuseur BP, des roues compresseurs BP et HP dans le but de détecter les dommages 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 ».
- Effectue un lavage de rétablissement des performances.
- Effectuer un contrôle d'assurance de puissance.

IV.5.5.5. Stoppage soudain d'hélice :

Un arrêt soudain d'hélice se produit quand une hélice s'arrêtera 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 qui doit être effectuée selon les instructions du manuel de révision.

IV.5.5.6. Les impacts d'huile 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 composantes de rétentions de la pale (roulement à bille), paliers...etc.) dans le moyeu de hélice est endommagé.
- Les vibrations sont rapportées par l'équipage.

◆ Remarque :

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 à l'atelier de révision pour lui effectuer une inspection en se conformant aux instructions du manuel de révision.

IV.5.5.7. 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 inférieure aux limites exigées. En cas de ce problème il faut suivre la procédure d'entretien suivante :

- Contrôler le système d'indication du 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 à l'oreille les bruits venant de réduction de vitesse ou des roulements de la turbine libre.
 - ◆ Tourner le rotor HP et détecter les bruits venants à partir 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.
 - ◆ Démontez 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 ne trouve pas les débris, installer les filtres 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.
 - ❖ 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 le turbomachine et le « chip detector » du RGB jusqu'à ce que les 65 HDV seront excédées. Si on trouve des débris, il faut effectuer la procédure utilisée en cas de présence des débris dans le système d'huile. Le moteur reste en service et les inspections seront effectuées conformément au programma d'entretien approprié.

IV.5.5.8. carburant :

- ◆ 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.

IV.5.5.9. 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

IV.5.5.9.1. durée de vie des composants de rotor :

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

IV.5.5.9.2. dommages causés par les objets étrangers (FOD) aux compresseurs BP et HP :**A. compresseur (BP)****◆ inspecter 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 a été fonctionné, 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 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 du 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.

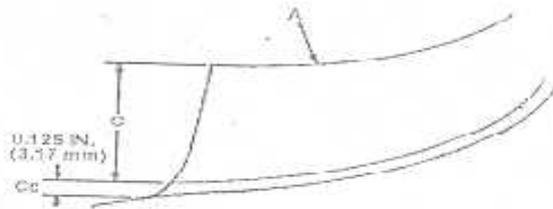
√ **Une bosselure (dent) :** est la surface endommagée sans les bords pointus.

√ **Une entaille (NICK)** et une surface endommagée avec les bords pointus.

Les entailles et les bosselures doivent être surveillés par inspection visuelle 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. (IV-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 (IV-2)	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. Reférez vous à la catégorie (1)	Une bosselure plus de 12.7 mm dans la longueur qui avance à la section CC. Reférez vous à la catégorie (1)
Entaille (Nick) Figure (IV-3)	Une entaille moins de 0.020 in (0.51mm) 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 0.020 à 0.120 in dans la taille. Reférez vous à la catégorie (1)	Une entaille entre 0.02 et 0.04 dans la taille. Reférez vous à la catégorie (1).
	Une entaille entre 0.120 à 0.300 in dans la taille. Reférez vous à la catégorie (2).	Une entaille entre 0.04 et 0.08. in 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 dans la taille. Reférez vous à la catégorie (3).
Usure (tear) Figure (IV-4)	Une usure moins de 0.020 (0.51 mm) dans la taille est utile. Aucune action requise	Une usure moins de 0.020 (0.51 mm) dans la taille est utile. Aucune action requise.
	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 0.020 à 0.040 in (0.51-1.02 mm) dans la taille. Reférez vous à la catégorie (1).
	Une usure entre 0.120 à 0.300 in (3.05-7.62 mm) dans la taille. Reférez vous à la catégorie (2).	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 0.120 in (0.51-3.01mm) dans la taille. Reférez vous à la catégorie (2).	
	Une fissure plus de 0.300 in (7.62 mm) dans la taille. Reférez vous à la catégorie (3).	

◆ **Remarque :**

- 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 endommagé, 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 maximum, après le moteur doit 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 déposé au moins 10 heures après.

❖ **Catégorie 3 :**

Le moteur doit être programmé pour être déposé au moins 10 heures après



Fig. (IV-2) : exemple d'une bosselure (Dent) au compresseur HP

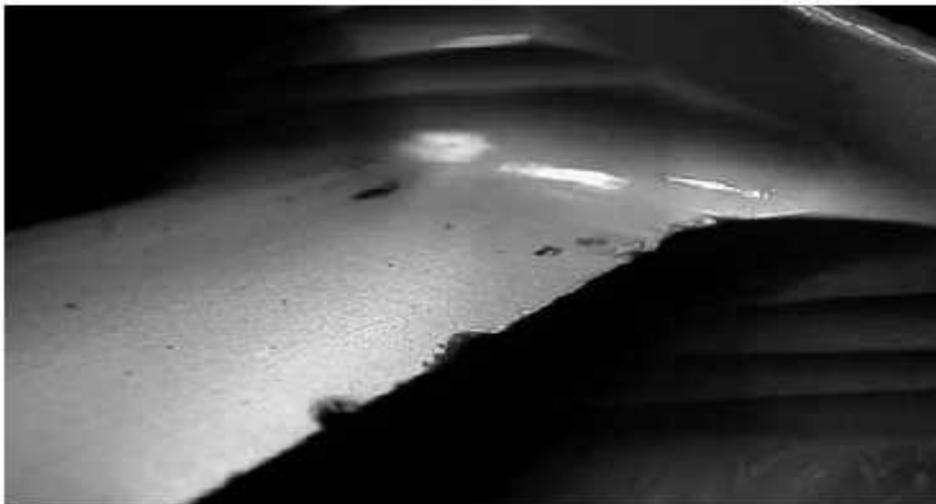


Fig. (IV-3) : exemple d'une entaille (Nick) au compresseur HP

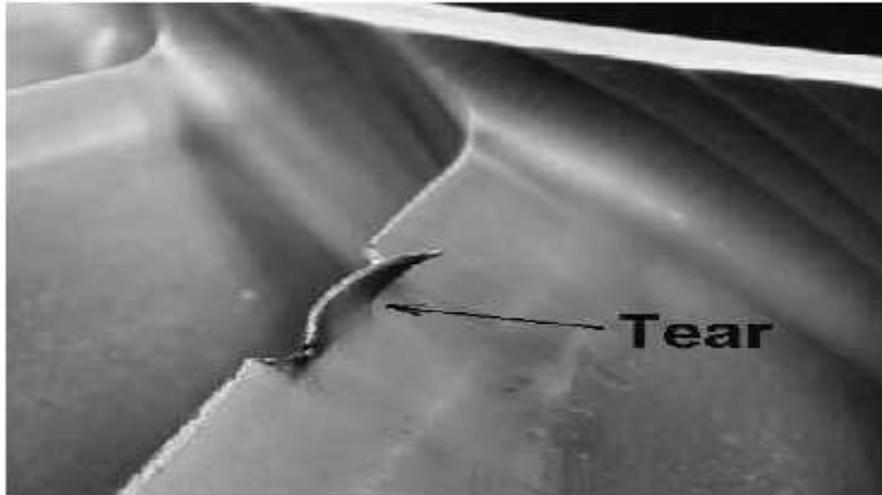


Fig. (IV-4) : exemple d'une usure (Tear) au compresseur HP

IV.5.6. Inspection boroscopique :

IV.5.6.1. introduction sur la boroscopique :

- Le boroscope est utilisé pour inspecter les organes internes du moteur, donc l'accès est à travers la barre du boroscope et par les ouvertures des composantes enlevés, il y a des instruments spécial sont nécessaire pour rendre l'inspection du boroscope plus performante.

- l'inspection du compresseur basse pression par boroscope consiste :

- ◆ Inspection à travers la conduite d'entrée d'air.
- ◆ Inspection à travers la porte arrière d'entrée
- ◆ Inspection à travers la porte de conduite de sortie diffuseur.

- l'inspection du compresseur haute pression est donnée à travers la porte de conduite de sortie diffuseur.

- l'inspection de chambre de combustion est assurée par n'importe quelle emplanture ou porte (issue) de fixation injecteur.

- la turbine haute pression est inspectée par les mêmes issues de la chambre de combustion

- les ailettes de turbine basse pression sont inspectées par l'enlèvement du thermocouple T6.

- l'inspection du stator de premier étage turbine de puissance est donnée par l'enlèvement du thermocouple T6.

- l'inspection du deuxième étage turbine de puissance consiste :

- ◆ Inspection à travers une porte uniquement pour les ailettes du deuxième étage
- ◆ Inspection à travers la conduite d'échappement pour les ailettes du deuxième étage et vanne situées sur cet anneau.

- la RGB est inspecté par boroscope a travers l'entrée d'arbre et a travers le logement de détecteur magnétique des débris (chip detector).

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

Le boroscope d'une manière générale est compose des éléments suivants :

A. 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.

B. Camera (Appareil photo) :

Une appareil photo est employé avec le boroscope pour la photographie des dommages.

C. Tubes de guidage :

Les tubes de guidage sont utilisés pour guider l'extrémité du fibroscope à un endroit prévu à l'intérieur du moteur. Il y a deux types de guidage : Tube de guidage flexible installé dans l'orifice ce thermocouple T6. Tube de guidage rigide installé dans l'orifice d'adaptateur de la tuyauterie de carburant.

IV.5.6.2. inspection boroscopique de la partie froide :

A. Inspection boroscopique du compresseur BP :

La boroscopie de la roue du compresseur BP peut être effectuée en employant trois routes (orifices) d'accès différentes 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 fibroscope, 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 :

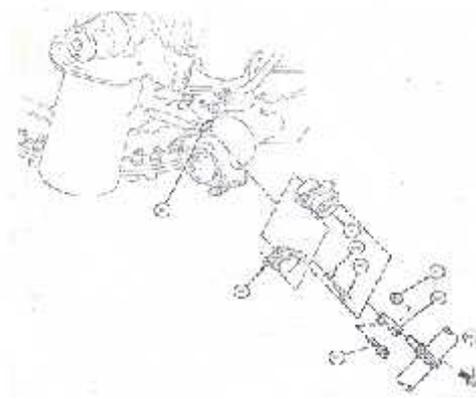


Fig. (IV-5) : Inspection a travers l'orifice du carter d'entrée d'air.

- ◆ Enlever l'écrou (7) et le bouton (8).
- ◆ Déposer le bouton (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 fibroscope dans l'orifice d'inspection.
- ◆ Inspecter la roue du compresseur pour déceler les dommages.
- ◆ Déposer le fibroscope 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 commode.
- ◆ Fixer le viseur de 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 tourner la roue à aube en utilisant le poussoir.
- ◆ Enlever le fibroscope et l'outillage de fixation.
- ◆ Installer la conduite de sortie de diffuseur.

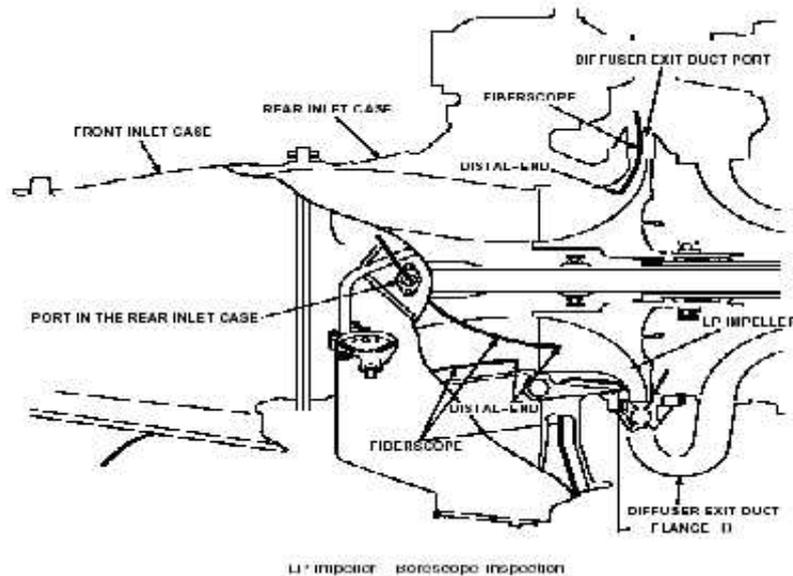


Fig. (IV-6) : Inspection boroscopique du compresseur BP.

B- 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.

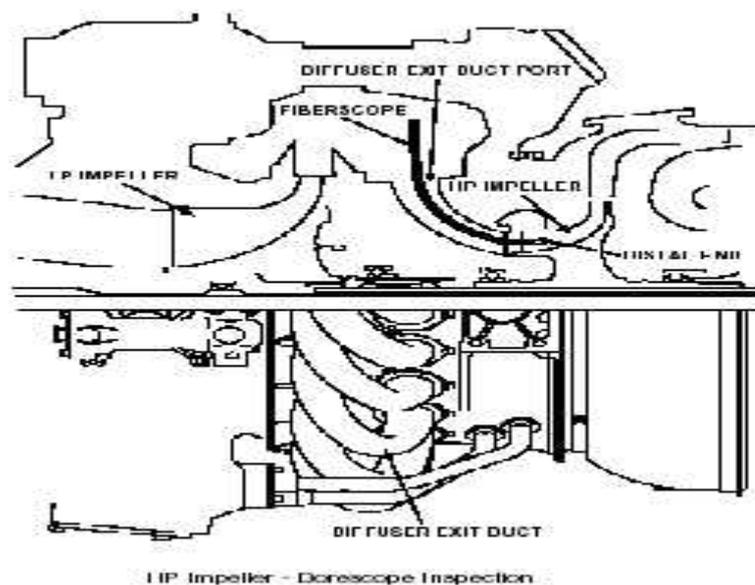


Fig. (IV-7) : Inspection boroscopique du compresseur HP.

IV.5.6.3. Inspection boroscopique de la partie chaude :

A- 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-dessous 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 détecter 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 la bougie.

❖ Remarque :

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.

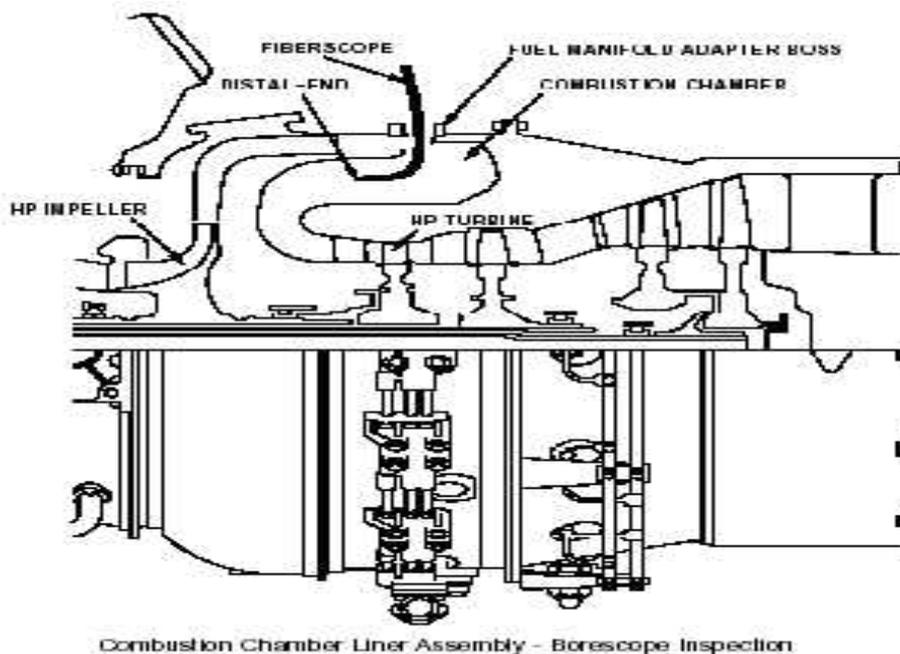


Fig. (IV-8) : Inspection d'assemblage enveloppe de la chambre de Combustion.

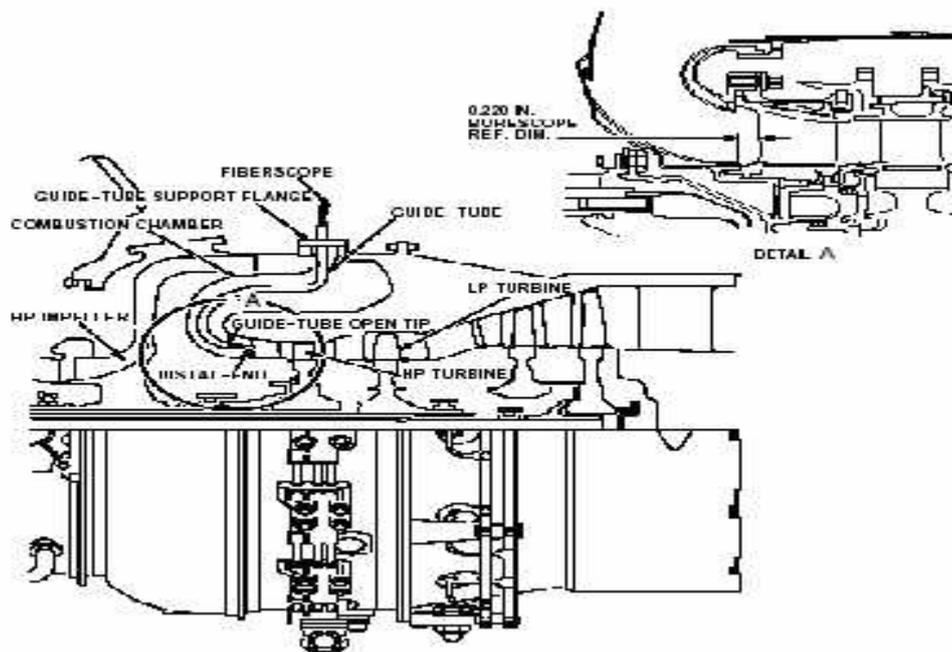


Fig. (IV-9) : Inspection du stator et des ailettes de la turbine HP.

B-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 ° C (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 boroscopique au montage de fixation et relier la source lumineuse.
- ◆ Insérer lentement le fibroscope dans le tube de guidage, tout en regardant 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 fibroscope vers les aubes de la turbine BP.
- ◆ Assurer que l'extrémité de fibroscope 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 les 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.

C- Inspection boroscopique de l'assemblage stator et les aubes du 1er étage de la 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 insérer le tube guidage lentement et sans force.
 - √ Assurer que l'extrémité du tube de guidage est droite.
 - √ Insérer le tube de guidage dans l'orifice du thermocouple.
- ◆ Attacher l'outillage de fixation à une surface commode, et le viseur boroscopique au montage et relier la source lumineuse.
- ◆ Insérer lentement le fibroscope dans le tube de guidage et arrêtez-le dès que le bout traversera le tube.
- ◆ Tourner lentement le bouton de la commande de tube de guidage pour diriger le fibroscope vers le stator de la turbine libre.
- ◆ Inspecter le stator de la turbine libre pour déceler les dommages.
- ◆ Inspecter les ailettes du 1er étage de la turbine libre, tourner l'arbre d'hélice lentement et inspecter le stator de la turbine libre complètement comme suit :
 - √ Déposer le fibroscope 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.

D. Inspection des ailettes du 2^{eme} étage de la turbine libre et de l'anneau stator :

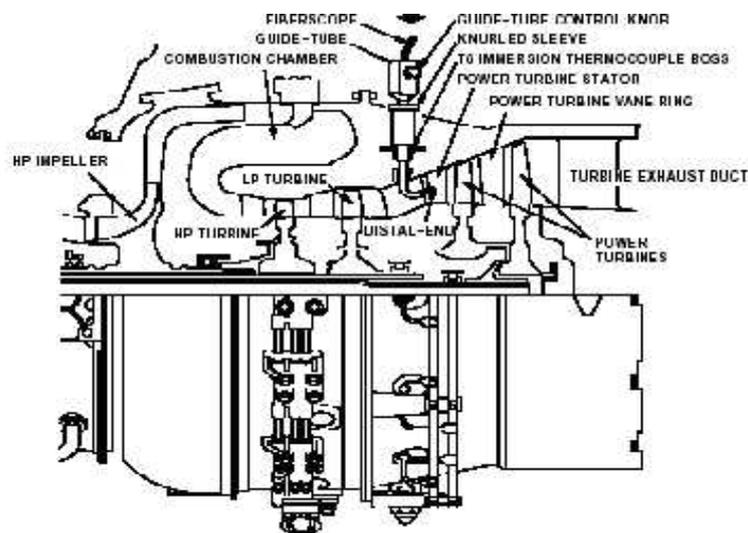
L'inspection boroscopique des ailettes du 2eme étage de la turbine libre peut être effectuée en utilisant deux voies d'accès différentes et sans utilisation d'un tube du guidage .l'anneau des aubes fixes devrait être inspecté seulement par la conduite d'échappement.

1. Inspection par orifices (aubes de la 2^{ème} 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 fibroscope dans l'orifice d'inspection.
- ◆ Inspecter les aubes du 2eme étage de la turbine libre pour déceler les dommages.
- ◆ Tourner l'arbre d'hélice lentement pour inspecter tous les ailettes.
- ◆ Enlever le fibroscope et leur fixation

2. Inspection à travers la conduite d'échappement (ailettes du 2^{ème} 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 2eme étage pour déceler les dommages.
- ◆ Ne tourner pas la turbine quand on inspecte l'anneau stator.
- ◆ Insérer le bout du fibroscope entre les aubes du 2eme étage de la turbine libre, inspecter l'anneau des aubes fixes (stator) pour déceler les dommages.
- ◆ Déposer le fibroscope et l'outillage de fixation, installer la tuyère d'éjection.



Power Turbine Stator Assembly and First-stage Blades - Borescope Inspection

Fig. (IV-10) : inspection boroscopique de l'assemblage stator et les aubes du 1ER étage de la turbine libre.

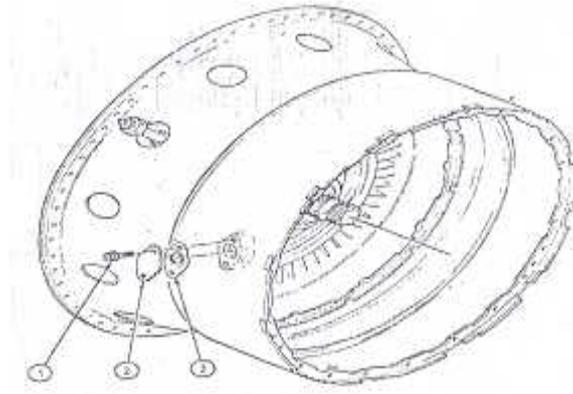


Fig. (IV-11) : orifice d'inspection boroscopique

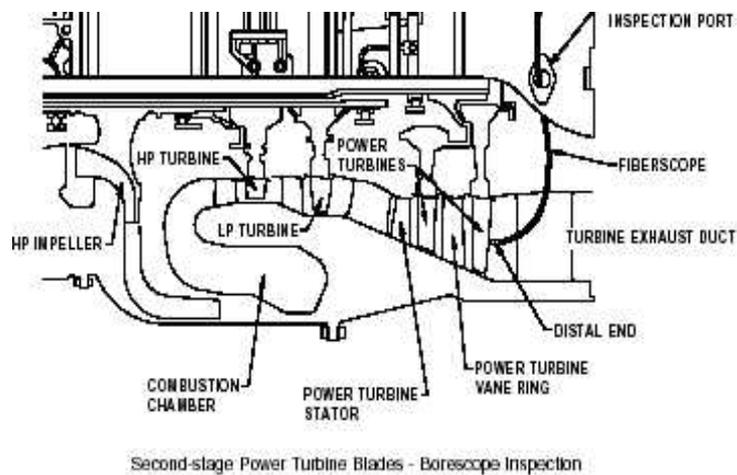
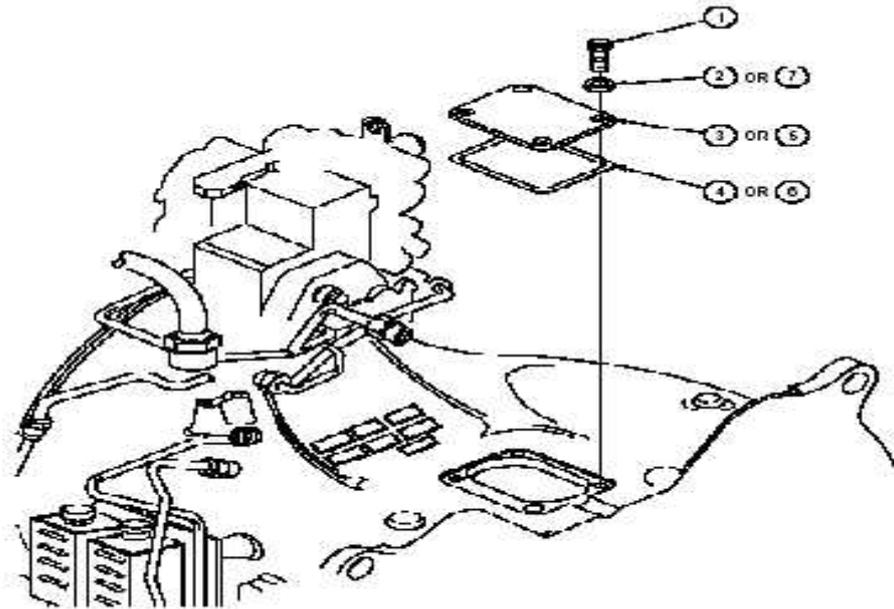


Fig. (IV-12) : inspection boroscopique des ailettes du 2eme étage de la turbine libre.

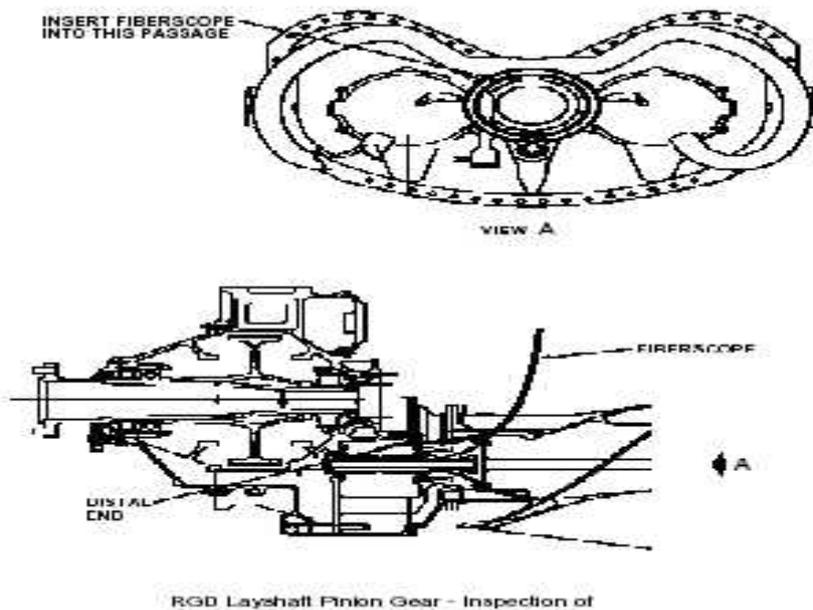
E. Inspection des pignons de l'arbre d'entrée RGB et le 1^{ER} étage hélicoïdal :

- ◆ Déposer le boulon (1), rondelle (2), joint (7), couvre 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 fibroscope dans le réducteur de vitesse (RGB) à travers un orifice dans le carter du RGB.
- ◆ inspecter les dents du pignon à engrenages pour détecter les dommages.
- ◆ Retirer le fibroscope et tourner l'arbre de l'hélice au sens horaire.
- ◆ Répéter les étapes pour que toutes les dents soient inspectées



Front Inlet Case Coupling Shaft/RGB Gear Inspection Port Cover - Removal/Installation

Fig. (IV-13) : couvercle d'orifice d'inspection des pignons d'arbre de l'entrée RGB et le 1ER étage hélicoïdal.



RGB Layshaft Pinion Gear - Inspection of

Fig. (IV-14) : inspection du pignon d'arbre intermédiaire

F. Inspection du pignon de 2^{ème} 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

IV.5.7. Les programmes principaux dans une compagnie aérienne :

Pour ces programmes on prendra comme exemple air algerie

IV.5.7.1. programme de maintenance moteur :

Un programme de maintenance on condition (HSI on condition, révision générale on condition) est appliqué au moteur PW127F.

Suivant les actions programmées et en plus des items mentionnés dans MP ATR 72.

1- engine condition trend monitoring ECTM.(weekly chec) (une fois par semaine) hebdomadaire.

2- Scavenge and main oil filter-filter patch check and visual inspection chaque check 4 A.

3- T6 system (total system résistance check) chaque check (visite) 2A ou suivant les particularités des ECTM.

De plus des actions de maintenance relatives aux conditions d'environnement à savoir :

1-compressor desalination wash (weekly check) Ref: PW127 MM 72-00.00

Performance recovery wash suivant les resultants du ECTM Ref: PW 127MM 72-00-00

IV.5.7.2. Programme de fiabilité :

Air algerie élabore et diffuse chaque mois un document d'information et de fiabilité intitulé « RAPPORT de fiabilité et informations techniques » ; celui-ci rend compte de l'activité mensuelle cumulée de la flotte des ATR 72, des retard techniques et leurs causes par immatriculation avion (cellule propulsion equipement).

- Du taux de disponibilité des avions.
- Des incidents techniques faisant l'objet d'un rapport ainsi que leurs statistiques.
- De la performance de chaque type de moteurs ainsi que des raisons de leurs déposes.
- De l'analyse des déposes équipements et des rapport de travaux.
- Des recommandations suite aux résultats des analyses

Ce rapport est diffusé à la fois aux constructeurs et aux sous-traitants qui intègrent à leur tour les données obtenues afin d'élaborer leur document de fiabilité.

Le système AMASIS sera utilisé afin d'améliorer le suivi statistique et de fiabilité pour l'ensemble des éléments cellule-moteurs-equipements.

IV.5.8. La condition la plus importante dans la maintenance :

➤ Qualification du personnel :

Le personnel chargé de certifier toute opération de contrôle, d'entretien ou de rectification à la suite d'une visite ou d'un entretien défini au manuel d'entretien sera habilité par les services officiels DACM (direction de l'aviation civile et de météorologie du ministère de transport) de l'exploitant « air algerie. »

IV.5.9. 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.

IV.5.9.1. 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 importantes 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, doivent être inspectés pour réduire au minimum la possibilité de détérioration prématurée des autres endroits.

❖ Enveloppe interne de la chambre de combustion :

Les trous suivants sont acceptables :

- ◆ **Section a** : trou ayant un diamètre de 6035 mm.
- ◆ **Section b** : trou ayant un diamètre de 12.7mm.

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).

❖ Les différents dommages de la chambre de combustion :

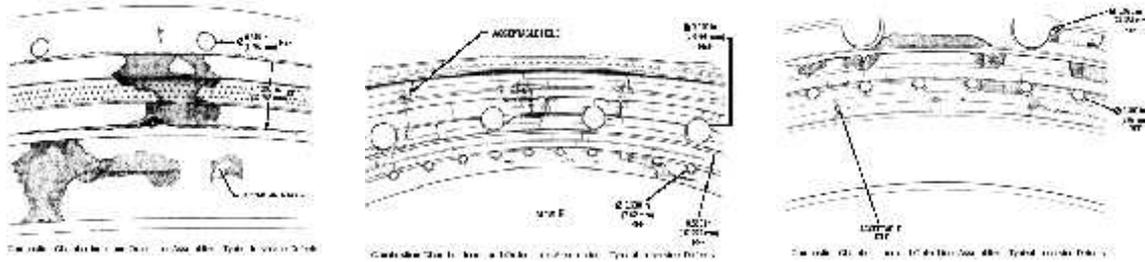


Fig. (IV-15) : les différents dommages de la chambre de combustion

IV.5.9.2. Aubes de la turbine HP :

L'état des profils et d'extrémités des aubes de la turbine HP est critique 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-16)) sont acceptables pour plus de service, fournissant des performances du moteur dans les limites ; les inspections boroscopique doivent être effectuées à 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.

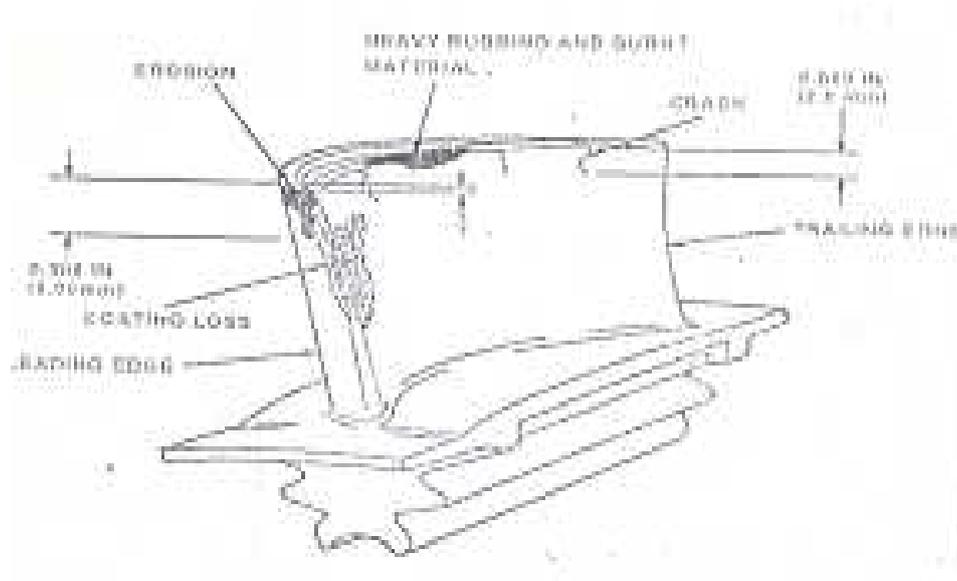


Fig. (IV-16) : extrémité d'ailette peut être réparer

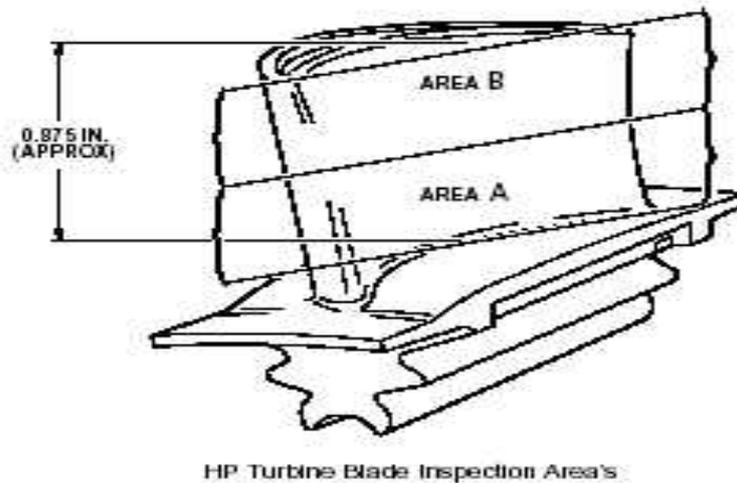


Fig. (IV-17) : Ailette d'une turbine HP

Les défauts dépassant ceux montrés sur le schéma (figure (IV-16)) mais qui ne dépassent pas les défauts acceptables montrés dans le schéma (figure (IV-18)) 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 effectuée à des intervalles qui ne dépassent pas les 600 HDV, dépendant de taux de progression et du niveau de détérioration vu.

Les passages d'air de refroidissement interne visibles ou défauts de bord de fuite excédant ceux montrés sur la (figure (IV-18)) est non acceptable et un HSI est recommandé pour effectuer l'établissement du programme, HSI peut être retardé pour un maximum de 100 HDV.

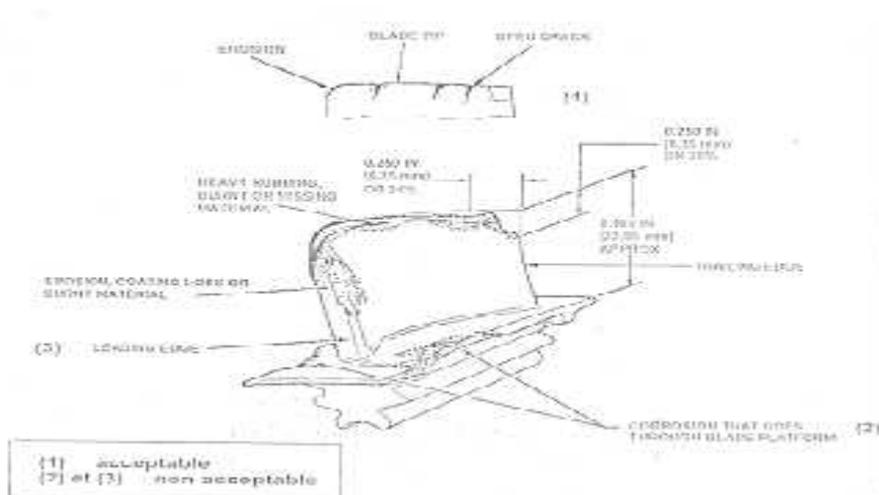


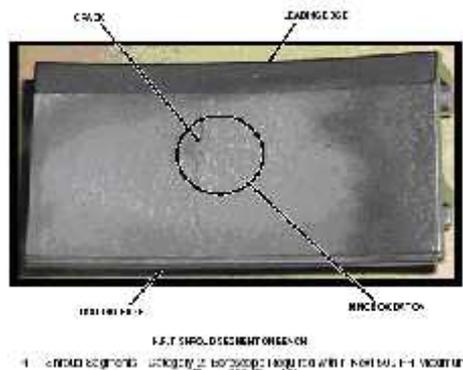
Fig. (IV-18) : limites du dommage de la turbine HP

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

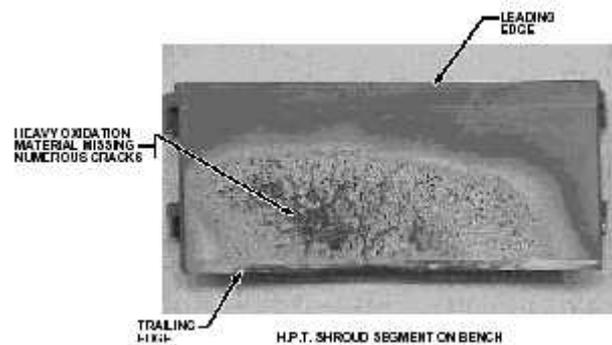
IV.5.9.3. Les recouvrements (shroud) de la turbine HP :

Les différents dommages des shroud :

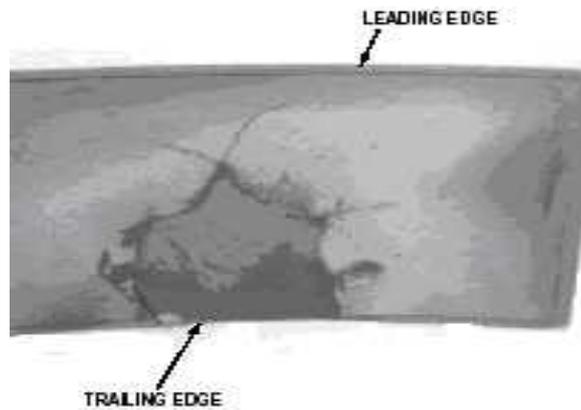
catégorie	L'intervalle de l'inspection broscopique
1	Chaque 1000 HDV au maximum
2	Chaque 500 HDV au maximum
3	Chaque 200 HDV au maximum
catégorie	Nécessitant de remplacer
4	Après 50HDV au maximum
5	Après 10HDV au maximum



Catégorie 2



catégorie 3



Catégorie 4

Fig. (IV-19) : Les différents dommages des shroud

IV.5.9.4. La turbine libre :

❖ Stator du 1^{er} et 2^{eme} étage de la turbine libre :

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

❖ Ailettes du 1^{er} et 2^{eme} étage de la turbine libre :

Un moteur peut être remis en service après une rupture des ailettes de la turbine libre, mais a une condition de lui subir une inspection a fin de déterminer si les vibrations reçues par les ailettes étaient 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 1er et 2eme 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).

IV.6. Réparation de la partie chaude :

Un moteur déposé suite à une perte de caractéristiques principale en raison d'une détérioration ou des dommages confirmés lors de test de performances moteur ou pendant l'inspection lancée a cet effet, doit être envoyé à l'atelier moteur pour une éventuelle réparation ou remise en état.

Il s'agit d'abord de refaire l'inspection pour confirmer la raison de dépose, selon un protocole d'opérations conformément au manuel d'entretien du moteur pour statuer sur son état technique et le degré des dommages dans le but d'évaluer le volume d'intervention nécessaire ainsi que les moyens techniques et matériels nécessaires, a savoir les pièces de rechanges, les produits et ingrédients et le consommable.

Devant nous un rapport détaillé d'un moteur qui a subit une réparation de la partie chaude, après une durée de fonctionnement de 7000 heures approximativement.

Ce rapport reflète les dégâts physiques qui ont motivé la dépose du moteur, son retrait d'exploitation, et qui ont nécessité une intervention majeure pour le remettre en service.

RAPPORT D'EXAMEN TECHNIQUE

CONSTRUCTEUR MOTEUR PWC	TYPE PW127F	S/N RGB EB 0022	S/N TM EB 0022
-------------------------	----------------	--------------------	-------------------

TSN	CSN	TSO	CSO		TSHSI	CSHSI
RGB	7 565	6 985	///	///	///	///
TM	7 565	6 985	///	///	///	///

HISTORIQUE DU MOTEUR**BOITIER REDUCTEUR DE VITESSE****DATE DE FABRICATION DECEMBRE 1999****TURBOMACHINE****DATE DE FABRICATION DECEMBRE 1999****DERNIERE INSPECTION REALISEE****AUCUN TRAVAIL DEPUIS ETAT NEUF.****MOTIF DE LA DEPOSE /**

Dépose non programmée " UR " suite à limailage du boîtier réducteur de vitesse.

DATE DE DEPOSE MOTEUR /

12 décembre 2005

CONSTATATIONS A L'ARRIVEE /

- **Libre rotation des ensembles tournants : NH. NL. NP**
- **Filtre à huile RGB : Légères particules métalliques.**
- Collecteur de limaille module RGB : Fragments de particules métalliques.
- Filtre à huile Turbomachine : Satisfaisant.
- Collecteur de limaille Turbomachine : Satisfaisant.
- Indicateurs de colmatage imminent : Rien à signaler.
- Rémanence magnétique (Flange de l'arbre d'hélice) : 70 A/m. pour 240 A/m. maximum.

INTRODUCTION

Le moteur a été déposé le 12 décembre 2005 de la position N°1 de l'ATR 72 numéro de série 644 immatriculation F-OHGM suite aux fragments de particules métalliques retrouvées sur le pôle magnétique du collecteur de limaille du boîtier réducteur de vitesse lors d'une inspection de maintenance effectuée par l'opérateur.

L'inspection préliminaire du moteur a confirmé la présence de fragments de particules métalliques sur le collecteur de limaille Boîtier Réducteur.

Le boîtier Réducteur a été ouvert en sous-ensemble afin de déterminer l'origine de la contamination de l'huile par de la limaille.

L'analyse spectrométrique effectuée sur l'huile de la Turbomachine a révélé un taux élevé en acier et en aluminium.

L'inspection boroscopique de la Turbomachine a révélé la perte de trois vis de maintien de la volute du compresseur HP et de leurs rondelles frein associées. Deux vis et leurs rondelles frein ont été retrouvées dans le drain de l'ICC, l'autre vis ainsi que sa rondelle frein localisées dans une cavité du carter ont pu être récupérées.

TRAVAUX REALISES

La révision générale des modules boîtier réducteur de vitesse et Turbomachine sera effectuée conformément aux instructions de l'Overhaul Manual et du Cleaning Inspection Repair Manual.

- Test dans l'état des gicleurs d'huile boîtier réducteur : Résultat satisfaisant.
- Test de fonctionnement des indicateurs de colmatage imminent : Résultats satisfaisant.
- Contrôle de positionnement des bagues de centrage des roulements carter RGB : Hors Tolérance.

RESULTATS DU CONTROLE POSITIONNEMENT BAGUES DE CENTRAGE DES ROULEMENTS CARTER RGB

- Front Housing: Bagues des Rlts N°14 Droit & Gauche: Hors Tolérance.
- Rear Housing: Bagues des Rlts N°13 Droit, N°15, N°12 Droit & Gauche: Hors Tolérance.

CONCLUSION

La cause exacte de la détérioration du roulement à rouleaux N°15 n'a pas pu être déterminée avec certitude. Cependant les déviations relevées sur le positionnement des bagues de centrage des roulements des carters du réducteur de vitesse ont pu contribuer à cette détérioration.

La mesure de la rémanence magnétique effectuée sur la bride avant de l'arbre d'hélice, d'une valeur de

70 A/m, est dans les tolérances du manual de maintenance du constructeur, cette valeur de faible intensité indique que le moteur n'a pas été touché par un foudroiement.

PIECES PRINCIPALES REBUTEES AVANT INSPECTION

Roulement a galet N° 15 P/N 3111931-01 S/N RH12694 TSN 7 765.

Roulement a galet N°5 P/N 3121706-01 S/N FC88505 Rebuté conformément aux instructions de l'Overhaul Manual.

RESULTAT DE L'INSPECTION ROULEMENTS BOITIER REDUCTEUR

Roulement a galet N° 13 Gauche P/N 3111930-01 S/N FC87685 Empreintes sur gage extérieure.

Roulement a galet N° 14 Gauche P/N 3111930-01 S/N FC88140 Empreintes sur gage extérieure

.

RESULTAT DE L'INSPECTION ROULEMENTS TURBOMACHINE

Roulement a galet N°24 Qte 2 P/N 3112368-01 S/N FA9922351 & S/N FA9922350 Battement sur rouleaux.

Roulement a galet N°29 P/N 3107496-01 S/N FC88430 SIL PW100-104

PIECES PRINCIPALES REBUTEES BOITIER REDUCTEUR

Second stage pignon gears QTE 2 P/N 3116741-01 S/N A00072XE P/N 3116742-01 S/N A0006NF2

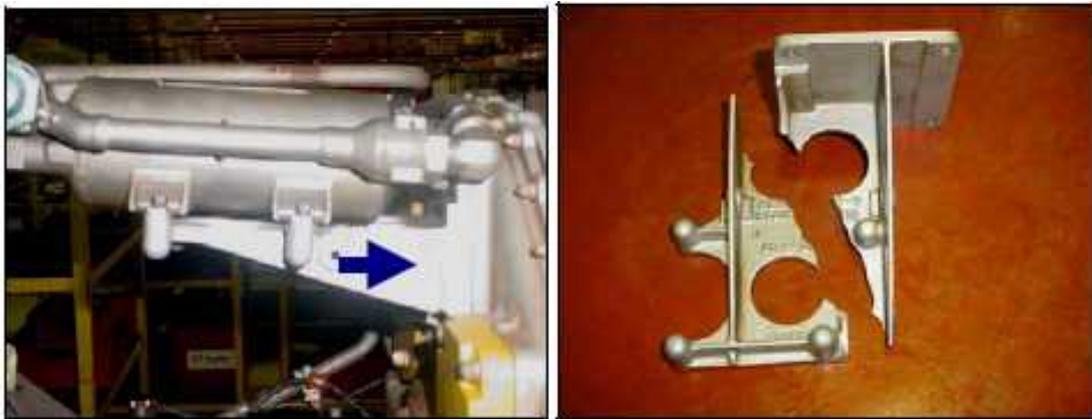
MODULE BOITIER REDUCTEUR DE VITESSE S/N EB 002

Fig. (IV-20) : support de fixation du FCOC

- L'inspection préliminaire du moteur a mis en évidence la fracture du support de maintien du FCOC.



Fig. (IV-21) : détecteur de limailles RGB

- Fragments de particule métallique observés sur le pôle du collecteur de limaille RGB.



Fig. (IV-22) : pompe de récupération RGB

- Rayures circumférentielles observées sur les parois des alésages de la pompe de récupération d'huile du Réducteur de vitesse.



Fig. (IV-23) : vu d'ensemble localisant l'emplacement du roulement a galet N° 15

- L'ouverture du boîtier Réducteur de vitesse en sous-ensemble a révélé des rayures circumférentielles ainsi que des impacts localisés sur les rouleaux du roulement N°15. La cage extérieure du roulement présente de l'écaillage.



**Fig. (IV-24) : roulement à rouleaux N° 15 P/N 3111931-01 S/N RH12694
TSN 7 765**

- L'examen visuel du roulement à rouleaux N°15 a révélé des rayures circonférentielles associée à de multiples impacts localisés sur les faces de contacts des rouleaux.

Nous avons déposé un rouleau afin d'avoir un accès visuel de la cage interne du roulement. Celle-ci présente de l'écaillage situé sur la surface de contact du chemin des rouleaux. La cage extérieure du roulement présent de l'écaillage localisé sur la surface de contact du chemin des rouleaux.

- Aucune traces caractéristique d'électro-érosion n'ont été décelées sur le roulement à rouleaux N°15.



Fig. (IV-25) : pignons d'entraînement gauche et droit

- Plusieurs empreintes ainsi que de l'écaillage sont localisées sur les faces de contact prise de mouvement de la denture.



Fig. (IV-26) : axe d'entraînement de l'alternateur

- Usure circonférentielle sur le diamètre de portée du joint carbone.

TURBOMACHINE S/N EB 0022**SECTION COMBUSTION**

- Les zones avant et arrière du palier roulement N° 5 révèlent un dépôt d'huile cokéfier.



**Fig. (IV-27) : chambre de combustion
Enveloppe extérieure**

- L'enveloppe externe avant présente une importante crique traversante, aussi nous observons sur les anneaux de refroidissement de l'érosion chaude avec une perte de revêtement céramique et de multiple criques thermique localisées au niveau des emplacements des injecteurs carburant.



**Fig. (IV-28) : chambre de combustion
Enveloppe intérieure**

- L'anneau de refroidissement central présente une légère érosion chaude.



Fig. (IV-29) : segments (A4) de la turbine HP

- Toutes (Qte 8) les aubes HP présentent des craques thermique localisées de chaque côté des bords de fuites du profil.



Fig. (IV-30) : support extérieur des segments

- Usure observée dans le logement de l'anneau d'étanchéité.

SECTION TURBINE

Fig. (IV-31) : AILETTES TURBINE HP

- L'extrémité des ailettes HP (bord marginale) met en évidence une important érosion chaude.

- Il a été noté lors du désassemblage que le DIA du disque HP est hors tolérance.



Fig. (IV-32) : shroud-segment de la turbine HP

- Tous (Qte 14) les segments HP présentent de l'érosion chaude, oxydation et des criques en surface.



Fig. (IV-33) : stator de la turbine LP et son ring d'assemblage (A5)

- Plusieurs profilés du bord d'attaque des aubes sont criqués.

AILETTES TURBINE LP

- Inspection satisfaisante.

SHROUD-SEGMENT DE LA TURBINE LP

- Mineur érosion chaude

SECTION ENTREE D'AIR



Fig. (IV-34) : axe de liaison

- Usure excessive sur les faces de contact de la denture.



Fig. (IV-35) : engrenage de la pompe d'huile

- Usure excessive localisée sur les faces de contact prise de mouvement de la denture.



Fig. (IV-36) : engrenage du starter generator

- Battement observé sur le face diamètre, laquelle reçoit le roulement à rouleaux N°24.

SECTION COMPRESSEUR

Fig. (IV-37) : tube de transfert du P2.5

- Usure observée sur les faces d'appuis du tube de transfert P2.5 avec perte de matière de base à ses extrémités, les joints toriques sont détériorés.

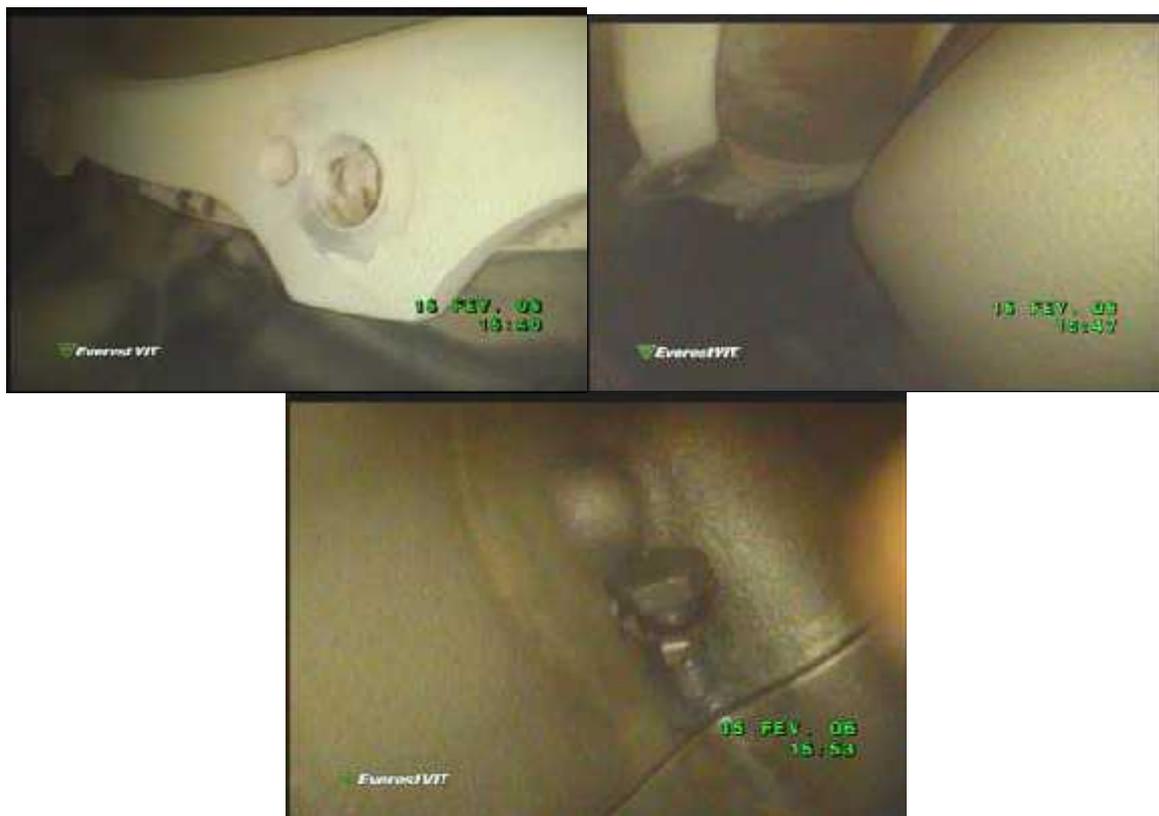


Fig. (IV-38) : cavité intercompresseurs



Fig. (IV-39) : adaptateur de drainage

- L'inspection boroscopique montrant la perte de 3 vis de maintien de la volute du compresseur HP et de leurs rondelles frein associées, 2 vis et rondelles frein ont été retrouvées dans le drain de l'ICC, 1 vis ainsi que sa rondelle frein ont été localisée dans une cavité du carter.

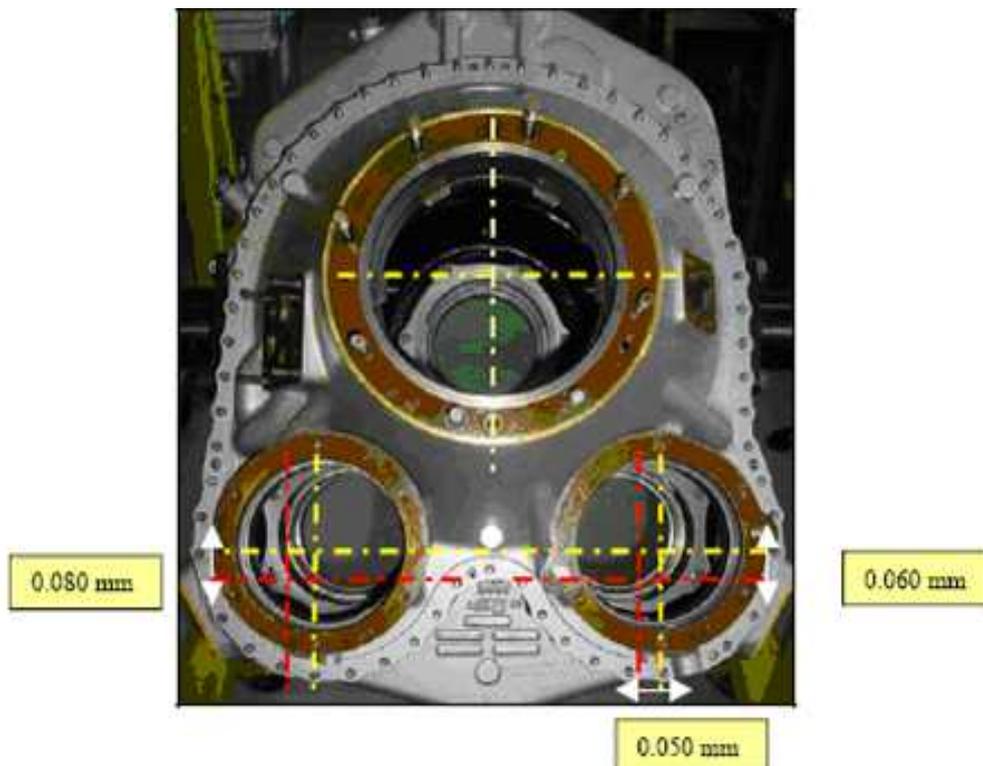


Fig. (IV-40) : carter avant de L'RGB

Mesure actuelle bagues # 14.

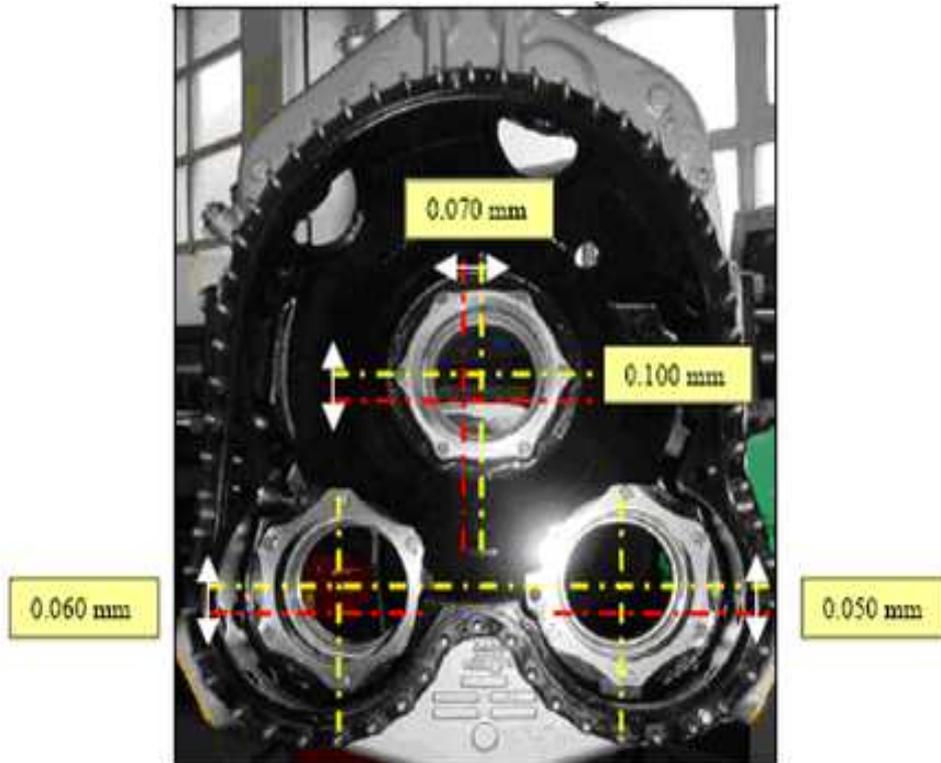


Fig. (IV-41) : carter arrière de L'RGB

Mesure actuelle bagues # 12 # 13 # 15.
Position bagues de centrage roulements.

conclusion

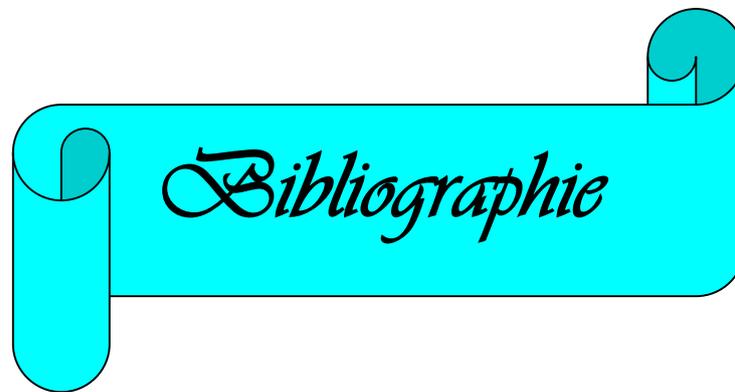
Le PW 127 F est un moteur qui remplit dont les critères et les conditions les plus satisfaisantes exigées pour les moteurs qui équipent les avions de transport de ses catégories :

- ✚ Une grande fiabilité en exploitation ce qui assure une rentabilité parfaite de service.
- ✚ Une machine très économique grâce à sa faible consommation carburant et son grand potentiel.
- ✚ Très simple conception qui permet l'accès au différents accessoires et parties du moteur pendant toute intervention lors de dépannage ou inspection.
- ✚ Facilité et simplicité des commandes moteur pendant le démarrage et la remise des gaz.
- ✚ Faible niveau de bruit et vibration en comparaison avec les moteurs de sa classe.
- ✚ Meilleures caractéristiques d'atterrissage et décollage de l'avion grâce à ces performances.
- ✚ La régulation automatique de ses systèmes qui présente un automatisme idéal de fonctionnement.
- ✚ Très léger démarrage qui s'effectue par un démarreur électrique depuis le système électrique de l'avion ou groupe de parc.
- ✚ Minimum de point de fonction et de communication avec l'avion ce qui offre une meilleure exploitation technique ainsi que son remplacement en temps réduit.

Enfin nous espérons que l'objectif prévu est atteint et que ce travail va être à l'intérêt des utilisateurs comme documentation et de tout étudiant autant l'occasion d'aborder ce vaste.

Tes études attends d'être conquise encore mais
Par la volonté
Ton amour
Tes efforts

Fais de ton idéal qui monte comme un chant
Le soleil de ta vie qui se lève à l'aurore.



Bibliographie

LES MANUELS:

- [1]: Customer Training Manual (PW 100 Large Series):
✚ Pratt & Whitney Canada
✚ Edition Décembre 2000
- [2]: T1 42/ 72 PEC (PWC 120) REF 72-212 A
Ver: 1.31
ATA 70 engine systems:
✚ Aero Port Toulouse
✚ Edition 2006

LES REFERENCES:

- [3]: Le turbopropulseur:
✚ Auteur : P.LEPOURRY
✚ 3^{eme} édition 1990.
- [4]: Moteur d'avion:
✚ Auteur : G.JOUGLEUX
✚ Edition 1971.
- [5]: Dictionnaire Aéro-Technique (Anglais-Français).
✚ Auteur : LUIS HENRY
✚ 3^{eme} édition 1973.
- [6]: Sites d'Internet:
✚ www.atr.fr. (fiche technique d'ATR.htm)
✚ www.pcw.ca.(EADS N V)
✚ www.aircraft.fr