

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

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

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

MEMOIRE DE FIN D'ETUDES
EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLOME DES ETUDES UNIVERSITAIRES
APPLIQUEES EN AERONAUTIQUE.
(D.E.U.A)
OPTION : PROPULSION.

Thème:

INSPECTION GENERALE DU MOTEUR PW127-F
ÉQUIPANT L'ATR 72-500 LORS DE
SON PASSAGE EN ATELIER

Dirigé par:

M. Ahmed ABDALLAH EL-HIRTSI
M. Mohamed AMROUCHE

Réalisé par :

M^{elle}. Hassina KSOURI.
M. Samy KRAZEM.

DÉDICACE

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

*Je dédie ce travail à
mon frère, ma sœur,
mon oncle dadda
Mustapha et sa
petite famille, dadda
Zoubir et tous mes
amis sans exception.*



DÉDICACE

Je dédie spécialement ce travail à mes parents qui ont été toujours présents à mes cotés et m'ont encouragé tout au long de mes années d'études pour ne pas dire tout au long de ma vie.

Un grand merci pour vous.

Remerciements

*Nous remercions avant tout
DIEU le tous puissant de nous
avoir donné force et courage afin
de réaliser ce travail.*

*Au terme de ces études nous
présentons nos vifs
remerciements à notre promoteur
M. Ahmed ABDALLAH EL-
HIRTSI*

*et à notre co-promoteur
M. Mohamed AMROUCHE pour
nous avoir proposé ce sujet et qui
nous ont suivi de près.*

*Enfin, nous remercions les
membres du jury d'avoir donné
de l'importance à notre
sujet.*

LISTE DES TABLEAUX

CHAPITRE I : GENERALITES SUR L'AVION ATR72-500

Tableau (I.1) : Les caractéristiques Fondamentales de la Gamme ATR.....	(4)
-------------------------------------------------------------------------	-----

CHAPITRE II DESCRIPTION DU MOTEUR PW 127-F

Tableau (II.1) : Distribution des roulements.....	(23)
Tableau (II.2) : Description de l'hélice du moteur PW 127F.....	(37)

CHAPITRE III LES DIFFERENTS SYSTEMES DU MOTEUR PW127F

Tableau (III.1) : Dépannage de système d'huile.....	(49)
Tableau (III. 2) : Le fonctionnement de la sonde de température.....	(59)
Tableau (III. 3) : Le fonctionnement du radiateur	(61)
Tableau (III.4) : symptômes probables dans le système carburant et ces remèdes.....	(63)
Tableau (III.5) : Le fonctionnement de la switching valve.....	(71)
Tableau (III.6) : Le fonctionnement de la HBV.....	(73)
Tableau (III.7) : Le fonctionnement système d'air.....	(74)
Tableau (III.8) : Le dépannage de la T6.....	(78)
Tableau (III.9) : La caractéristique des excitateurs d'allumage.....	(84)

CHAPITRE IV INSPECTION GENERALE DU MOTEUR PW127-F

Tableau (IV.1) : Inspections et tâches en hard time des différents systèmes du moteur PW127F.....	(97)
Tableau (IV.2) : Inspections périodiques, tâches de maintenance, limites de vie des révisions moteur à utilisation basse opérée sur le "hard time".....	(99)
Tableau (IV.3) : Inspections périodiques, tâches de maintenance, limites de vie des révisions et programme de maintenance selon l'état recommandées par P&WC.....	(100)

Liste Des Figures

CHAPITRE I

Figure (I.01) : L'ATR 72-500.....	(4)
Figure (I.02) : Les Eléments d'un Turbopropulseur.....	(5)
Figure (I.03) : Une Hélice.....	(6)
Figure (I.04) : Section Droite de Référence.....	(7)
Figure (I.05) : Le Pas (Théorique et Réel).....	(8)
Figure (I.06) : Hélice à Pas Géométrique Constante.....	(8)
Figure (I.07) : Fonctionnement Aérodynamique.....	(9)
Figure (I.08) : Hélice En Traction Nulle.....	(9)
Figure (I.09) : 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.....	(16)
Figure (I.14) : Turbopropulseur à Turbine Libre.....	(16)
Figure (I.15) : Turbopropulseur à turbine mixte.....	(16)

CHAPITRE II

Figure. (II-01) : Le moteur PW 100.....	(18)
Figure. (II-02) : Les éléments du moteur PW127F.....	(20)
Figure. (II-03) : les stations du moteur PW127F.....	(21)
Figure. (II-04) : Un graphe de T° et P au décollage.....	(22)
Figure. (II-05) : Les roulements du moteur PW127F.....	(22)
Figure. (II-06) : la face droite du moteur PW 127F.....	(24)
Figure. (II-07) : la face gauche du moteur PW 127F.....	(25)
Figure. (II-08) : Le réducteur (RGB).....	(26)
Figure. (II-09) : Le frein d'hélice et son disposition sur le moteur.....	(27)
Figure. (II-10) : Angle d'entraînement de l'AGB.....	(28)
Figure. (II-11) : L'ensemble compresseur –turbine (rotor).....	(29)

Figure. (II-12) : La section entrée d'air.....	(30)
Figure. (II-13) : La section compresseur.....	(30)
Figure. (II-14) : La section chambre de combustion.....	(32)
Figure. (II-15) : La section turbine haute pression.....	(33)
Figure. (II-16) : La section turbine basse pression.....	(34)
Figure. (II-17) : La section de turbine de la puissance.....	(35)
Figure. (II-18) : Attachement moteur aux supports.....	(36)
Figure. (II-19) : L'hélice du moteur PW 127F.....	(36)
Figure. (II-20) : Les accessoires du système d'hélice.....	(38)
Figure. (II-21) : Coupe de l'hélice 568F.....	(39)
Figure. (II.22) : La pale d'hélice.....	(39)

CHAPITRE III

Figure. (III-01) : Le système d'huile de la gearbox.....	(40)
Figure. (III-02) : Le système d'huile de la turbomachine.....	(41)
Figure. (III-03) La valve de régulation de pression.....	(43)
Figure. (III-04) : les filtres d'huile.....	(44)
Figure. (III-05) : Le radiateur « FCOC ».....	(44)
Figure. (III-06) : LA CHEK VALVE.....	(45)
Figure. (III-07) : Le transmetteur de la pression d'huile.....	(45)
Figure. (III-08) : Le Système du carburant pour ATR.....	(52)
Figure. (III-09) : L'indicateur FF/FU.....	(54)
Figure. (III-10) : Indicateur de colmatage de filtre.....	(54)
Figure. (III-11) : La pompe carburant.....	(55)
Figure. (III-12) : L'unité de contrôle du carburant.....	(56)
Figure. (III-13) : Le réchauffeur de carburant.....	(58)
Figure. (III-14) : Le schéma d'un FCOC.....	(60)
Figure. (III-15) : Le diviseur de débit carburant.....	(61)

Figure. (III-16) : L'injecteur de carburant.....	(62)
Figure. (III-17) : Le réservoir de drainage carburant.....	(63)
Figure. (III-19) : Système d'air du moteur.....	(66)
Figure. (III-20) : L'étanchéité des roulements N°3 et N°4	(67)
Figure. (III-21) : La circulation de l'air dans les paliers et la turbine.....	(68)
Figure. (III-22) : Vanne papillon.....	(68)
Figure. (III-23) : Air switching valve.....	(69)
Figure. (III-24) : Le dispositif anti-pompage (HBV).....	(70)
Figure. (III-25) : La servovalve.....	(71)
Figure. (III-26) : Fonctionnement de HBV.....	(72)
Figure. (III-27) : Le Système de mesure de couple.....	(75)
Figure. (III-28) : Système de température T6.....	(77)
Figure. (III-29) : Schéma de système de température T6.....	(78)
Figure. (III-30) : La sonde de température d'entrée (T 1.8).....	(80)
Figure. (III-31) : Description du démarrage et de l'allumage.....	(83)
Figure. (III-32) : Les boîtes d'allumages et leurs dispositions sur le moteur.....	(84)
Figure. (III-33) : Le système d'allumage.....	(85)

CHAPITRE IV

Figure (IV.01) : Objectif de la maintenance aéronautique.....	(87)
Figure (IV.02) : Politique de la maintenance aéronautique.....	(89)

LISTE DES ABBREVIATIONS

Abréviation	Signification (anglais)	Signification (français)
HBV	Handling Bleed Valve	Vanne de décharge
DC	Direct Current	Courant continu
IDG	Integrated Drive Generator	Générateur intégré d'entraînement
IGB	Inlet Gearbox	Entrée Boîte de vitesse
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
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

SOMMAIRE

INTRODUCTION.....	(1)
-------------------	-----

CHAPITRE I : GENERALITES SUR L'AVION ATR72-500.

I.1. INTRODUCTION.....	(3)
I.2. CARACTERISTIQUES FONDAMENTALES DE LA GAMME « ATR ».....	(4)
I.3. LES TURBOPROPULSEURS.....	(5)
I.3.1 : Généralités.....	(5)
I.3.2 Les éléments d'un turbopropulseur.....	(5)
I.3.3 Fonctionnement d'un Turbopropulseur.....	(15)
I.3.4 Les différents types de Turbopropulseurs.....	(15)
I.3.5. Comparaison des trois types de turbopropulseurs.....	(17)

CHAPITRE II : DESCRIPTION DU MOTEUR PW 127-F

II.1. INTRODUCTION.....	(18)
II.2. CONCEPTION.....	(18)
II.3. LES CARACTERISTIQUES DU MOTEUR PW127F.....	(19)
II.4. LES DIFFERENTES STATIONS DU MOTEUR PW127F.....	(21)
II.5. LES DIFFERENTS ROULEMENTS DU MOTEUR PW127F.....	(22)
II.6. L'IDENTIFICATION DES ELEMENTS DU MOTEUR PW127F.....	(23)
II.6.1. La face droite du moteur.....	(23)
II.6.2. La face gauche du moteur.....	(24)
II.7. DESCRIPTION DES MODULES.....	(26)
II.7.1. Description du RGB (Réduction GearBox).....	(26)
II.7.2. Description du module turbomachine.....	(28)
II.7.3. Le Bâti du moteur.....	(35)
II.7.4. Description de l'hélice du moteur PW 127F.....	(36)

CHAPITRE III : LES DIFFERENTS SYSTEMES DU MOTEUR PW127F.

III.1. LE SYSTEME D’HUILE.....	(40)
III.1.1. Rôle du système d’huile.....	(40)
III.1.2. Caractéristiques d’huile.....	(41)
III.1.3. Les composants du système d’huile.....	(42)
III.1.4. Description et fonctionnement du système d’huile.....	(46)
III.1.5. Dépannage du système d’huile.....	(49)
III.2. LE SYSTEME DU CARBURANT.....	(52)
III.2.1. Les différents composants du système carburant.....	(52)
III.2.2. Le fonctionnement du système carburant.....	(53)
III.2.3. L’indication.....	(53)
III.2.4. Définition de quelques éléments.....	(55)
III.2.5. Les symptômes probables dans le système carburant et ces remèdes.....	(63)
III.3. LE SYSTEME D’AIR.....	(66)
III.3.1. Ventilation de la nacelle.....	(66)
III.3.2. Description de la ventilation du moteur.....	(67)
III.3.3. Les différents composants du système d’air.....	(69)
III.3.4. Le fonctionnement du système d’air.....	(73)
III.4. LE SYSTEME D’INDICATION.....	(74)
III.4.1. Description du système d’indication.....	(74)
III.4.2. Description des indicateurs et des sondes.....	(74)
III.5. LE SYSTEME DE DEMARRAGE ET D’ALLUMAGE.....	(82)
III.5.1. Généralités.....	(82)
III.5.2. Les différents rôles du système d’allumage.....	(83)
III.5.3. Les composants du système d’allumage.....	(83)
III.5.4. L’opération de démarrage.....	(86)

III.5.5. L'opération d'allumage.....	(86)
--------------------------------------	------

CHAPITRE IV : INSPECTION GENERALE DU MOTEUR PW127-F.

IV.1. GENERALITES.....	(87)
IV.2. OBJECTIF DE LA MAINTENANCE AERONAUTIQUE.....	(87)
IV.2.1 La sécurité.....	(88)
IV.2.2 La disponibilité.....	(88)
IV.2.3 L'économie.....	(88)
IV.3. POLITIQUE DE LA MAINTENANCE AERONAUTIQUE.....	(88)
IV.4. EVOLUTION DES MODES DE LA MAINTENANCE AERONAUTIQUE... (89)	
IV.4.1 Temps limite.....	(89)
IV.4.2 Maintenance selon état.....	(90)
IV.5. LES MANUELS DE LA MAINTENANCE.....	(90)
IV.6. MAINTENANCE PROGRAMMEE.....	(91)
IV.6.1 Les visites.....	(91)
IV.6.2 Documentation de la maintenance.....	(92)
IV.6.3. Les inspections programmées.....	(95)
IV.7. MAINTENANCE NON PROGRAMMEE.....	(96)
IV.7.1 Navigabilité individuelle.....	(96)
IV.7.2 Navigabilité de type.....	(96)
IV.7.3 La maintenance en hard time du moteur PW 127-F.....	(97)
IV.8 INSPECTION GENERALE DU PW 127-F LORS D'UN PASSAGE EN L'ATELIER.....	(102)

INTRODUCTION GENERALE

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'avions.

Dans les années cinquante, le moteur à piston a été remplacé par les turbopropulseurs. Ces derniers ont été adaptés aux avions à hélice et aux hélicoptères.

Le premier propulseur développé est le motopropulseur qui entraîne une hélice .Ce développement a engendré des améliorations sur les moteurs à réaction indirecte jusqu'à l'apparition de l'invention du siècle qui est le turboréacteur, qui répondait parfaitement aux conditions souhaitées par les constructeurs. Cette dernière invention a contraint les constructeurs à laisser tomber les propulseurs à hélice pour un bout de temps.

Pour des raisons économiques, les constructeurs durent retourner peu après aux propulseurs à hélice, néanmoins, ces nouveaux propulseurs sont optimisés et améliorés afin d'assurer les conditions requises pour une exploitation économiquement rentable et écologiquement correcte, tels que le niveau de vibration, le bruit, le poids de l'appareil, la vitesse ainsi que l'altitude.

Ces améliorations apportées aux moteurs ont continué jusqu'aux années quatre-vingt où les ATR (Avion de Transport Régional) ont fait leur apparition.

Les ATR sont équipés d'un moteur à réaction indirecte qui est le turbopropulseur, cet appareil assure des vols court et moyen courrier avec une consommation plus au moins modérée.

L'objectif principal de ce mémoire est porté sur la révision générale du moteur PW127-F, équipant l'ATR72-500, lors de son passage en atelier.

Pour atteindre notre objectif, on a divisé notre travail en quatre (04) chapitres. Le premier chapitre présente des généralités sur l'avion ATR72-500 et sur les turbopropulseurs.

Le second chapitre présente une description détaillée du moteur équipant l'ATR72-500, qui est le PW127-F sujet de notre étude. Cette description concerne la conception, les caractéristiques, les différentes stations, les différents roulements, l'identification des éléments du moteur et la description des modules du moteur PW127-F.

Le troisième chapitre est consacré à une étude détaillée des différents systèmes du moteur PW127-F, à savoir le système d'huile, de carburant, d'air, d'indication et le système de démarrage et allumage.

Le chapitre IV est consacré à une révision et inspection générale du moteur PW127-F avant et lors de son passage en atelier.

Finalement, nous avons clôturé notre travail par une conclusion générale.

Ce travail permet une meilleure compréhension des moteurs avant et pendant leur passage en atelier pour la maintenance, ainsi de faire une liaison entre l'étude théorique et la pratique.

CHAPITRE I

GENERALITES SUR L'AVION ATR72-500

I.1. INTRODUCTION :

L'ATR 72-500 est la dernière version de la famille des turbopropulseurs ayant le plus réussi dans le monde. Cet avion a les propriétés suivantes :

- Les sections de fuselage et les empennages sont établis par Alenia (Italie).
- Les ailes et nacelles du moteur sont construites par l'aérospatiale Nasaire (France).
- Les groupes de turbopropulseurs sont construits par Pratt et Whitney de Canada.

Le nouveau ATR72-500 est un bi-turbopropulseur. Il transporte entre 64 à 74 passagers. Il a été transporté à Toulouse (France) pour l'assemblage final et l'essai en vol.

L'ATR72-500, également connu sous le nom de l'ATR72-212A, dispose de deux puissants moteurs PW127F. Il est doté d'hélices à 6 pales qui améliorent ses performances, notamment par une augmentation de 15% de sa vitesse de montée au décollage. L'hélice à six pales est acoustiquement optimisée pour produire une nuisance beaucoup moins forte et cela grâce aux amortisseurs de vibrations dynamiques. Cet avantage fournit un plus haut niveau de confort aux passagers.

L'ATR72-500 possède les mêmes moteurs et hélices à six pales ainsi que la même conception intérieure et les mêmes techniques d'isolation que l'ATR42. Tous les deux proposent le même niveau de confort. Avec une capacité standard de 68 sièges, l'ATR72-500 offre le coût au siège-kilomètre le plus bas dans sa catégorie. En outre, les améliorations apportées en matière d'aérodynamique et de puissance lui donnent un décollage et un atterrissage relativement courts.

Par rapport à ses prédécesseurs, L'ATR72-500 a connu des évolutions surtout dans la motorisation, les hélices, le confort et l'insonorisation des cabines.

L'ATR72, est une version allongée permettant d'accueillir jusqu'à 74 passagers et a été mis en service en 1989. Lui aussi est disponible en version tout cargo avec une capacité de 75 m³ pour 8 400 kg de fret.

À partir du modèle initial, modèle-200, il a été amélioré 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.

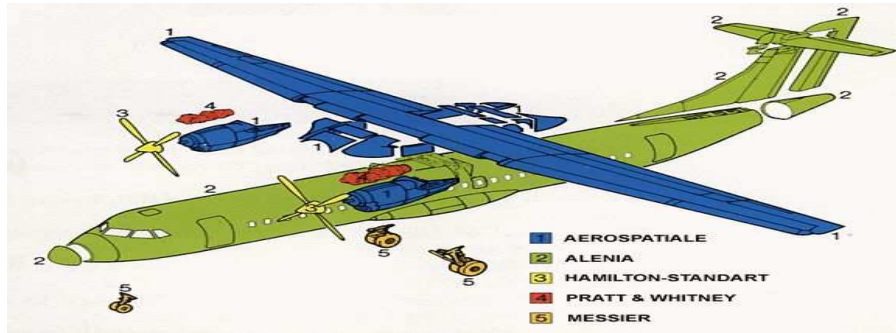


Figure (I.1) : L'ATR 72-500

I.2. CARACTERISTIQUES FONDAMENTALES DE LA GAMME « ATR » :

Les principales caractéristiques de la gamme des avions ATR sont données par le tableau (I.1) suivant :

	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

Tableau (I.1) : Les caractéristiques Fondamentales de la Gamme ATR

I.3. LES TURBOPROPULSEURS :

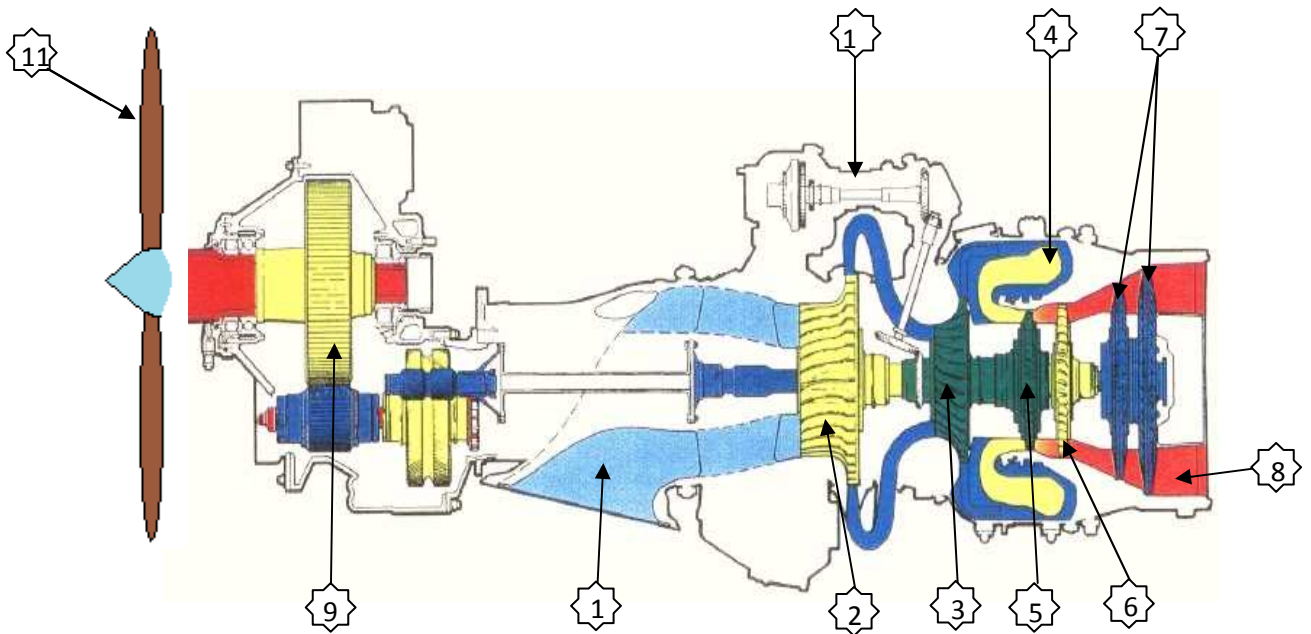
I.3.1 : Généralités :

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 coaxiaux. 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 commercial en service 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.3.2 Les éléments d'un turbopropulseur :

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



1 : l'entrée d'air.

7 : la turbine de travail (elle entraîne l'hélice).

2 : le compresseur basse pression.

8 : la tuyère d'éjection.

9 : le réducteur.

3 : le compresseur haute

Figure (I.2) : Les Eléments d'un Turbopropulseur

I.3.2.1 L'hélice :

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 par le 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.

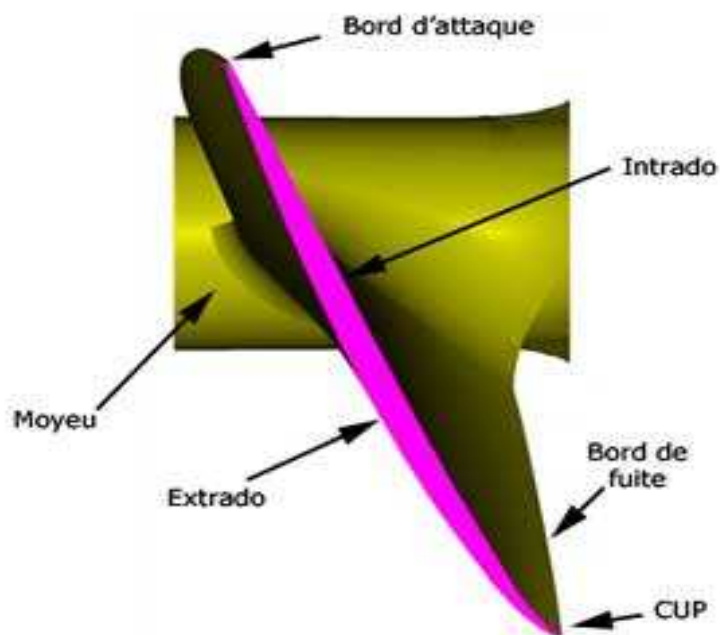


Figure (I.3) : Une Hélice

- **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 du quel la pale tourne lors du changement de calage.
- **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.

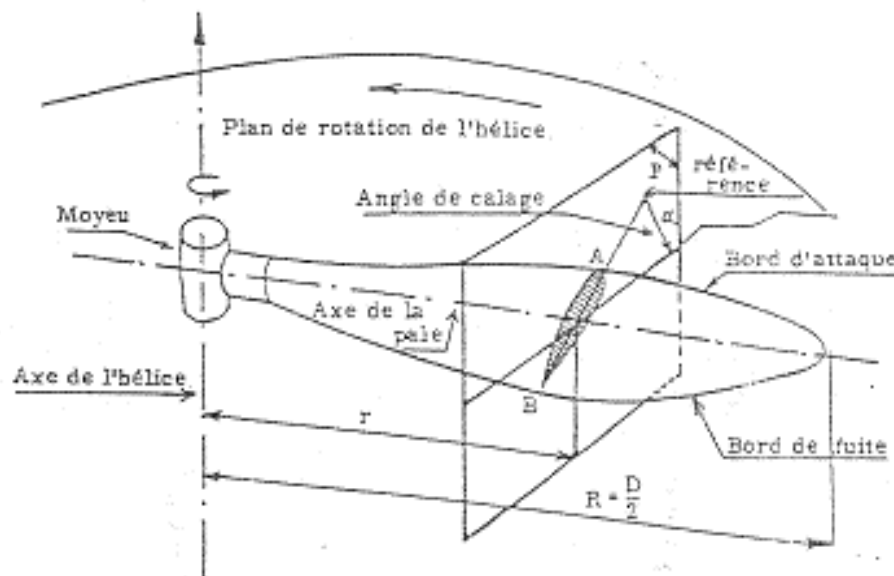


Figure (I.4) : Section Droite de Référence.

- 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 l'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.

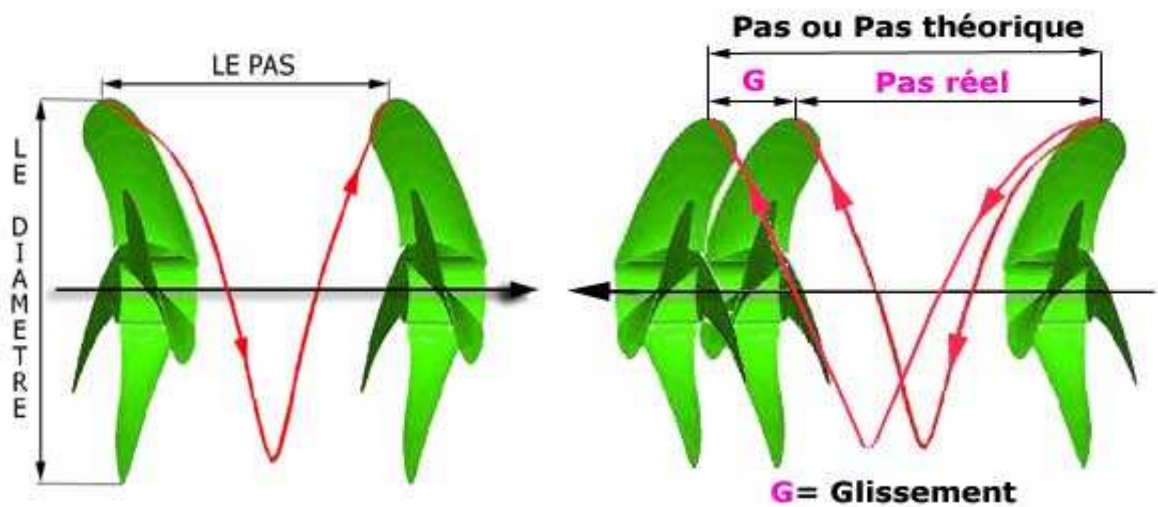


Figure (I.5) : Le Pas (Théorique et Réel).

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

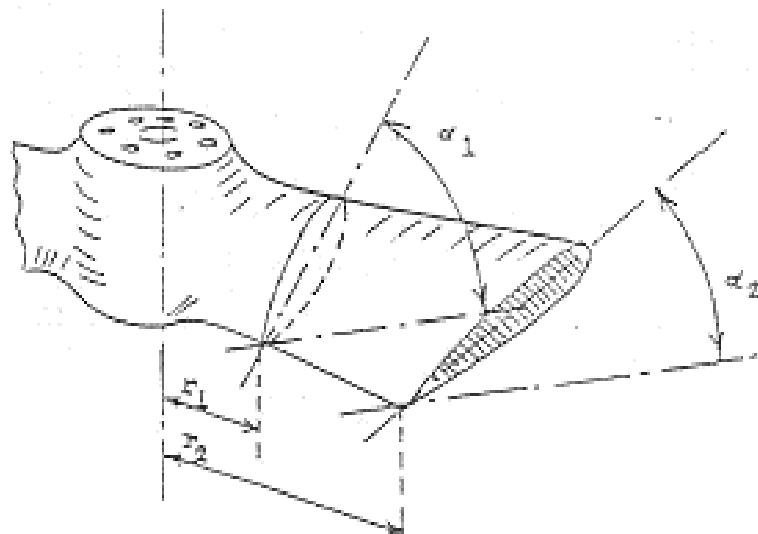


Figure (I.6) : Hélice à Pas Géométrique Constant

- **Fonctionnement de l'hélice :**

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 :**

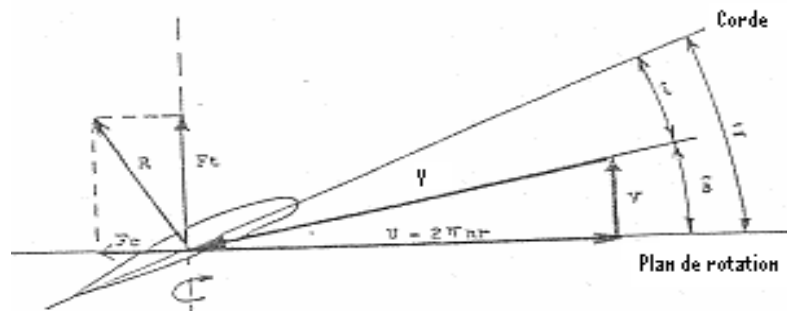


Figure (I.7) : Fonctionnement Aérodynamique.

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 x diamètre x n** tel que n est le nombre de tour/ seconde).

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



Figure (I.8) : Hélice En Traction Nulle

▪ **Hélice tractive :**

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

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

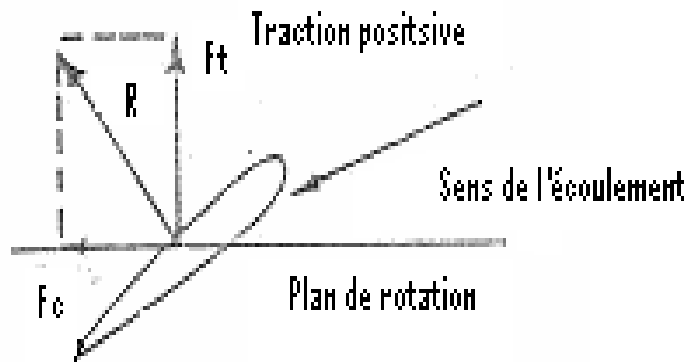


Figure (I.9) : Hélice Tractive

a. Fonctionnement en mode aérofrein :

Dans ce mode on remarque que le couple moteur C_m diminue et l'angle d'incidence plus faible donne une composante négative, la résultante est au sens opposé au mouvement, dans ce cas on dit que l'hélice fonctionne en frein aérodynamique.

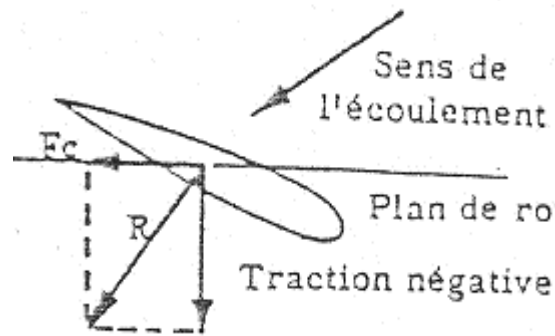


Figure (I.10) : Hélice En Traction Négative

b. Fonctionnement en mode aéromoteur (moulinet) :

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

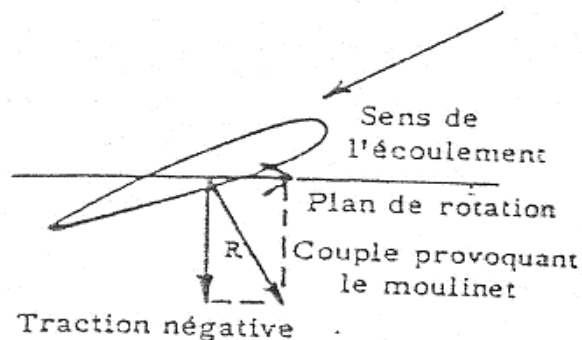


Figure (I.11) : Hélice En Aéromoteur

✦ Différents types d'hélices :

On appelle rendement d'une hélice le rapport de la puissance utile sur la puissance moteur. C'est-à-dire :

$$\eta = \frac{F_t \cdot V}{W_m}$$

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 ne pas être adapté qu'à un régime de vol.

Au décollage, le calage est trop grand, l'incidence est trop grande, le moteur donne la puissance maximale. Au-delà d'une certaine vitesse d'adaptation, l'incidence devient nulle, annulant la traction.

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

- Hélice à calage variable :

Afin d'obtenir un rendement de l'hélice sensiblement constant pour une gamme de V on a conçu 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 :

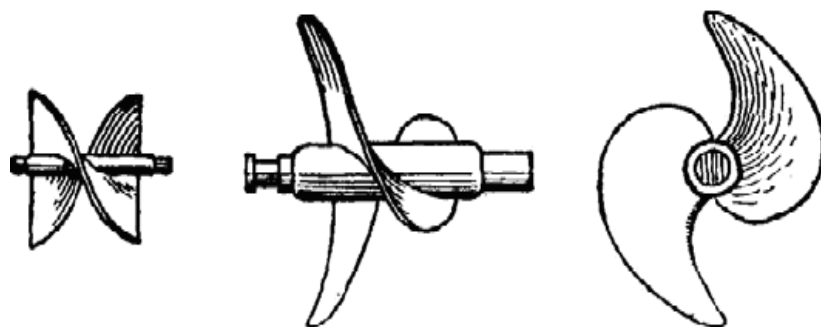


Figure (I.12) : Formes Des Hélices Primitives

I.3.2.2 Le 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 **1/10 à 1/20**
(Les turbines vont suivant les régimes de 10000 à 40000 tr/min).

- **Les types de réducteurs :**

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

- **Le réducteur à planétaires :**

Ce type de réducteur est le plus utilisé tel qu'il possède deux étages de réduction élémentaire.

- **Le réducteur satellite :**

Le pignon moteur entraîne les satellites tournant à l'intérieur d'une couronne fixe liée au carter .Dans ce cas le nombre de satellite n'intervient pas dans le calcul de rapport de réducteur mais il est proportionnelle au couple pour un matériau donnée.

I.3.2.3 L'entrée d'air :

L'entrée d'air a pour rôle de capter 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 l'air chaud du compresseur, et aussi par des résistances électriques et dans quelques moteurs par un séparateur inertiel.

I.3.2.4 Le compresseur :

Les compresseurs, existant généralement sur les moteurs à hélice, sont de type centrifuge. Ce type de compresseur est de faible ou moyenne puissance. Afin d'accroître

son taux de compression, le compresseur centrifuge peut être gavé par un autre étage centrifuge ou des étages axiaux ou être réalisé en plusieurs corps différents.

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

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 robuste et simple. Il a un bon rendement pour les moteurs à petite dimension et à régime faible).

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

I.3.2.5 La 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. Certains moteurs sont dotés de chambre annulaire à flux inversé pour but de minimiser la dimension de l'arbre donc du moteur.

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

I.3.2.6 La Turbine :

Le fonctionnement de cette turbine 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 détendent de manière isentropique d'où **P** et **T** diminuent, la vitesse axiale de l'étage est constante.

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

I.3.2.7 Le Système d'Echappement :

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

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

On peut généralement considérer le diffuseur de sortie faisant partie du générateur de gaz et la tuyère d'éjection pouvant être 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.3.3 Fonctionnement d'un Turbopropulseur :

L'hélice (8) comprime l'air admis dans l'entrée 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.3.4 Les différents types de Turbopropulseurs :

Il existe trois grandes familles de turbopropulseurs :

I.3.4.1 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 de gaz. Le régime de fonctionnement du générateur est donc lié à la vitesse de rotation de l'hélice.

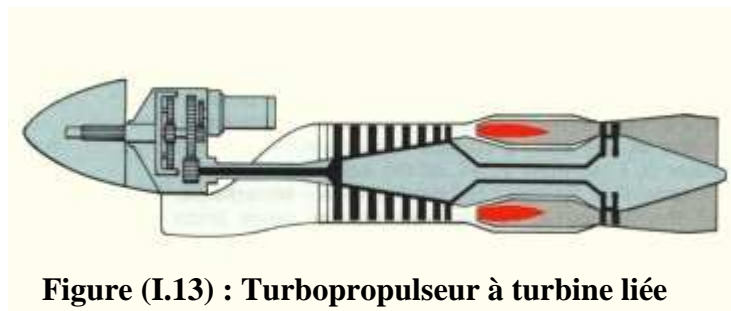


Figure (I.13) : Turbopropulseur à turbine liée

I.3.4.2 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).

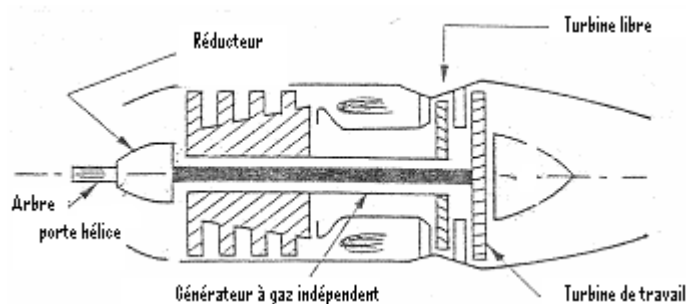


Figure (I.14) : Turbopropulseur à Turbine Libre

I.3.4.3 Turbopropulseurs à turbines mixtes :

Ceux-ci diffèrent des précédents 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.

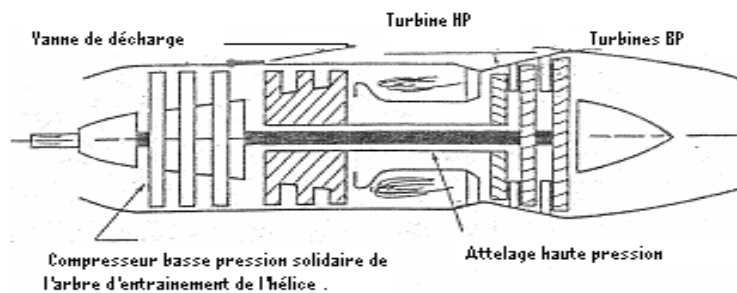


Figure (I.15) : Turbopropulseur à turbine mixte

I.3.5. Comparaison des trois types de turbopropulseurs (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 du générateur impose la mise en place d'une butée pour permettre les démarrages et mises en puissance du moteur et ainsi éviter une surchauffe de la 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 l'hélice.

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

L'indépendance des deux systèmes, hélice et turbomoteur, permet de nombreuses combinaisons N_t hélice et N_t 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.

- En outre, les défauts et qualités du deuxième type, le **GTP** mixtes a 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 adaptés.

CHAPITRE II

DESCRIPTION DU MOTEUR PW 127-F

II.1. INTRODUCTION :

Le moteur PW100 est un turbopropulseur de pointe. Il est doté d'une faible consommation de carburant et 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 1800 à 2750 chevaux 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.



Figure (II.1) : Le moteur PW 100

II.2. CONCEPTION :

C'est 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 à deux étages, il a une configuration

à deux modules (boîtier de réduction et turbomachine), ayant chacun ses propres plaque signalétique et livret de bord; et il dispose aussi d'une régulation électronique, avec un 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 CARACTERISTIQUES DU MOTEUR PW127F :

- Ce moteur est composé de deux modules indépendants qui sont :
 - Le module turbomachine
 - Le module RGB (Reduction Gearbox).

- Trois arbres coaxiaux, chaqu'un est indépendant de l'autre.

- Deux compresseurs identiques (même nombre d'étage) et de même type (centrifuge) :
 - **compresseur basse pression (LPC)**
 - **Compresseur haute pression (HPC).**

- Turbine libre avec deux (02) étages.

- Deux turbines de type axial 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.

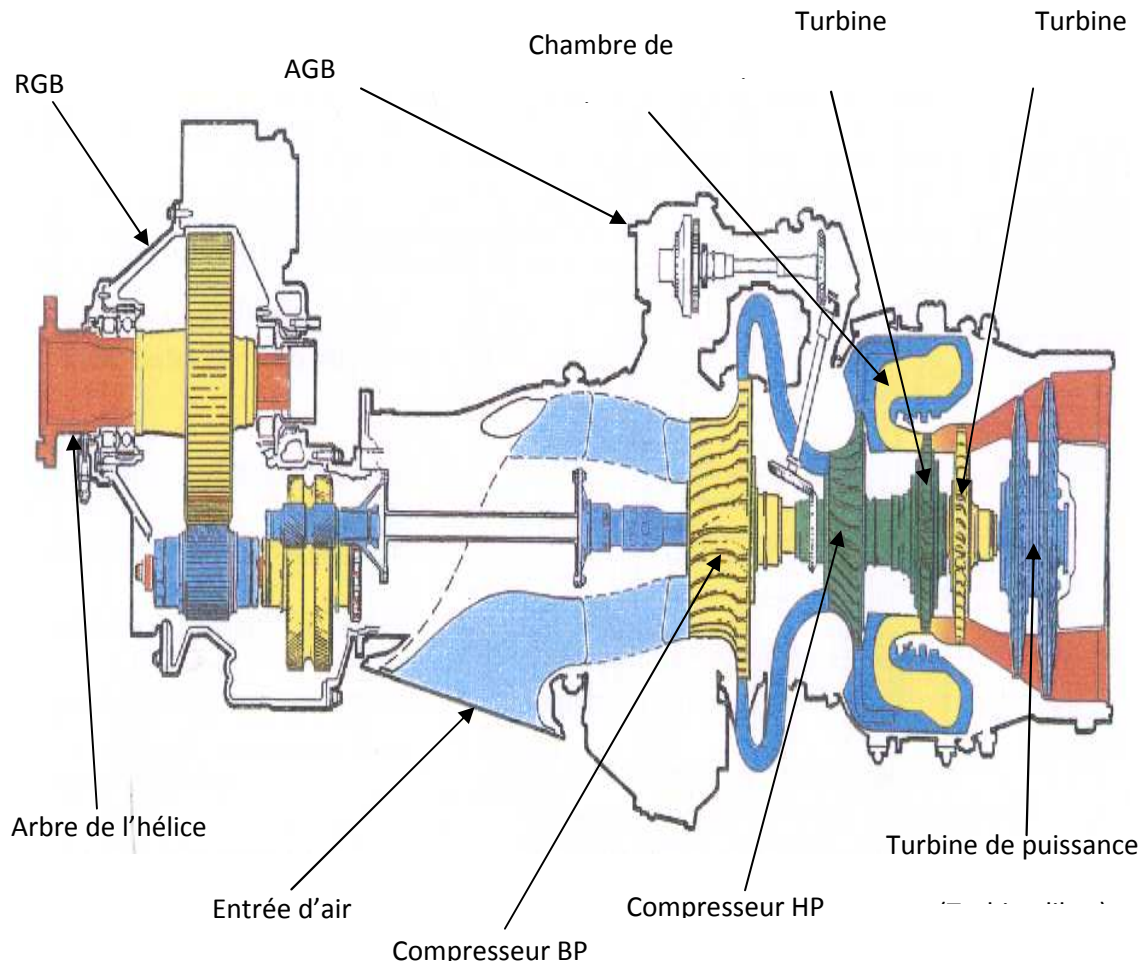
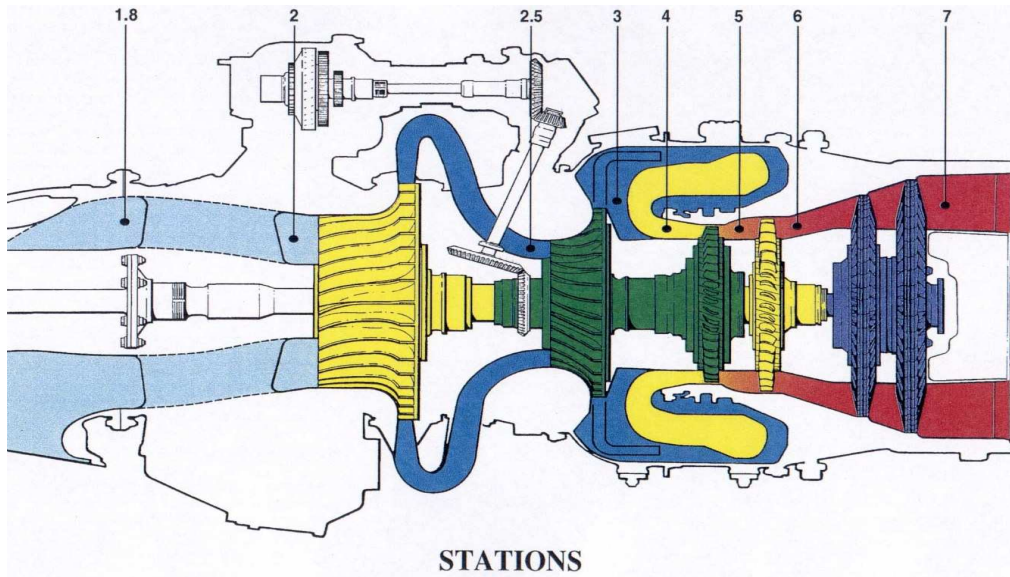


Figure (II.2) : Les éléments du moteur PW127F

- 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 pilote si le moteur s'arrête pendant le décollage

II.4. LES DIFFERENTES 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'entrée de CHP.

Station 3. : La sortie de CHP.

Station 4. : L'inter de la chambre de combustion et TBP

Figure (II.3) : Les stations du moteur PW127F

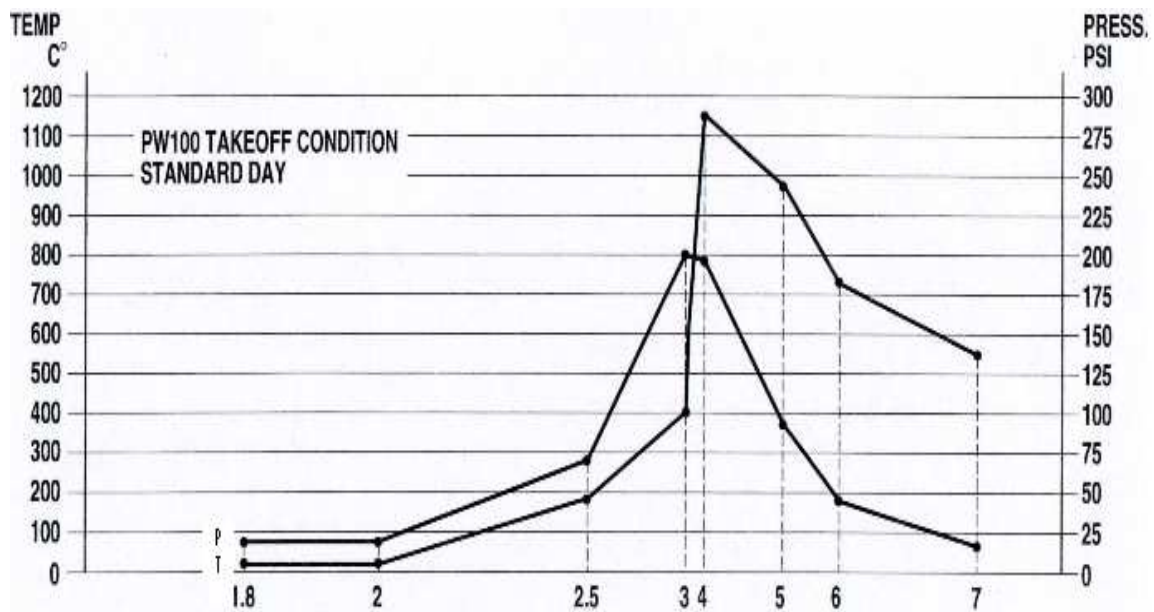


Figure (II.4) : Variation de la Température et de la Pression au décollage.

II.5. LES DIFFERENTS ROULEMENTS DU MOTEUR PW127F :

Un roulement est utilisé, d'une manière générale, pour supporter un ensemble en rotation. Dans ce moteur, il existe sept (07) roulements situés dans la partie turbomachine : trois (03) sont de type à billes (pour supporter les charges axiales et radiales), et les quatre (04) restants sont de type à galet (pour supporter les charges axiales seulement et tenir en compte les dilatation thermique axiales des arbres).

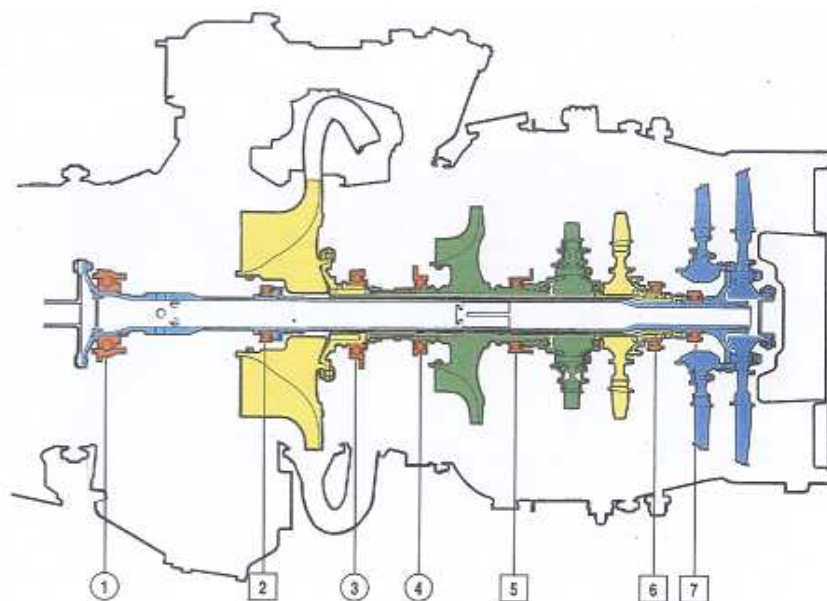


Figure (II.5) : Les roulements du moteur PW127F.

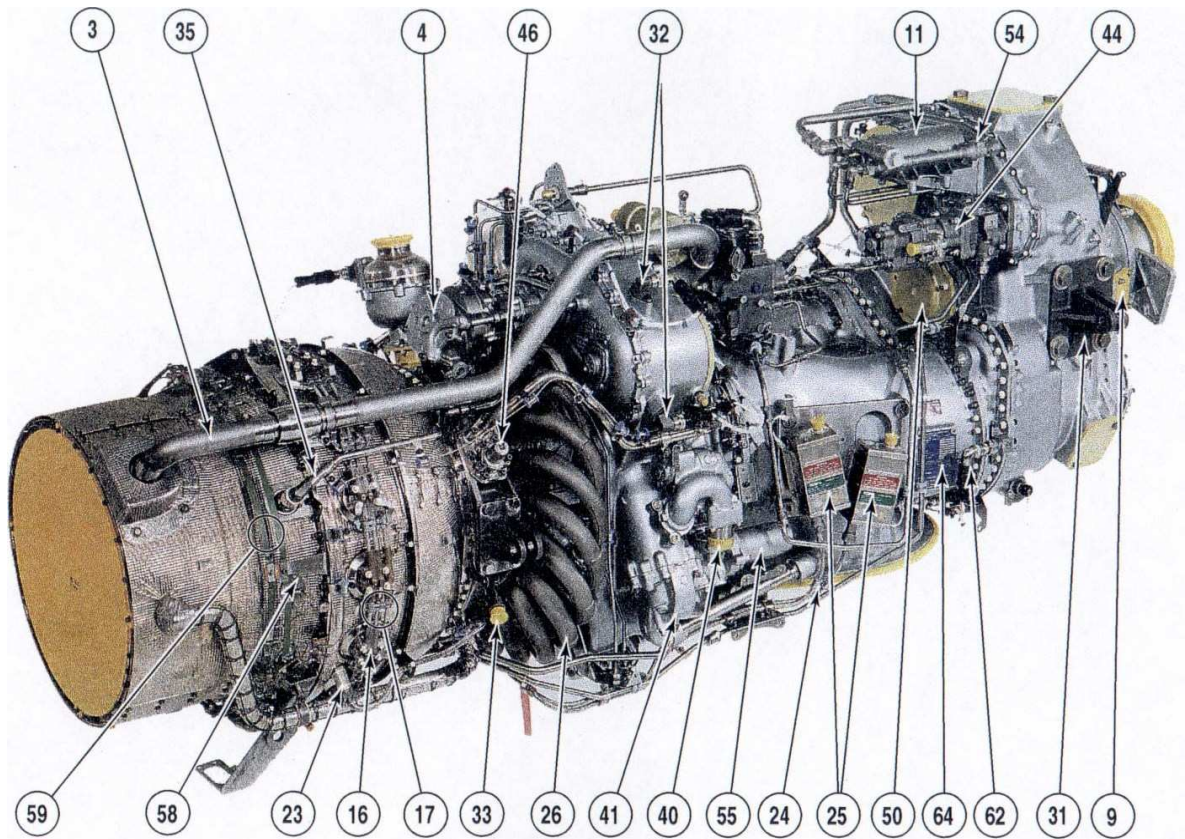
La distribution des roulements dans le moteur est donnée par le tableau (II.1) suivant :

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

Tableau (II.1) : Distribution des roulements.

II.6. L'IDENTIFICATION DES ELEMENTS DU MOTEUR PW127F :

II.6.1. La face droite du moteur :



3-L'adaptateur de reniflard de AGB

4-arbre d'entraînement de la Gearbox

11-Radiateur d'huile refroidi par le carburant

16-Injecteur carburant

17-Rampe carburant

23-Bougie d'allumage

40- La sortie d'huile.

41-Pompe d'huile et de récupération

44-Gouverneur de survitesse

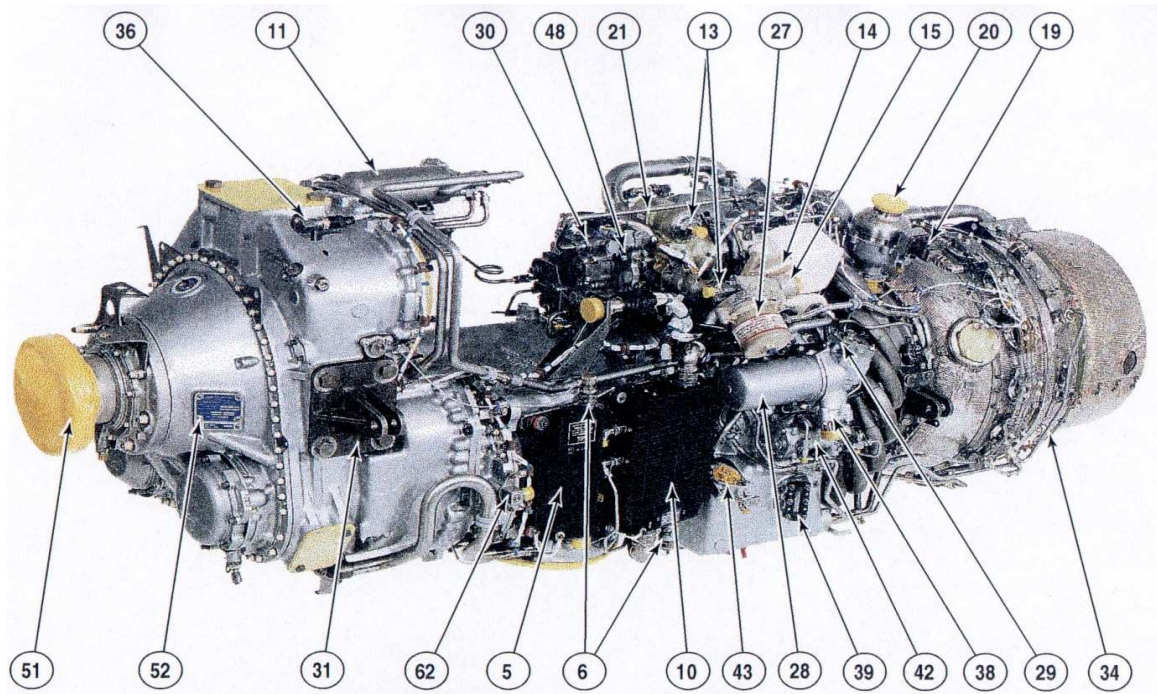
46-la switching valve

54-support de fixation moteur

58-T6 Thermocouple

Figure (II.6) : La face droite du moteur PW 127F

II.6.2. La face gauche du moteur :



5- Unité de mise en drapeau automatique.

6- Prises de l'EEC

10- Unité de control électrique (EEC).

14- Réchauffeur de carburant

30- Unité hydromécanique (MFCU)

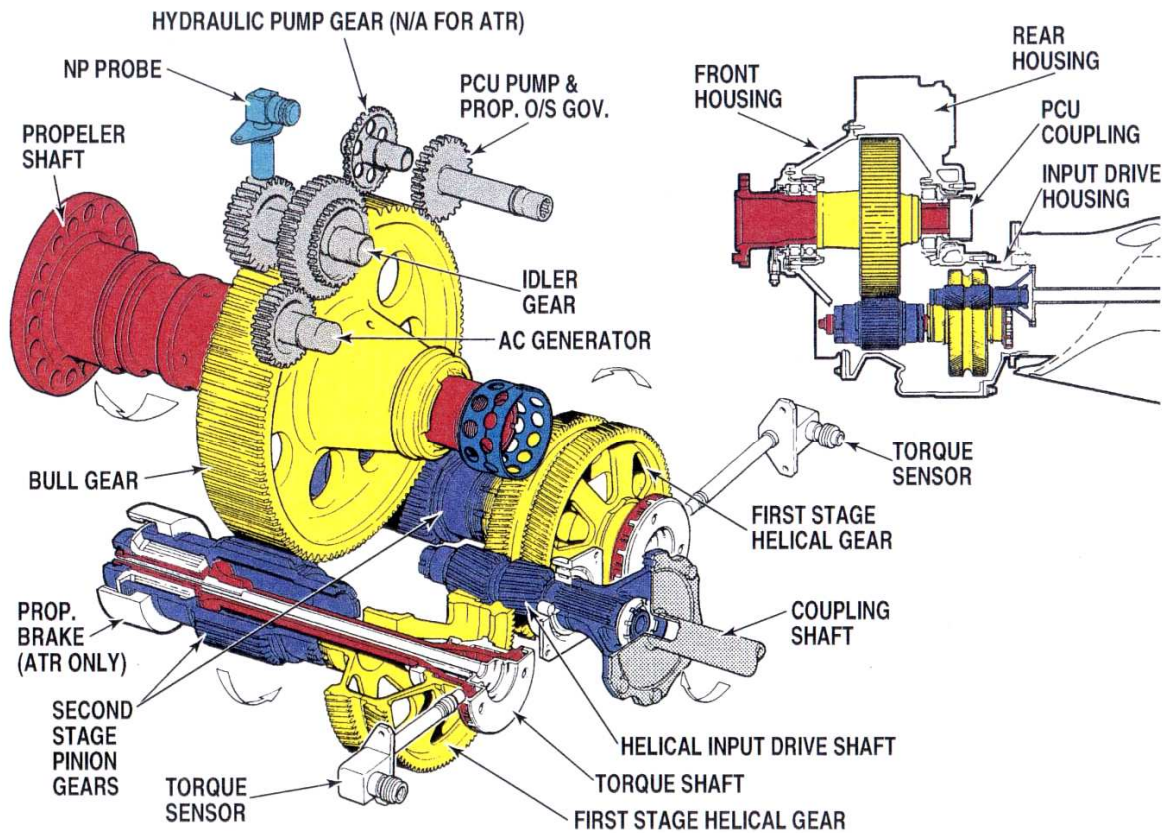
36- Sonde de NP

42- Valve de régulation

Figure (II.7) : La face gauche du moteur PW 127F

II.7. DESCRIPTION DES MODULES:

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



PW124/125/126/127 REDUCTION GEARBOX (FLOATING)

Figure (II.8) : Le réducteur (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:**

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

- L'arrêt de l'hélice au sol tandis que le moteur continue à tourner, et cela pour des raisons de sécurité.
- Permettre au moteur de fournir le courant électrique et l'air conditionné à l'avion, le moteur dans ce cas est en mode APU ou « hôtel ».

Ce frein n'est placé que sur le moteur droit, d'une manière générale c'est un système hydromécanique commandé électriquement.

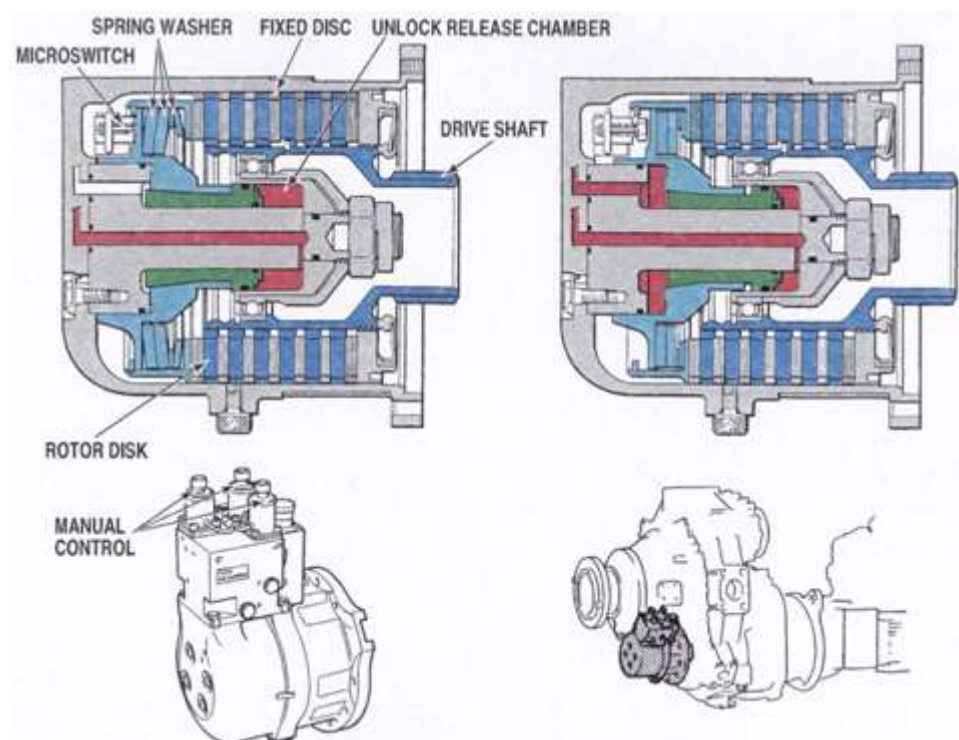


Figure (II.9) : Le frein d'hélice et son disposition sur le moteur

♣ 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 l'AGB et cette opération se déroule comme suit :

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

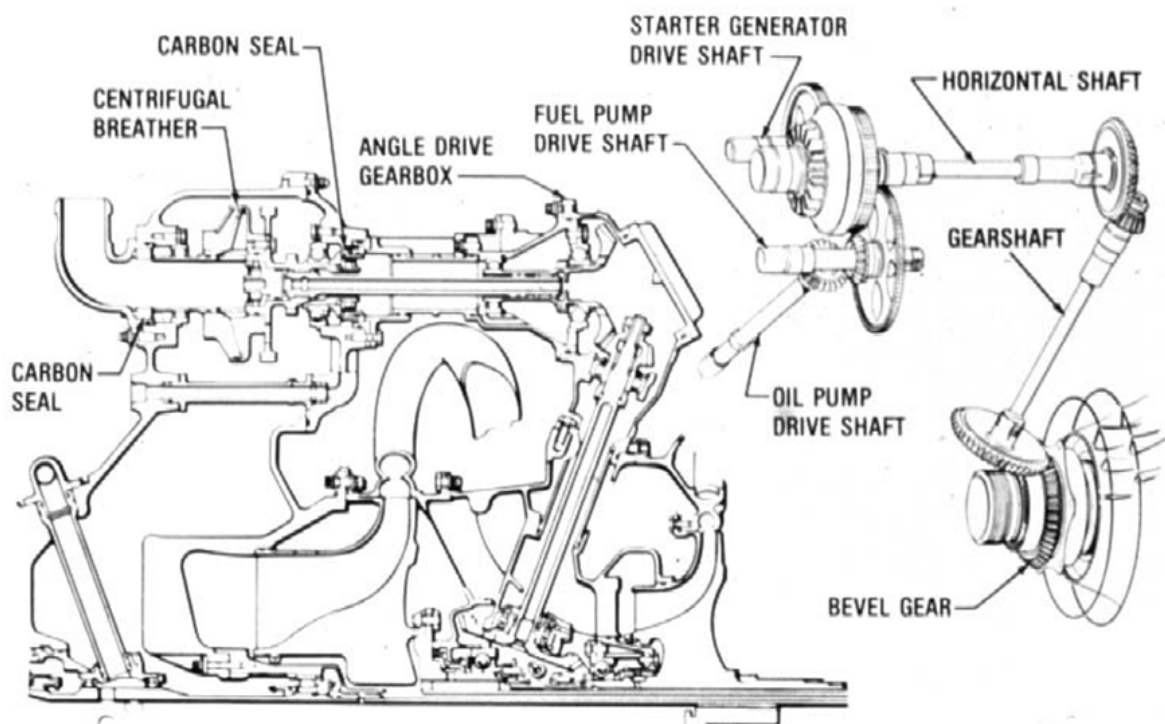


Figure (II.10) : Angle d'entraînement de l'AGB

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 du mélange air/carburant, en énergie de pression qui est fournie aux turbines 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.



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

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

➤ ENTREE 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, à fin de minimiser les risques, le constructeur Pratt & Whitney 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 tournantes.
- La section d'entrée d'air d'une manière générale comporte les éléments suivants :
 - Un carter avant et un 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.

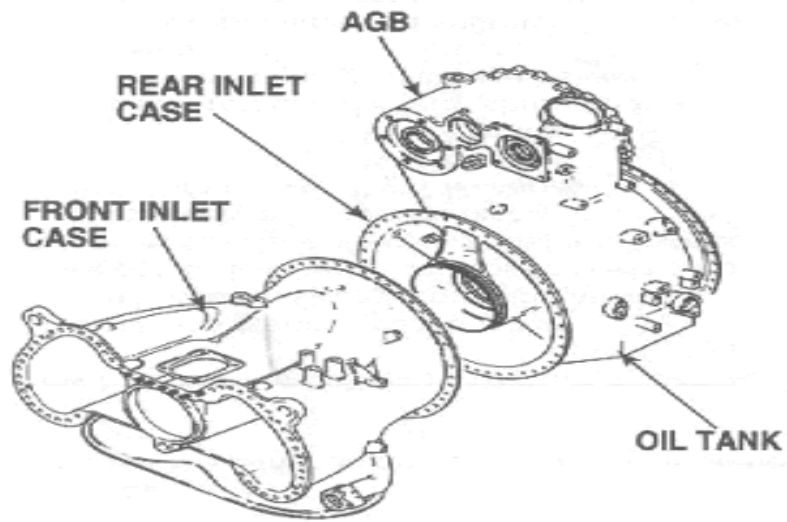


Figure (II.12) : La section entrée d'air

♣ **LE COMPRESSEUR :**

La section compresseur se compose de :

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

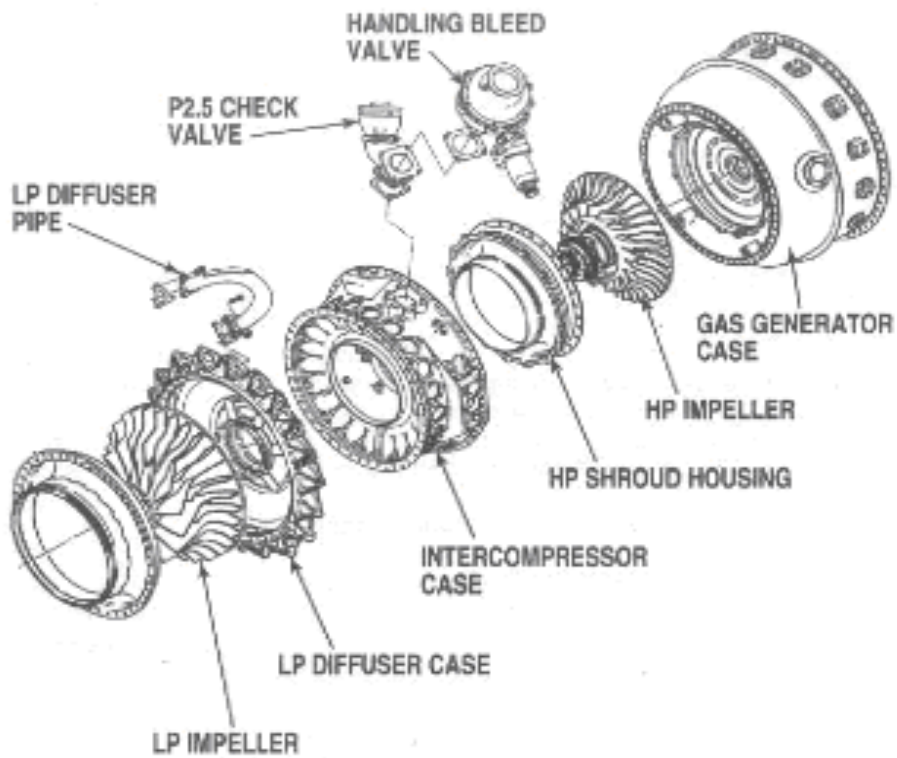


Figure (II.13) : La section compresseur

1. Le compresseur basse pression (LPC) :

Le compresseur basse pression est composé d'un rotor et d'un diffuseur. Son rôle est d'augmenter la pression dynamique et statique pour l'air ambiant. Le rotor est fabriqué en titane usiné, il est doté des caractéristiques suivantes :

- Résistant à la corrosion.
- Solide.
- Un poids est léger.
- Supporté par trois roulements.
- Peut être vérifié facilement par un boroscope.

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

2. Le compresseur haute pression (CHP) :

Ce compresseur à 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 l'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.

L'AGB contient des commandes de :

- La roue centrifuge du reniflard.
- Le 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 du mélange air/carburant.

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

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

Cette chambre à deux enveloppes ; extérieure et intérieure fabriquée en alliage résistant à la température (en céramique). Les différents éléments montés sur 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 disposés autour de l'enveloppe extérieure.

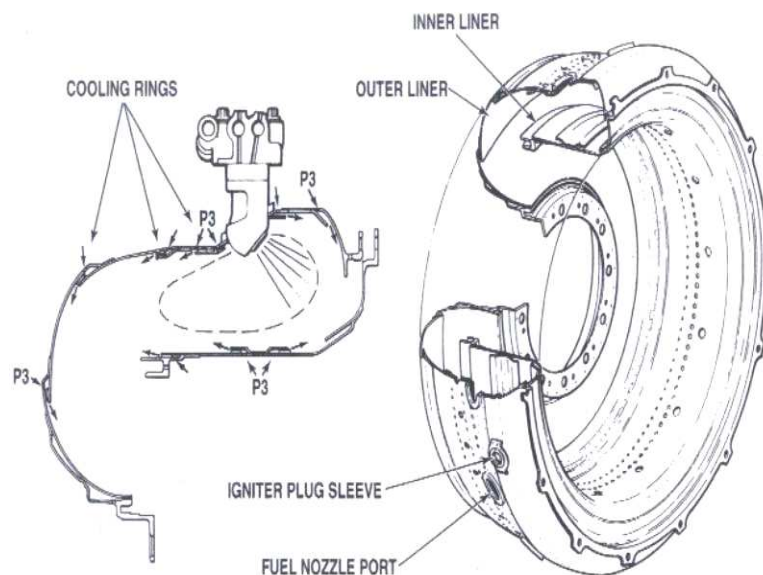


Figure (II.14) : La section chambre de combustion

♣ La section turbine :

1. La turbine haute pression (THP) :

La turbine haute pression à 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 fixées au disque par l'intermédiaire de fixations d'arbre de sapin, en ajustement serré .L'arbre de cette turbine est fixé par des boulons.

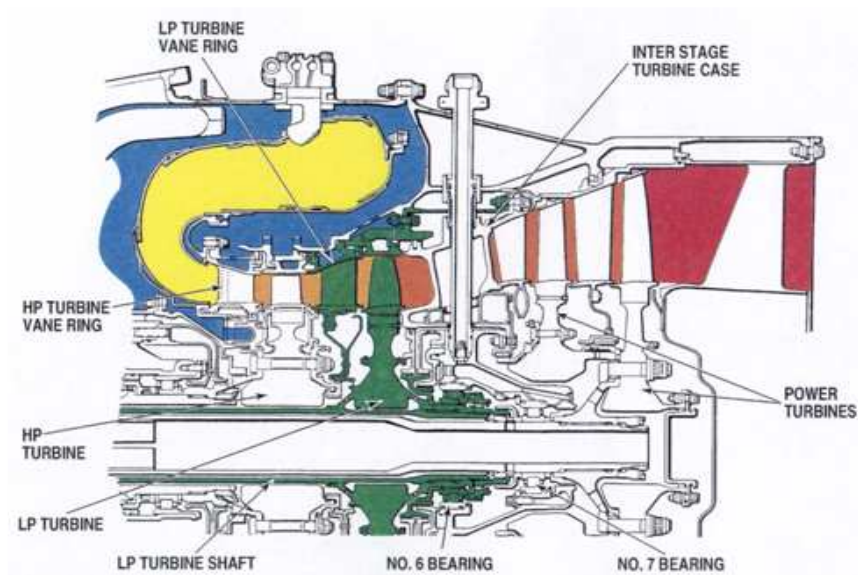


Figure (II.15) : La section turbine haute pression

2. La turbine basse pression (TBP) :

Cette turbine a pour rôle de convertir l'énergie calorifique des gaz chaudes 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 de dentelures d'arbre de sapin et des rivets tubulaires.

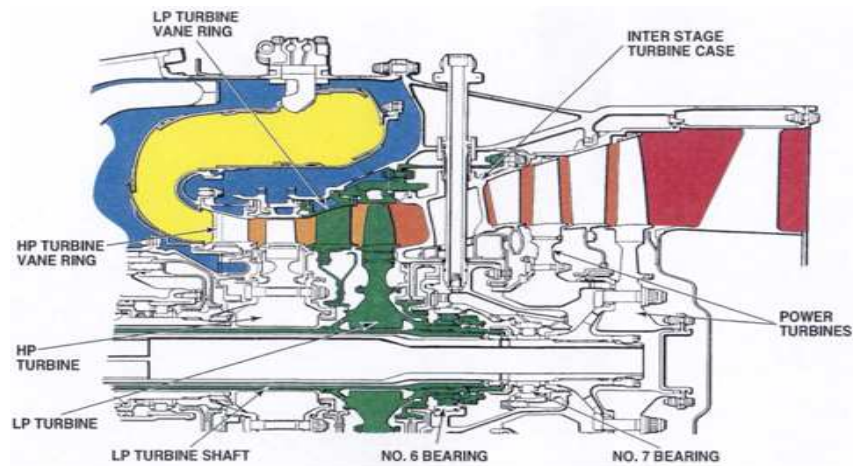


Figure (II.16) : La section turbine basse pression

3. La turbine de travail (turbine libre) :

La turbine de travail 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 par l'intermédiaire du réducteur.

Elle est composée de deux étages (deux disques) qui sont boulonnés entre eux, les deux disques contient un nombre d'ailettes tout à fait différent qui est réparti comme suit :

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

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

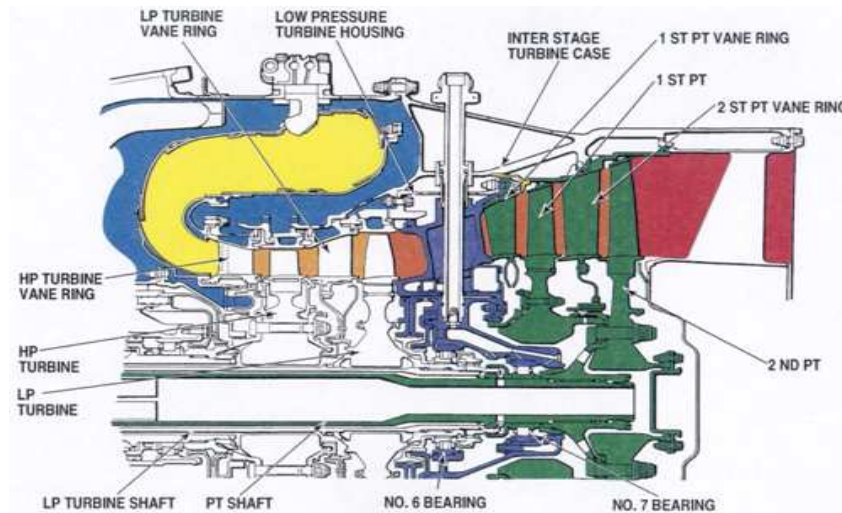


Figure (II.17) : La section de turbine de la puissance

♣ **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 de l'air de ventilation du moteur. Il est calorifuge de manière à limiter l'élévation de température extérieure de la tuyère.

II.7.3. Le Bâtis du moteur :

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

- ❖ Deux (02) bâtis antichoc latéraux avant.
- ❖ Un (01) bâtis antichoc supérieur avant.
- ❖ Deux (02) bâtis antichoc latéraux 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.

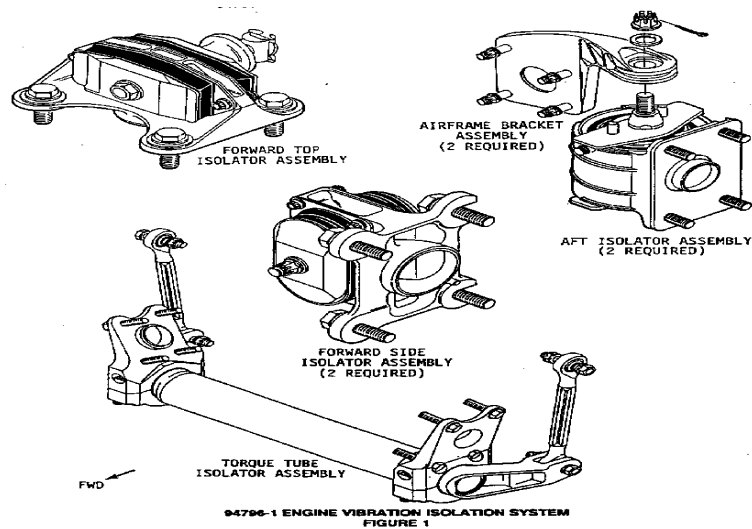


Figure (II.18) : Attachement du moteur aux supports

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

L'hélice a pour rôle de fournir une force de traction en prenant 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.



Figure (II.19) : L'hélice du moteur PW 127F

La désignation de 568F-xx :

- 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 l'hélice.
- le quatrième caractère "F", dénote une hélice montée par bride.
- le suffixe " xx ", dénote une application spécifique.

Les 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 : 3.93 mètres
- poids de système : 170,55 kg (sèches)
- Station de référence de pales : 147.32 centimètres
- conditions électriques : 115Vac, 400 Hz

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

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

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

Tableau (II.2) : Description de l'hélice du moteur PW 127F.

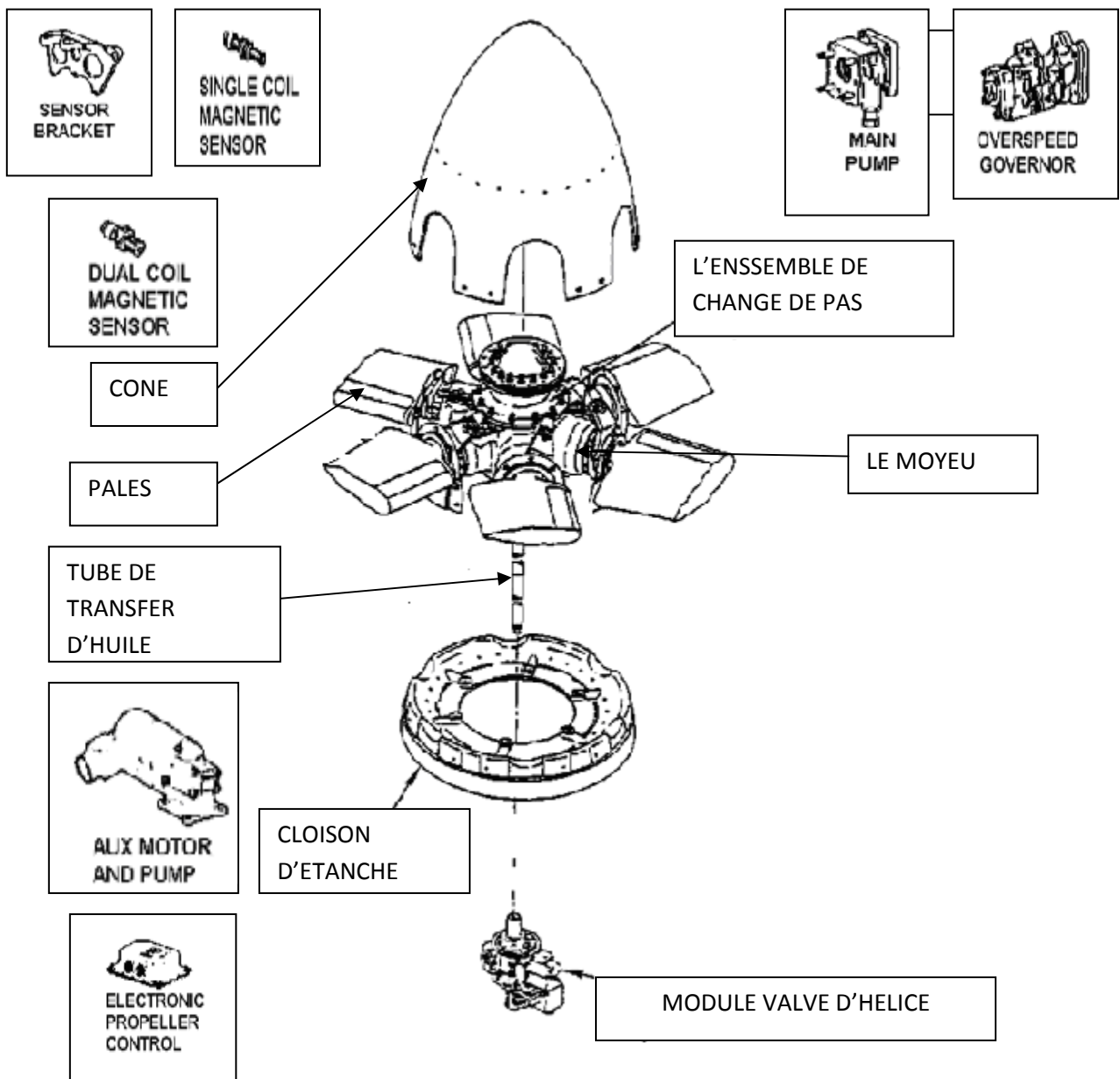


Figure (II.20) : Les accessoires du système d'hélice

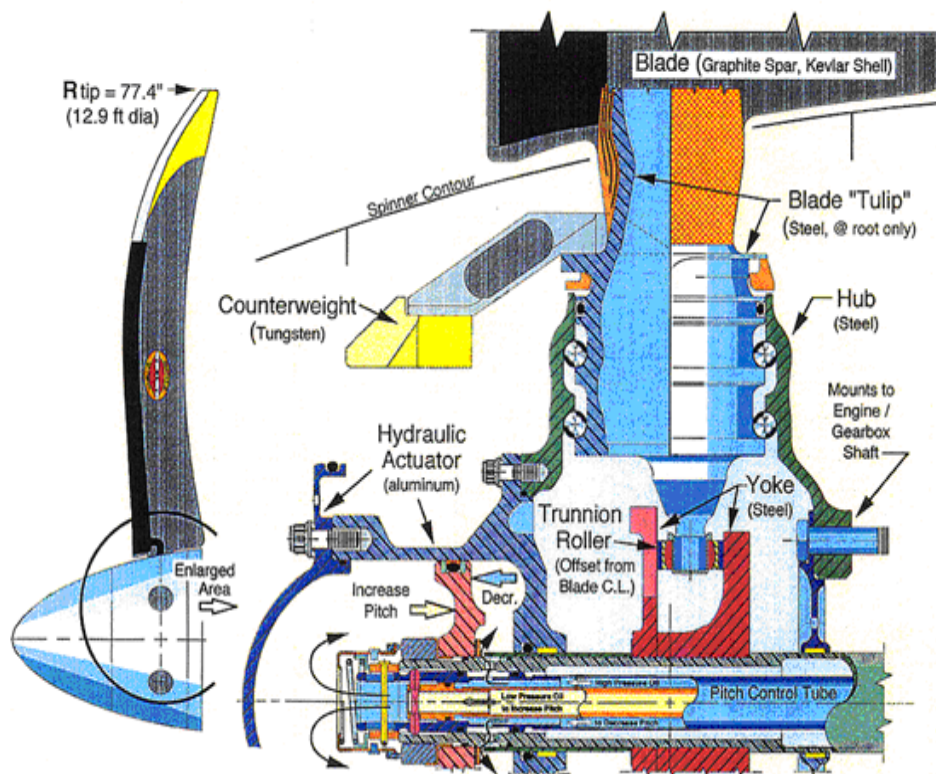


Figure (II.21) : Coupe de l'hélice 568F

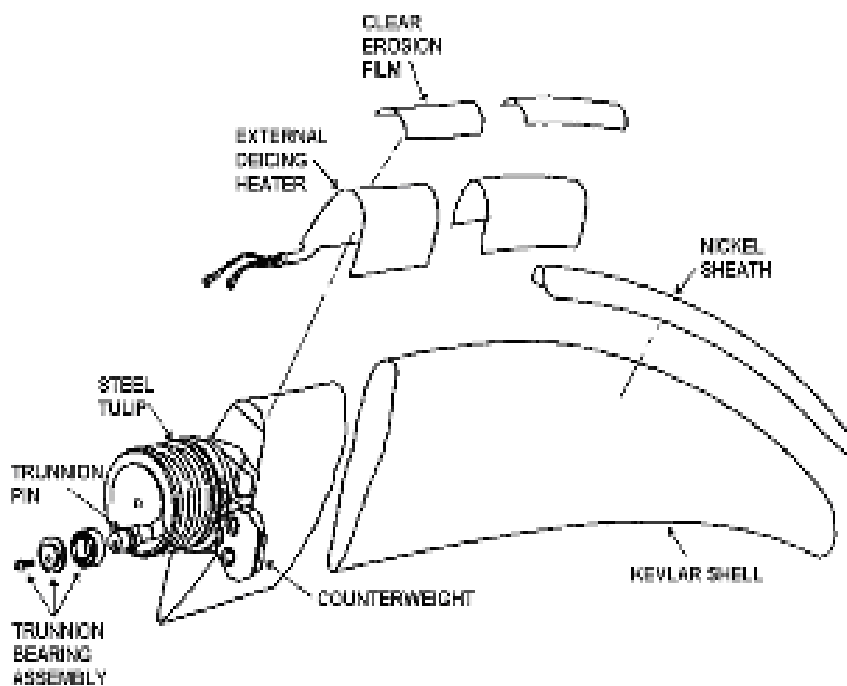


Figure (II.22) : La pale d'hélice

CHAPITRE III

LES DIFFERENTS SYSTEMES DU MOTEUR PW127F

III.1. LE SYSTEME D'HUILE :

III.1.1. Rôle du système d'huile :

Le circuit de lubrification du moteur PW 127-F 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.

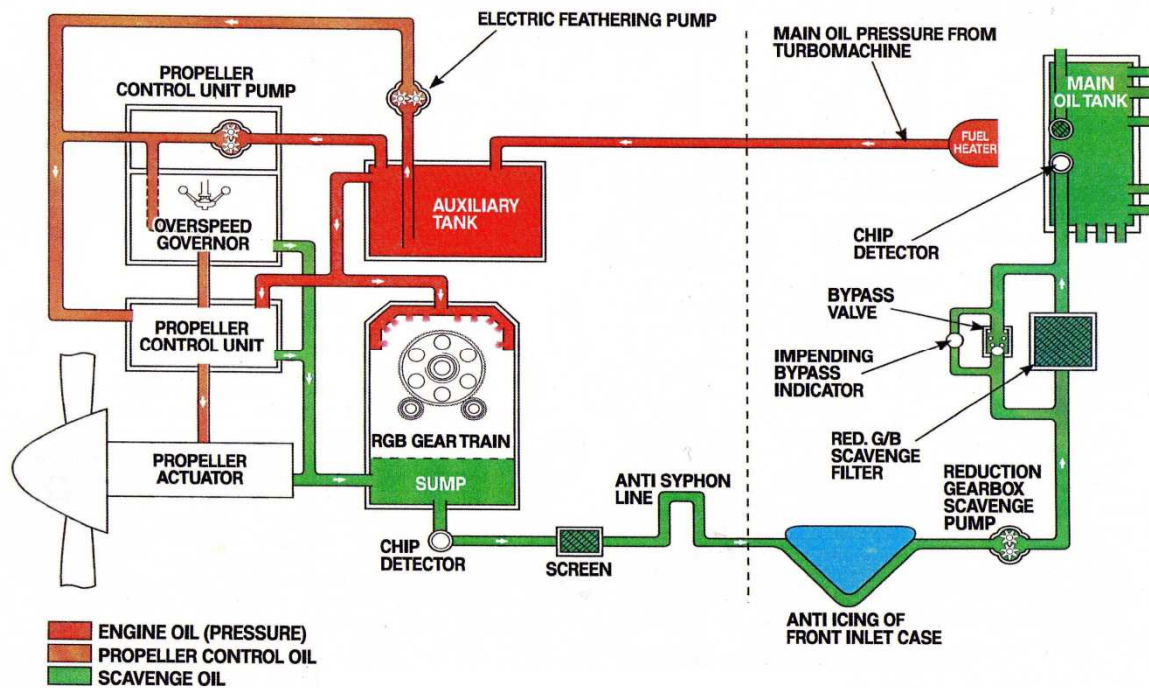


Figure (III.1) : Le système d'huile de la gearbox

III.1.2. Caractéristiques d'huile:

L'huile de lubrification doit répondre aux exigences suivantes :

- Pouvoir lubrifiant élevé.
- Viscosité constante.
- Point d'éclairé élevé.
- Point de congélation bas.

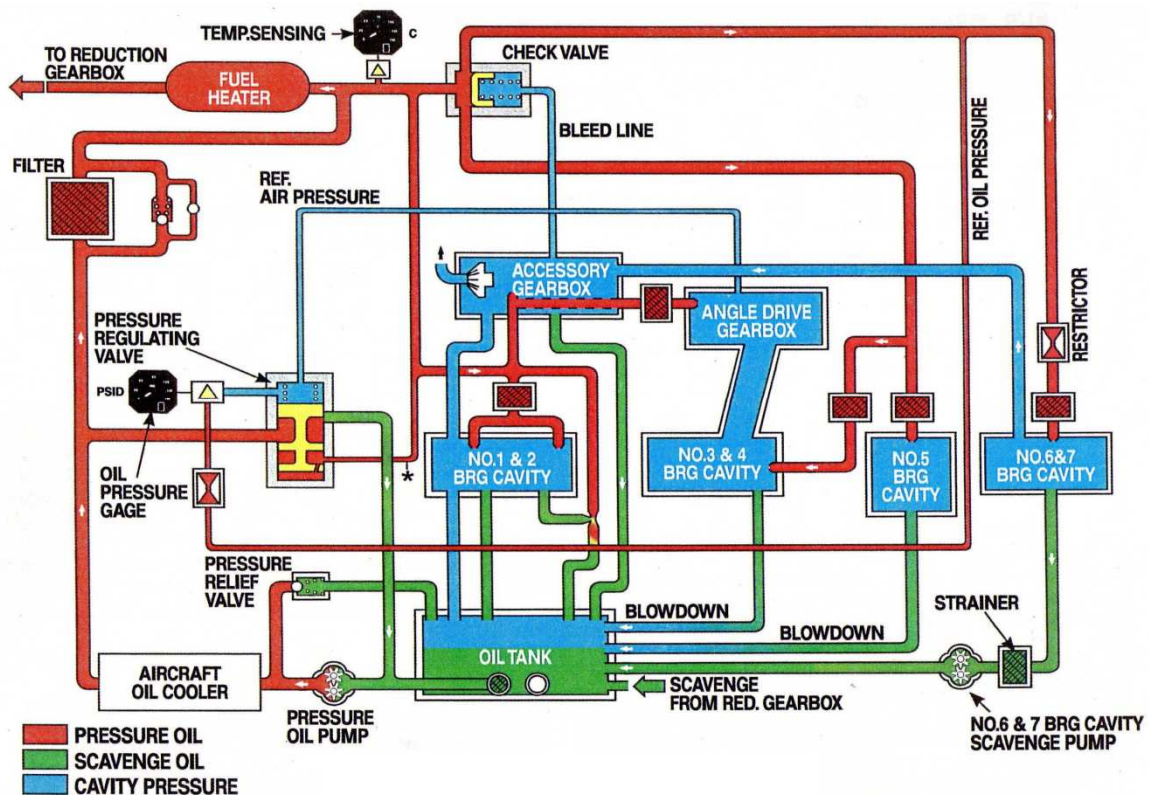


Figure (III.2) : Le système d'huile de la turbomachine

Pour le cas du moteur **PW 127-F** l'huile utilisée est 2380 EXON avec les limitations suivantes :

- La température de vaporisation de cette l'huile est d'environ 125 C.
- La température de congélation de cette l'huile est d'environ -54 C.
- L'intervalle de la température d'huile est limité entre 0 et 115 C pour le fonctionnement normal du moteur.

- L'intervalle de pression d'huile est limité entre 55 et 65 psis pour le fonctionnement normal du moteur.
- La valeur minimale de cette pression est environ de 44 psis.
- La consommation d'huile par ce moteur est 5 lbs / h.
- La capacité du réservoir d'huile est de 38.3 lbs.

III.1.3. Les composants du système d'huile :

Le système d'huile du moteur **PW 127-F** comporte les principaux éléments suivants :

III.1.3.1. Un réservoir d'huile principal :

Le réservoir d'huile à pour fonction :

- Contenir l'huile du moteur.
- Enlever l'air de l'huile récupérée.
- Permet un contrôle visuel de la quantité d'huile.

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

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

III.1.3.2. Un réservoir auxiliaire :

C'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. Le siphon anti-retour :

Ce dispositif a pour but d'empêcher l'écoulement de l'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 entraînée 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 coté droit du moteur.

III.1.3.5. Un radiateur d'huile refroidi par l'air :

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 à pour rôle de régler la pression d'huile, elle maintient la pression du système d'huile à 60 ± 5 Psi au régime de NH au-dessus de 75 % et pour le régime de NH au-dessous de 75 % la pression d'huile minimale est 40 Psis.

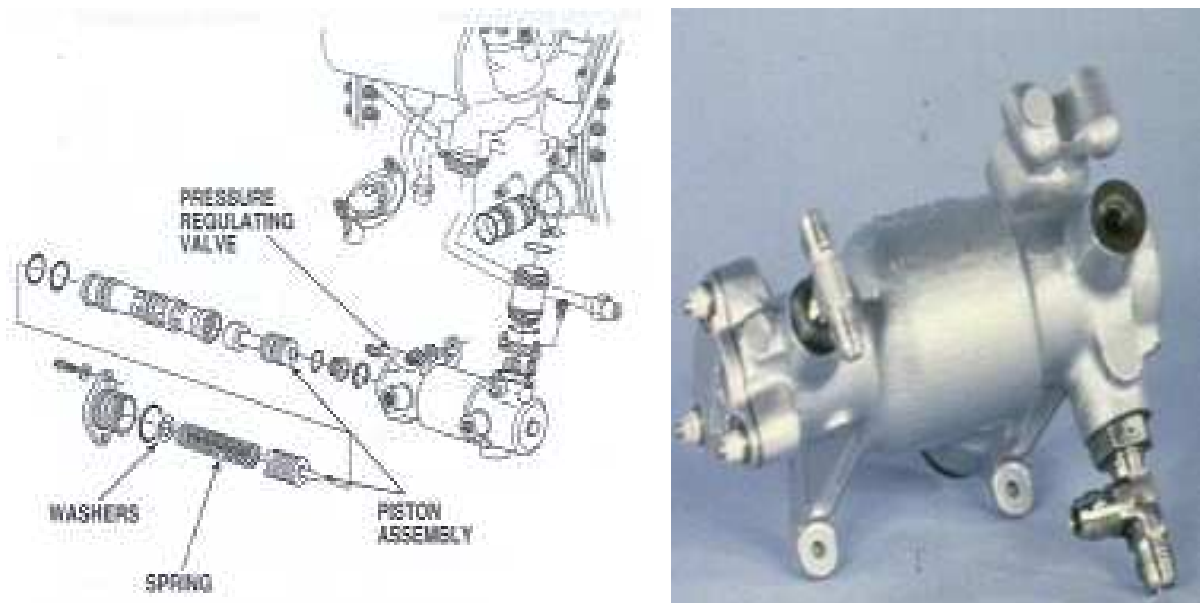
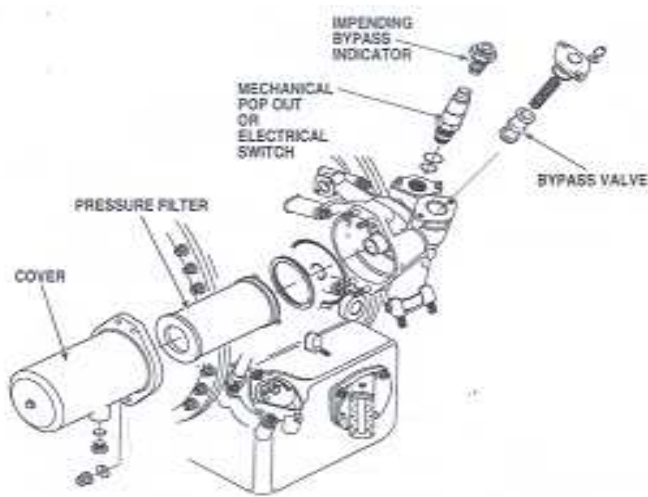


Figure (III.3) : La valve de régulation de pression

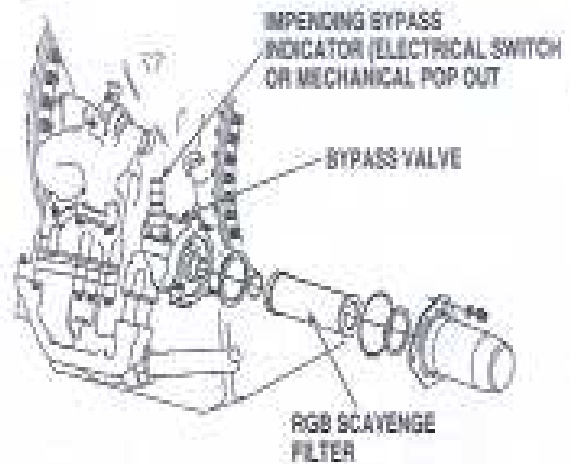
III.1.3.7. Un filtre de pression HP :

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

Il y'a deux filtres d'huile, un pour le refoulement qui est localisé dans la partie gauche du moteur au dessus du réservoir d'huile et l'autre pour la récupération de l'huile de la RGB qui est localisé dans la partie droite du moteur à coté du 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 de 40 Psi pour faire passer l'huile.



Filtre de refoulement



filtre de récupération RGB

III.1.3.8. Un échangeur de chaleur huile/carburant :

Il est localisé dans la partie gauche du moteur au-dessus du filtre de refoulement, parmi ces principaux composants; le filtre .son rôle est de refroidir l'huile et de réchauffer le carburant.

III.1.3.9. Un radiateur d'huile refroidi par le carburant :

Son rôle est le même que celui de l'échangeur de chaleur mais cette fois-ci, il refroidit l'huile de l'RGB. Ce radiateur est localisé au-dessus de l'RGB.



Figure (III.5) : Le radiateur « FCOC »

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

La check valve a pour fonction :

- Empêcher la fuite d'huile pendant le démarrage et l'arrêt du moteur.
- Désigner le point de prélèvement de l'air pour assurer l'étanchéité des paliers.

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

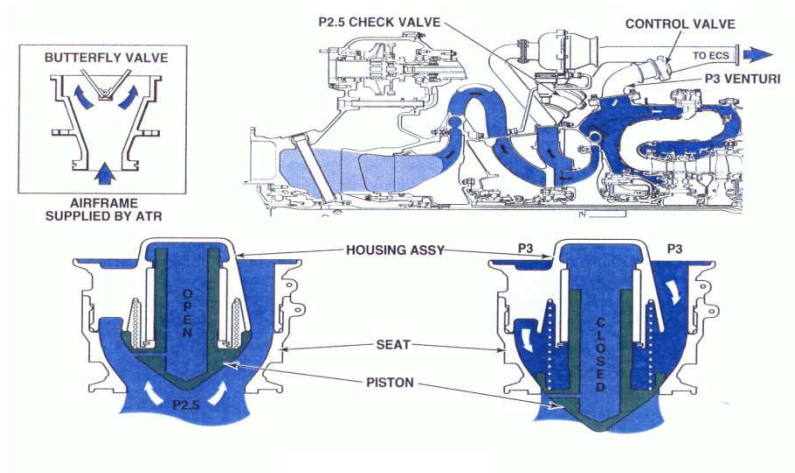


Figure (III.6) : La Check valve

III.1.3.11. Un transmetteur de pression :

Le rôle de transmetteur de pression est l'envoi au cockpit 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.



Figure (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 cockpit.

III.1.4. Description et fonctionnement du 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 :

a) 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 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 Psis (vitesse NH30%) la valve anti-retour s'ouvre et l'huile débité aux gravités des roulements N°6 et N°7 d'une part et roulement N°5, 3 et 4 d'autre part.

b) Le système de récupération :

➤ **Pour la turbomachine :**

L'huile de boîtier d'accessoire (AGB) et des cavités des roulements N°1 et N°2 est récupéré par gravité avec la contribution de la pression d'air, par contre celle des cavités des roulements N°3,4 et 5 est récupéré 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.

c) 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 connecte le réservoir d'huile aux paliers N°1 et N°2, comme il existe d'autre connections 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.2. LE SYSTEME DU CARBURANT :

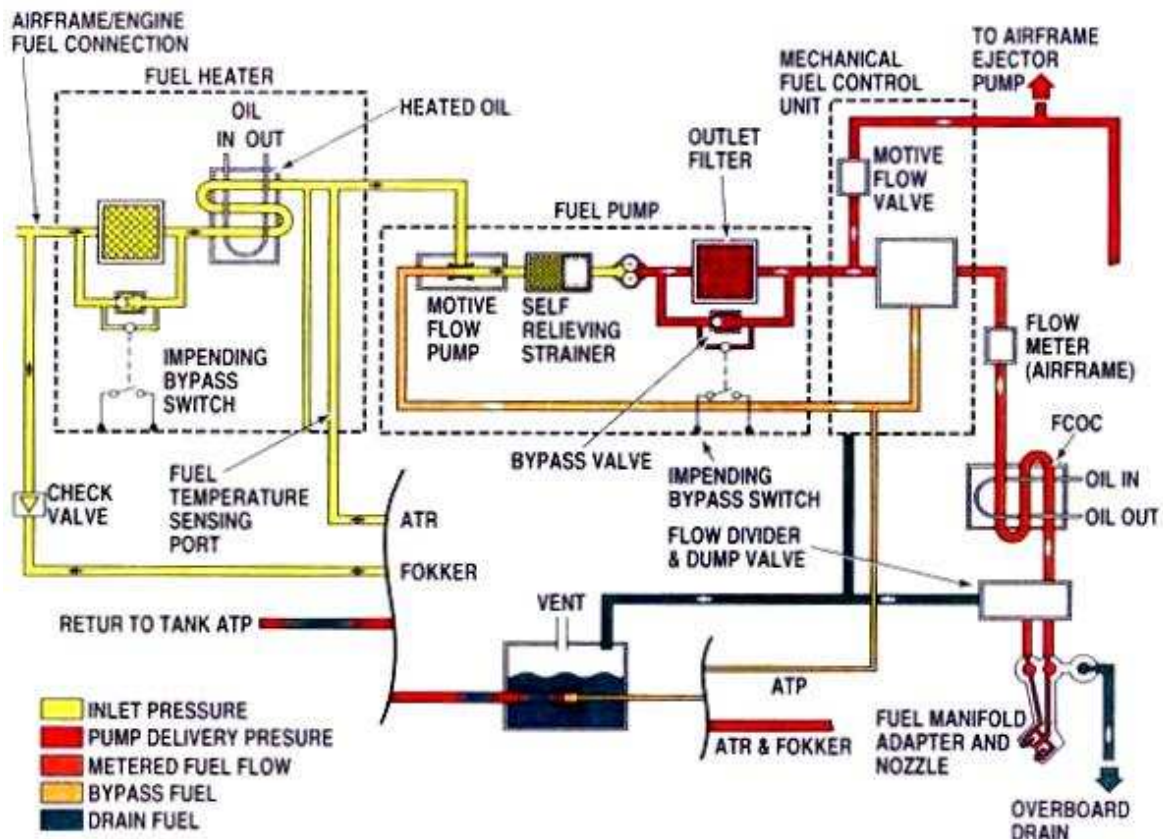


Figure (III.8) : Le Système du carburant pour ATR

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 du 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 mécaniques qui servent à moduler le débit et la pression de carburant du moteur.

Cette unité est surveillée par l'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 la pompe carburant.

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

III.2.3. L'indication :

Le système carburant est surveillé par des indicateurs qui sont :

III.2.3.1. 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.

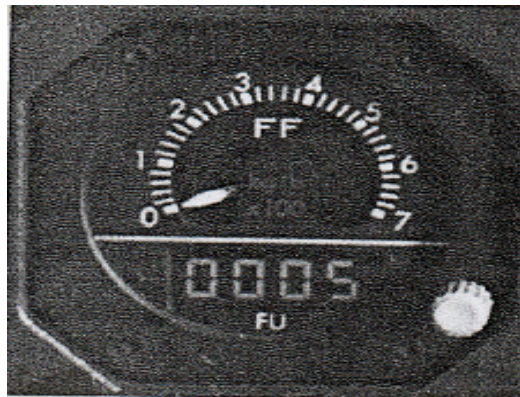


Figure (III.9) : L'indicateur FF/FU

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

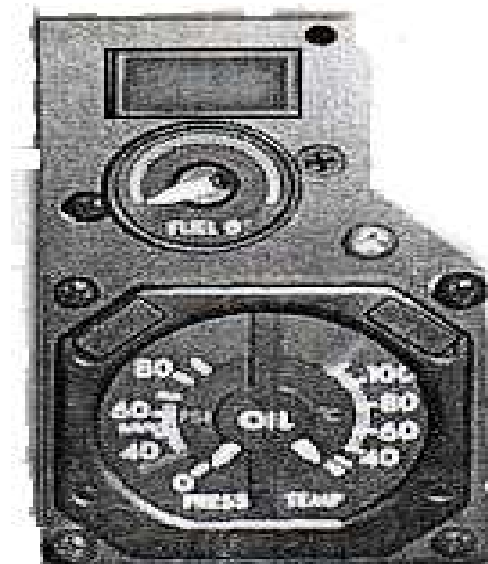


Figure (III.10) : Indicateur de colmatage de filtre

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 de quelques éléments :

III.2.4.1. La pompe carburant :

La pompe carburant à 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.

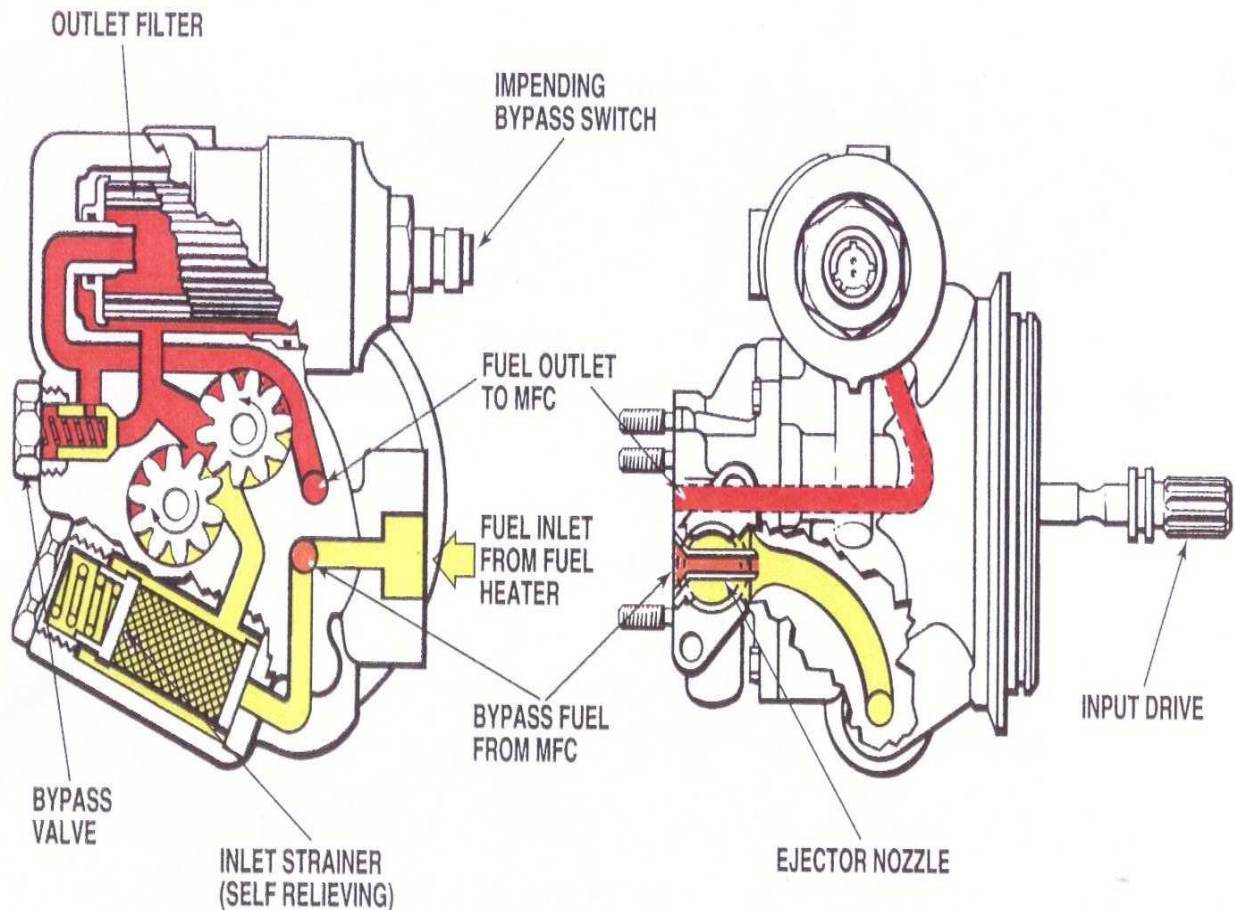


Figure (III.11) : La pompe carburant

Cette pompe carburant est composée essentiellement d' :

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

- 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 25 Psis et la déviation complète à 50 Psis.

- 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 (MFCU) :

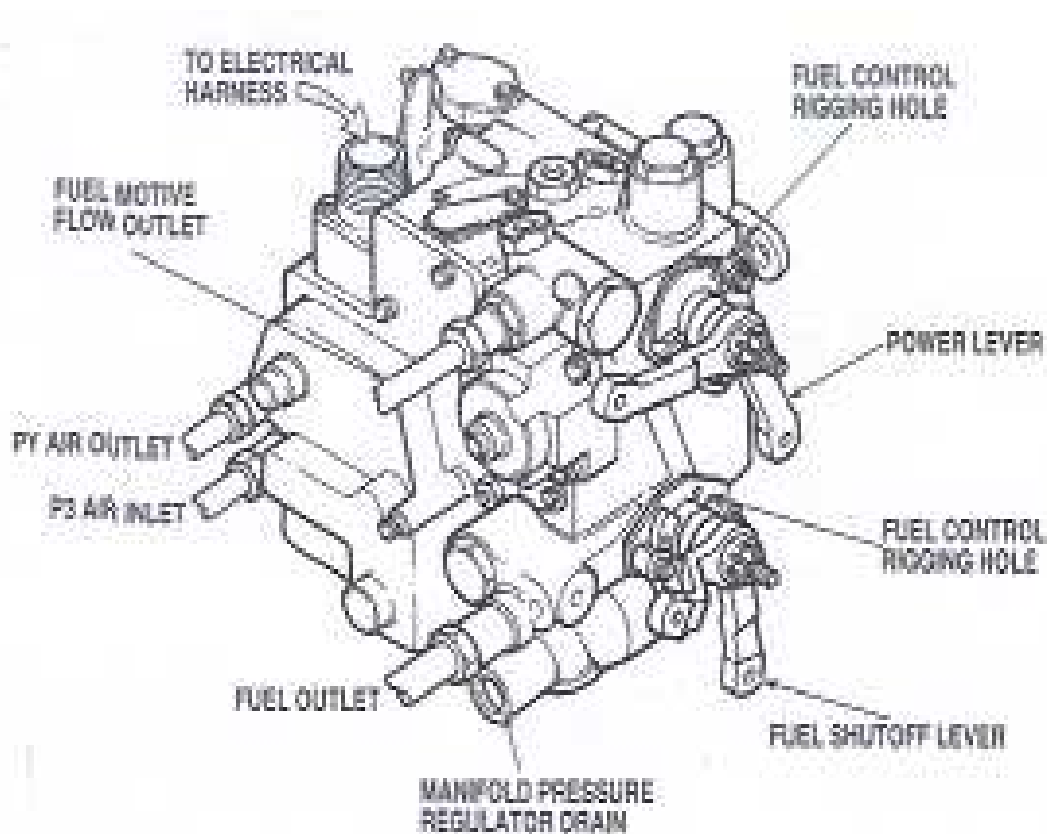


Figure (III.12) : L'unité de contrôle du carburant

Le rôle l'unité de contrôle du carburant 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.

Le MFCU est composé des valves et des 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 excède les 125 à 155 Psis.

➤ **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 (de l'ordre de 18Psis) 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 la section de l'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 carburant / air.

➤ **Valve de pressurisation minimum :**

Cette valve maintient une pression de carburant minimum (60 Psis) 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 :

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

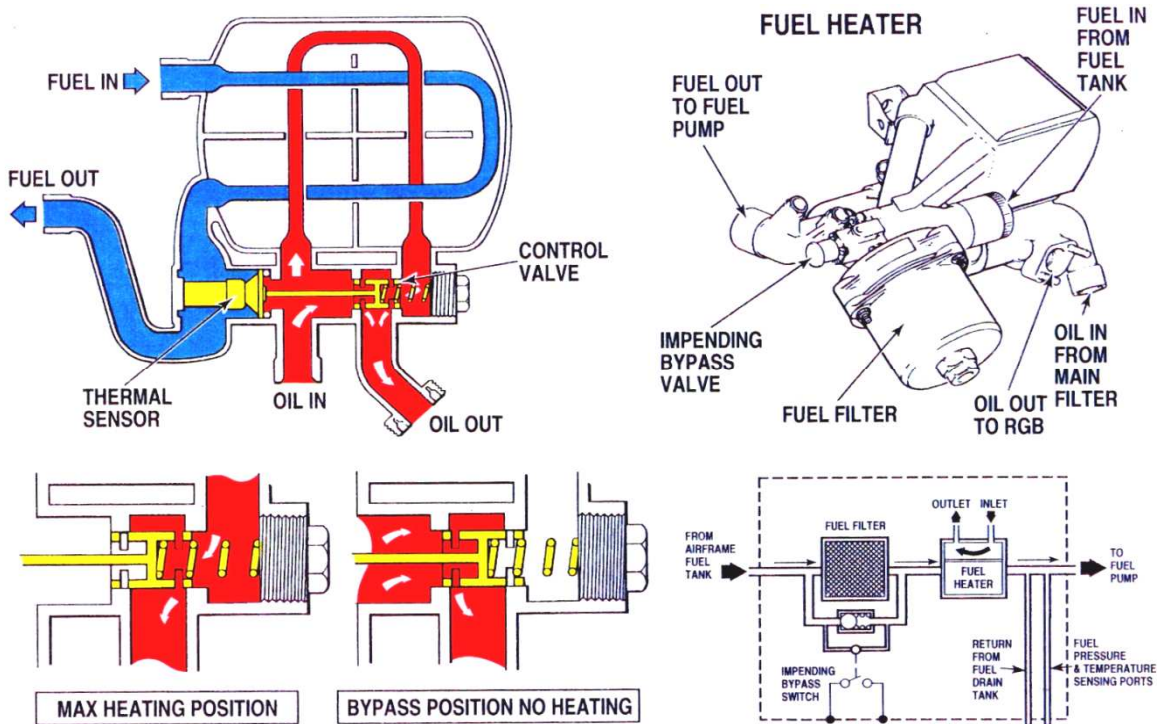


Figure (III.13) : Le réchauffeur de carburant

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 a pour fonction le contrôle de la position de la valve, elle permet ainsi de moduler la température du carburant entre 10C° et 32C°.

Température du carburant	Sonde de température	La valve de contrôle	La température de carburant
<10C°	Diminue	La chaleur maximale	Augmente
>32C°	Augmente	By-pass maximale	Diminue

Tableau (III. 2) : Le fonctionnement de la sonde de température

Du point de vue de la composition, le filtre est un ensemble de crépines, qui est de type basse pression. Son rôle essentiel est d'empêcher les impuretés de l'ordre 70 µ qui viennent 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 a partir d'une différence de pression de 3 Psis.

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

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 RGB, il assure le refroidissement de l'huile de lubrification de la RGB en utilisant le carburant comme source de refroidissement.

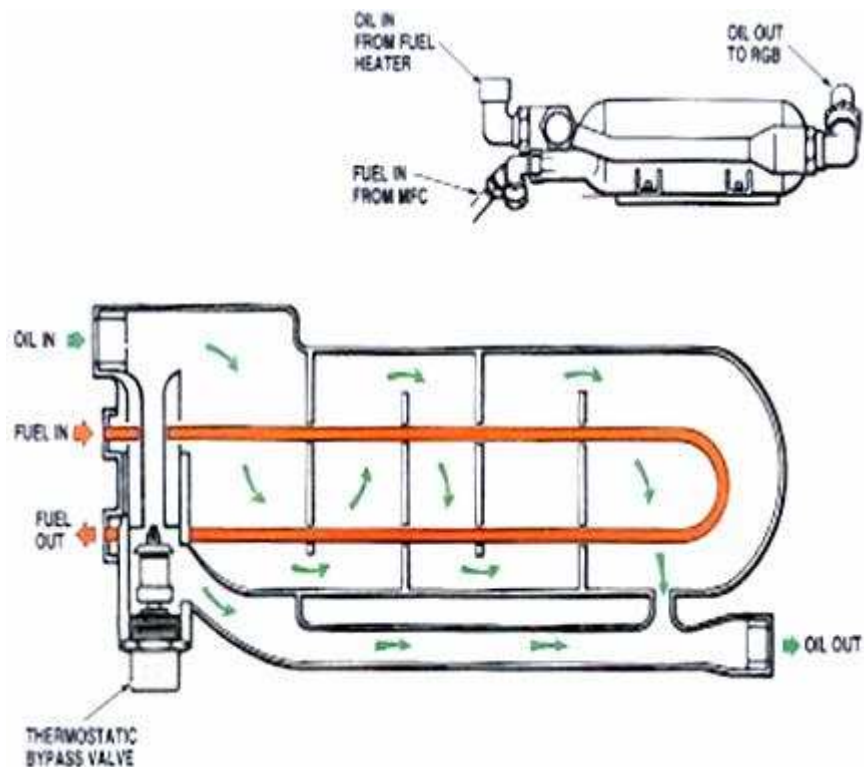


Figure (III.14) : Le schéma d'un FCOC

Ce radiateur inclut :

➤ **Une valve de contrôle :**

La valve de contrôle a pour rôle de commander la quantité d'huile traversant 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°	Contractée	Déviation maximale (chaleur)	Augmentations
>71C°	tendue	Le refroidissement est maximum	Diminutions

Tableau (III. 3) : Le fonctionnement du radiateur

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 suit :

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 dépasse les 310 psis, la valve de transfert s'ouvre, un écoulement au collecteur secondaire et 4 injecteurs additionnels commencent à fonctionner.

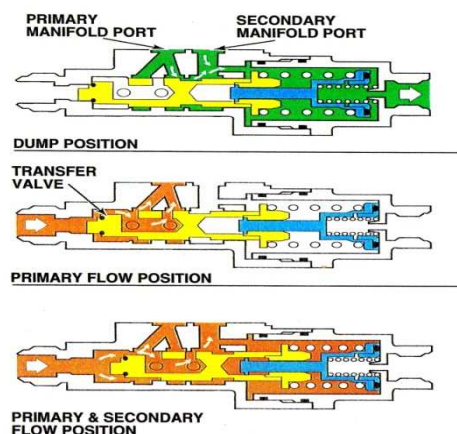


Figure (III.15) : Le diviseur de débit carburant

III.2.4.6. Les injecteurs :

Les injecteurs de carburant à pour rôle de fournir un débit carburant pulvériser 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 équipé seulement par les orifices annulaires pour un débit secondaire. Localisent sur les numéros suivants : 1, 4, 8,12.

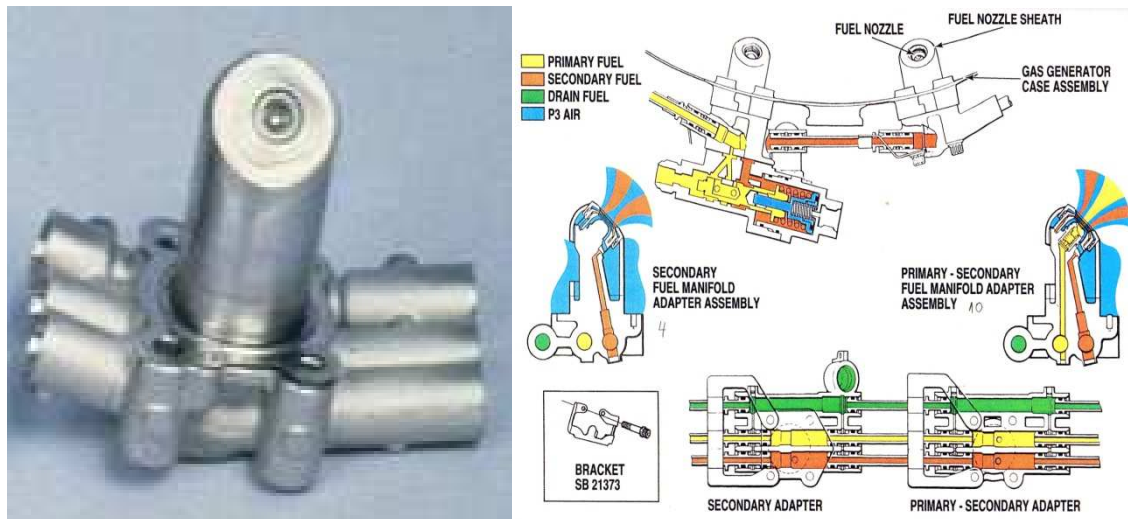


Figure (III.16) : L'injecteur de carburant

III.2.4.7. Le réservoir de drainage carburant :

Le réservoir de drainage de carburant à 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 et une pompe.

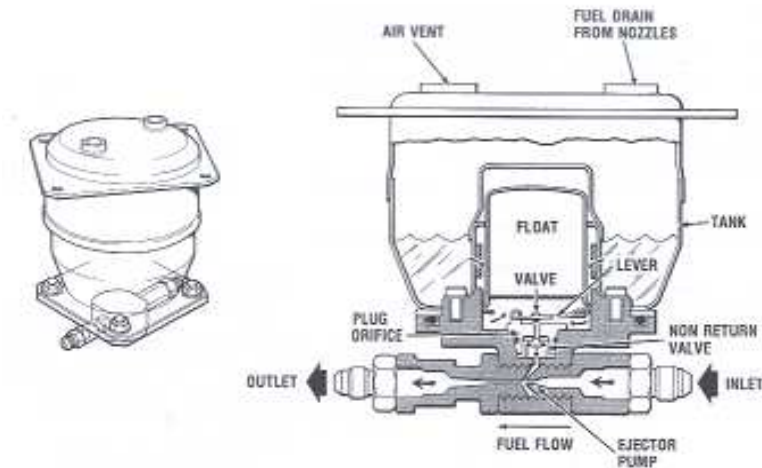


Figure (III.17) : Le réservoir de drainage carburant

Son fonctionnement est comme suit :

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.3. LE SYSTEME 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.

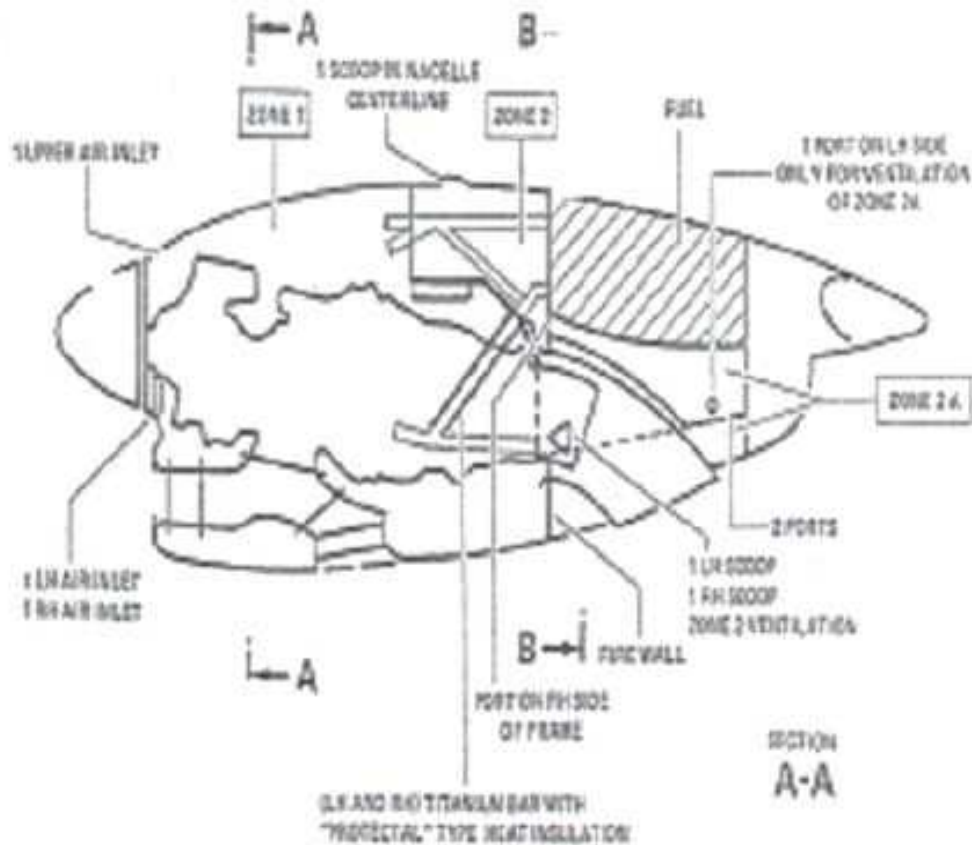


Figure (III.18) : Zones de ventilation de la nacelle

III.3.2. Description de la 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.

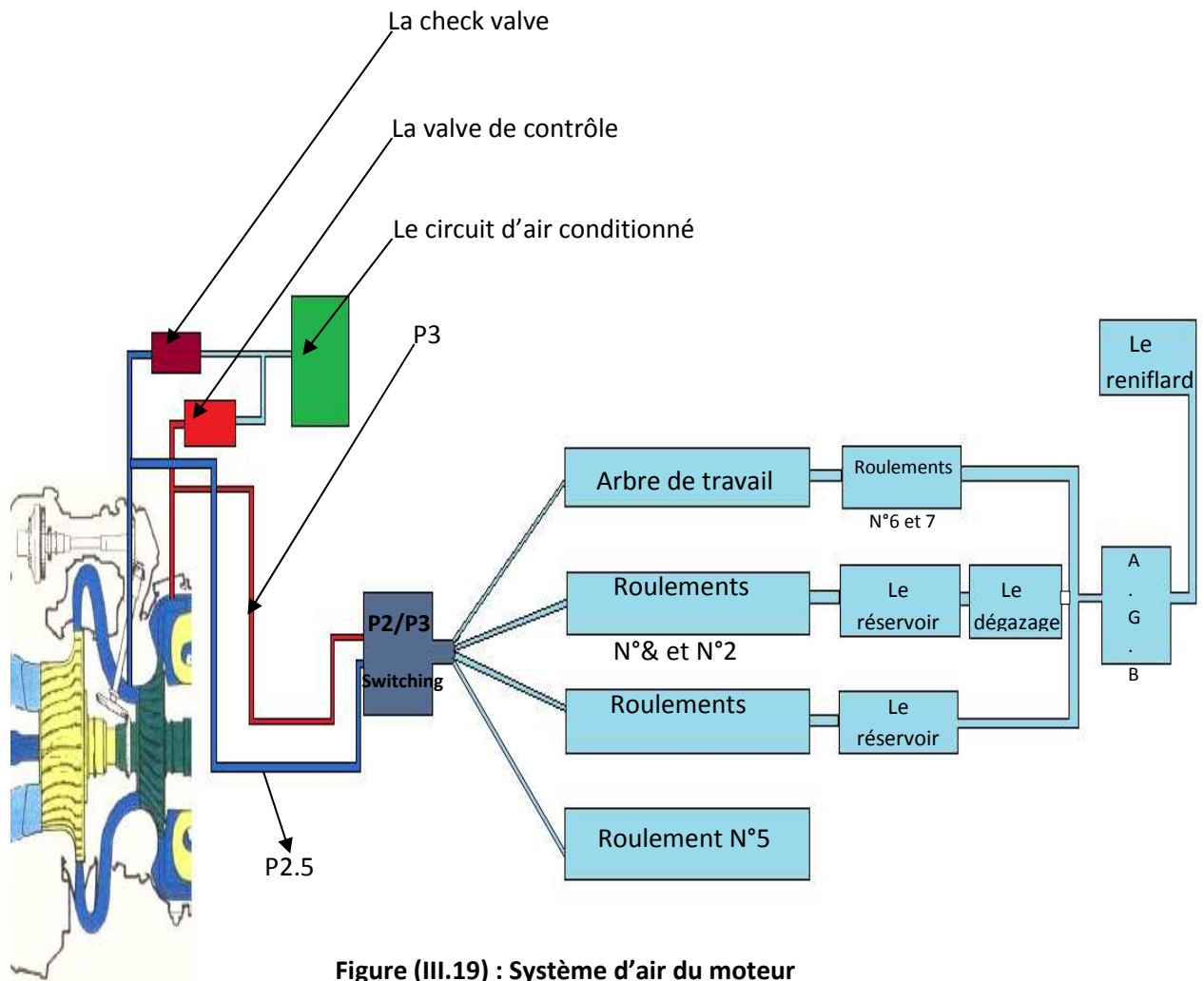


Figure (III.19) : Système d'air du moteur

❖ **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 la vidange 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).

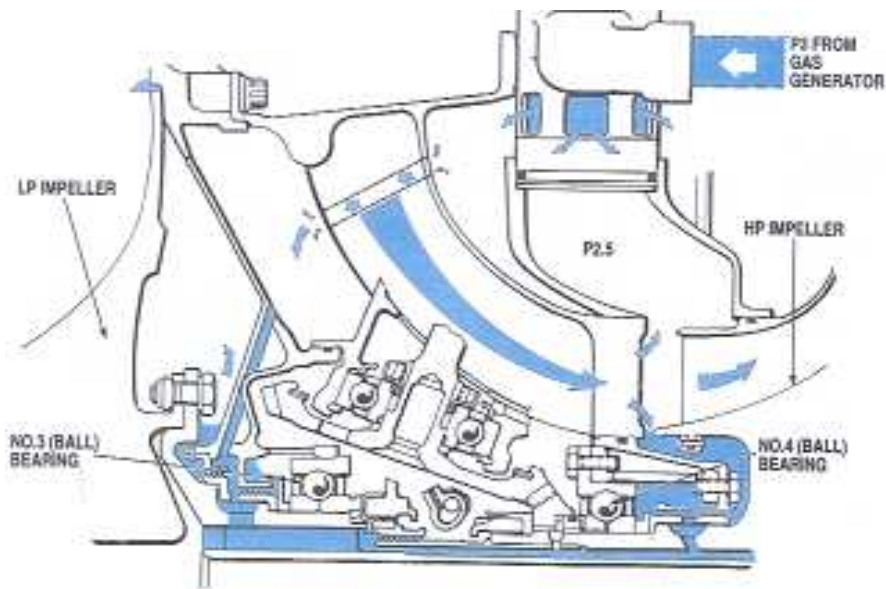


Figure (III.20) : L'étanchéité des roulements N°3 et N°4

- La cavité et les joints du roulement N°5 reçoivent l'air de la 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.

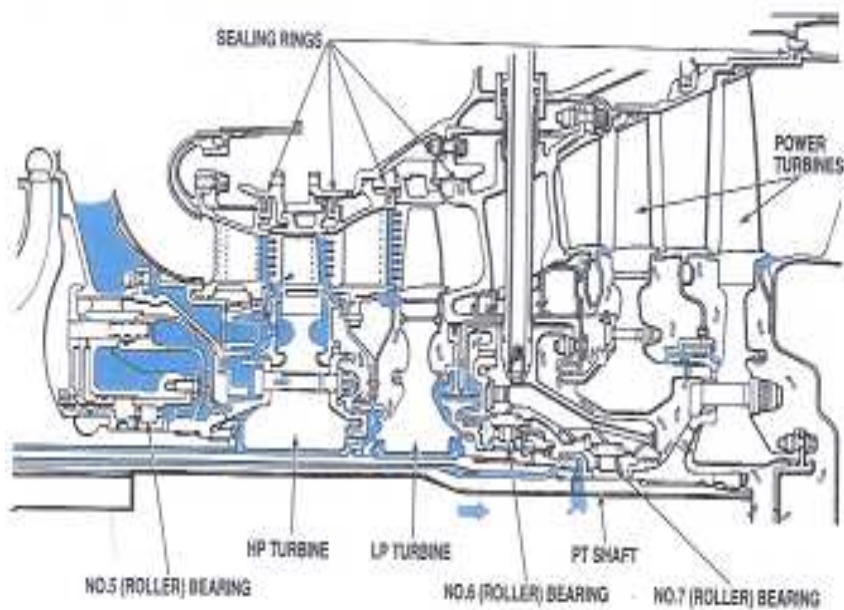


Figure (III.21) : La circulation de l'air dans les paliers et la turbine

III.3.3. Les différents composants du 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 aux bas régimes (basse puissance).
- Est conçue pour fournir un maximum de 10% d'air de décharge de compresseur (dispositif de sûreté)

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

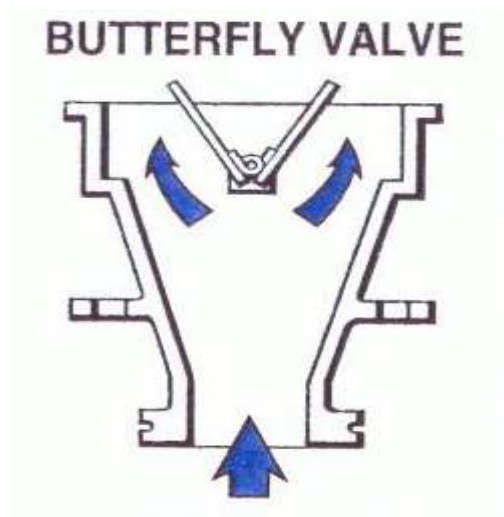


Figure (III.22) : La vanne papillon

Le clapet anti-retour a pour rôle 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 de l'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.

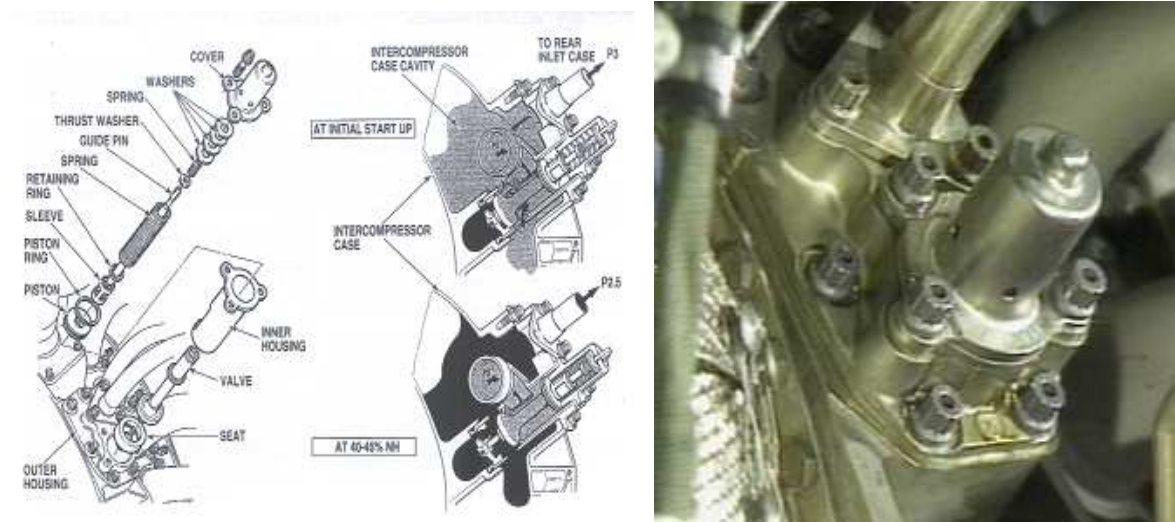


Figure (III.23): Air Switching Valve

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 utiliser.

- Quand le moteur est en phase de démarrage, P3 est supérieur 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, 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

Tableau (III.5) : Le fonctionnement de la switching valve

D'après la description de la ventilation moteur et cabine, on déduit 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) à 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.

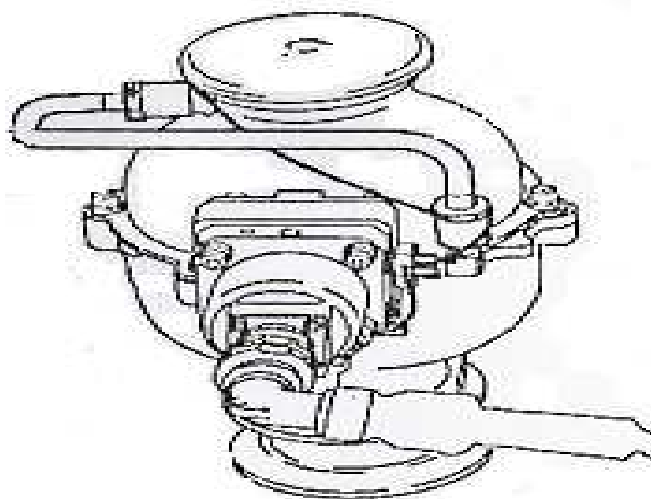


Figure (III.24) : Le dispositif anti-pompage (HBV)

▪ **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.
- 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

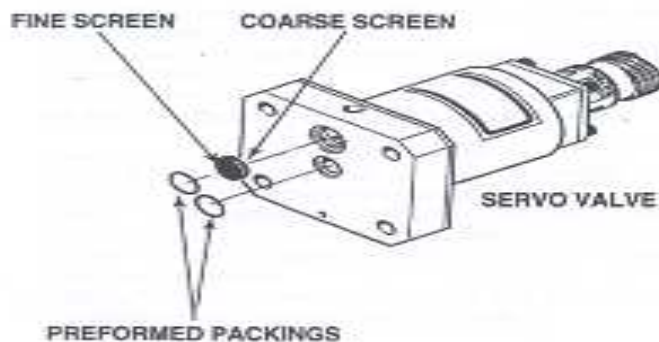


Figure (III.25) : La servovalve

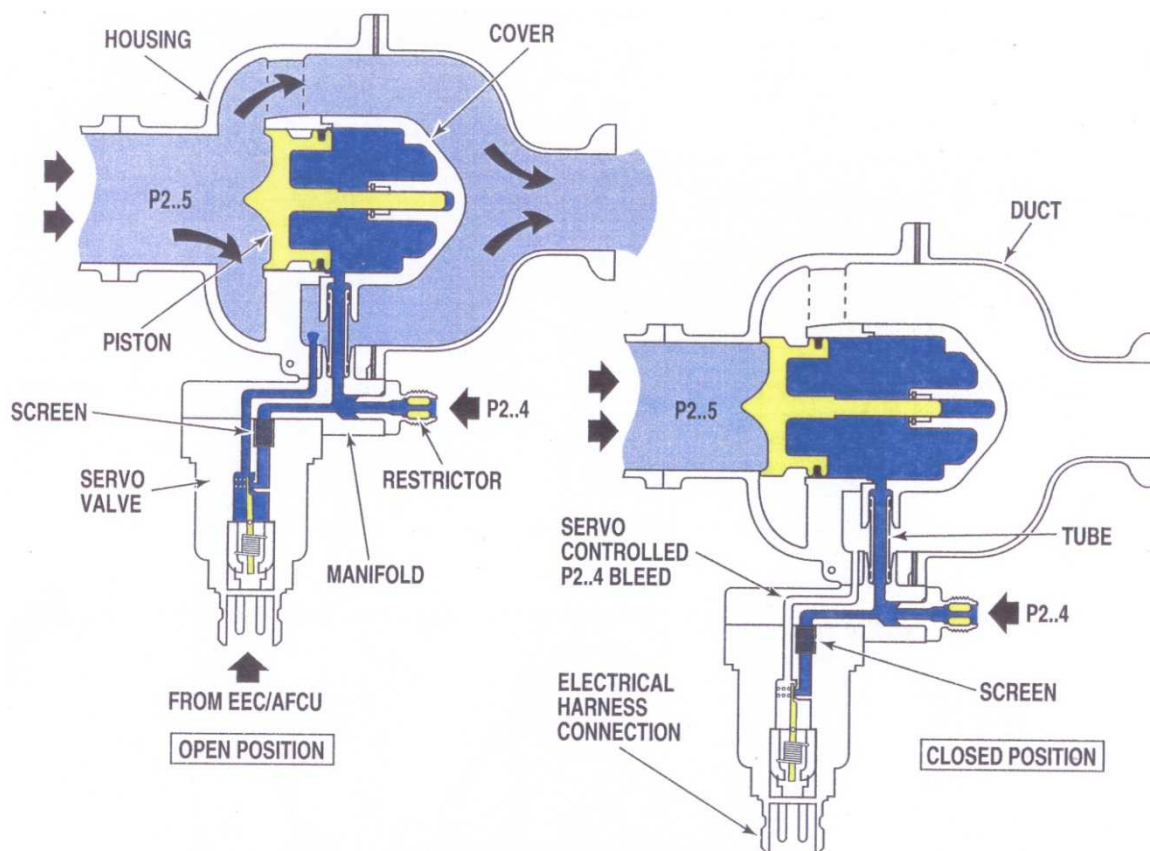


Figure. (III-26) : Fonctionnement de HBV

moteur / fuselage	condition de l'état stable	opération transitoire
Moteur 127F / ATR	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.	HBV s'ouvre pour des régimes accélérations, décélérations.

Tableau (III.6) : Le fonctionnement de la HBV

▪ **Les différentes postions 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 fermée 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 l'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 fonctionnée 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 du système d'air :

Au bas régime, la valve de venturi fournit l'air pour maintenir également le clapet P2.5 anti-retour en position fermé. 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 sicle 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	Bas régime
Clapet anti- retour	P2.5	Haut régime

Tableau (III.7) : Le fonctionnement système d'air

III.4. LE SYSTEME D'INDICATION :

III.4.1. Description du système d'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 inter-turbine (ITT).
- La vitesse de rotation du rotor 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 du carburant.

Les paramètres du moteur sont enregistrés dans le module de SIDA du FDAU Pour la surveillance de l'état de fonctionnement du moteur.

III.4.2. Description des indicateurs et des sondes :

III.4.2.1. Indicateur et sonde de torque moteur (système de mesure de couple) :

Le système de mesure de couple fournit l'indication du couple pour le cockpit, la valeur du couple pour la logique d'auto-Feather 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 RGB.
- 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 l'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.

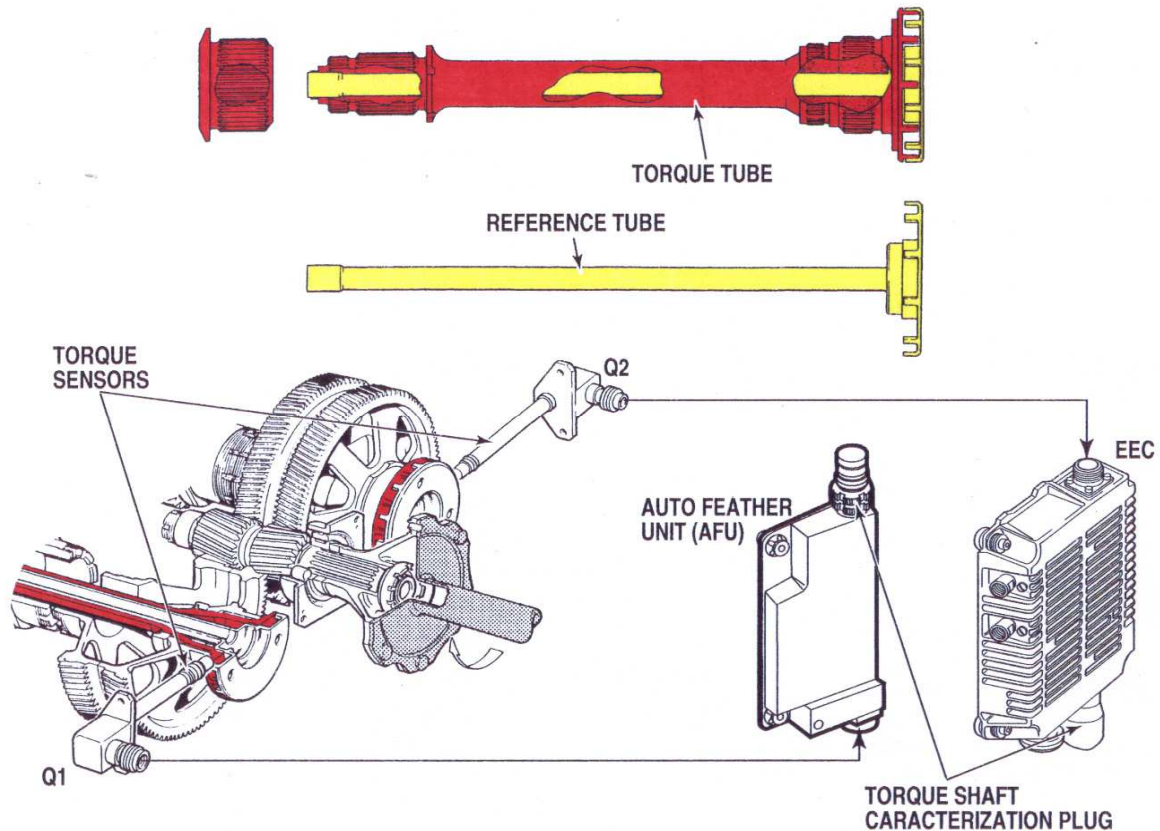


Figure. (III-27) : Le Système de mesure de couple

❖ 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. l'indicateur d'ITT et la sonde des thermocouples :

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

La température est un paramètre essentiel qu'il faut surveiller pendant le fonctionnement du moteur, pour cela le dispositif ITT est primordial pour le faire, et il se compose des éléments suivants :

- Neuf (9) thermocouples sont situés autour d'une rampe turbine de LP.
- Une résistance thermique d'équilibre de la sonde T6, 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 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 pique 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.

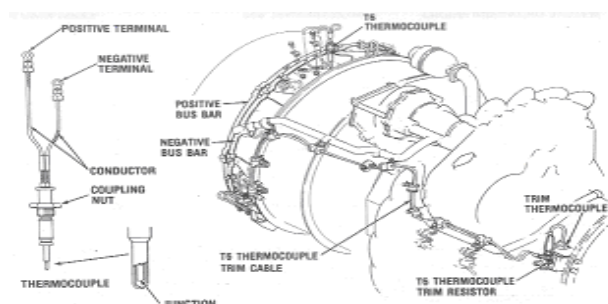


Figure. (III-28) : Système de température T6

❖ Description de l'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 $ITT > 800\text{ C}^\circ$ 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 de l'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. Vérification 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 défailantes
augmentation considérable	le thermocouple d'équilibre défailant. la résistance de calibrage défailante

Tableau (III.8) : Le dépannage de la T6

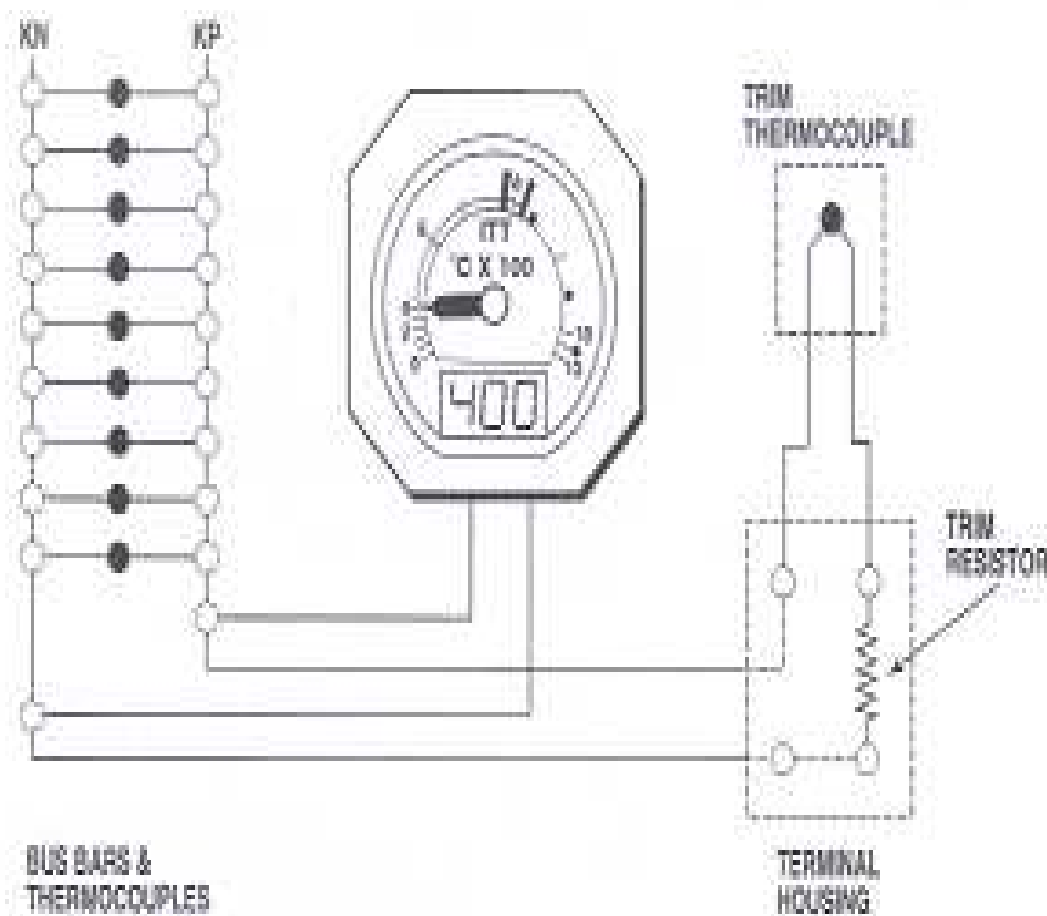


Figure. (III-29) : Schéma de système de température T6

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 de 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 interrompu 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 rallumage.

◆ 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 boîte 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 l'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.

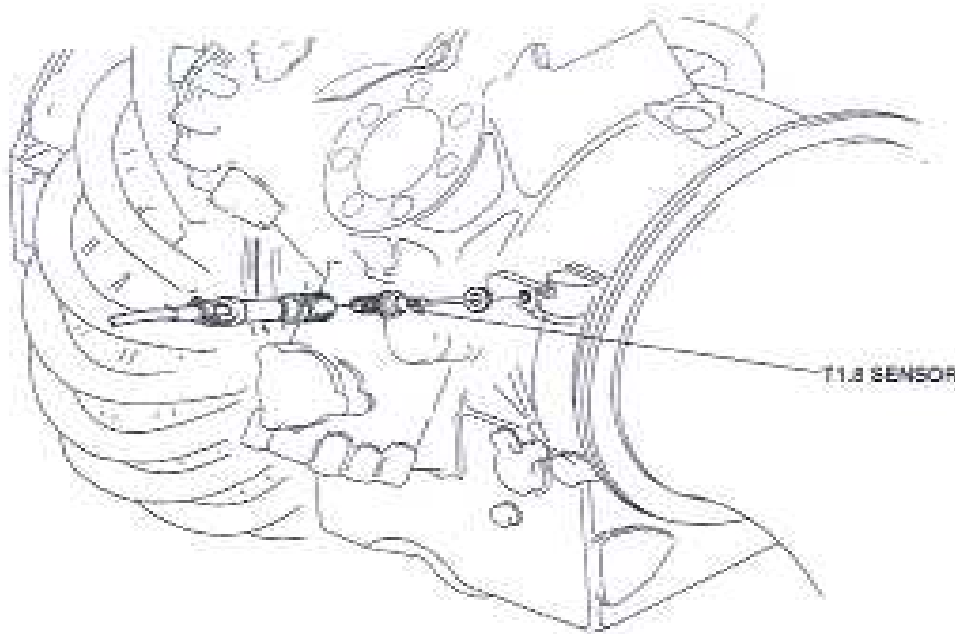


Figure. (III-30) : La sonde de température d'entrée (T 1.8)

III.4.2.5. Description de l'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 de l'indicateur de la température du 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 de l'émetteur de pression d'huile :

- L'émetteur de pression d'huile est localisé sur le côté droit du moteur.
- La gamme d'émetteur de l'huile est de 0 à 90 psis
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 Psis.
- 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° à $+140\text{ C}^\circ$.
 - √ 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 SYSTEME DE DEMARRAGE 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 a 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 du 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.

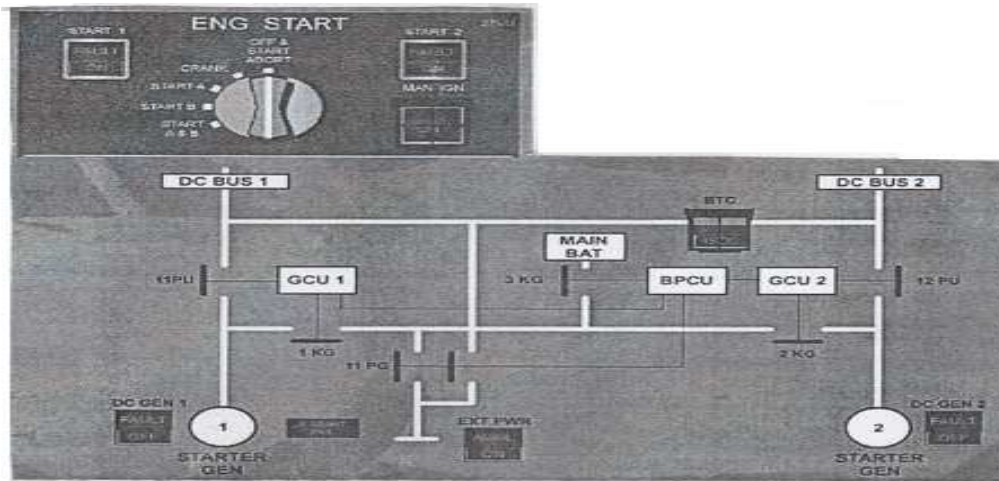


Figure. (III-31) : Description du démarrage et de l'allumage

III.5.3. Les composants du système d'allumage:

Les deux composantes essentielles de ce système sont les suivantes :

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

- **Description des excitateurs (boîtes d'allumage) :**

- Deux excitateurs d'allumage sont attachés du côté droit du moteur à l'aide d'amortisseurs de vibrations.
- Les deux excitateurs sont scellés et équipés d'un connecteur entrée et de connecteur d'alimentation
- Le connecteur d'entrée fournit à l'excitateur d'allumage 28 volts de courant 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 de courant continu en des impulsions de haute tension de façon à ce 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).

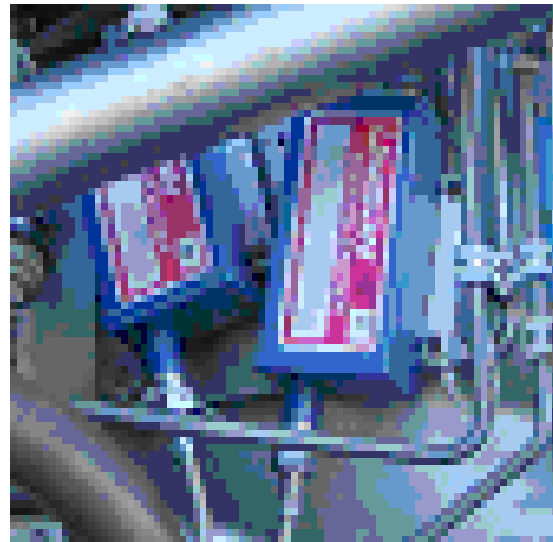
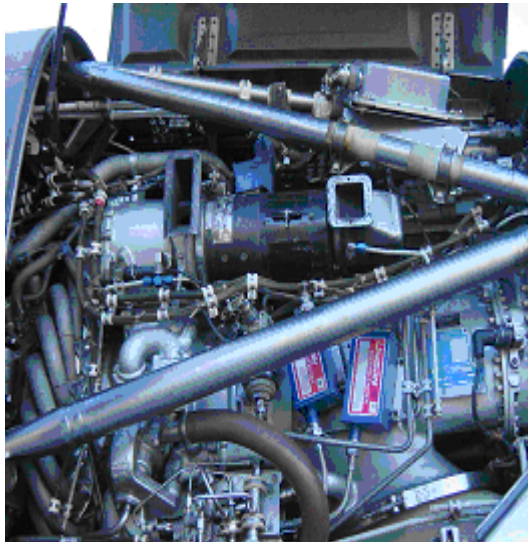


Figure. (III-32) : Les boîtes d'allumages et leurs dispositions sur le moteur

- **Description des 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.

Caractéristiques	Intensités
tension d'entrée	16-30 VOLTS CONTINU
courant d'entrée	15 ampères
altitude fonctionnelle	0 - 50.000 pi
la température ambiante.	-54 à 135C
taux 28VDC d'étincelle	6 étincelles/sec, pour 30-45 secs. puis 1 étincelle de 5/sec
énergie stockée	125 Joules
tension de rendement	2700-3000 volts

Tableau (III.9) : La caractéristique des excitateurs d'allumage

- 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.

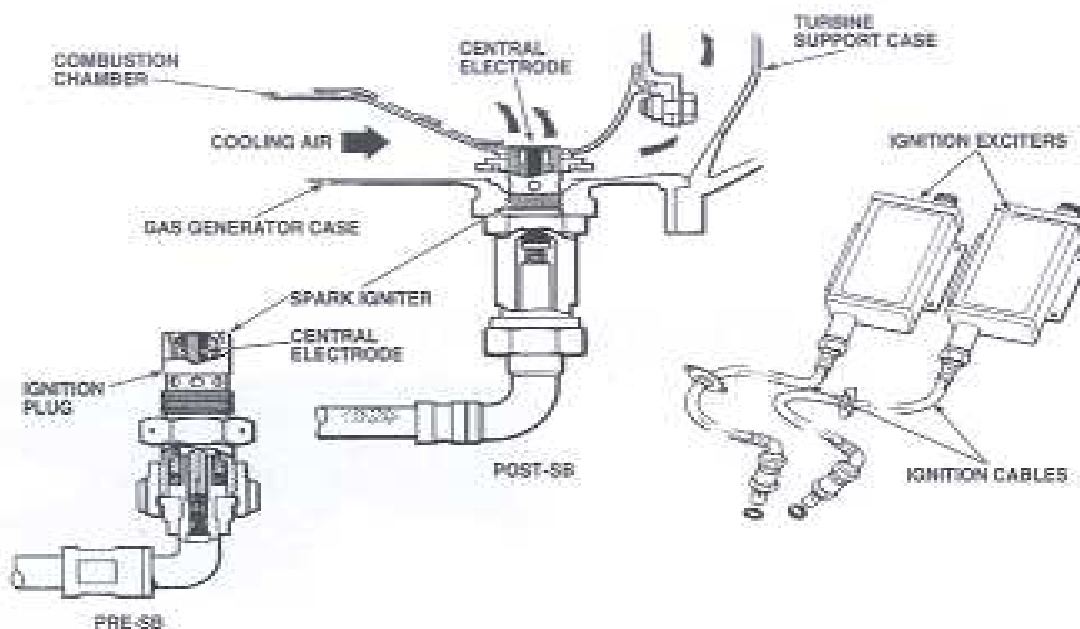


Figure. (III-33) : Le système d'allumage

III.5.4. L'opération du démarrage :

- S'assurer que la puissance externe est branchée.
- En choisissant le moteur à démarrer le sélecteur de démarrage A" par exemple, et illuminé 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 s'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 de l'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 :
 - ♣ La lumière s'éteint.
 - ♣ Le démarreur désengage.
 - ♣ Alimentation en énergie des bougies.

CHAPITRE IV

INSPECTION GENERALE DU MOTEUR PW127-F

IV.1. GENERALITES :

La maintenance d'un aéronef peut être défini comme l'ensemble des actions destinées à maintenir ou à remettre l'aéronef ou certaines de ses éléments en état d'être exploités normalement :

- ➔ Vérifications.
- ➔ Réparations.
- ➔ Modifications.
- ➔ Révisions.
- ➔ Inspections.

IV.2. OBJECTIF DE LA MAINTENANCE AERONAUTIQUE :

L'objectif essentiel de la maintenance aéronautique est de :

- ➔ Empêcher la défaillance (maintenance préventive).
- ➔ Réparer la défaillance (maintenance curative).

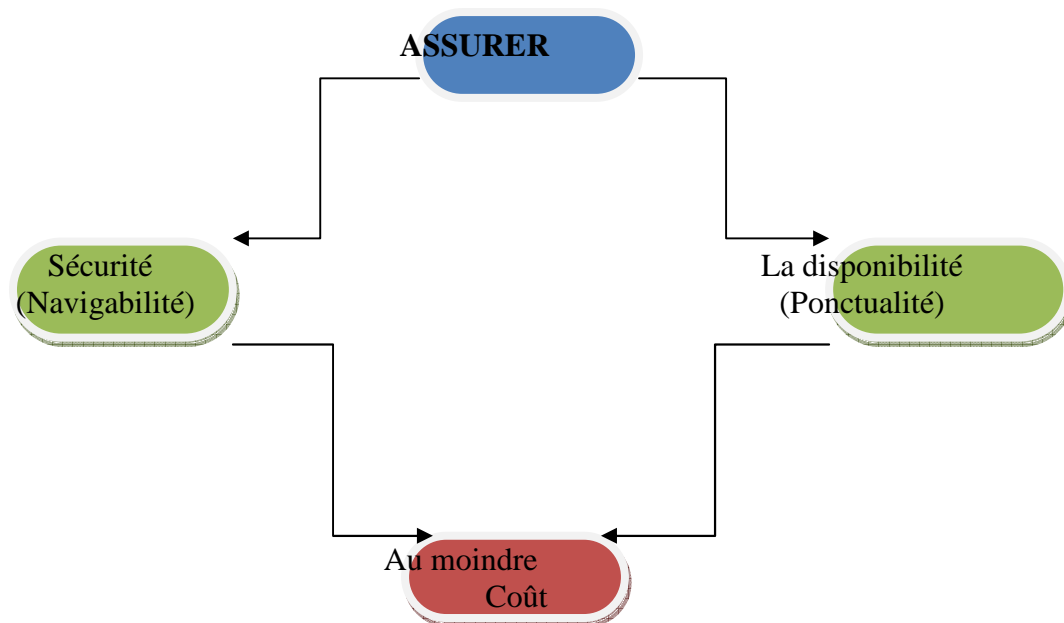


Figure (IV.1) : Objectif de la maintenance aéronautique

Un avion est un ensemble très complexe qui, de ce fait, nécessite une certaine maintenance. Il est en effet essentiel de minimiser les risques de pannes pour trois raisons à la fois ; à savoir, la sécurité, la disponibilité et l'économie.

IV.2.1 La sécurité :

C'est une exigence réglementaire, et commerciale. L'aéronef doit, au cours du temps, conserver les caractéristiques de navigabilité définies et approuvées lors de sa certification (performances, domaine de vol, intégrité de la cellule et des propulseurs, sécurité et disponibilité des systèmes et équipement...).

IV.2.2 La disponibilité :

Un aéronef représente un investissement coût x. Une compagnie aérienne recherche donc des taux d'utilisation élevés. Pour cela, un aéronef de transport doit être en état d'accomplir sa mission au moment voulu. Le retard ou l'annulation d'un vol constituent non seulement une perte directe pour la compagnie, mais nuisent aussi à son image auprès du passager. Eviter, dans une certaine mesure, cet inconvénient par un volant important d'aéronefs de réserve ou par des affrètements auprès d'autres transporteurs n'est pas satisfaisant économiquement. La notion de régularité d'un service public intervient aussi.

IV.2.3 L'économie :

Nous avons vu que la satisfaction des deux premiers objectifs est dictée, entre autres, par des impératifs économiques. Mais entretenir des aéronefs nécessite une organisation, des moyens matériels et humains qui coûtent cher. Le troisième objectif est de minimiser le coût d'entretien. Ainsi il faut trouver le meilleur compromis économique possible entre les deux premiers objectifs et le troisième.

IV.3. POLITIQUE DE LA MAINTENANCE AERONAUTIQUE :

La politique de la maintenance et sa stratégie consiste à définir les objectifs technico-économiques relatifs à la prise en charge du matériel d'une entreprise par le service de maintenance (voir figure IV.3). On a deux maintenances distinctes :

- ➔ La maintenance préventive.
- ➔ La maintenance curative.

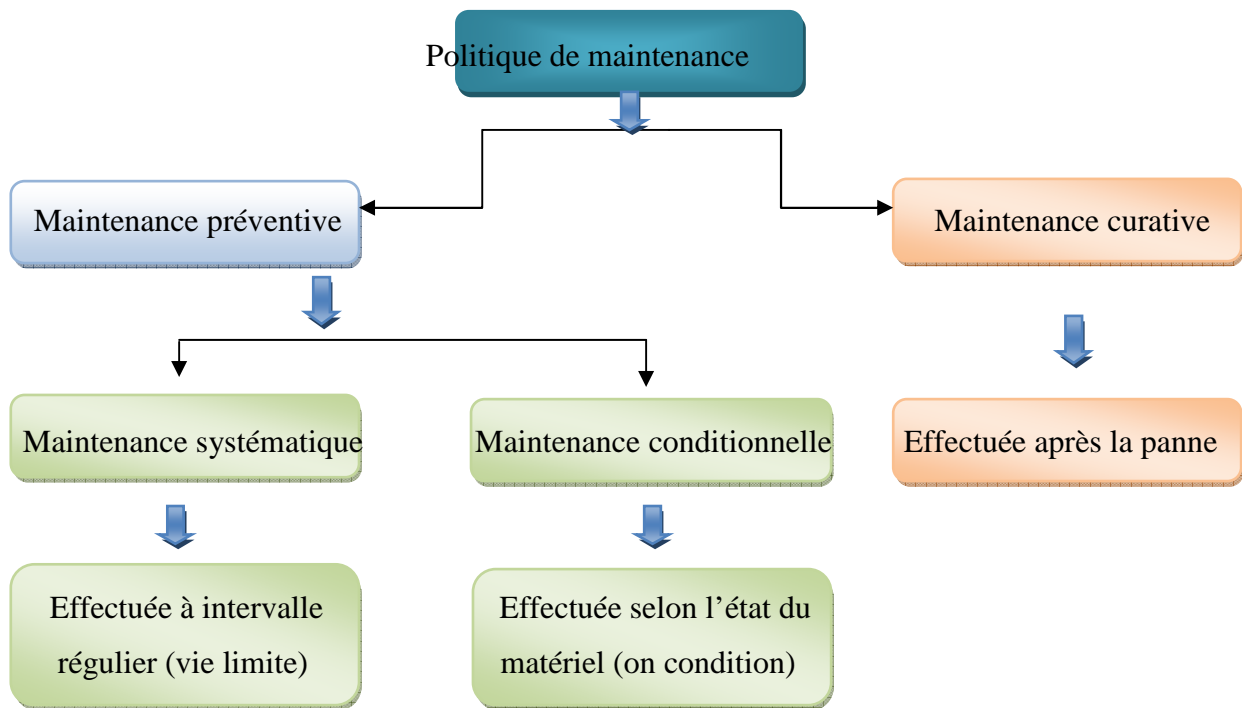


Figure (IV.2) : Politique de la maintenance aéronautique

IV.4. EVOLUTION DES MODES DE LA MAINTENANCE AERONAUTIQUE :

IV.4.1 Temps limite :

Les avions « primitifs » avaient une aérodynamique et des systèmes de propulsion médiocres. Dans ces conditions, toute redondance de système, entraînant une charge supplémentaire à soulever, était à exclure. Une défaillance, quelle qu'elle fût, pouvait avoir des conséquences graves. Il s'agissait donc de maintenir constamment en bon état tous les éléments de l'aéronef : pour cela, l'idée la plus immédiate consiste à réviser l'élément (ou à le remplacer par un élément neuf ou révisé) avant l'instant présumé de sa défaillance, en adoptant une certaine marge de sécurité. En de la loi d'usure (plus ou moins bien connue) de l'élément, on définit (un temps limite, appelé aussi potentiel) qui peut être soit une limite de vie, soit un intervalle maximal entre révision. Il est exprimé, suivant le cas, en heures de vol, en cycles de fonctionnement ou temps calendaire. Le concept de temps limite, qui a longtemps été le seul utilisé, s'applique encore à certaines parties de l'aéronef, nous verrons plus loin auxquelles.

IV.4.2 Maintenance selon état :

La méthode des temps limites présentait l'inconvénient majeur de rejeter ou de soumettre à révision des éléments qui auraient pu rester utilisables un certain temps. Une meilleure connaissance des paramètres significatifs de l'usure (ex. : nombre et longueur de criques pour la structure, températures d'un moteur, etc.) et de leurs lois d'évolution, associées à la progression des possibilités de détection ou de mesure de ces paramètres de (bancs d'essais, moyens non destructifs, courants de Foucault..., meilleure accessibilité des éléments, etc.), a permis d'en venir à un mode d'entretien plus évolué, dit « selon vérification de l'état » (ou selon état) : à intervalles fixes, l'élément fait l'objet d'une vérification des paramètres significatifs de son état (cette vérification ne nécessite pas forcément le démontage de l'élément).

Si la vérification conclut au bon état de l'élément, c'est-à-dire si les paramètres significatifs restent à l'intérieur d'un domaine prédéterminé, l'utilisation de l'élément peut se poursuivre jusqu'à la prochaine inspection programmée. Dans le cas contraire, l'élément est remis en bon état ou réformé. Par rapport à la méthode des temps limites, on économise donc des actions correctives inutiles. Comme les temps limites, les périodicités de vérification sont exprimées en heures, en cycles ou en temps calendaire.

IV.5. LES MANUELS DE LA MAINTENANCE :

Le manuel de la maintenance doit décrire le programme des opérations nécessaires pour maintenir l'aptitude d'un avion à être exploité en transport aérien commercial. Ce qui va plus loin que le simple maintien de l'aptitude au vol: les moyens de radiocommunications et de radionavigations et les équipements spéciaux exigés en transport public doivent être couverts. Le manuel de la maintenance doit être déposé par l'entreprise de transport aérien pour chaque type d'avion qu'elle exploite. Ce manuel doit être approuvé par le ministère chargé de l'aviation civile par l'intermédiaire du bureau verital. Il doit inclure :

- ➔ La définition de la doctrine de maintenance et des concepts de maintenance adoptés.
- ➔ La liste des inspections spéciales et les cas dans lesquelles elles sont exigées.
- ➔ La liste des différentes opérations relatives à ces visites et inspections.
- ➔ L'identification des opérations devant faire l'objet d'un contrôle systématique.

Le manuel doit servir au personnel de la maintenance de transport aérien pour préparer, lancer, et dans une certaine mesure, conduire les opérations de maintenance du matériel

volant. Il doit servir aussi au service concerné pour s'assurer que l'entreprise effectue un suffisant pour maintenir l'aptitude des avions à être exploités en transport commercial. L'entreprise doit s'assurer qu'il est connu et mis en application par le personnel de maintenance.

Le manuel comprend les sections suivantes :

- Instructions générales.
- Périodicités des visites.
- Mode de maintenance, limites de l'utilisation et de stockage des composants ou ensembles.
- Inspections spéciales.
- Vols de contrôle.
- Tableau des opérations de maintenance.

Le manuel indique ce qu'il doit être fait et n'indique pas comment on doit le faire. Les procédures d'exécution sont généralement définies dans les manuels établis par le constructeur du matériel (manuel de maintenance, manuel de révision générale...)

IV.6. MAINTENANCE PROGRAMMEE :

IV.6.1 Les visites :

La maintenance des aéronefs doit être organisée en un tout cohérent de façon à minimiser les temps d'immobilisation. Il s'agit donc de grouper des opérations élémentaires de maintenance d'importance et de périodicité comparables. Ces groupes d'opérations sont appelés visites.

IV.6.1.1 Visite pré vol :

Qui peut éventuellement être faite par l'équipage: vérification des pleins d'huile, de l'état et du gonflage des pneumatiques, des freins et des amortisseurs, vérification visuelle de l'absence de fuites, etc.

IV.6.1.2 Visite journalière (VJ) :

Elle comporte les opérations de la visite pré vol, d'autres vérifications portant par exemple sur l'état général du fuselage et de la voilure, des entrées d'air des moteurs, etc. la tendance est à espacer ce type de visite à 3 jours.

IV.6.1.3 Visite A :

Toutes les 600 heures de vol, soit tous les mois environ, inspections visuelles plus détaillées des systèmes et composants de la structure, par exemple le train d'atterrissage, la surface des ailes, les moteurs et leur fixation, les prises d'air, le mécanisme des parties mobiles de la voilure, les portes, l'oxygène, les systèmes de détection de fumées, etc. Durée : quelques heures.

IV.6.1.4 Visite B :

Toutes les 1000 heures ou 3 mois environ, on ajoute à la visite (A) des inspections plus poussées pour vérifier le fonctionnement des systèmes. Durée : 2 - 3 jours.

IV.6.1.5 Visite C :

Toutes les 4800 heures environ (1 an), des inspections supplémentaires entraînent des démontages pour vérifier des parties d'accès difficile. Durée : environ 1 semaine.

IV.6.1.6 Visite D (ou grandes visite (GV)) :

Tous les cinq (05) à neuf (09) ans, une vérification complète de l'avion est effectuée, avec examen minutieux de tous les systèmes et de toute la structure. La cellule est pratiquement remise à neuf. Durée : environ 1 mois.

Remarque : La terminologie A, B, C, D et les périodicités ci-dessus sont données à titre d'exemples. Les périodicités de visites peuvent varier d'une compagnie à une autre pour un même type d'aéronef, en fonction de l'expérience et du type d'exploitation de la compagnie (utilisation quotidienne, durée moyenne du vol, trafic avec ou sans pointes saisonnières,...). La terminologie peut également différer.

Afin d'éviter des temps d'immobilisation trop longs, on peut partager les visites les plus importantes et les associer aux visites de rang inférieur. C'est l'entretien fractionné (ou progressif).

IV.6.2 Documentation de la maintenance :

Pour procéder à la maintenance, nous avons besoins des documents suivants :

- Maintenance Planning Data (MPD).
- Aircraft Maintenance Manuel (AMM).

D'autres documents sont utilisés en plus pour ce type de maintenance, comme par exemple :

- System schematics Manuel (SSM).
- Wiring Diagram Manuel (WDM).
- Structural Repair Manuel (SRM).
- Illustrated Parts Catalogue (IPC).

Dans cette partie, on va définir chaque document et ces fonctions.

IV.6.2.1 Le document de planning de la maintenance:(Maintenance Planning Data :MPD)

Le document de planification de la maintenance contient les tâches à exécuter lors d'une maintenance mais il ne contient pas la façon de procéder. C'est pour cela qu'on se réfère à l'AMM qui, à partir des tâches déjà définies, on peut connaître la tâche à effectuer et pour obtenir aussi les moyens de travail tels que l'outillage, les graisses et autre, mais pour pouvoir utiliser les produits consommables, comme les joints, les colliers, les attaches, etc ..., on va se référer à l'IPC.

Cette configuration de ces documents qui vont ensemble va permettre au technicien de la maintenance d'effectuer sa tâche préparant d'avance tous les ingrédients nécessaires consommables ainsi que l'outillage afin d'exécuter sa tâche dans les meilleurs conditions et dans de bref délai.

Tous les documents cités ci-dessus sont soumis périodiquement à une mise à jour par le constructeur.

Chaque tâche est identifiée par un nombre spécifique de tâche. Quand une tâche s'applique aux zones principales spécifiques place symétriquement à l'un ou l'autre côté de la ligne centrale d'avion, la tâche est assignée un nombre simple de tâche.

Le manuel a un système de numération de chapitre suivant la norme ATA comme suit :

XX - YY – ZZ

XX : Chapitre ATA.

YY : Sub-système ou sous sub-système.

ZZ : Unité (composant)

IV.6.2.2 Le manuel de maintenance avion: (Aircraft Maintenance Manual: AMM)

Le manuel de maintenance de l'avion est constitué de deux parties, la première partie a pour rôle de d'écrire le système.

La deuxième partie contient les procédures à utiliser lors de la maintenance :

- ➔ Installation / désinstallation des différents composants.
- ➔ Position des composants.
- ➔ Réglage des systèmes et les tests associés à ces systèmes.
- ➔ Inspection visuelle et générale des zones critiques.
- ➔ Procédures de nettoyage et procédures associées à la peinture.
- ➔ Méthodes de réparation des éléments.

IV.6.2.3 Illustrateted Parts Catalogue :(IPC)

Ce document nous donne les informations nécessaires des composants d'un système, ces informations sont :

- ➔ Numéro d'identification des composants (part number).
- ➔ Schéma détaillé du composant et ses éléments (part illustration).
- ➔ Les services bulletin (SB) en exercices.
- ➔ Les numéros d'identification (P/N) interchangeable des éléments et composants

En cas de maintenance curative, on utilise en plus des manuels cités ci-dessus les documents suivants :

- Le CRM
- Le FTS

IV.6.2.4 Le compte rendu du matériel : (CRM)

Le CRM est le seul document relatif au matériel qui suit en permanence l'avion et qui permet d'informer les services d'entretien sur le fonctionnement des équipements et circuits avions. Tout incident ou anomalie constaté en vol par l'équipage fait l'objet d'un compte rendu circonstancié, dont l'analyse faite à chaque escale, permet de déterminer les actions correctives adaptées (action immédiate, report jusqu'au retour à la base principale d'entretien, report à la prochaine visite programmée). Le CRM est un instrument de dialogue entre l'équipage et le personnel de maintenance au sol. Il est aussi un élément essentiel pour le maintien de la sécurité. Toute anomalie constatée au sol, qu'elle soit liée ou non aux travaux en cours, fait l'objet d'une analyse similaire. Certains incidents importants sont obligatoirement suivis d'un ensemble de vérifications systématiques (atterrissage dur, foudroiement, vol en atmosphère turbulente forte ...).

IV.6.2.5 La fiche de travaux supplémentaires : (FTS)

Ce sont des travaux d'application occasionnelle enregistrés sur la FTS pour corriger les anomalies signalées ou constatées.

Chaque feuille de la FTS doit porter les renseignements suivants :

- ➔ Immatriculation et type de l'avion.
- ➔ Type de visite.
- ➔ Date.
- ➔ Heures cellule.
- ➔ Nature des travaux à exécuter.
- ➔ Description des anomalies et origines des travaux avec son code ATA 100.
- ➔ Détails des travaux effectués avec relevés éventuels (P/N, S/N monté, S/N déposé, etc.).
- ➔ Signatures (technicien exécutant, chef d'équipe, contrôleurs).

IV.6.3. Les inspections programmées :

Les éléments des différentes parties du circuit hydraulique ont des fonctions variées, ils sont soumis à des conditions très dures.

La sécurité ne peut être garantie, pour cela le service de planification effectue la prévention des pannes avec comme objectifs supplémentaires, la détection des points faibles et l'obtention d'un parfait fonctionnement en effectuant des visites périodiques et des inspections intervenants à des potentiels déterminés à l'avance par le constructeur et réalisés suivant un planning confectionné sur la base de leurs cycles de fonctionnement des éléments de circuits hydrauliques dans une période déterminée. Le service de planification a également pour rôle d'étudier la disponibilité de l'avion et les travaux à effectuer, ainsi la diminution des frais d'exploitation de la flotte, ce qui permet une meilleure exploitation. C'est à dire d'arriver de mettre à la disposition de la flotte pour éviter au maximum les retards des avions et leurs immobilisations.

IV.7. MAINTENANCE NON PROGRAMMEE :

IV.7.1 Navigabilité individuelle :

Tout incident ou anomalie constaté en vol par l'équipage fait l'objet d'un compte rendu circonstancié (Compte Rendu Matériel ou CRM) dont l'analyse faite à chaque escale permet de déterminer les actions correctives adaptées (action immédiate, reportée jusqu'au retour à la base principale d'entretien, reportée à la prochaine visite programmée). Le compte rendu matériel, instrument du dialogue entre les navigants et le service d'entretien, est un élément essentiel pour le maintien de la sécurité

Toute anomalie constatée au sol, qu'elle soit liée ou non aux travaux en cours, fait l'objet d'une analyse similaire. Certains incidents importants sont obligatoirement suivis d'un ensemble de vérification systématique (vol en turbulence forte, atterrissage dur, foudroiement, etc ...)

IV.7.2 Navigabilité de type :

Le constructeur peut recommander certains travaux grâce à la connaissance qu'il acquiert des problèmes rencontrés en service sur ses produits, étant régulièrement informé par les utilisateurs.

Des modifications, des vérifications ou des révisions sont ainsi recommandées par le constructeur, avec l'approbation des services officiels, dans des documents appelés service bulletins (SB) répertoriés par le chapitre ATA. Certaines de ces recommandations, en réparations ou changements de pièces douteuses, à effectuer dans des délais variables, parfois immédiatement. Si la consigne n'est pas appliquée dans le délai requis, l'aéronef est interdit de vol. Un bulletin service peut recommander une tâche à effectuer une seule fois ou à intervalles réguliers. Dans ce cas, elle est incorporée au programme de maintenance.

IV.7.3 La maintenance en hard time du moteur PW 127-F :

Même si Air Algérie prodigue au PW127-F un entretien « ON CONDITION », certains éléments du moteur ont toutefois un entretien hard time. Les tableaux suivants nous éclairent sur la méthode d'entretien de ces quelques éléments :

Composants	Inspection/ Tâches	Durée de vie
Moteur PW 127 F	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	Détaillé au manuel de révision	13000 HDV
Unité de control d'hélice (PEC)	visuel	3000 HDV
Les roulements de frein d'hélice	visuel	2500 HDV
HMU	visuel	600 HDV
Système d'huile		
Filtre d'huile principale (non – nettoyage)	rejeter	1250 HDV
Les filtres d'huile (nettoyable) principaux et de refoulement	Inspecter / nettoyer	1250 HDV
Indicateur du filtre de récupération d'huile by passe du filtre d'huile principale	visuel	Approx 65 HDV
Indicateur by passe du filtre de récupération	visuel	Approx 125 HDV
Chip detectors	surveillance	65HDV
Chip detectors	Contrôle opérationnel	1500HDV
Niveau d'huile	visuel	32 HDV
Système de carburant		
Filtre HP de pompe de carburant	Inspection Visuelle et nettoyage	1250 HDV
Filtre BP du réchauffeur du carburant	Inspection Visuelle	1250 HDV
Les injecteurs carburants	Restauration	1000 HDV
Système d'allumage		
Bougie d'allumage	visuel	300HDV
Système d'allumage	opérationnel	2000HDV
Système de commande d'hélice		
Système automatique de mise en drapeau de l'hélice	opérationnel	600HDV
Régulateur de sur vitesse	opérationnel	2400HDV
Contrôle de l'EEC	opérationnel	600HDV

Tableau (IV.1) : Inspections et tâches en hard time des différents systèmes du moteur PW127-F

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 de puissance auxiliaire).

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

$$\text{Heures totales} = \text{Heures de vol} + \text{Heures dans le mode "HOTEL"} .$$

Alternativement, les heures totales peuvent être calculées comme suite :

$$\text{Heures totales} = \text{Heures dans le mode "HOTEL"} \cdot \left(\frac{\text{NH} - 0.69}{0.12} \right)$$

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

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

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

Composants	Inspection/ Tâches	Durée de vie
Moteur PW 127 F	Révision générale	chaque 7000 H
Réducteur de vitesse RGB	Révision générale	chaque 7000 H
Module turbomachine	Révision générale	chaque 7000 H
Enveloppe externe de la chambre de combustion	Boroscopie	Chaque 500 HDV
Les ailettes de la turbine HP	Détaillé au manuel de révision	13000 cycle
Conditions externes		
Réducteur, carter d'entrée d'air et tuyère d'éjection	Contrôle visuel de la corrosion	600 HDV
Echangeur de chaleur carburant /huile	Control visuel de l'enrobage	600 HDV
Conduite de sortie de diffuseur	visuel	600 HDV
Compresseur centrifuge BP	Visuel ou Boroscopie	1250HDV
Système d'huile	Control visuel des composants pour sécurité	600HDV
	Vérification visuelle du niveau d'huile	32 HDV
	Changement d'huile	comme exiger par l'analyse de l'huiles ou 1250 HDV ou 450 HDV si le moteur à opérer moins de 540H par mois
Filtre d'huile principale	Rejeter	1250 HDV
Filtre d'huile principal et de récupération	Inspecter – nettoyer – teste au point fixe	1250HDV
Indicateur de by-pass		
Indicateur by pass du filtre d'huile principal	visuel	125HDV
Indicateur by pass du filtre d'huile de récupération	visuel	125HDV
Chipp detector	Surveillance (vérification continu ou inspection visuelle)	65 HDV
Unité de contrôle d'huile	remplacer	3000 HDV

Frein d'hélice		
Les roulements de frein d'hélice	Remplacer	2500 HDV
Filtre de la pompe carburant HP		
Filtre de la pompe carburant HP	Inspection – nettoyage –test du point fixe	1250 HDV
Filtre de la pompe carburant BP du rechauffeur du carburant	Inspection – nettoyage –test du point fixe	600HDV ou une année maximum
Les injecteurs carburants	Restauration	1000 HDV
Système d'allumage		
Bougie d'allumage	Visuel	300HDV
Système d'allumage	Opérationnel	1250 HDV ou une année maximum
Système de mise en drapeau automatique	Opérationnel	Avant le 1 er vol du jour
Régulateur de sur vitesse	Opérationnel	Avant le 1 er vol du jour
Contrôle de l'EEC	Opérationnel	600 HDV

Tableau (IV.2) : Inspections périodiques, tâches de maintenance, limites de vie des révisions moteur à utilisation basse opérée sur le "hard time".

Composants	Inspection/ Tâches	Intervalle initial
Enveloppe externe de la chambre de combustion	Boroscopie	500 HDV
Conditions externes		
RGB et le carter d'entrée d'air	Visuel	600 HDV
Enrobage de l'échangeur huile / carburant	Visuel	600 HDV
HMU, tuyauteries d'huile / carburant	Visuel	600 HDV
Tuyauteries de décharge et les conduits de sortie diffuseur	Visuel	600 HDV

Câbles électriques et d'allumage	Visuel	600 HDV
Fixation des ailettes d'Aubes de la turbine HP	Boroscopie (inspection/vérification)	3000 HDV
Compresseur centrifuge BP	Visuels / 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
Systeme d'huile		
Surveillance de la consommation d'huile et vérification du niveau	Surveillance et contrôle opérationnel	1500 HDV
Filtres d'huile principale et de récupération	Vérification de renfort	100 HDV
Filtre d'huile principal (non nettoyable)	Rejeter	1250 HDV
Filtres d'huile principale et de récupération (nettoyable)	inspection/vérification/nettoyable	1250 HDV
Indication de by-pass		
Indicateur de by-pass du filtre d'huiles principales	Visuel	65 HDV
by-pass du filtre de récupération	Visuel	125 HDV
Systeme de carburant		
Filtre HP de la pompe carburant	inspection/ nettoyable	1250 HDV
Filtre de carburant BP de l'échangeur de chaleur	nettoyable/ nettoyable	600 HDV
Injecteur du carburant	Restauration	100 HDV

Tableau (IV.3) : Inspections périodiques, tâches de maintenance, limites de vie des révisions et programme de maintenance selon l'état recommandées par P&WC.

IV.8 INSPECTION GENERALE DU PW 127-F LORS D'UN PASSAGE EN ATELIER :

Lorsqu'un moteur tombe en panne ou arrive à la durée de fonctionnement pour laquelle il faut qu'il subisse une révision générale, il est déposé et amené à l'atelier pour que les techniciens lui fassent une inspection générale. Cette inspection se déroule selon un protocole bien précis et organisé. Ce protocole d'inspections est donné comme suit :

- Inspection du compresseur basse pression par boroscopie
 - ◆ 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.
- Inspection du compresseur haute pression est faite à travers la porte de conduite de sortie diffuseur.
- Inspection de chambre de combustion est assurée par n'importe quelle emplanture ou porte (issue) de fixation des injecteurs.
- La turbine haute pression est inspectée par les mêmes issues de la chambre de combustion.
- Les ailettes de turbine basse pression sont inspecté par l'enlèvement du thermocouple T6.
- Inspection du stator de premier étage turbine de puissance est donné par l'enlèvement du thermocouple T6.
- Inspection du deuxième étage turbine de puissance consiste à :
 - ◆ 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 situé sur cet anneau.
- La RGB est inspectée par boroscopie à travers l'entrée de l'arbre et à travers le logement du détecteur magnétique de débris (chip detector).

CONCLUSION

Pour conclure on peu insister sur l'évidence que le PW 127 F est un moteur qui remplit la majorité des critères et des conditions exigées pour les moteurs équipant les avions de transport régional à savoir :

- ♣ Une conception très simple qui permet l'accès aux différents accessoires et parties du moteur pendant toute intervention lors de dépannages ou inspections.
- ♣ Une machine très économique grâce à sa faible consommation carburant et son grand potentiel.
- ♣ Une grande fiabilité en exploitation ce qui assure une rentabilité parfaite de service.
- ♣ Facilité et simplicité des commandes du 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.
- ♣ Très léger démarrage qui s'effectue par un démarreur électrique depuis le système électrique de l'avion ou groupe de parc.
- ♣ La régulation automatique de ses systèmes qui présente un automatisme idéal de fonctionnement.
- ♣ 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 nous avons pu vous satisfaire avec notre présent travail et que ce dernier va être à l'intérêt des utilisateurs comme documentation et de tout étudiant.