

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

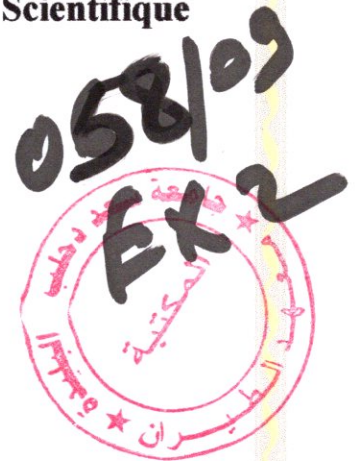
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

UNIVERSITE SAAD DAHLEB- BLIDA

FACULTÉ DES SCIENCES DE L'INGÉNIEUR

Département d'Aéronautique

Mémoire de fin d'études



**EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLOME DES ÉTUDES
UNIVERSITAIRES APPLIQUÉES EN AÉRONAUTIQUE**

(D.E.U.A)

FILIERE : CONSTRUCTION AÉRONAUTIQUE

OPTION : PROPULSION

Thème :

**INSPECTION BOROSCOPIQUE DU MOTEUR
PW 127F ÉQUIPANT L'ATR 72-500**

Réalisé par :

Mlle Khalida TRAUDIA

Mme Lamia BELFADEL

Dirigé par :

M. Ahmed ABDALLAH EL-HIRTSI

M. Mohamed AMROUCHE

Promotion : 2009

Soutenu le 28/06/2009

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

UNIVERSITE SAAD DAHLEB- BLIDA

FACULTÉ DES SCIENCES DE L'INGÉNIEUR

Département d'Aéronautique

Mémoire de fin d'études

**EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLOME DES ÉTUDES
UNIVERSITAIRES APPLIQUÉES EN AÉRONAUTIQUE**

(D.E.U.A)

FILIERE : CONSTRUCTION AÉRONAUTIQUE

OPTION : PROPULSION

Thème :

**INSPECTION BOROSCOPIQUE DU MOTEUR
PW 127F ÉQUIPANT L'ATR 72-500**

Réalisé par :

Mlle Khalida TRAUDIA

Mme Lamia BELFADEL

Dirigé par :

M. Ahmed ABDALLAH EL-HIRTSI

M. Mohamed AMROUCHE

Promotion : 2009

Soutenu le 28/06/2009

RESUME

La Boroscopie est une méthode d'inspection rapide, non couteuse, n'occasionnant aucun dommage majeur lors de son application. Cette méthode issue du monde médicale et industriel, est l'une des techniques du contrôle non destructif (CND), qui consiste à inspecter et dédourner des pièces mécaniques. Son importance dans le monde de l'aéronautique se résume dans le bénéfice qu'elle peut apporter au programme de la maintenance. La compagnie aérienne qui entretient ses moteurs en utilisant l'inspection boroscopique se trouve en gain de coût et de temps considérable.

ABSTRACT

The Boroscopie is a fast method of inspection, it is not expensive, causes no harm in its appliance. This method wich out come from medical and industrial world is one of the techniques of non-destructive testing (NDT), which is kept to inspect and clear mechanical parts. Its importance in the world of aviation can be summarized in the benefit it can bring to the program of maintenance. The airline wich maintains its engines using the Boroscopie inspection is in making profit of cost and time.

ملخص

البروسكوب طريقة تفتيشية سريعة، غير مكلفة، لا تسبب أي ضرر كبير عند تطبيقها. تعتبر هذه الطريقة المنحدرة من عالم الطب و الصناعة واحدة من تقنيات التجارب غير المدمرة (الاختبار غير الإتلافي)، التي تصب في تفتيش وإعادة تأهيل الأجزاء الميكانيكية. يمكن تلخيص أهميتها في علم الطيران في الربح الذي تضيفه على قسم الصيانة. شركة الطيران التي تعتمد المراقبة البروسكوبية في صيانة محركاتها تجد نفسها في فائدة معتبرة للثمن و الوقت.

DEDICACES

Avec l'aide de Dieu le Tout Puissant, j'ai pu achever ce modeste travail que je dédie :

J'ai le grand honneur de dédier ce modeste travail à ceux qui m'ont donné la vie et m'ont assisté depuis mes débuts, mes chers parents.

Je le dédie particulièrement à la personne qui a toujours rêvé de me voir au sommet de ma gloire. Celle qui m'a soutenu et compris dans les bons et les mauvais moments de ma vie, pour me voir arriver là où j'en suis aujourd'hui. À ma très chère mère, présente ici pour savourer ma réussite et qui me couronne par sa présence parmi l'assistance. Je le dédie également à mon frère Wanis, lui souhaitant d'atteindre le même niveau, voire même plus, ainsi qu'à ma tante Lynda, priant Dieu de nous la préserver.

De même, je le dédie à M. Lahcen IKKEN et Mme Nagéa ABBACI qui se sont montrés très compréhensifs et cléments durant la préparation de mon PFE. À ma petite cousine Amel, à Lynda, Amira, Lamia et à toute l'équipe de l'établissement « Amiral » sans exception.

Finalement, une personne qui m'est très chère n'a malheureusement pas pu me partager cet événement, il s'agit de tante Zhor. Et voilà que même en ton absence et de si loin, je te dédie mon projet de fin d'études au nom du lien maternel qui nous a longuement nouées, en espèrent te voir très bientôt.

SABRINA

REMERCIEMENTS

Nous remercions les membres du jury d'avoir accordé de l'importance à ce document scientifique et d'avoir accepté de le juger. De même, nous remercions nos proches de s'être déplacés aujourd'hui pour nous partager de la joie et de l'ambiance conviviale.

Nous voudrions également remercier toutes les personnes ayant contribué, de près ou de loin, à la réalisation de ce projet de fin d'études, dont particulièrement l'aide et la patience de notre promoteur M. Ahmed. ABDALLAH EL HIRTSI et de notre co-promoteur M. Mohamed AMROUCHE.

Avant tous et après tous, cette tâche n'aurait pas pu s'accomplir si vous : Notre Bon Dieu, ne l'avez pas voulu. De ce fait, nous présentons à votre "Altesse" nos remerciements les plus profonds. Nous vous en-sommes profusément reconnaissantes, de nous avoir consolidé et affermi durant tous notre parcours universitaire, voire même plus. Notre Dieu le tous puissant, nous (modestes créatures) ne pourrions guère assez vous remercier pour nous avoir permit de vivre aujourd'hui un tel épanouissement et soulagement après un travail continu.

Figure (II.11) : La section chambre de combustion	28
Figure (II.12) : La section turbine haute pression	29
Figure (II.13) : La section turbine basse pression	29
Figure (II.14) : La section de la turbine de la puissance	30
Figure (II.15) : Le réducteur (RGB)	31
Figure (II.16) : Le frein d'hélice	32
Figure (II.17) : Attachement du moteur aux supports	33
Figure (II.18) : L'hélice du moteur	34
Figure (II.19) : Les accessoires du système d'hélice	35

Chapitre 3 : Les différents circuits du moteur PW 127F

Figure (III.1) : Le système d'huile de turbomachine	37
Figure (III.2) : Le système d'huile de la gearbox	38
Figure (III.3) : La valve de régulation de pression	39
Figure (III.4) : Les filtres d'huile	40
Figure (III.5) : Le radiateur « FCOC »	40
Figure (III.6) : La check valve et le filtre d'huile	41
Figure (III.7) : Le transmetteur de la pression d'huile	42
Figure (III.8) : Le système de carburant pour l'ATR	45
Figure (III.9) : La pompe carburant	47
Figure (III.10) : L'unité de contrôle du carburant	48
Figure (III.11) : Le réchauffeur de carburant	50
Figure (III.12) : Le schéma d'un FCOC	52
Figure (III.13) : Le diviseur de débit carburant	53
Figure (III.14) : L'injecteur de carburant	54
Figure (III.15) : Le réservoir de drainage carburant	55
Figure (III.16) : Le passage de l'air à partir de l'entrée d'air jusqu'aux turbines	56
Figure (III.17) : Système d'air du moteur	57
Figure (III.18) : L'étanchéité des roulements N°3 et N°4	58
Figure (III.19) : La circulation de l'air dans les paliers et la turbine	58
Figure (III.20) : Zones de ventilation de la nacelle	59
Figure (III.21) : La vanne papillon	60

Figure (III.22) : Air switching valve	61
Figure (III.23) : Le dispositif anti-pompage (HBV)	63
Figure (III.24) : La servovalve	63
Figure (III.25) : Fonctionnement de la HBV	64
Figure (III.26) : Description du démarrage et de l'allumage	65
Figure (III.27) : Les boîtes d'allumages et leurs dispositions sur le moteur	66
Figure (III.28) : Le sélecteur d'allumage	67
Figure (III.29) : Le système d'allumage	69
Figure (III.30) : Le schéma électrique du système de la température T6	71

Chapitre 4 : Maintenance et entretien du moteur PW 127F

Figure (IV.1) : Mode de la maintenance aéronautique	72
Figure (IV.2) : Objectif de la maintenance aéronautique.....	73
Figure (IV.3) : Equilibre maintenance curative/préventive	75
Figure (IV.4) : Politique de la maintenance aéronautique	75
Figure (IV.5) : L'inspection boroscopique dans la maintenance aéronautique	95
Figure (IV.6) : Ailette turbine HP.....	96
Figure (IV.7) : Les quatre catégories de corrosion des ailettes turbine HP	98
Figure (IV.8) : CRM	99
Figure (IV.9) : Détérioration des performances	99

Chapitre 5 : Application de l'inspection boroscopique sur le moteur PW 127F

Figure (IV.1) : Inspection a travers l'orifice du carter d'entrée d'air	103
Figure (IV.2) : Inspection boroscopique du compresseur BP	104
Figure (IV.3) : Inspection boroscopique du compresseur HP.....	105
Figure (IV.4) : Inspection d'assemblage enveloppe de la chambre de combustion ..	106
Figure (IV.5) : Inspection du stator et des ailettes de la turbine HP.....	107
Figure (IV.6) : Inspection boroscopique de l'assemblage stator et les aubes du 1 ^{er} étage de la turbine libre.....	110
Figure (IV.7) : Orifice d'inspection boroscopique.....	110
Figure (IV.8) : Inspection boroscopique des ailettes du 2eme étage de la turbine libre	111
Figure (IV.9) : Couvercle d'orifice d'inspection des pignons d'arbre de l'entrée RGB et le 1 ^{er} étage hélicoïdal	112

Figure (IV.10) : Inspection du piston d'arbre intermédiaire	112
Figure (IV.11) : Les différents dommages de la chambre de combustion	114
Figure (IV.12) : Extrémité d'ailette peut être réparé	115
Figure (IV.13) : Ailette d'une turbine HP	115
Figure (IV.13) : Limite du dommage de la turbine HP	116

Liste des tableaux

Tableau (II.1) : Types des moteurs de la série PW 100	16
Tableau (II.2) : Distribution des roulements	22
Tableau (III.1) : Rôle de la sonde de température	51
Tableau (III.2) : Le fonctionnement du radiateur d'huile	52
Tableau (III.3) : Le fonctionnement de la switching valve	62
Tableau (III.4) : Les caractéristiques du circuit d'allumage et leurs paramètres	67
Tableau (IV.1) : La détérioration des paramètres du moteur	78
Tableau (IV.2) : Les efforts de déviation à partir de la dimension nominale	92
Tableau (IV.3) : Les catégories de corrosion de l'ailette turbine HP et leurs intervalles d'inspections boroscopiques correspondants	96



INTRODUCTION

INTRODUCTION GENERALE

La boroscopie est une méthode d'inspection qui permet d'éclairer et d'explorer des cavités et des conduits non accessibles directement à la vision humaine. La boroscopie est une technologie en perpétuelle évolution et voit aujourd'hui apparaître les vidéo-boroscopes qui intègrent l'acquisition d'images numérisées.

La boroscopie est un terme générique, qui signifie « regarder à l'intérieur ». Le nom de l'organe suivi de « -scopie » s'adresse plus spécifiquement à l'un ou l'autre examen. Ainsi, une bronchoscopie désigne une boroscopie des bronches, une laryngoscopie du larynx, une gastroscopie de l'estomac.

Les premiers pas de la boroscopie remontent à l'antiquité grecque, à l'époque d'Hippocrate. Mais la véritable révolution date des débuts des années soixante-dix au siècle dernier, avec l'utilisation de la fibre optique et l'apparition des premiers fibroscopes souples, qui ont permis d'augmenter considérablement les performances techniques et le confort par rapport aux anciens appareils rigides.

La boroscopie était une technique utilisée dans la médecine et demeurera pour de longues années. Elle a été ensuite industrialisée avec la création des boroscopes industriels et depuis lors, les progrès techniques n'ont cessé de se suivre, notamment avec l'apparition de la vidéo-boroscopie. Actuellement, la totalité de la longueur du tube digestif est accessible à la boroscopie, même les huit (08) mètres d'intestin grêle, grâce au développement de la vidéo-capsule, qui peut, après avoir été avalée, fournir des images provenant de tout son trajet depuis la bouche jusqu'à l'anus.

La boroscopie n'est pas seulement médicale. Elle est très largement utilisée dans de nombreux domaines industriels, dont particulièrement l'aéronautique : c'est d'ailleurs notre domaine d'études.

L'objectif principal de notre travail porte sur l'inspection boroscopique du moteur PW 127F équipant l'avion ATR72-500.

Pour atteindre notre objectif, nous avons divisé notre travail en cinq (05) chapitres. Le premier chapitre présente le principe de la boroscopie.

Le second chapitre donne une description générale du moteur PW 127F et le troisième chapitre fait une étude descriptive des différents circuits du moteur, chacun son rôle et ses composants.

Le chapitre IV est consacré à la maintenance et l'entretien du moteur PW 127F, où nous avons exposé l'importance de l'inspection en maintenance et dans l'entretien du moteur.

Le dernier chapitre comprend l'application de l'inspection boroscopique sur le moteur PW 127F ; d'où l'illustration détaillée de la procédure d'inspection.

Enfin, nous avons conclu notre travail par une conclusion générale.

Ce travail nous a permis une meilleure compréhension de l'inspection boroscopique et de la maintenance et l'entretien du moteur PW 127F. Il nous a permis aussi de faire une liaison entre l'étude théorique et la pratique durant notre stage effectué au sein de la compagnie « Air Algérie ».



CHAPITRE -I-

PRINCIPE DE LA BOROSCOPIE

CHAPITRE I

PRINCIPE DE LA BOROSCOPIE

L1 DEFINITION

La boroscopie est une méthode d'inspection qui permet d'éclairer et d'explorer des cavités et des conduits non accessibles directement à la vision humaine. La boroscopie est une technologie en perpétuelle évolution et voit aujourd'hui apparaître les vidéo-boroscopes qui intègrent l'acquisition d'images numérisées.

La boroscopie est un terme générique, qui signifie « regarder à l'intérieur ». Le nom de l'organe suivi de -scopie s'adresse plus spécifiquement à l'un ou l'autre examen. Ainsi, une bronchoscopie désigne une boroscopie des bronches, une laryngoscopie du larynx, une gastroscopie de l'estomac.

L2 HISTORIQUE

Les premiers pas de la boroscopie remontent à l'antiquité grecque, à l'époque d'Hippocrate. Mais la véritable révolution date des débuts des années soixante-dix au siècle dernier, avec l'utilisation de la fibre optique et l'apparition des premiers fibroscopes souples, qui ont permis d'augmenter considérablement les performances techniques et le confort par rapport aux anciens appareils rigides.

Par rapport à d'autres méthodes d'investigation, comme la radiologie, la boroscopie présente le grand avantage de permettre la prise de biopsies, qui peuvent confirmer ou préciser le diagnostic microscopique.

La boroscopie thérapeutique, c'est à dire celle qui est associée à un traitement, permet de réaliser de nombreux actes, comme par exemple réséquer des polypes du colon et protéger du cancer, détruire des tumeurs au laser, extraire des calculs des voies biliaires, drainer des kystes du pancréas.

En effet, la boroscopie était une technique utilisée dans la médecine et demeurera pour de longues années. Elle a été ensuite industrialisée avec la création des boroscopes industriels et depuis lors, les progrès techniques n'ont cessé de se suivre, notamment avec l'apparition de la vidéo-boroscopie. Actuellement, la totalité de la longueur du tube digestif est accessible à la boroscopie, même les huit (08) mètres d'intestin grêle, grâce au développement de la vidéo-capsule, qui peut, après avoir été avalée, fournir des images provenant de tout son trajet depuis la bouche jusqu'à l'anus.

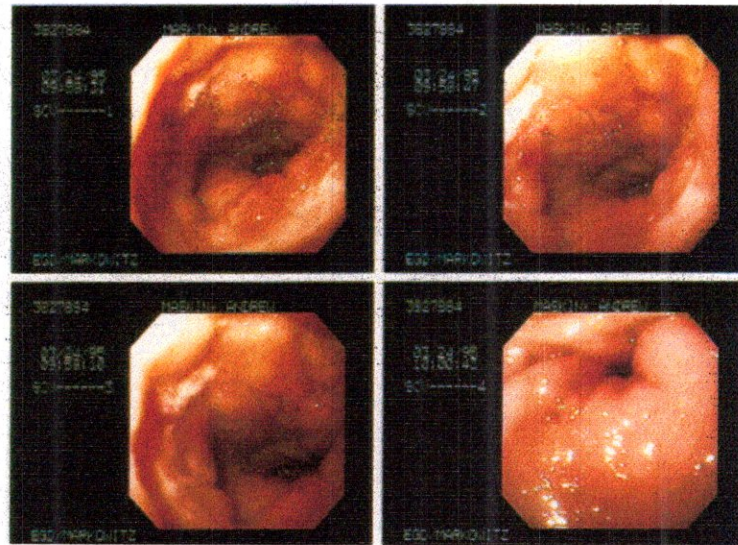


Figure (I.1) : Médecine interne

I.3. PRODUITS ET UTILISATIONS DE LA BOROSCOPIE :

La boroscopie n'est pas seulement médicale. Elle est très largement utilisée dans de nombreux domaines industriels, dont particulièrement l'aéronautique et le nucléaire. Elle est aussi utilisée par les services de police de pointe lors d'assauts ou de prise d'otages pour voir à distance ce qui peut se passer dans une pièce par exemple. Mais en aéronautique les moteurs que vous empruntez tous les jours sont périodiquement contrôlés de cette manière.

Elle est aussi utilisée dans la mécanique, l'automobile, la douane, la plomberie, le contrôle de qualité et en inspection; pour control visuel directe et éventuellement mesure des défauts ou jeux entre des pièces mécaniques.

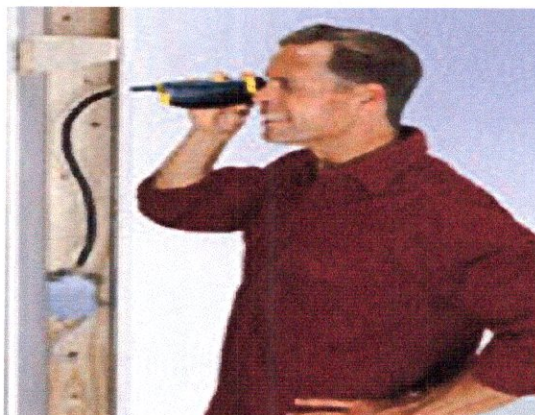


Figure (I.2) : Domaine d'inspections.

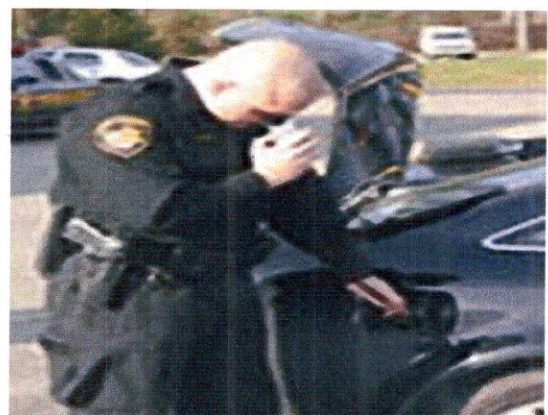


Figure (I.3) : Domaine de douanes.

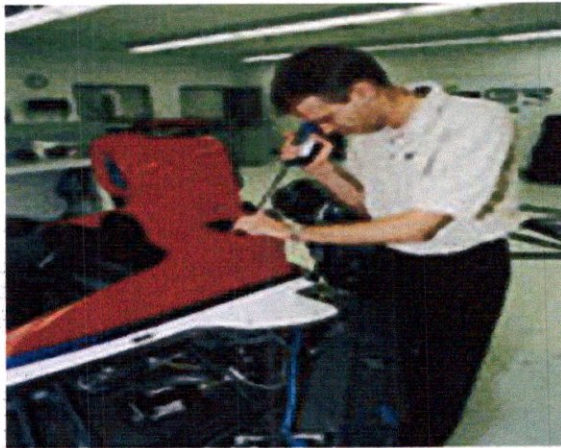


Figure (I.4) : Domaine d'automobile.

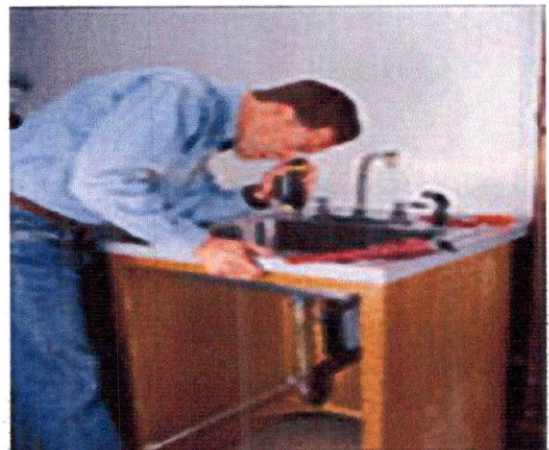


Figure (I.5) : Domaine de la plomberie.



Figure (I.6) : Domaine de l'aviation.

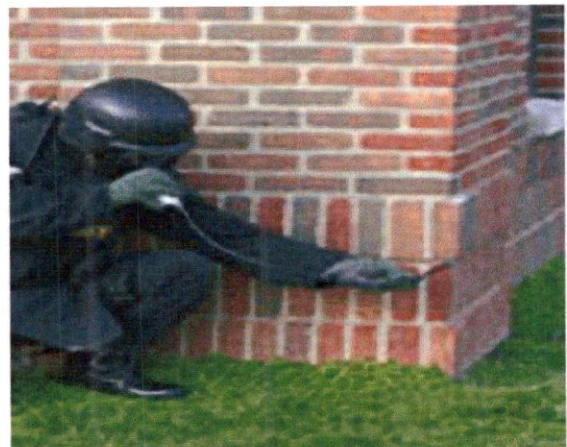


Figure (I.7) : Domaine de la police.



Figure (I.8) : Domaine de la mécanique.

I.4 RÔLE DE LA BOROSCOPIE EN AERONAUTIQUE

La boroscopie est un moyen de contrôle visuel, utilisé pour l'inspection des parties difficilement accessibles, notamment les pièces de réacteurs.

Elle fait connaître l'état de santé du moteur avec le minimum de déposes et de démontage et permet d'examiner à travers des orifices spécifiques l'intérieur des réacteurs.

C'est un moyen de contrôle à mise en œuvre rapide n'occasionnant aucun démontage majeur des machines à inspecter.

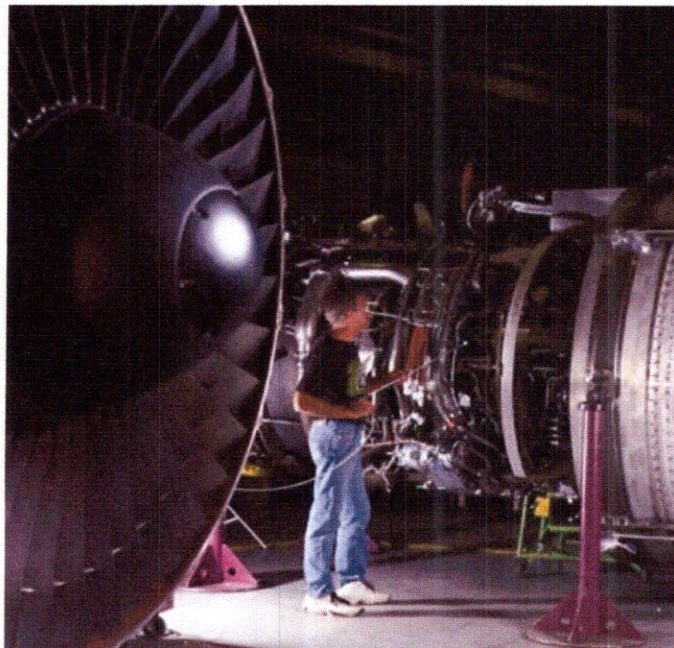


Figure (I.9) : Application de l'inspection boroscopique sur le P&W-JT9D

Aujourd'hui, dès leur conception, toutes les machines développées intègrent des orifices boroscopiques positionnés de telle manière à permettre un examen optimal des réacteurs. A travers la boroscopie, on réalise des examens visuels, des mesures dimensionnelles (mesure de jeux) et des traitements spécifiques.

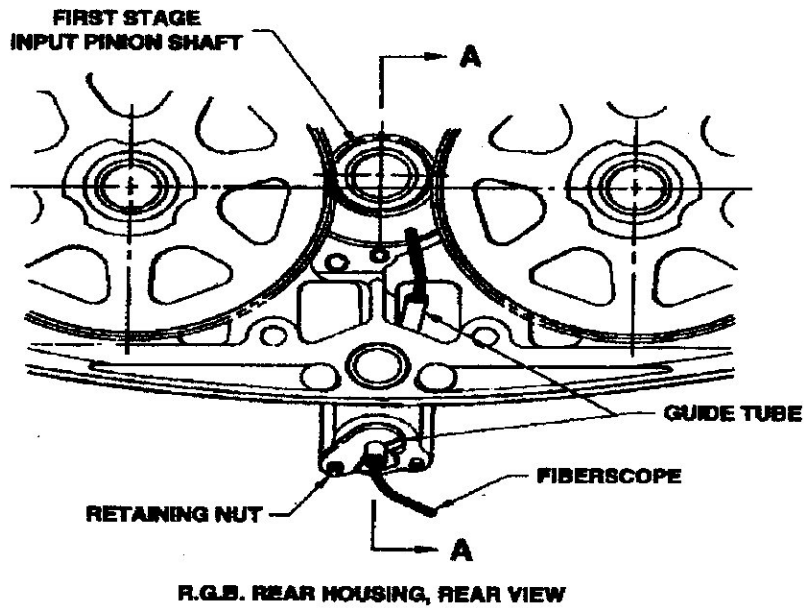
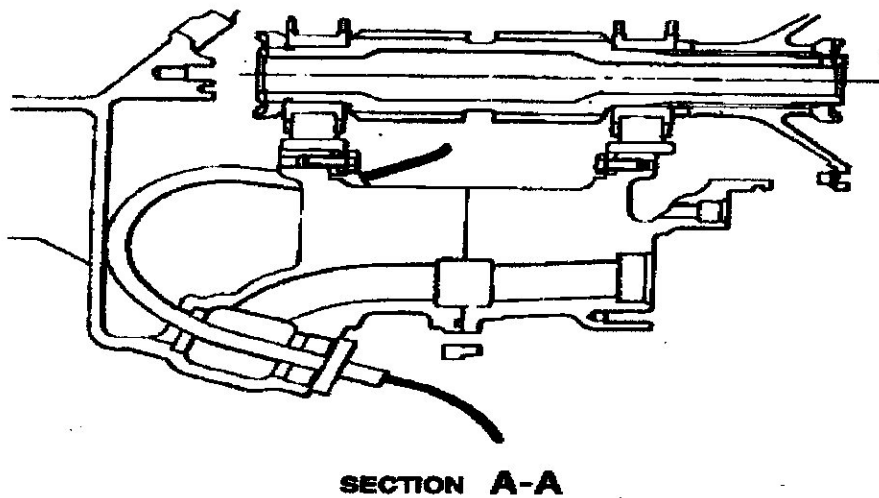


Figure (I.10) : Les orifices boroscopiques de la RGB du moteur PW123.



Figure(I.11) : La section A-A de la RGB

La boroscopie est un moyen de contrôle de plus en plus utilisé pour dédoubler les pièces de réacteur dans le monde aéronautique. Les évolutions considérables des matériels boroscopiques élargissent chaque jour les capacités d'investigation.

- Contrôle visuel à distance des zones inaccessibles à l'œil et sans démontage important.
- Enregistrement possible des résultats.
- Suivi de défaut par contrôle périodique.
- Résultats exprimés en faisant appel à la vision ; qui reste le sens le plus important de l'homme.
- Résultats immédiats et directs sans traitement ou intermédiaire.
- Inspection rapide et non coûteuse.
- Matériel transportable.
- Fiabilité le de l'analyse des résultats.
- Détérioration du bâti pratiquement nulle.

I.7. DOMAINES D'UTILISATION DE LA BOROSCOPIE

Les applications de la boroscopie proviennent du monde visuel qui fait percevoir les défauts suivants :

- Fuites.
- Déformation des criques.
- Traces de frottements ou d'usure due au déplacement.
- Colorations pouvant traduire des sur températures ou surchauffes.
- Impact du au passage d'un corps étranger (FOD).

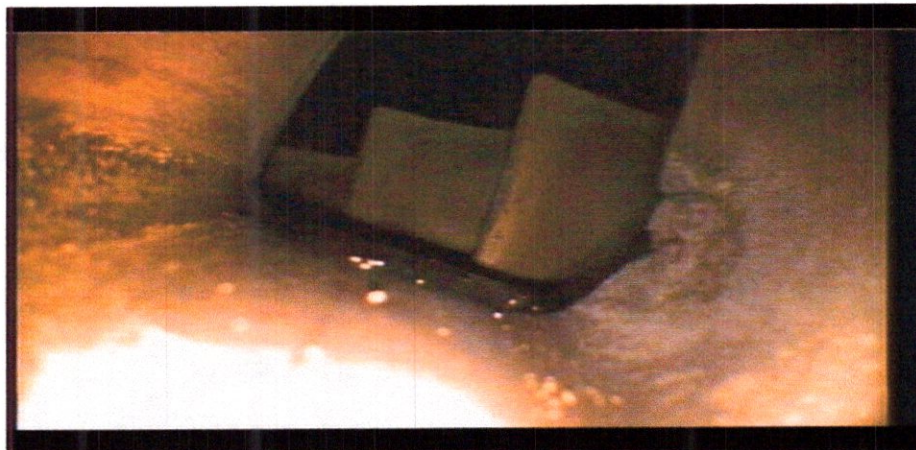


Figure (I.13) : Brûlure de l'ailette stator-turbine

I.8. DOMAINES D'APPLICATION DE LA BOROSCOPIE

La boroscopie est utilisée dans tous les composants de la veine gazeuse situés en amont et en aval de la chambre de combustion tels que le carter de l'entrée d'air, les deux compresseurs centrifuges HP et BP, la vanne de décharge compresseur et le générateur de gaz. Plus le réducteur et l'AGB ainsi que les roulements.

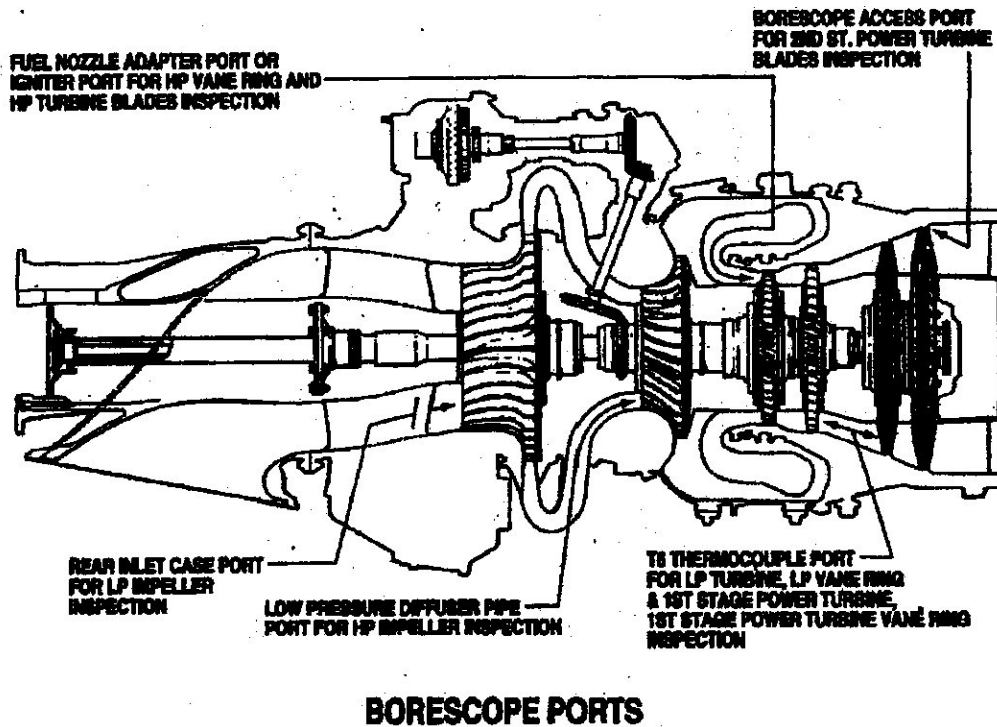


Figure (I.14) : Les orifices boroscopiques du PW127

I.9. LE BOROSCOPE

I.9.1 Définition

Le boroscope est l'instrument optique médical ou industriel permettant la réalisation d'une boroscopie, soit la visualisation d'opérations chirurgicales intrusives ou simplement l'observation.

Le boroscope est un tube muni d'un système d'éclairage. Il permet d'examiner à distance l'intérieur des cavités, de tuyauteries, au moyen d'un système optique souple ou rigide. L'image est observée soit directement à travers un objectif, soit sur un écran vidéo.

Il nécessite des précautions d'utilisation, de nettoyage, spécifiques au domaine chirurgical.



Figure (I.15) : Le video-boroscope

I.9.2 Historique

Les premiers boroscopes datent de 1852 (apparition du terme dans le dictionnaire). Dont le premier a été inventé par le chirurgien français Antonin Jean DESORMEAUX en 1852. A partir des années 1970 cette méthode s'est développée dans le monde industriel avec de multiples applications notamment dans le monde aéronautique.

•Types de boroscopes selon ordre chronologique :

- 1852 : Ils sont rigides et sont utilisés en urologie . Le système de calibrage en tiers de millimètre a été conçu par le fabricant « Joseph-Frédéric-Benoît Charrière ».
- 1879 : Max Nitze, urologue viennois construit le premier cystoscope.
- 1881 : Johann von Mikulicz-Radecki (1850-1905), pratique les premières gastroscopies avec un appareil de 65 cm de long qui lui permet de reconnaître le cancer de l'estomac. Suivent immédiatement :
 - les premières bronchoscopies (Gustav Killian).
 - les premières rectoscopies (A. Kelly, médecin des hôpitaux de Paris).
- 1890 : Le poly scope de Trouver, équipé de filaments illuminateurs, avant l'invention des ampoules.
- 1917 : Rudolf Schindler, ingénieur allemand, avec la mise au point d'articulations opta-mécaniques fait construire, le premier gastroscope semi-flexible par la maison Wolf de Berlin.

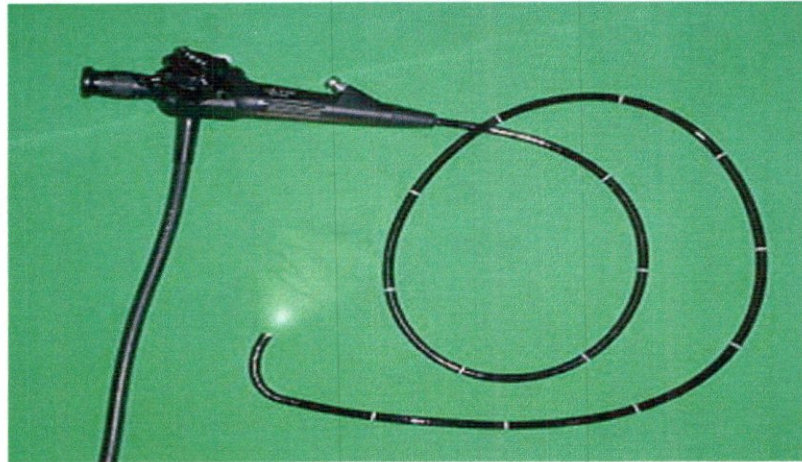


Figure (1.16) : Le fibroscope

I.9.4 Les composants d'un boroscope

Le boroscope se compose essentiellement de :



Figure (I.17) : Le videoscope industriel (olympus)

- 1- Une source de lumière.
- 2- Manette de manipulation.
- 3- Flexible (tube) optique qui finit par un objectif (camera).
- 4- Un guide pour des utilisations particulières.

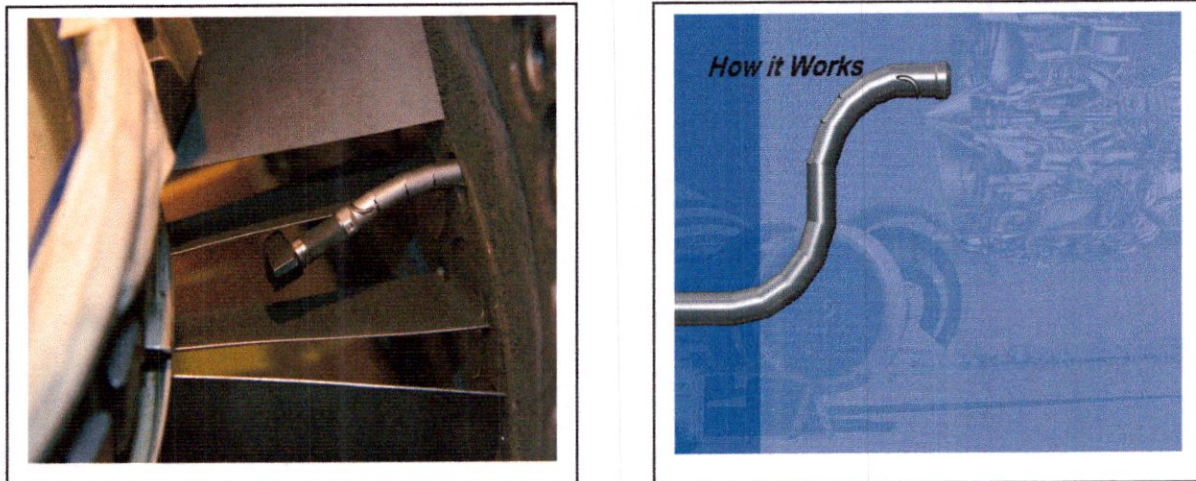


Figure (I.18) : Guides du boroscope

I.9.5 Principes initiaux du boroscope

Le boroscope doit supporter des tests de vibrations, chocs, immersion, et aussi :

- Il comporte un objectif de courte focale (19 mm par exemple).
- Il est éclairant.
- Le système optique doit véhiculer l'image d'un bout à l'autre de l'appareil quelle que soit sa longueur.
- Dans les systèmes récents (articulés), est caractérisée sa courbure possible (203 mm par exemple).
- Il doit être étanche pour éviter sa dégradation pendant l'utilisation.
- Il doit être immersible pour être précisément nettoyé, désinfecté et stérilisé, voire autoclavable et toujours dé-contaminable.
- Suivant les emplois médicaux ou industriels est précisée également la plage de température d'utilisation (de -23 °C à 49 °C par exemple).

CHAPITRE -II-

DESCRIPTION DU MOTEUR PW 127F

CHAPITRE II

DESCRIPTION DU MOTEUR PW 127F

II.1. GENERALITES

Le PW 127F est un moteur universel. Il équipe l'ATR 72 - 500 et d'autres avions, tels que :

- ATP : —————> Jet Stream Aircraft
- ATR : —————> Aérospatiale/Alenia
- CL : —————> Bombardier Canadair
- Dash 8 : —————> Dehavillant Dash 8
- F 50 : —————> Fokker 50
- IL : —————> Lyushin aircraft
- J-61 : —————> Jet Stream 61
- X.A.C : —————> Xian Aircraft Campagny

Le tableau suivant donne les types de moteurs de la série PW100 (famille du moteur PW127F) :

Type du Moteur	121 A	123	123 B	123 C	123 D	123 E	123 F	124 B	125 B
Build Spec.	849	707	785	838	839	869	723	724 ou 726	647 ou 761
Type d'Aéronefs	ATR 42	DASH8	DESH8	DASH8	DASH8	DASH8	CL215T CL415	ATR 72	F 50

Type du Moteur	126	126A	127	127B	127C	127D	127E	127F	27G	127H	127J
Build Spec.	691	743	774	812 ou 813	799	823	850	918	945	964	1018
Type d'Aeronefs	ATP	ATP	ATR72	F50/F60	X.A.C	J-61	ATR42	ATR72	CASA	IL-114	X.A.C Y7

Tableau (II.1) : Types de moteurs de la série PW100.

II.2. LE CHAMPION DES TURBOPROPULSEURS ECOLOGIQUES DANS L'INDUSTRIE DU TRANSPORT REGIONAL

Le turbopropulseur PW100 est sans conteste la référence des transporteurs aériens en ce qui concerne la consommation réduite de carburant sur des distances de 350 milles ou moins.

Les avions commerciaux équipés de turbopropulseurs PW100 consomment de 25 à 40 pour cent moins de carburant et produisent jusqu'à 50 pour cent moins de CO₂ que les jets régionaux de taille similaire. C'est pourquoi de nombreuses sociétés aériennes renouvellent leur flotte avec des avions propulsés par des PW100.

Avec une puissance de 1800 à plus de 5000 chevaux sur l'arbre, le PW100 a clairement prouvé sa grande polyvalence et sa capacité de propulser aussi bien des avions commerciaux que des appareils de surveillance côtière, de lutte contre les incendies et de transport de marchandises.

Le moteur PW127F a une puissance égale à 2750 SHP.

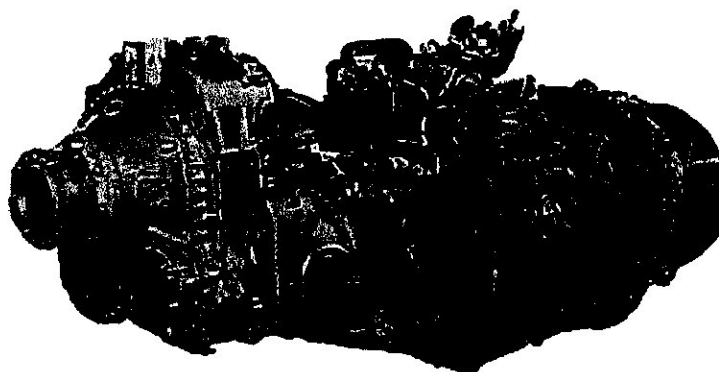


Figure (II.1) : Le moteur PW 100.

IL3 LES PERFORMANCES DU MOTEUR PW127F

Le PW127F est un moteur très sollicité par le constructeur car il a des performances et des caractéristiques très poussées ainsi qu'un bon rendement.

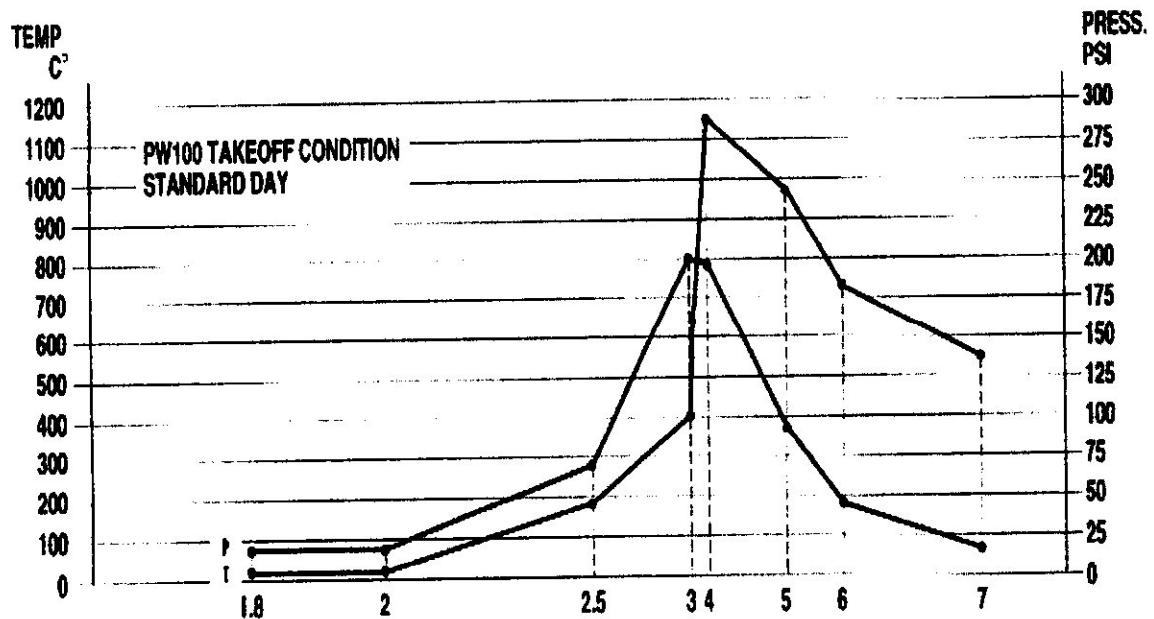


Figure (II.2) : Variation de la Température et de la Pression au décollage.

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

Les trois facteurs principaux affectant le rendement thermique sont :

- la combustion elle-même,
- la température inter-turbine (ITT),
- le taux de compression du compresseur,
- les rendements-compresseurs et turbines.

Le Pratt & Whitney Canada est utilisé dans plusieurs domaines :

- **Aviation des affaires** : Le Pratt et Whitney Canada est un important fournisseur de systèmes intégrés de propulsion à turbosoufflante du marché mondial des jets d'affaires. Il offre une vaste gamme de produits, à la fine pointe de la technologie, qui sont devenus synonymes de rendement haute fiabilité; d'excellente consommation et de respect de l'environnement.
- **Transport régional** : Pratt et Whitney Canada est le motoriste de choix pour les avions modernes de transport régional à turbopropulseurs; ses moteurs jouissent d'une réputation inégalée en matière de faible consommation; de fiabilité et de durabilité.

- **Hélicoptères** : Pratt et whitney Canada est un important fournisseur de turbomoteurs sur les marchés mondiaux des hélicoptères mono turbine légers; des biturbines légers et des hélicoptères de moyen tonnage; elle offre une vaste gamme de produits haute technologie au rendement haute fiabilité qui sont les fiers héritiers du robuste PT6T Twin-pac.

II.4. CONCEPTION

Ce moteur 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 plaques signalétiques 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.

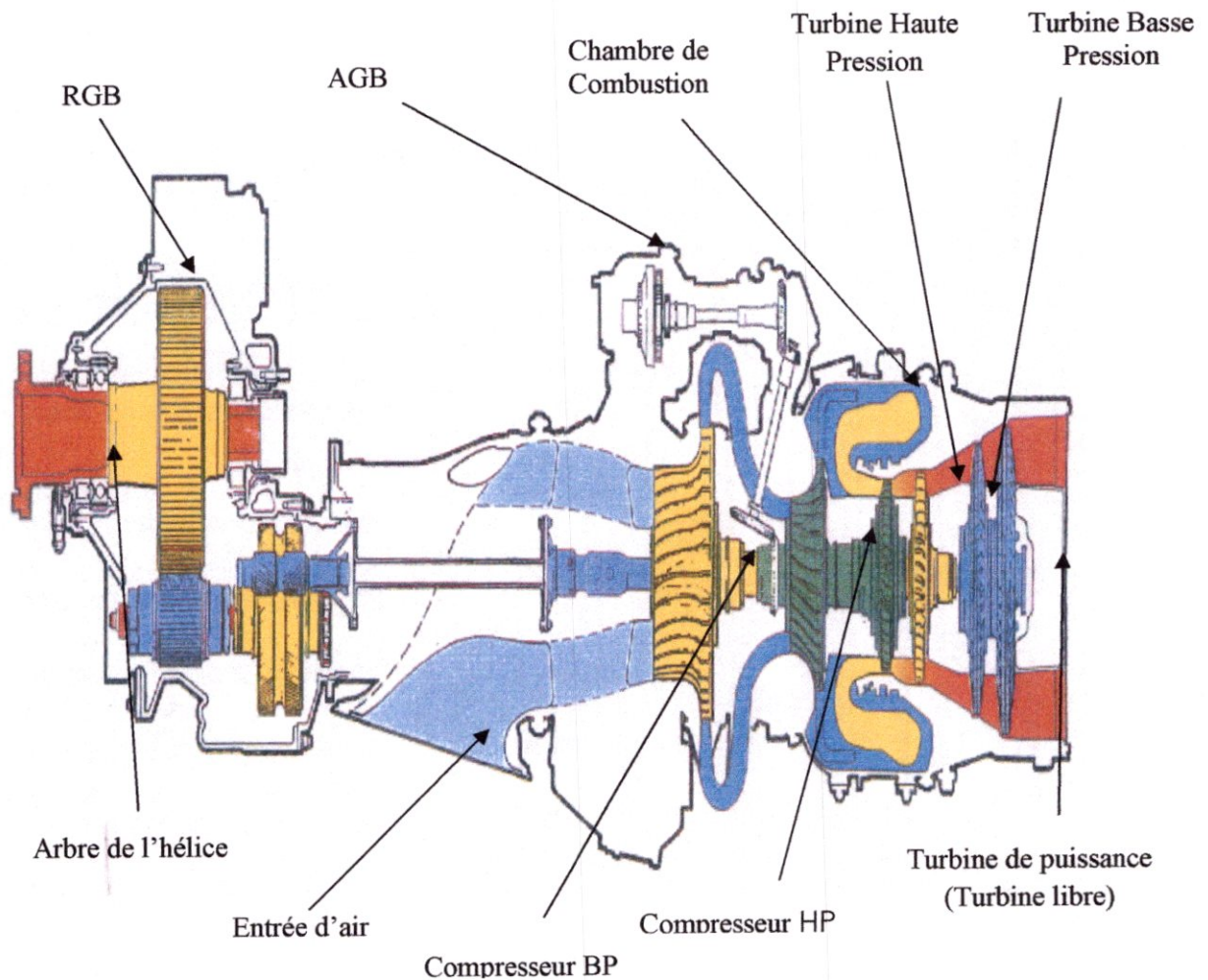


Figure (II.3) : Les éléments du moteur PW127F

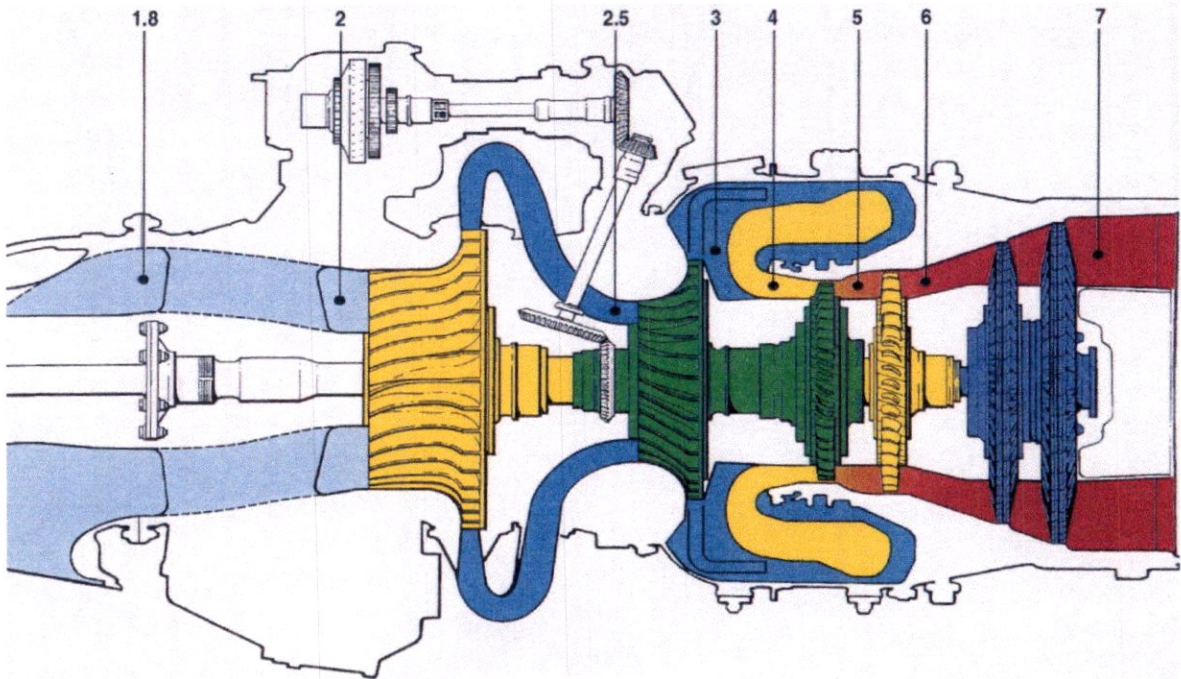
II.5. LES DIFFERENTES PARTIES DU MOTEUR PW 127F

Le moteur PW127F est composé de :

- Deux modules indépendants qui sont :
 - Le module turbomachine
 - Le module RGB (Reduction gearbox).
- Trois arbres coaxiaux, chaque un est indépendant de l'autre, mécaniquement.
- Deux compresseurs de même type (centrifuge) :
 - Compresseur basse pression (LPC)
 - Compresseur haute pression (HPC).
- Turbine libre avec deux (02) étages :
 - Démarrage plus facile.
 - Vitesses d'atterrissage variables.
 - Vitesses d'opération optimales pour le compresseur et la turbine.
- Deux turbines de type axial avec le même nombre d'étages (un étage pour chacune).
- L'ordre de circulation :
 - L'admission à l'avant.
 - L'échappement à l'arrière.
 - Récupération 100% de poussée.
- Chambre de combustion à flux inverse pour avoir un moteur plus court et plus lumineux
- Deux étages de la RGB (Reduction Gear box).
- Système de contrôle carburant électronique digital avec le support manuel.
- Un système de mesure du couple électronique.
- Un système automatique (autofeather) dont le but est la synchronisation entre les performances des deux moteurs (valeur de la force de traction).

II.6. LES STATIONS DU MOTEUR PW 127F

Pour illustrer les variations des pressions et températures des gaz dans le moteur, ce dernier est conventionnellement repéré par des points tout au long du passage des gaz, ces points sont appelés les stations.



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.

Station 5. : La section inter turbines.

Station 6. : L'inter TBP et turbine de puissance.

Station 7. : Après les deux étages de la turbine libre.

Figure (II.4) : Les différentes stations du moteur PW127F

II.7. LES ROULEMENTS DU MOTEUR PW127F

II.7.1 Rôle et Description

Un roulement selon son type, doit supporter les charges dues à la rotation, à la température, ainsi que les charges gazodynamiques de pression. Un roulement est utilisé, d'une manière générale, pour supporter un ensemble en rotation et empêcher le mouvement radiale et/ou axial.

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).

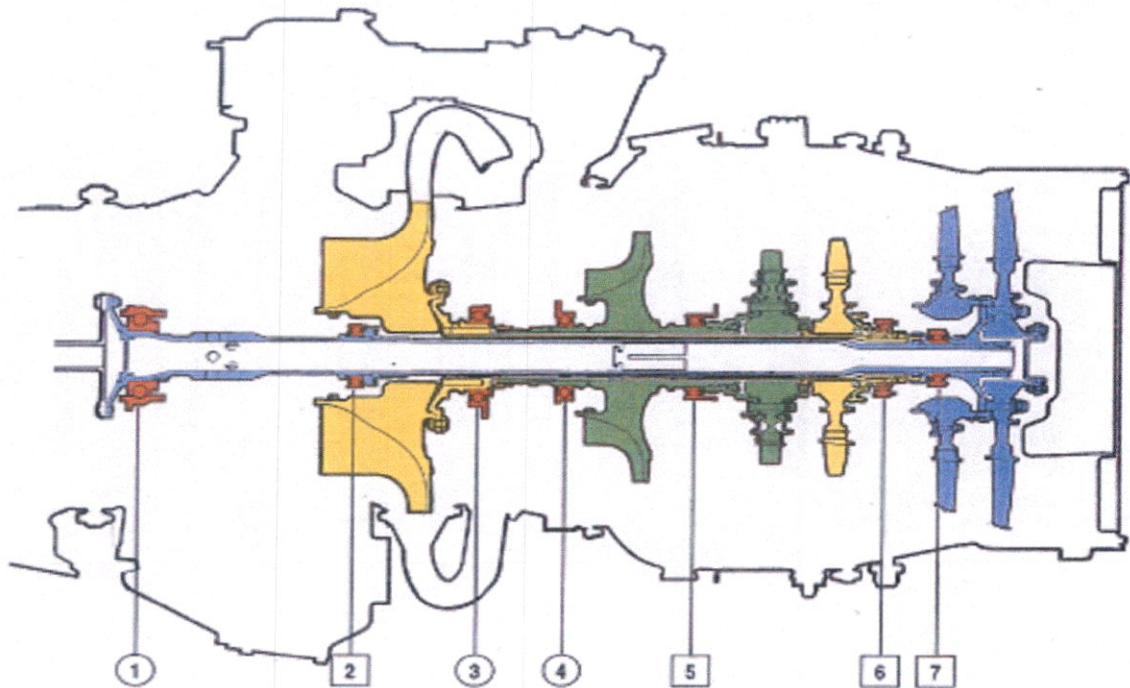


Figure (II.5) : Les roulements du moteur PW127F.

II.7.2 Répartition des roulements dans le moteur PW 127F

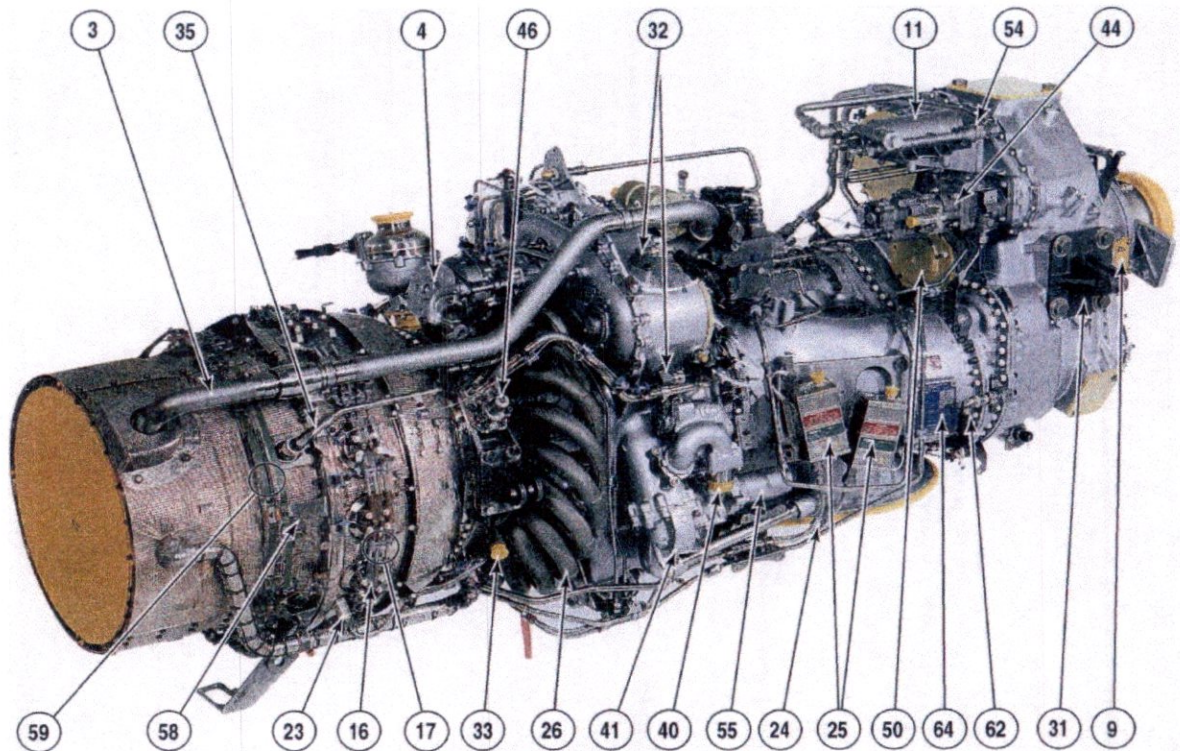
La répartition des roulements dans le moteur PW 127F est donnée par le tableau (II.2) suivant :

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.2) : Distribution des roulements.

II.8. L'IDENTIFICATION DES ELEMENTS DU MOTEUR PW127F

II.8.1. 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

24- Câbles d'allumage

25-Boite d'allumage

32- Sonde de NH

33-sonde de (NL)

40- La sortie d'huile.

41-Pompe d'huile et de récupération

44-Gouverneur de survitesse

46-la switching valve

54-support de fixation moteur

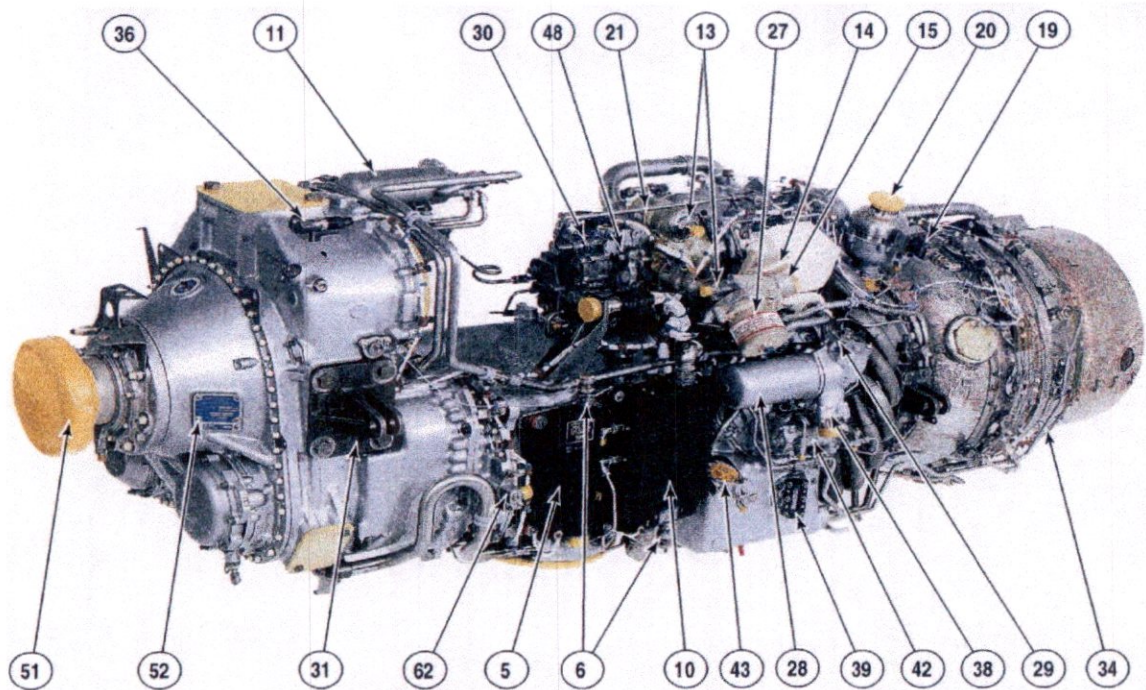
58-T6 Thermocouple

59-Barre de Thermocouple T6.

62-Sonde de couple

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

II.8.2. La face gauche du moteur PW 127F



- 5- Unité de mise en drapeau automatique. (AFU)
- 6- Prises de l'EEC
- 10- Unité de contrôle électronique du moteur (EEC).
- 14- Réchauffeur de carburant
- 15- L'arrivé de carburant
- 20- Check valve.
- 30- Unité hydromécanique (MFCU)
- 36- Sonde de NP
- 42- Valve de régulation
- 48- Levier de puissance.
- 51-L'arbre de l'hélice

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

II.9. DESCRIPTION DES MODULES DU MOTEUR PW 127F

II.9.1. Description du module turbomachine

II.9.1.1. 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 à la turbine 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.8) : L'ensemble compresseur –turbine (rotor)

II.9.1.2 Description de la partie froide (cold section) :

✦ ENTREE D'AIR :

Les compresseurs sont particulièrement sensibles à l'ingestion de corps étrangers, à fin de minimiser les risques, le constructeur Pratt & Whitney a 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.

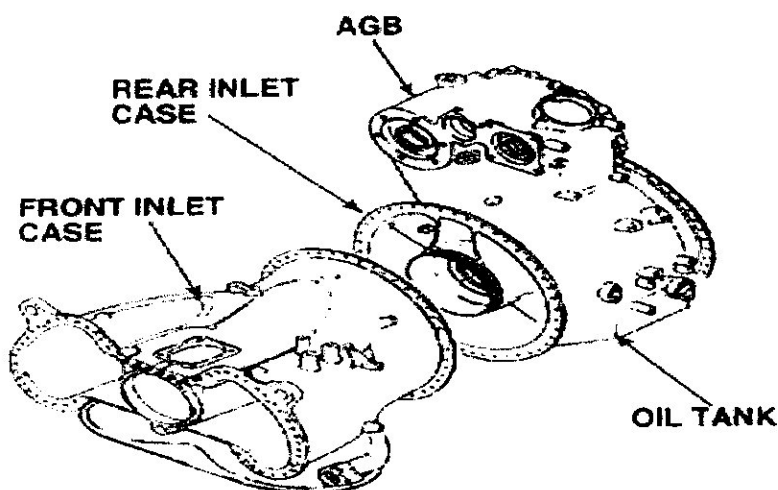


Figure (II.9) : La section entrée d'air.

♣ **LE COMPRESSEUR :**

La section compresseur se compose de :

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

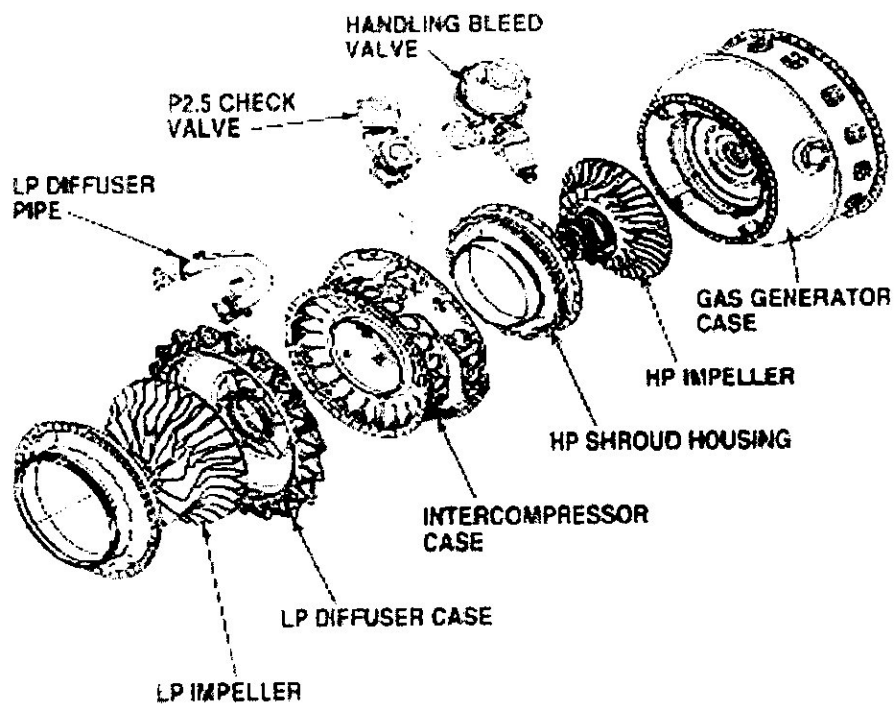


Figure (II.10) : La section compresseur.

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 de l'air ambiant. Le rotor est fabriqué en titane, il est doté des caractéristiques suivantes :

- ✓ Résistant à la corrosion.
- ✓ Solide.
- ✓ Un poids léger.
- ✓ 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) :

Le compresseur haute pression a pour rôle d'augmenter la pression dynamique et statique de la section basse pression. Le compresseur haute pression reçoit l'air à travers l'inter compresseur.

Ce compresseur est supporté par les roulements N°04 et N°05 et sa vitesse NH (la vitesse de rotation de compresseur haute pression) est mesurée au niveau de l'arbre de 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 pignons d'entraînement 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. 9.1.3 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 inverse pour la géométrie du moteur, elle se compose de trois parties essentielles qui sont :

- ✓ L'enveloppe intérieure (Inner).
- ✓ L'enveloppe extérieure (Outer).
- ✓ La partie de combustion (Small).

Cette chambre à deux enveloppes (extérieure et intérieure) est fabriquée en alliage résistant à la température (avec une couche de protection en céramique). Les différents éléments montés sur cette chambre de combustion sont :

- ✓ 14 injecteurs qui sont repartis autour d'un collecteur : dix (10) Primaires et quatre (04) secondaires
- ✓ Deux (02) 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.

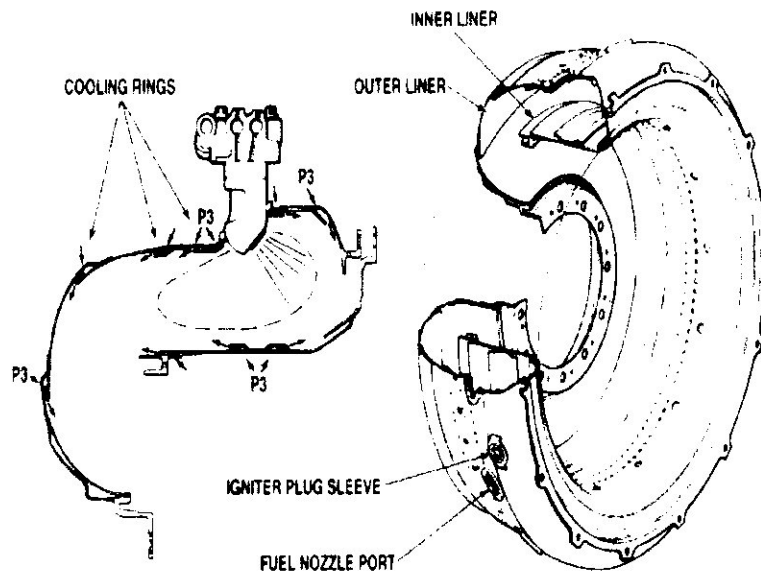


Figure (II.11) : La section chambre de combustion.

♣ La section turbine :

1. La turbine haute pression (THP) :

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

Elle est composée de trente-huit (38) ailettes, refroidies par l'air et fixées au disque par l'intermédiaire des fixations d'arbre de sapin, en ajustement serré. L'arbre de cette turbine est fixé par des boulons.

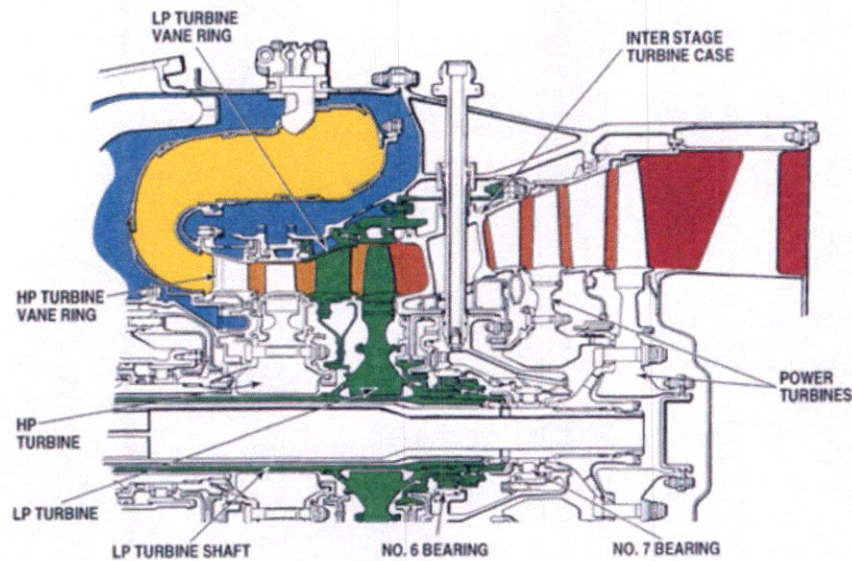


Figure (II.12) : La section turbine haute pression.

2. La turbine basse pression (TBP) :

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

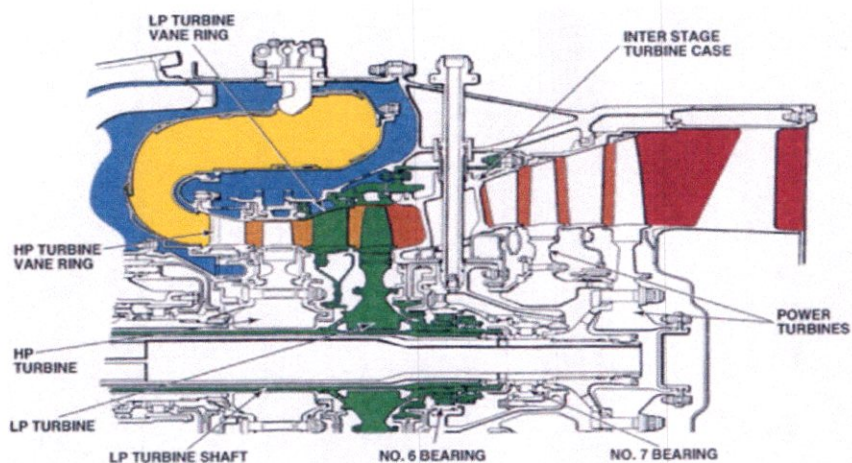


Figure (II.13) : La section turbine basse pression.

3. La turbine de travail (turbine libre) :

La turbine de travail a pour rôle d'extraire l'énergie des gaz qui est accumulée 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 contiennent 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).

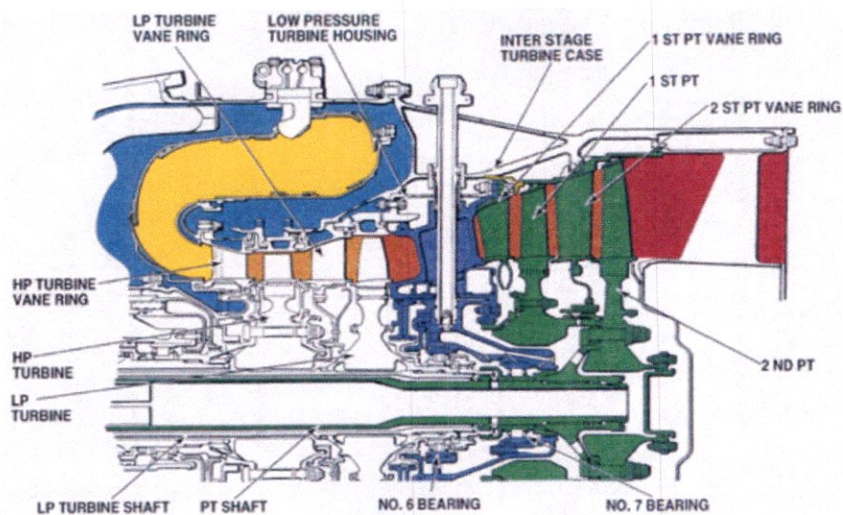
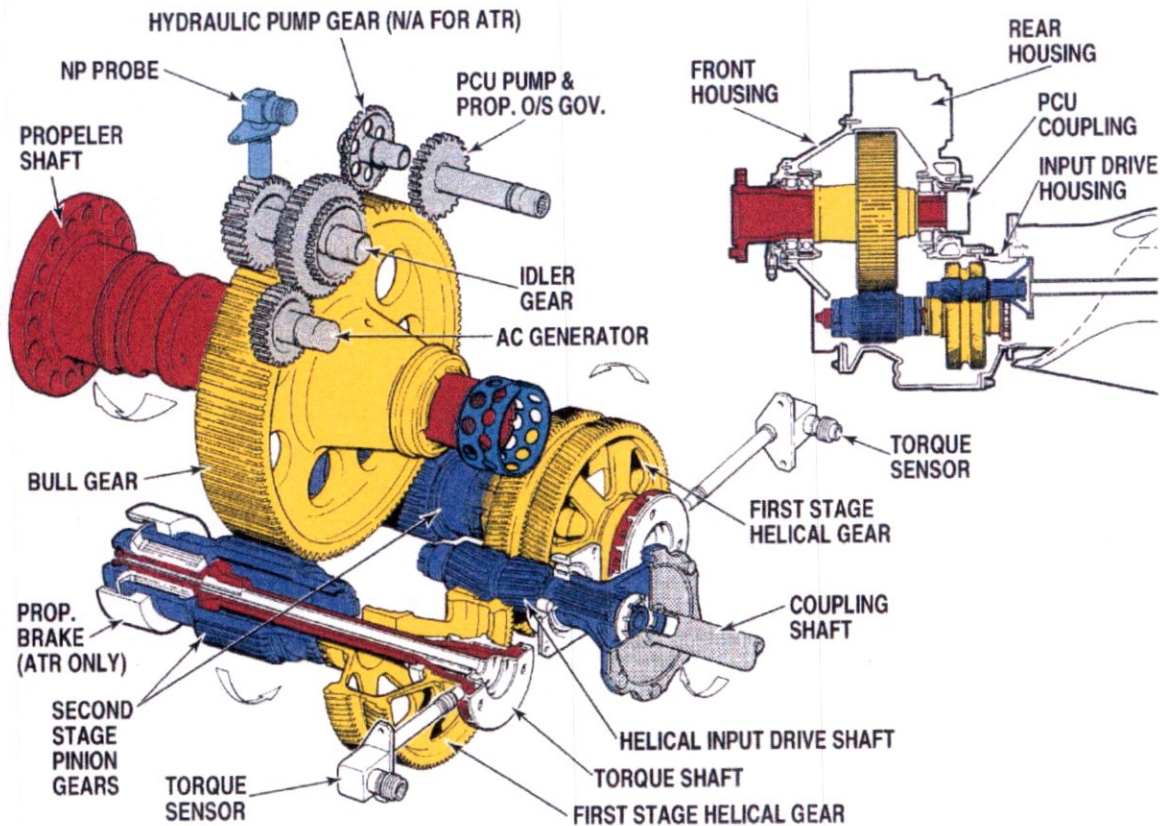


Figure (II.14) : La section de turbine de la puissance

II.9.2 Description de la RGB (reduction gearbox)

La RGB a pour rôle de réduire la vitesse de rotation de l'hélice (pour la protéger) et d'entraîner divers accessoires. Le taux de réduction de la vitesse de rotation d'hélice est de l'ordre de 1/16.



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

Figure (II.15) : Le réducteur (RGB).

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

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

A. Les éléments installés sur la RGB sont :

- ✓ Le capteur de rotation de l'arbre hélice (NP probe).
- ✓ Les capteurs (2) de couple moteur.

- ✓ Le frein d'hélice qui existe sur le moteur droit seulement (propeller brake).
- ✓ La pompe électrique.
- ✓ Module valve de l'hélice (PVM).
- ✓ Générateur de courant alternatif (alternateur).

B. Description générale de quelques éléments :

➤ Le frein d'hélice :

Ce dispositif sert à bloquer l'hélice lorsque le moteur est en fonctionnement pour deux buts essentiels qui sont :

- a) L'arrêt de l'hélice au sol tandis que le moteur continue à tourner, et cela pour des raisons de sécurité.
- b) 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.

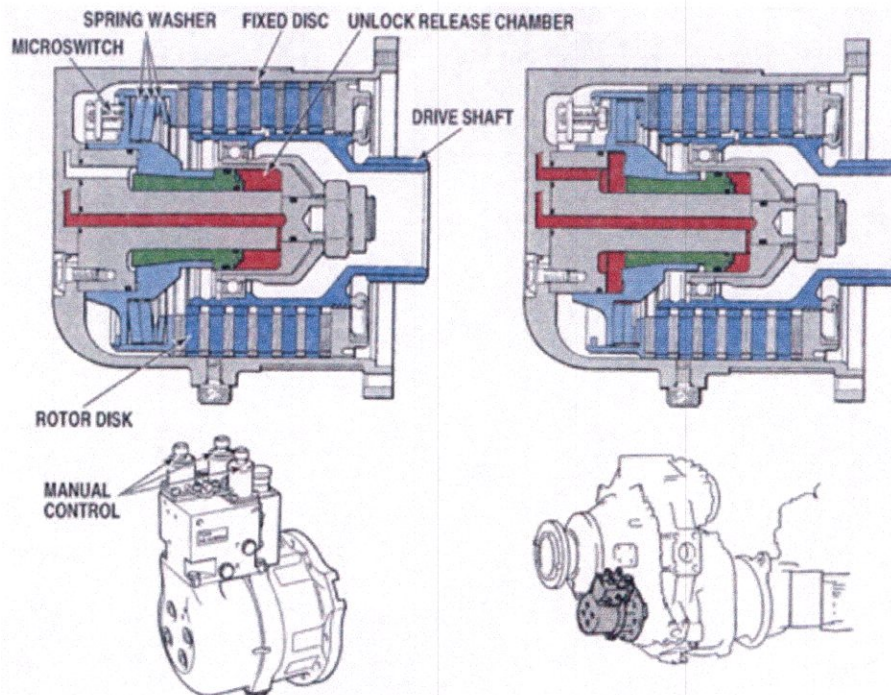


Figure (II.16) : Le frein d'hélice.

II.10. LES ATTACHES MOTEUR

Les attaches moteur sont des supports qui permettent la fixation du moteur sur avions et lui offre un degré de liberté. Le raccordement moteur-support est assuré par un système d'attachement comportant :

- ❖ Deux (02) attaches moteur coté droit avant et arrière.
- ❖ Un (01) attache moteur coté supérieur avant.
- ❖ Deux (02) attaches moteur coté gauche avant et arrière.

On remarque que l'avant du moteur est supporté par trois attaches et le torque tube pour les fortes vibrations de l'hélice dans cette partie.

Ces éléments assurent la suspension et l'amortissement les vibrations du moteur ; et empêchent sa transmission à la cellule.

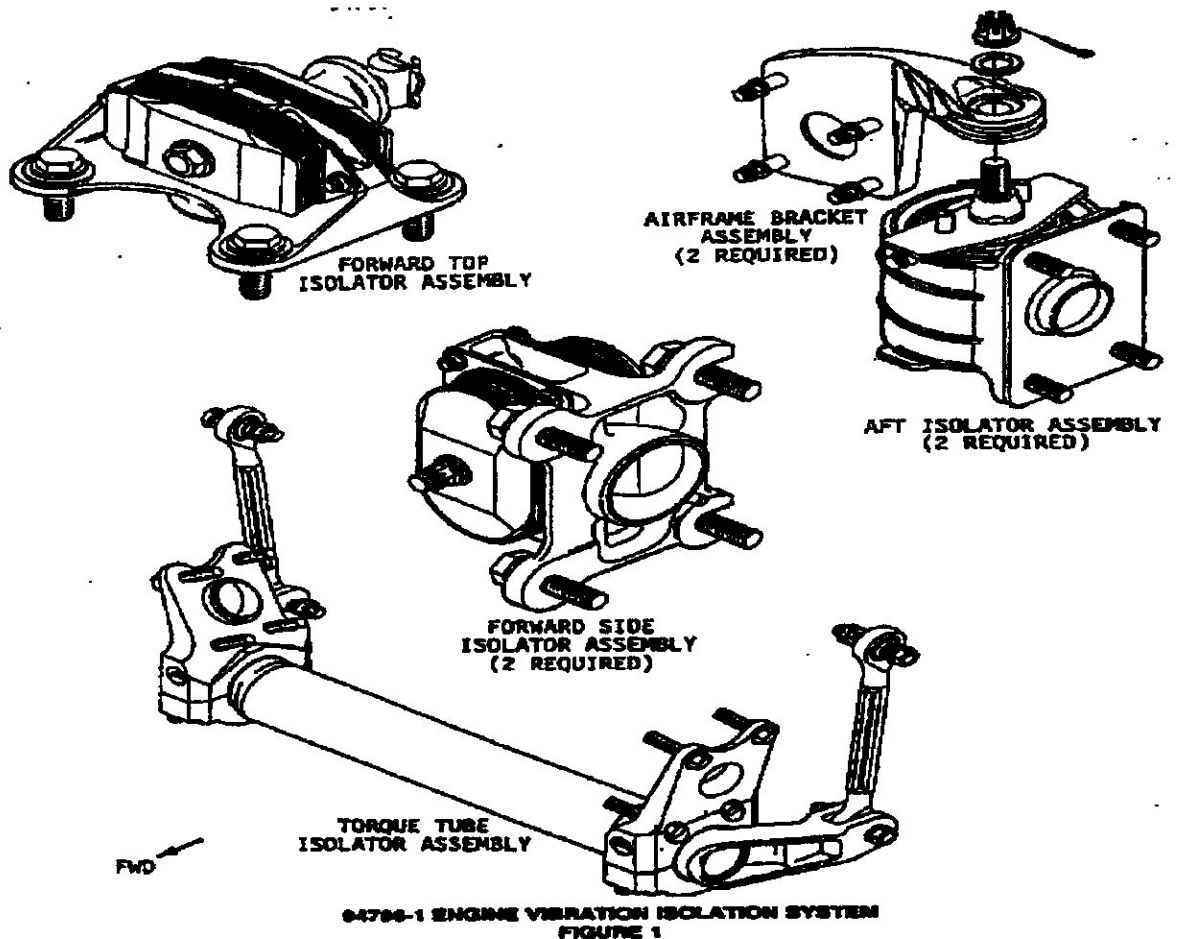


Figure (II.17) : Attachement du moteur aux supports.

II.11. DESCRIPTION DE L'HELICE DU MOTEUR PW127F

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.

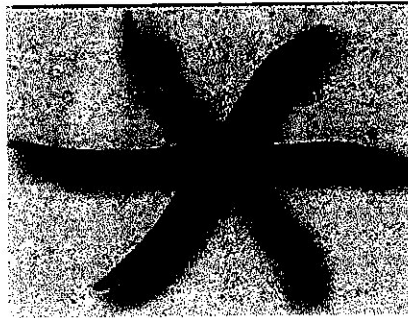


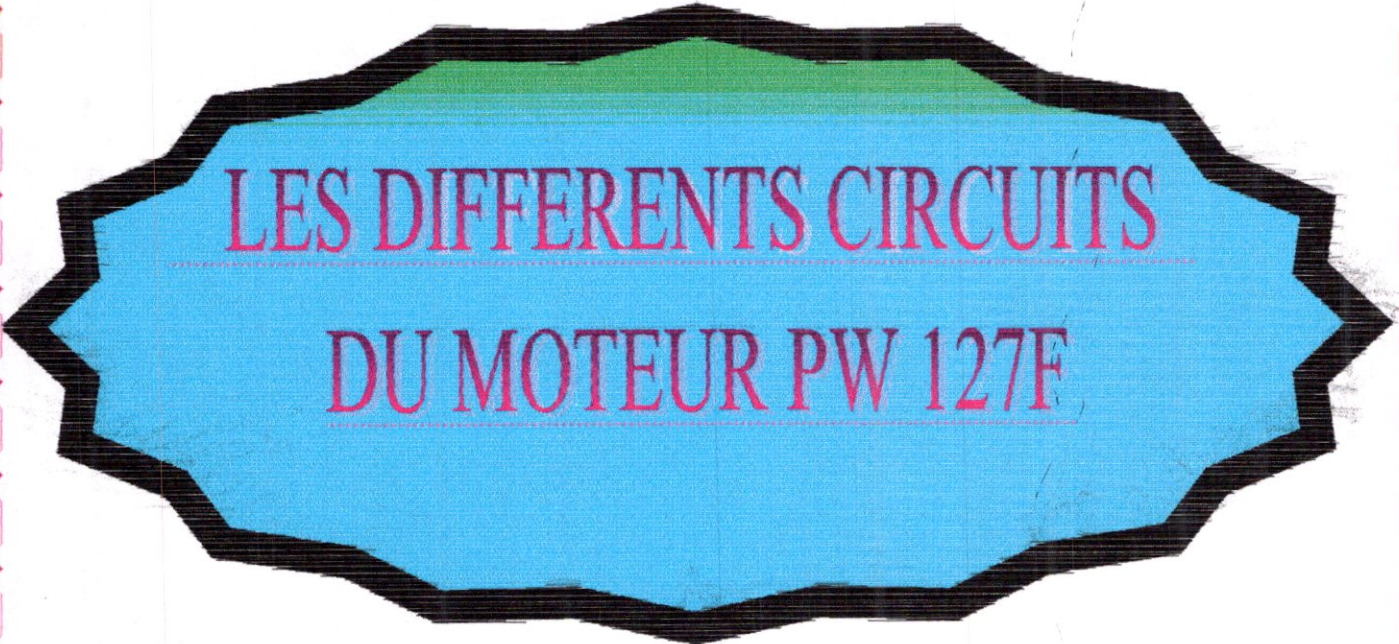
Figure (II.18) : L'hélice du moteur PW 127F

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.



CHAPITRE -III-



LES DIFFERENTS CIRCUITS
DU MOTEUR PW 127F

CHAPITRE III

LES DIFFERENTS CIRCUITS DU MOTEUR PW127F

III.1. LE SYSTEME D'HUILE

Le système d'huile du PW127 est composé d'un système et d'un sous-système :

- RGB (servitude de l'hélice).
- Turbomachine.

Il est aussi composé de trois lignes :

- ✓ L'alimentation (pression).
- ✓ La récupération (retour au réservoir).
- ✓ La pressurisation (ventilation/ Air).

III.1.1. Rôle du système d'huile

Son rôle est de minimiser les pertes internes du moteur dues aux frottements des parties tournantes par l'interposition d'un film d'huile qui participe ainsi à l'évacuation des calories.

Le circuit de lubrification du moteur PW 127-F assure aussi :

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

III.1.2. Caractéristiques d'huile

Pour la bonne santé du moteur la qualité d'huile de lubrification doit être analysée et doit répondre aux exigences suivantes :

- ✓ Pouvoir lubrifiant élevé.
- ✓ Viscosité constante.
- ✓ Point d'éclaircie élevée.
- ✓ Point de congélation basse.

- ✓ 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 Psi pour le fonctionnement normal du moteur.
- ✓ La valeur minimale de cette pression est environ de 44 Psi.
- ✓ 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. Description des éléments du circuit d'huile

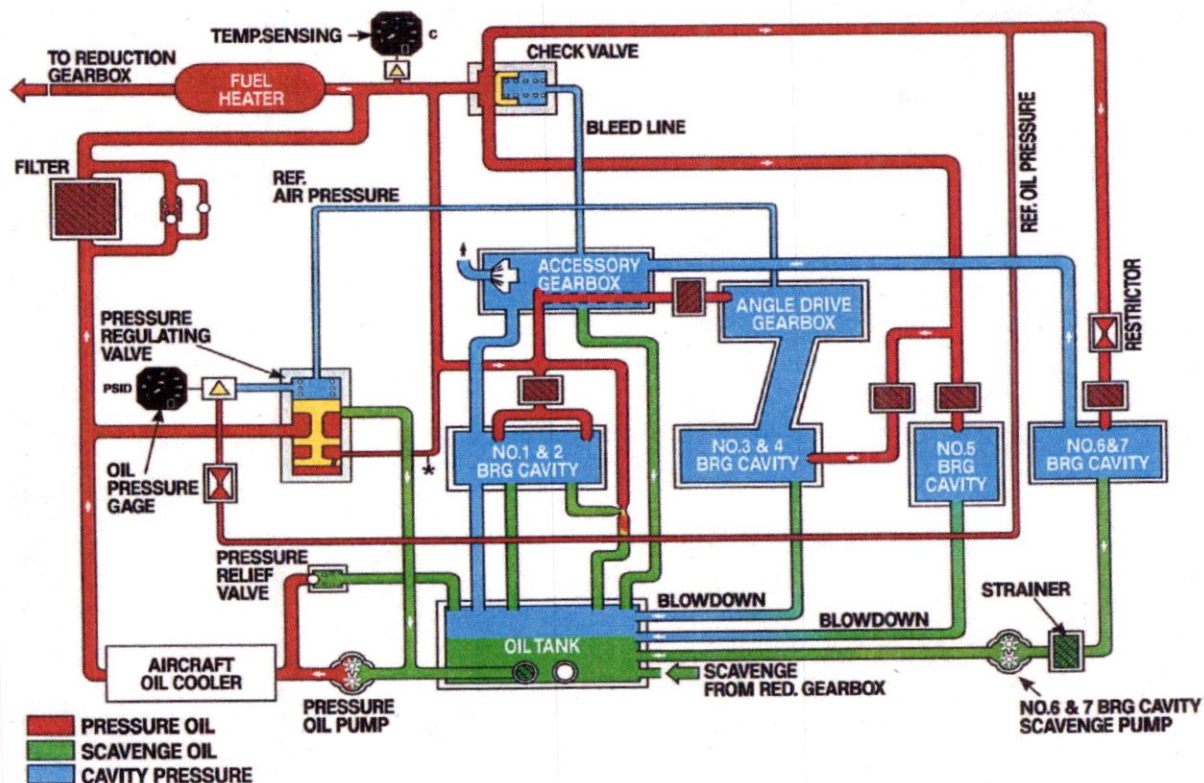


Figure (III.1) : Le système d'huile de la turbomachine.

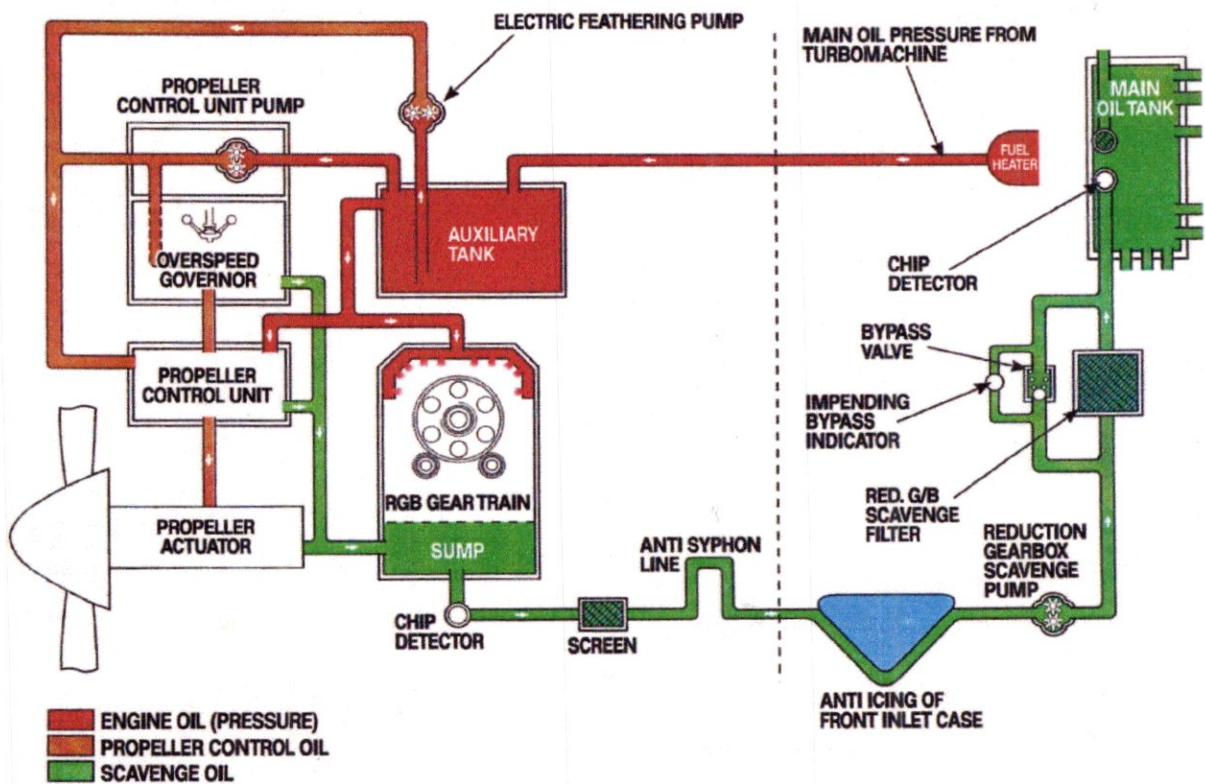


Figure (III.2) : Le système d'huile de la gearbox.

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

III.1.3.1. Réservoir d'huile

Il est intégré dans la partie basse du carter d'entrée d'air (il n'est pas indépendant). Sa capacité est de quatorze (14) litres ; son rôle est de contenir l'huile nécessaire aux trois lignes. Il est équipé d'un goulot de remplissage (coté gauche du moteur) et d'une glace de visualisation du niveau ; ainsi qu'un bouchon magnétique et un bouchon de vidange.

III.1.3.2. Réservoir auxiliaire

Le réservoir auxiliaire est un réservoir d'huile utilisé 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. La pompe d'alimentation

C'est une pompe à engrenage entraînée par le rotor NH ; intégrée dans le carter de l'AGB.

III.1.3.5. 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'un by-pass. L'huile passe à travers le radiateur seulement si sa température est supérieure à 80 °C.

III.1.3.6. Valve de régulation de pression (pressure regulating valve)

Cette valve a pour rôle de régler la pression d'huile, elle maintient la pression du système d'huile à 60 ± 5 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 Psi.

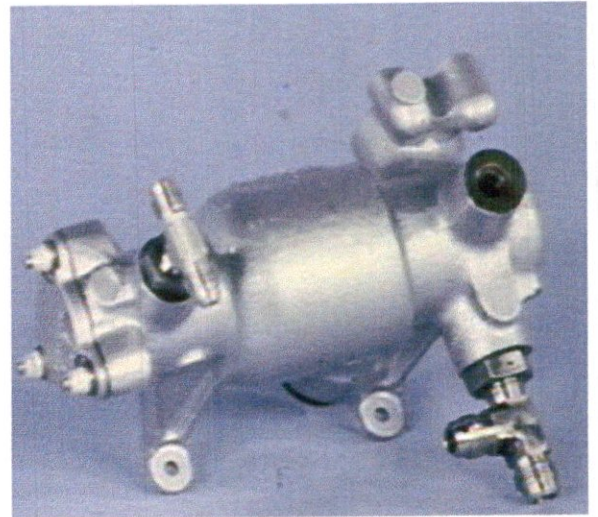
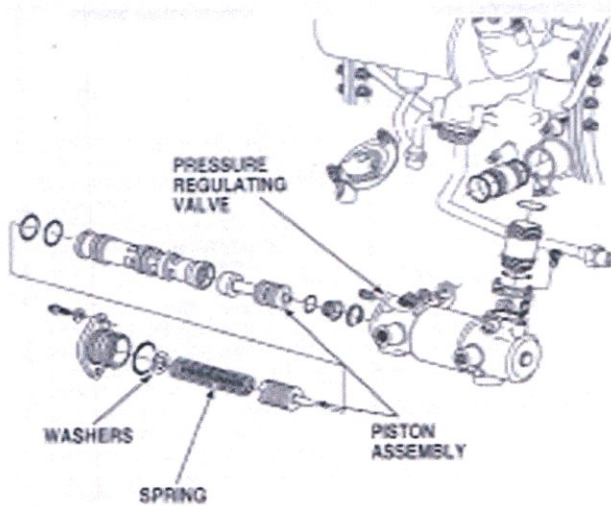


Figure (III.3) : La valve de régulation de pression.

III.1.3.7. 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 pompes. Chaque filtre est équipé par un "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.

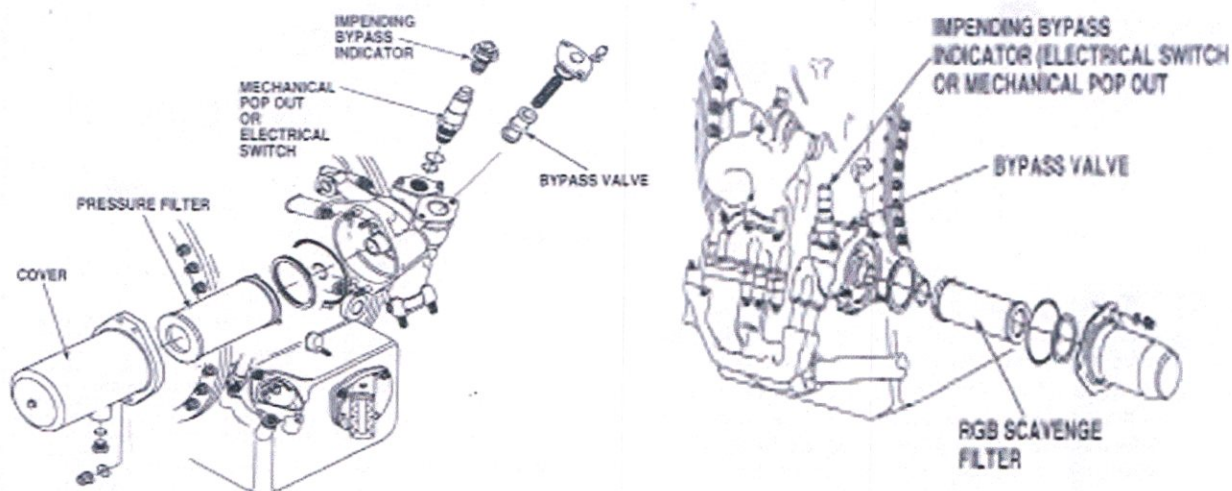
**Filtre de refoulement****filtre de récupération RGB**

Figure (III.4) : les filtres d'huile.

III.1.3.8. Echangeur de chaleur huile/carburant

L'échangeur de chaleur "huile/carburant" 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. Radiateur d'huile refroidi par le carburant

Le rôle du radiateur d'huile 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 la RGB.

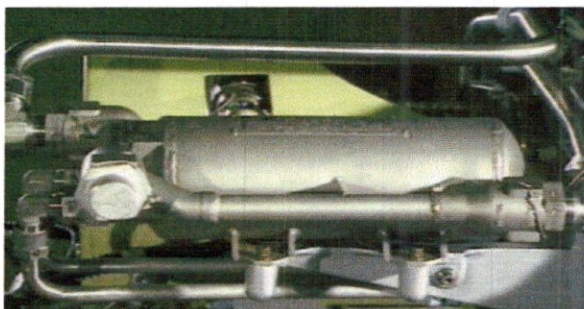
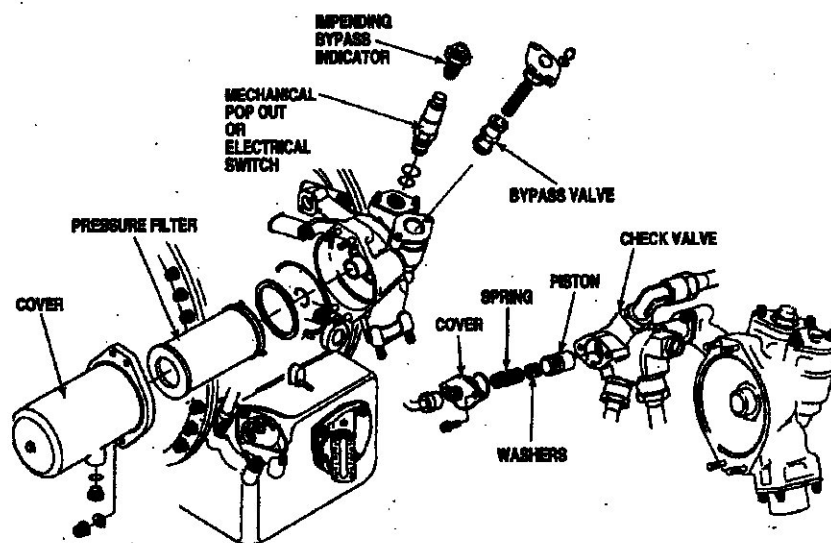


Figure (III.5) : Le radiateur « FCOC »

III.1.3.10. 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 Psi.



OIL FILTER & CHECK VALVE

Figure (III.6) : La Check valve et le filtre d'huile.

III.1.3.11. Transmetteur de pression

Le rôle du transmetteur de pression est l'envoi au cockpit d'un signal de pression d'huile. Il est localisé 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 à 40 Psi.

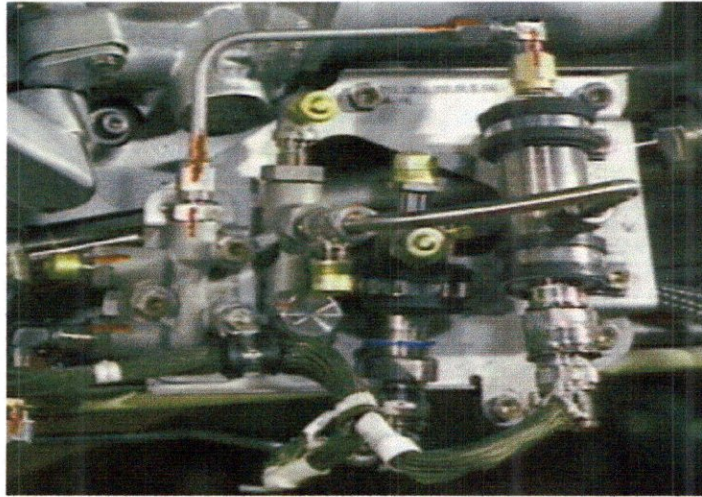


Figure (III.7) : Le transmetteur de la pression d'huile.

III.1.3.13. Sonde de température d'huile

La sonde de température d'huile 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 de fonctionnement du système d'huile

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

- ✓ Stockage.
- ✓ Distribution.
- ✓ Indication.

III.1.4.1. Le 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. La 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 a trois (03) sous systèmes :

➤ **Le système de refoulement :**

L'huile est tiré du 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 :

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

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

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

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

- 1- La pompe électrique.
- 2- L'unité de commande d'hélice (PVM).
- 3- Le régulateur de sur vitesse.
- 4- La pompe de servocommande au train réducteur « gear train ».

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

- 1- Une partie passe à la cavité de roulement N°1 et N°2, et à la AGB.
- 2- L'autre partie passe par la valve anti-retour. Des que la pression atteindra 48 Psi (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 roulements N°5, N°3 et N°4 d'autre part.

➤ **Le système de récupération :**

• **Pour la turbomachine :**

L'huile du boîtier d'accessoires (AGB) et des cavités des roulements N°1 et N°2 est récupérée par gravité avec la contribution de la pression d'air, par contre celle des cavités des roulements N°3, N°4 et N°5 est récupérée par gravité en présence d'air, et enfin pour les gravités des roulements N°6 et N°7, 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 la RGB "gear train", ensuite l'huile passe vers la pompe de récupération et traverse le tube d'anti-siphon, les bords d'entrée d'air pour des raisons d'anti-givrage, puis vers le filtre de récupération qui est équipé d'une valve by-pass en cas de colmatage, et finalement elle s'écoule vers le réservoir.

➤ **Le système de reniflard :**

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

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

- ✓ La pompe à carburant
- ✓ Une unité hydromécanique (MFCU)
- ✓ 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 ensemble filtre
- ✓ Un indicateur FF/FU
- ✓ Un indicateur « FUEL GLOG »
- ✓ Un indicateur de température de carburant.

III.2.3. 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, fournie 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 fourni par le système est supérieur à celui dont le moteur à besoin. Dans ce cas, le surplus retourne à l'entrée de pompe carburant.

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

III.2.4. Description du système carburant

III.2.4.1. La pompe carburant

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

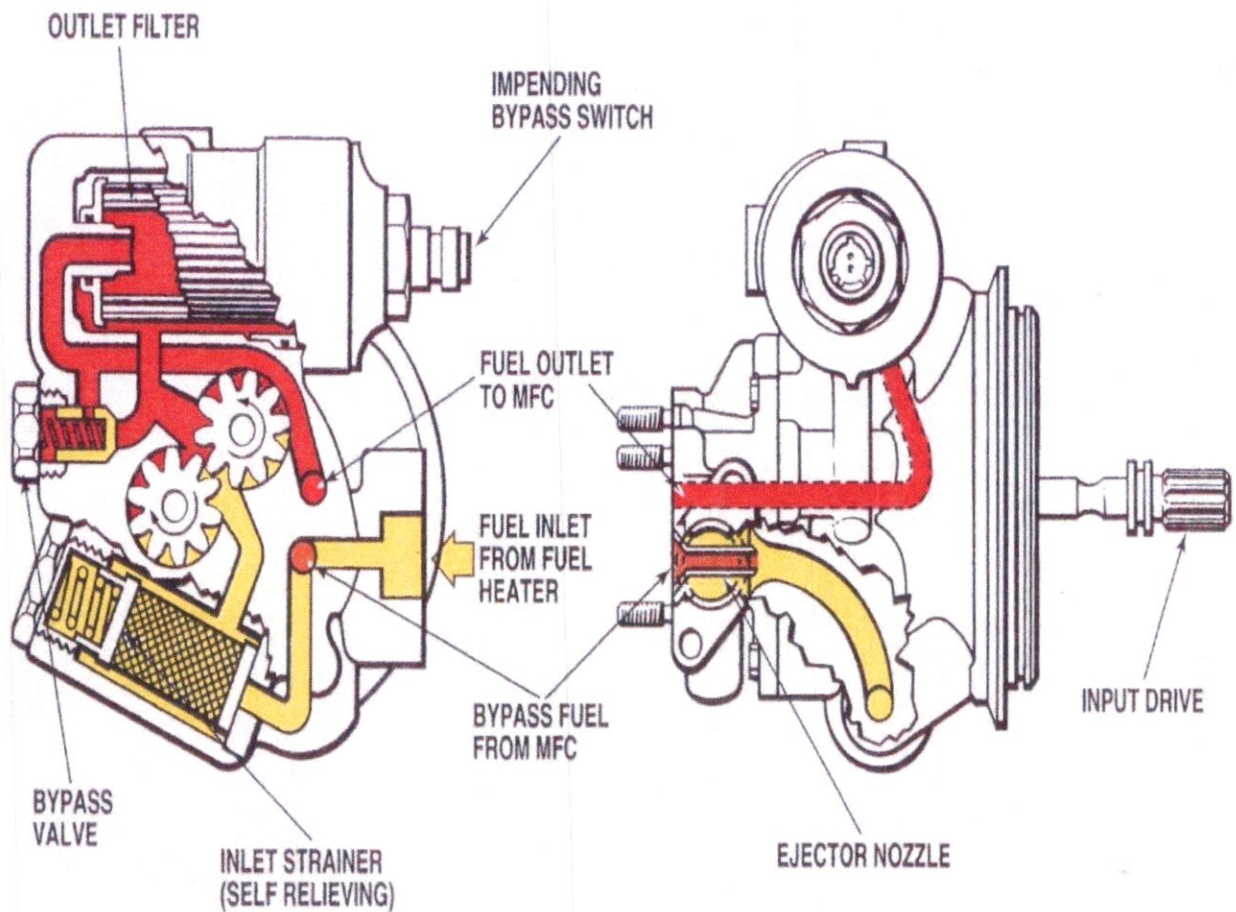


Figure (III.9) : La pompe carburant.

La pompe carburant est composée essentiellement des éléments suivants :

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

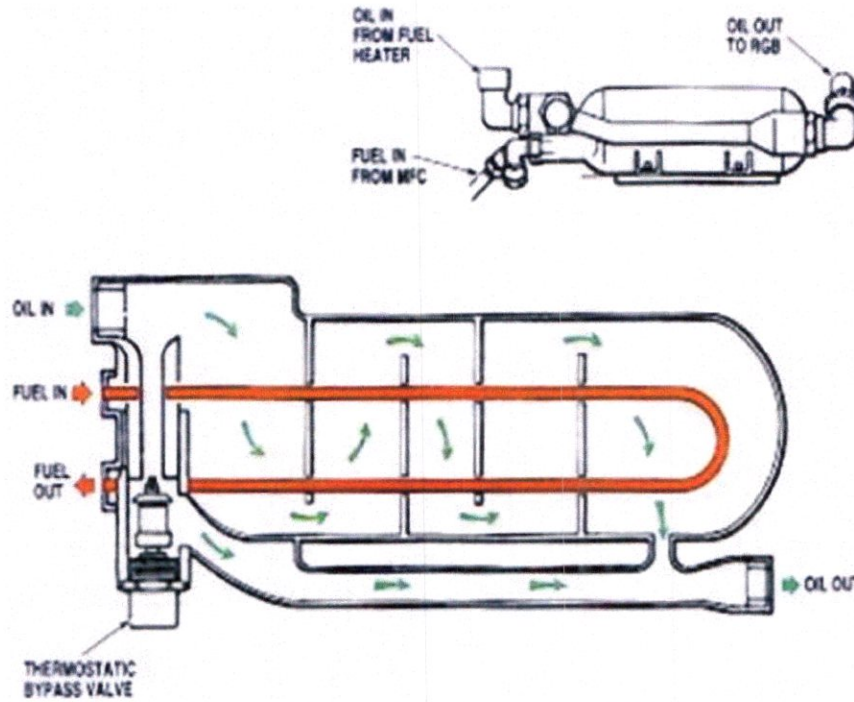


Figure (III.12) : Le schéma d'un FCOC

✓ **Fonctionnement du radiateur d'huile**

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.

température d'huile	La sonde	La valve de control	La température d'huile
< 60C°	Contractée	Déviation maximale (chaleur)	Augmentation
>71C°	tendue	Le refroidissement est maximum	Diminution

Tableau (III.2) : Le fonctionnement du radiateur d'huile.

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 :**

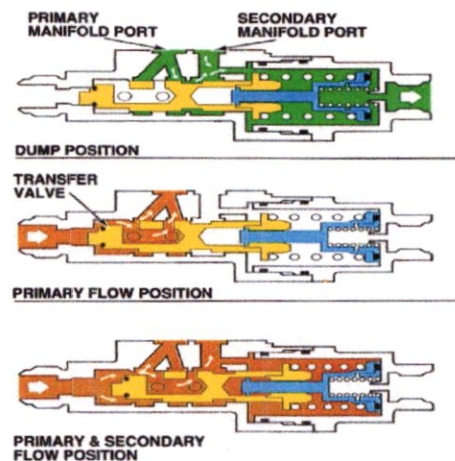
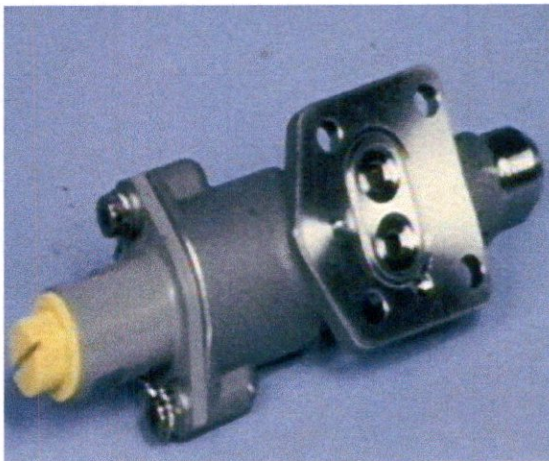
La sonde thermique mesure la température d'huile qui passe par la valve de commande de positions pour moduler cette température d'huile entre 60 à 71 °C (140 à 160 F).

III.2.4.8. Le diviseur de débit et la valve de décharge

Le diviseur de débit est fixé au niveau de l'injecteur N°8. Il a pour rôle de diviser le 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 psi, la valve de transfert s'ouvre, un écoulement au collecteur secondaire et 4 injecteurs additionnels commencent à fonctionner.



Post SB

Figure (III.13) : Le diviseur de débit carburant.

III.2.4.9. Les injecteurs

Les injecteurs de carburant ont 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 équipés seulement par les orifices annulaires pour un débit secondaire. Il se localisent sur les numéros suivants : 1, 4, 8,12.

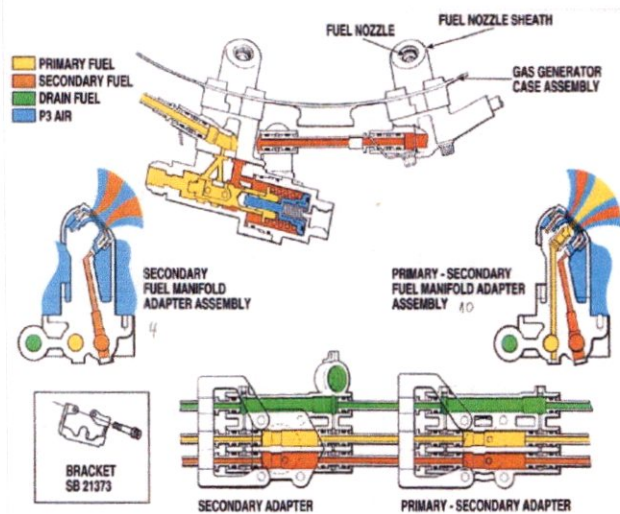
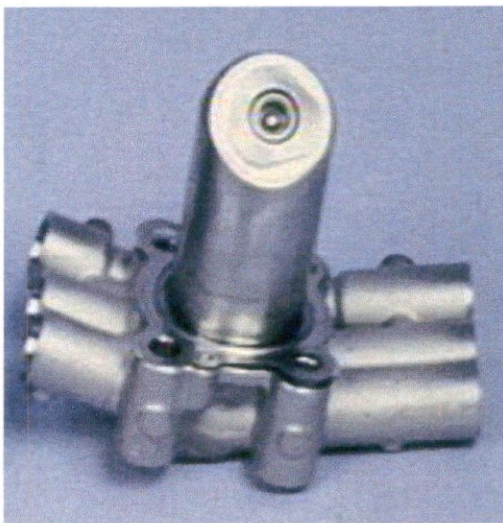


Figure (III.14) : L'injecteur de carburant.

II.2.4.10. Le réservoir de drainage carburant

Le réservoir de drainage de carburant a pour rôle de recevoir le carburant de la valve de décharge à l'arrêt du moteur et le renvoyer au réchauffeur de carburant à l'amont de la pompe carburant pour le cas d'un avion ATR pendant le prochain démarrage moteur. Il est composé essentiellement des éléments suivants : un réservoir, un flotteur, une valve de flotteur, une valve anti-retour et une pompe.

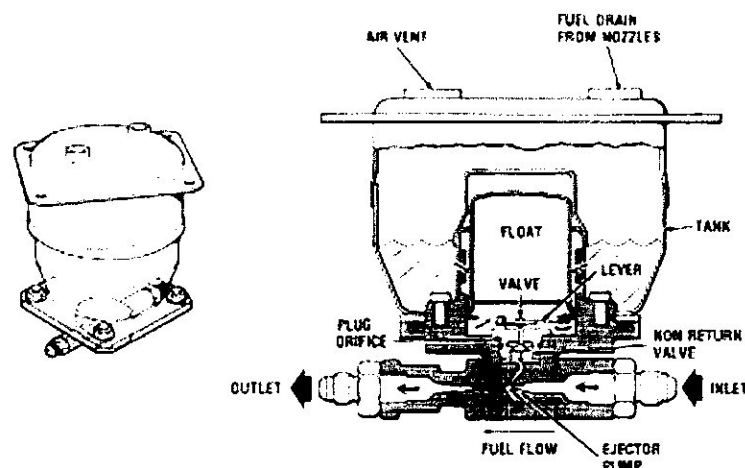


Figure (III.15) : Le réservoir de drainage carburant.

Son fonctionnement est comme suit :

A l'arrêt du moteur, le carburant qui reste dans le diviseur de débit retourne au réservoir de vidange. C'est le combustible (carburant) rempli dans les ascenseurs du flotteur du 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 PNEUMATIQUE

Le circuit pneumatique est un système qui gère l'air sous pression prélevé des compresseurs pour les différentes servitudes du moteur et de l'avion.

III. 3.1. Rôle du circuit pneumatique

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.3.2. Système moteur

III.3.2.1. Rôle du système moteur

Le système du moteur a pour rôle :

- 1- La pressurisation des paliers
- 2- Le refroidissement des éléments de la partie chaude, chambre de combustion, les vanes et les turbines.
- 3- La récupération d'huile des paliers 3, 4 et 5, sous l'effet de la pression d'air qui agit sur l'huile en le chassant de la cavité du roulement vers le réservoir d'huile.
- 4- La pression développée par les compresseurs est utilisée comme référence pour le fonctionnement du MFCU.

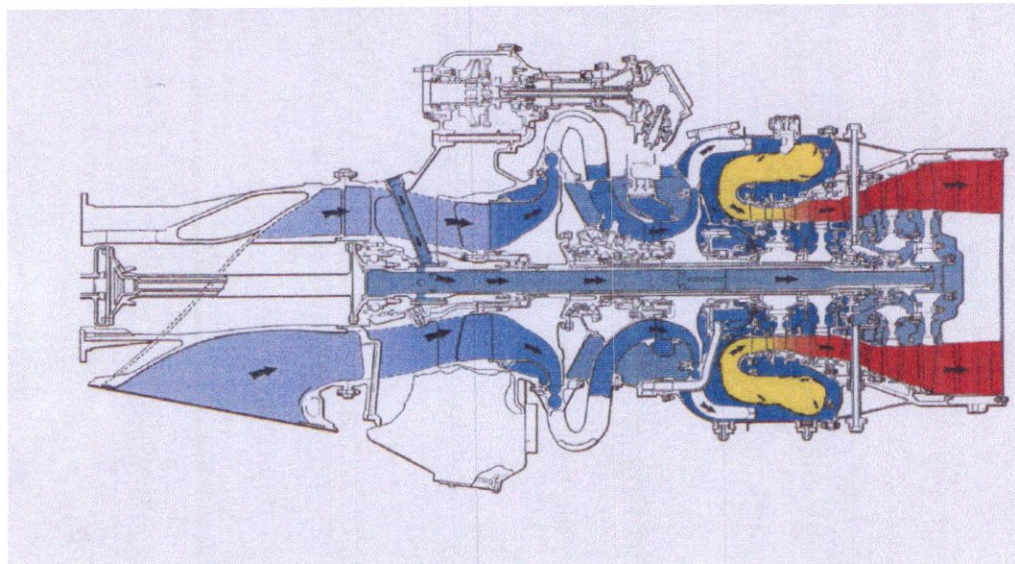


Figure (III.16): Le passage de l'air à partir de l'entrée d'air jusqu'aux turbines.

III.3.2.2. Description de ventilation du moteur

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

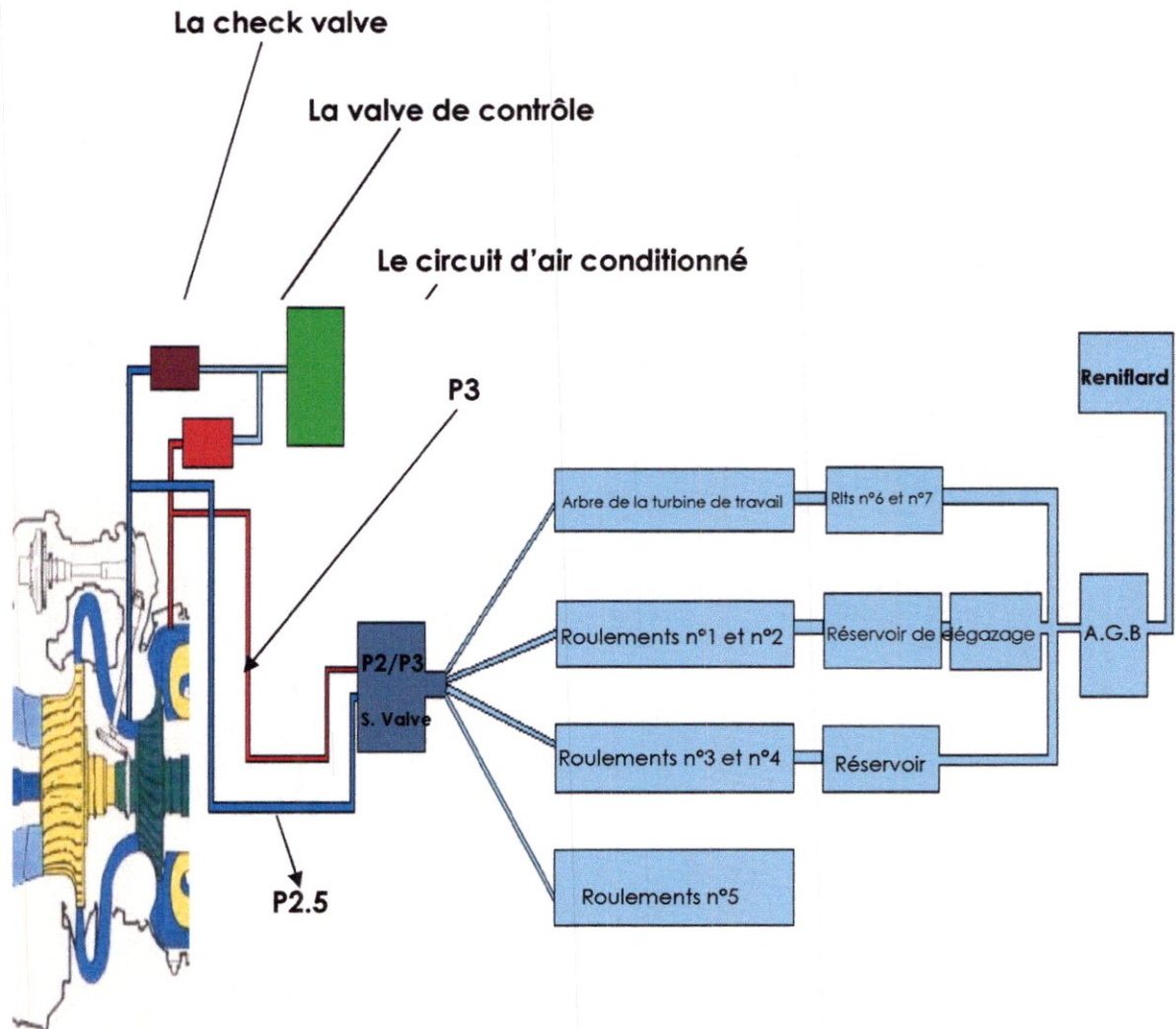


Figure (III.17) : Système d'air du moteur

❖ Pressurisation des cavités des paliers :

D'après le schéma de la figure (III.17), 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).

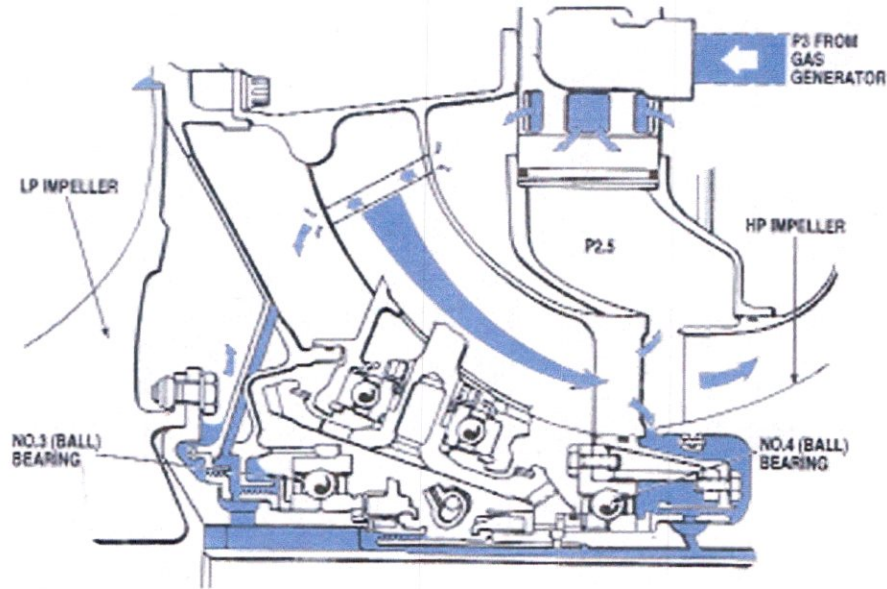


Figure (III.18) : L'étanchéité des roulements N°3 et N°4.

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.

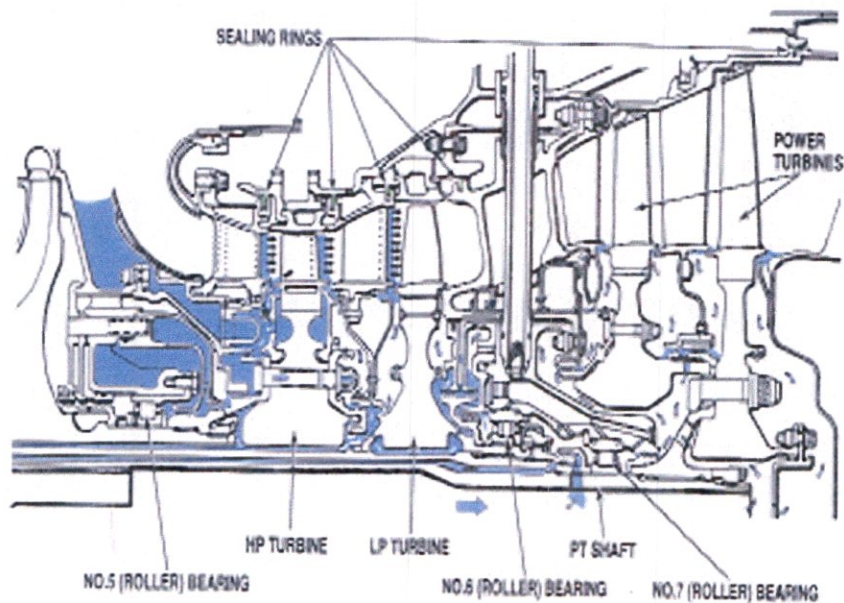


Figure (III.19) : La circulation de l'air dans les paliers et la turbine.

III.3.3. Servitude avion

L'air prélevé du moteur est utilisé également pour les besoins de l'avion, pressurisation, refroidissement et de givrage. Le débit d'air maximal soutiré ne dépasse pas les 10% du débit du compresseur.

III.3.3.1. 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.

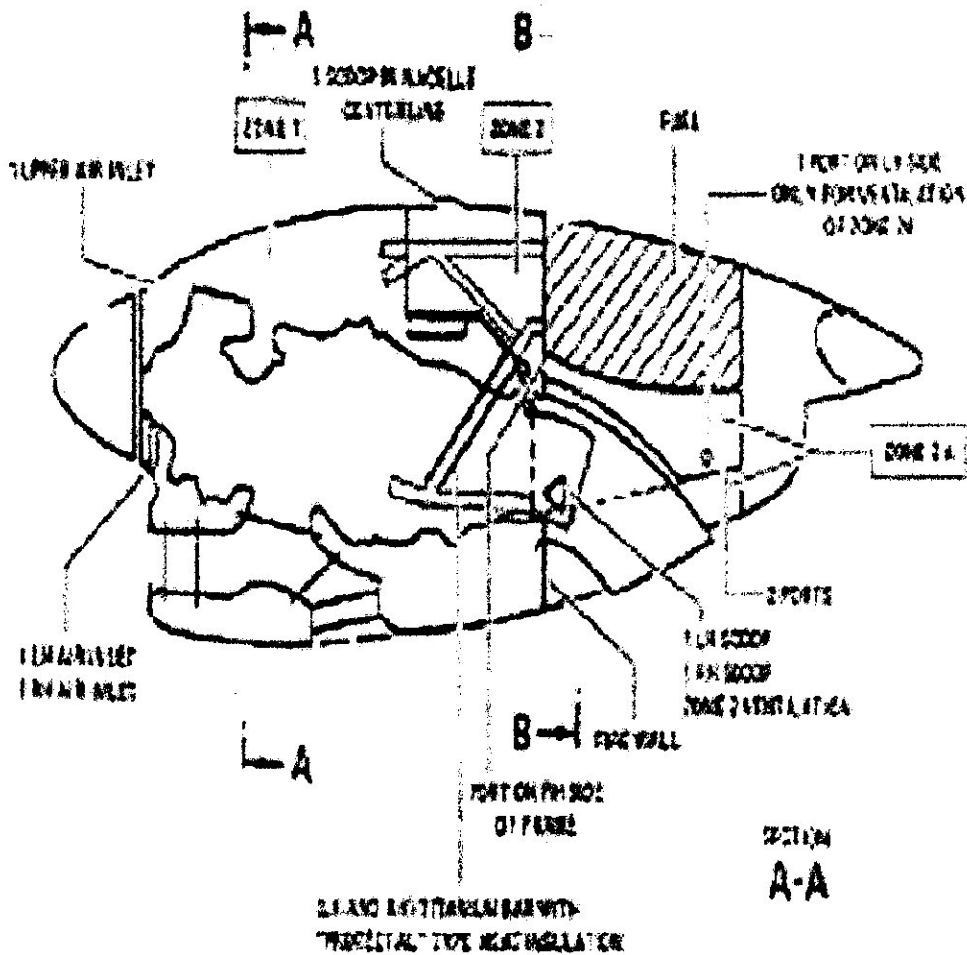


Figure (III.20) : Zones de ventilation de la nacelle.

III.3.4. Les différents composants du circuit pneumatique

III.3.4.1. 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).
- Elle est conçue pour fournir un maximum de 10% d'air de décharge de compresseur (dispositif de sûreté)

III.3.4.2. Clapet anti-retour (Check valve)

BUTTERFLY VALVE

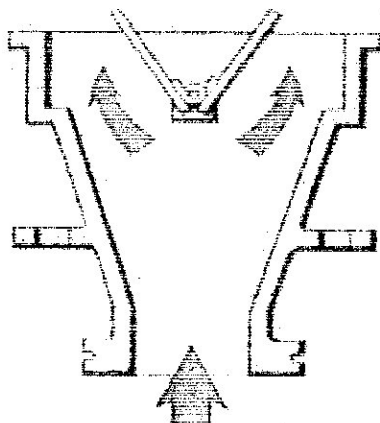


Figure (III.21) : La Vanne papillon.

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

III.3.4.3. L'air switching valve

- ✓ Le dispositif qui gère le prélèvement d'air pour les besoins du moteur est appelé " 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 deux.

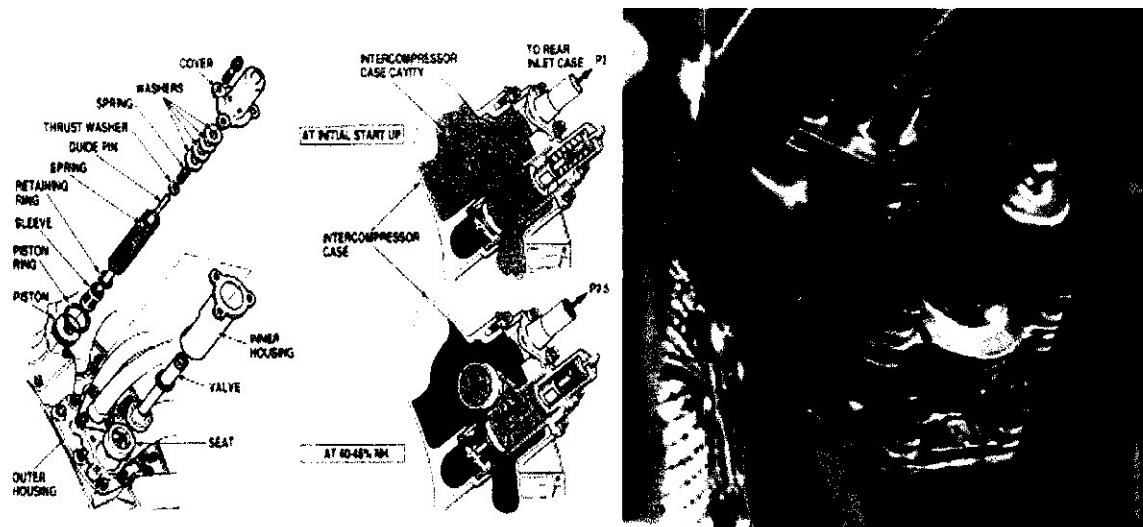


Figure (III.22): Air switching valve.

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

✓ Le rôle de la switching valve est d'assurer l'alimentation en air en sélectionnant l'endroit de prélèvement P2, 5 ou P3 selon le régime du moteur (NH).

- Si $NH < 40\%$ c'est la pression P3 qui alimente le système.
- Si $NH > 40\%$ c'est la pression P2, 5 qui alimente le système.

- 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 est 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.3) : 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 :

- Les systèmes pneumatiques d'avion (P2.5 et P3).
- La HMU (P3).
- La valve à trois voies d'air.
- La manipulation du clapet anti-retour.

III.3.4.4. Le dispositif anti-pompage (HBV)

▪ **Description de la vanne de décharge (HBV)**

La vanne de décharge (HBV) a pour rôle d'assurer un fonctionnement sans avoir le risque d'apparition d'un pompage. Elle est de type à piston, commandée électriquement par l'EEC et son fonctionnement est pneumatique, Elle est installée au dessus de la tuyère d'échappement.

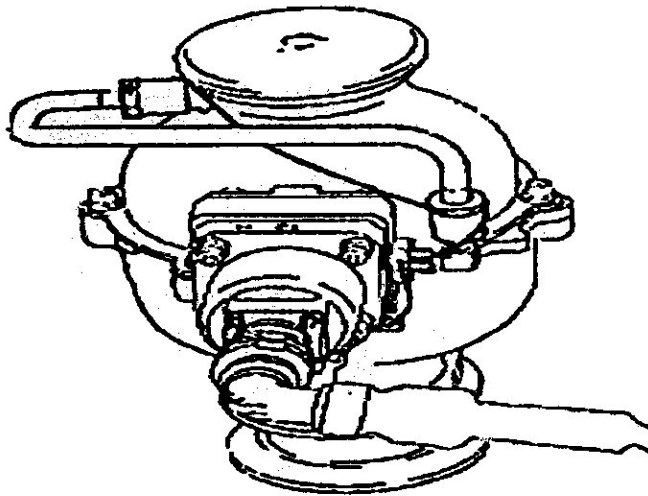


Figure (III.23) : Le dispositif anti-pompage (HBV).

- Le principe de fonctionnement de la vanne 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.
 - La 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 de la servo saigne de P 2.4.
 - Le P 2.5 > P 2.4 ouvre HBV

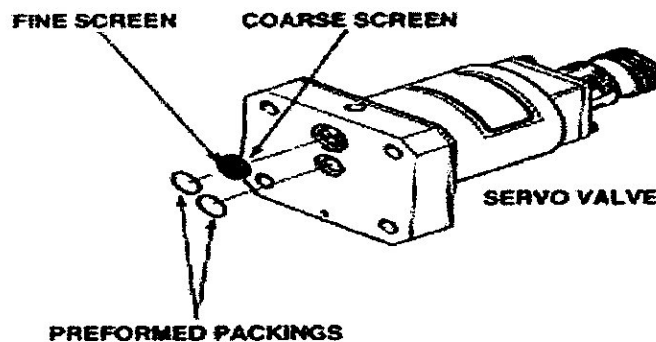


Figure (III.24) : La servovalve.

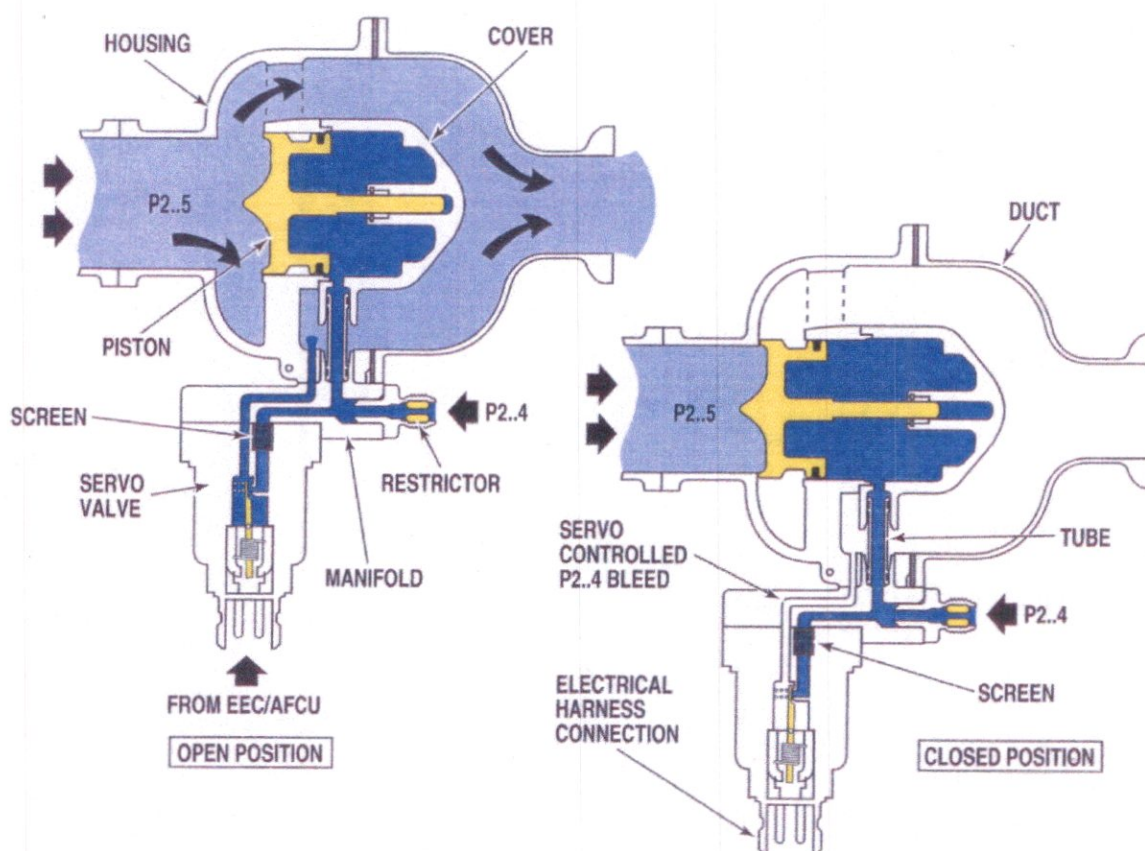


Figure (III.25) : Fonctionnement de HBV.

III.4. CIRCUIT D'ALLUMAGE

Le moteur PW127F est triple-shaft, NH, NL, et NP. Grâce à cette conception très réussite, le démarrage devient très facile; il consiste à mettre en rotation un rotor HP relativement léger a l'aide d'un démarreur électrique installé sur l'AGB.

L'allumage est assuré par un système qui assure des étincelles à l'encontre du mélange Air carburant pendant la phase de démarrage.

III.4.1. Généralités

- ♣ Le système de démarrage est le système électrique qui permet de mettre le moteur en marche. Les moteurs soit au sol ou bien en vol.
- ♣ Le courant électrique pour le système de démarrage peut être assuré à partir de la batterie principale d'avion, l'unité d'alimentation CC externe ou par l'autre moteur (sur la terre seulement) par le panneau principal de courant électrique.
- ♣ Le démarrage moteur par la batterie principale est exigé sur le sol quand la puissance externe de C.C n'est pas disponible et en vol dans le cas d'un arrêt moteur.

- ♣ Les ordres logiques du démarrage du moteur par la batterie principale sont identiques à ceux décrits dans le démarrage du moteur par puissance externe.
 - Le panneau de démarrage moteur.
 - Le BPCU, GCU.
 - Le contacteur de démarrage.
 - Les démarreurs / générateurs.

III.4.2. Les différents rôles de système d'allumage

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

- Fournir l'étincelle pour mettre à feu le mélange de carburant/air
- Utilisé pour le démarrage initial du moteur.
- Eviter d'extinction de la flamme, allumage continu choisi pendant le décollage, l'atterrissage, vol dans la précipitation, ou pendant les conditions atmosphériques défavorables.

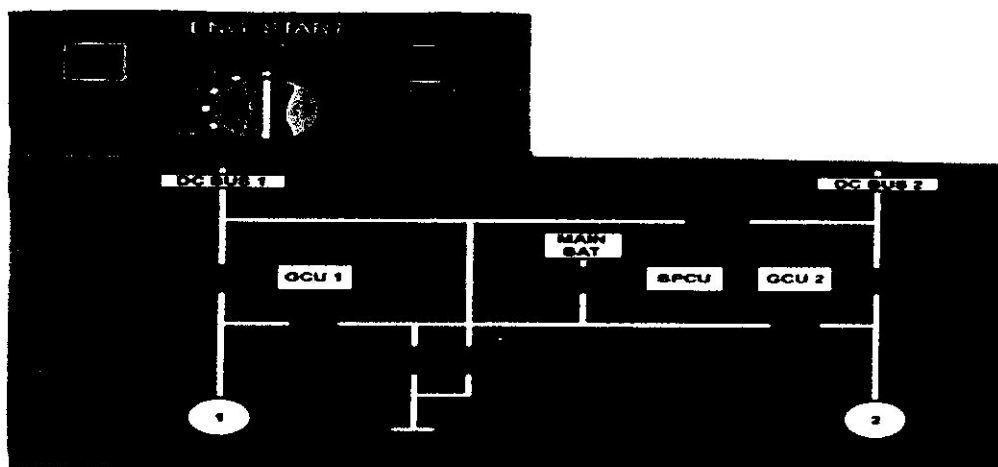


Figure (III-26) : Description du démarrage et de l'allumage.

III.4.3. Les composantes de système d'allumage

Les composantes essentielles de ce système sont les suivantes :

- 1- Boîtes d'allumage.
- 2- Câbles d'allumage.
- 3- Bougies d'allumage.

III.4.4. Description des excitateurs (boites 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 d'entrée et d'un 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.

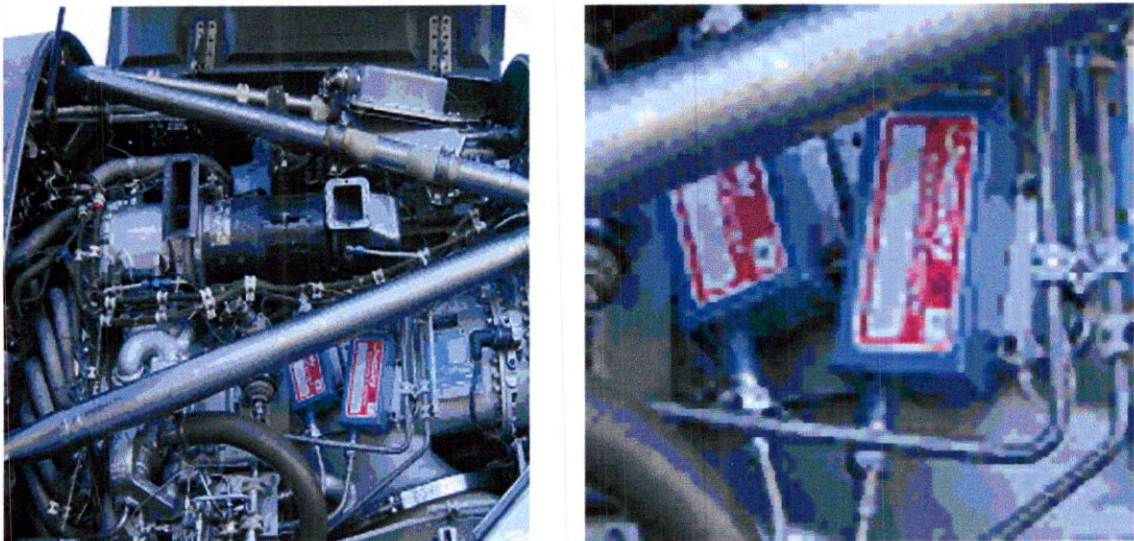


Figure (III-27) : Les boîtes d'allumages et leurs dispositions sur le moteur.

III.4.5. Description du câblage

- **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.

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 :**

1. Fournir le point pour l'étincelle dans la chambre de combustion.
2. Deux bougies d'allumage refroidies par l'air situées aux positions de 5 et 7 heures sur le générateur de gaz.
3. La bougie a une électrode centrale incluse en matériel semi conducteur.
4. Le potentiel électrique entre l'électrode et le cas ionise l'air environnant (fournit le pont pour l'étincelle).
5. Le condensateur d'excitateur décharge une étincelle d'énergie élevée à travers l'espace. Entre l'électrode centrale et la coquille.
6. 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.

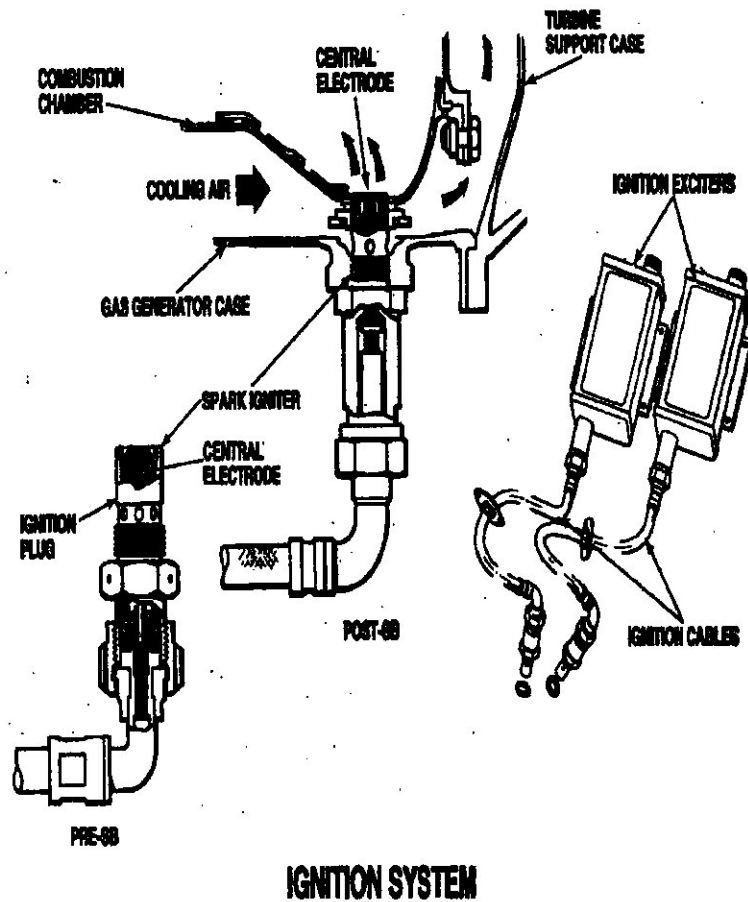


Figure (III-29) : Le système d'allumage.

III.4.6. Le sélecteur d'allumage

Avant démarrage nous avons deux manettes:

1. Manette de l'Ellice (condition level), (CLA).
2. Manette de puissance du moteur (régime demandé), (PLA).

Pour la mise en marche du moteur, les manettes du moteur doivent être positionnées comme suit:

PLA: Sur " ground idle" (régime ralenti).

CLA: Sur "Fuel on" (arrivée du carburant au moteur).

Avant d'appuyer sur le bouton principal de démarrage, qui a pour fonction d'actionner le démarreur électrique. On fait la sélection de la boîte d'allumage à utiliser pour le démarrage à l'aide d'un sélecteur d'allumage (présent sur le panneau de démarrage), qui possède cinq positions possibles:

1. Boîte d'allumage "A".
2. Boîte d'allumage "B".
3. Les deux boîtes d'allumages en même temps "A et B".
4. Position "crank" (ventilation, allumage désactivé).
5. Position "off" (Interruption de l'allumage).

III.5. SYSTEME D'INDICATION

III.5.1. Rôle du système d'indication

Le rôle du système d'indication est de mesurer et d'afficher les paramètres de fonctionnement. Il est composé de deux éléments, un capteur sur le moteur et un afficheur installé sur le panneau d'affichage (tous les paramètres sont captés et analysés par l'EEC).

III.5.2. La vitesse

Il y a deux capteurs de vitesse (Nh1) et (Nh2), installés sur le côté droit de l'AGB :

NH1 : Il est utilisé uniquement pour l'EEC

NH2 : Il est utilisé pour l'EEC et pour l'affichage

NL : Il est installé sur "l'inter compresseur case" (rotor basse pression), il est utilisé uniquement pour l'affichage.

NP : Il est installé sur la partie supérieure gauche de la RGB, c'est un capteur double qui envoie un signal pour l'affichage. Le deuxième signal n'est pas utilisé, il est envoyé (valeur) pour l'EEC par le Torde Sensor.

III.5.3. La température (T6)

Le capteur de température a pour rôle de mesurer la température des gaz, et l'envoyer vers l'affichage, ce système est composé de neuf thermocouples.

III.5.3.1. Les thermocouples

Les thermocouples sont répartis sur la station six. Un thermocouple est une paire de sonde bimétallique (alumelle et chromel) qui produit ou génère un signal électrique (milli volt) en transférant la chaleur en signal électrique. Les neuf thermocouples sont liés en parallèle dans un collecteur qui s'attache au câblage de l'affichage.

Le collecteur est lui aussi lié en parallèle avec une sonde de correction de signal, pour stabiliser la lecture. Elle se localise à l'entrée de la pompe de récupération d'huile ou la température avoisine les quatre vingt (80°C). Une résistance de calibration est également liée au système en vue d'adapter le signal avec les caractéristiques de l'afficheur.

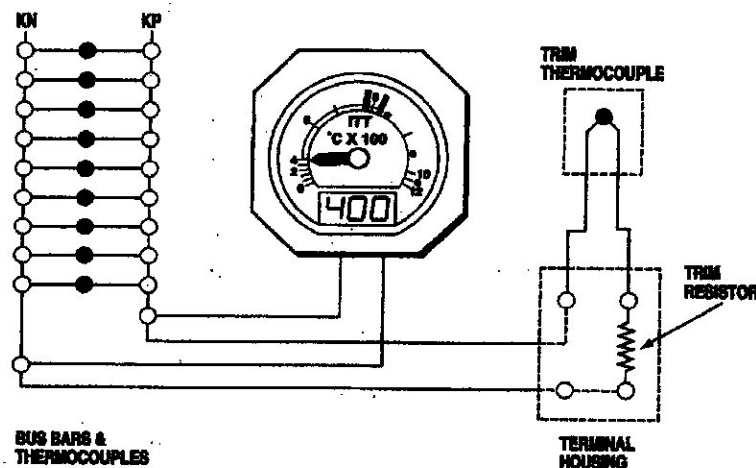


Figure (III-30) : Le schéma électrique du système de la température T6.

III.5.3.2. La température totale à l'entrée du compresseur BP

La température totale à l'entrée du compresseur BP est une sonde de température de l'air, installée sur le carter du compresseur BP (station 1.8). Son rôle est de mesurer et d'envoyer la température de l'air à l'EEC.

III.5.4. Le couple moteur (Torque)

Le couple moteur est mesuré à l'aide de deux capteurs installés sur l'AGB. Il est envoyé à l'affichage, au module de gestion du moteur l'EEC et à l'Auto Feather Unit (AFU). Le capteur du couple moteur mesure la déformation du torque tube due à la charge engendrée par la turbine et la résistance de l'air sur l'Ellice.



CHAPITRE -IV-

MAINTENANCE ET ENTRETIEN

DU MOTEUR PW 127F

CHAPITRE IV

MAINTENANCE ET ENTRETIEN

VI.1. DEFINITION

La maintenance est l'ensemble de toutes les actions techniques, administratives et de management durant le cycle de vie d'un bien, destinées à le maintenir ou à le rétablir dans un état dans lequel il peut accomplir la fonction requise.

La maintenance d'un aéronef peut être définie comme l'ensemble des actions destinées à maintenir ou à remettre l'aéronef, ou certains de ses éléments, en état opérationnel afin d'assurer l'aptitude au vol :

- Vérifications de l'état d'un élément ou d'un système.
- Réparations ou remise en état d'un aéronef après la découverte d'une anomalie.
- Entretien tel que le remplacement d'huile et des filtres.
- Modifications.
- Révisions.
- Inspections.

IV.2. MODE DE LA MAINTENANCE AERONAUTIQUE

La figure (IV.1) suivante présente les différents modes de la maintenance en aéronautique :

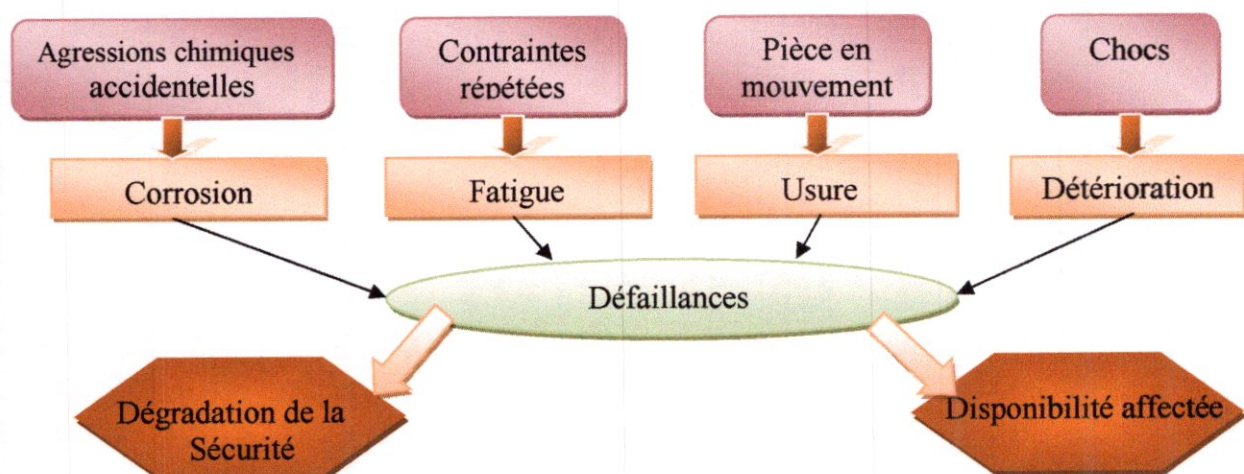


Figure (IV.1) : Mode de la maintenance aéronautique.

3. L'économie (financier) :

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.4. 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.4).

On a deux politiques distinctes :

- La maintenance préventive.
- La maintenance curative.

Au moment de la détermination de la politique de maintenance qui va être mise en œuvre sur un équipement ou une installation, l'homme de maintenance se trouve devant une alternative classique : doit-il attendre la défaillance du matériel et donc être amené à intervenir sur ce matériel qui n'assure plus tout ou une partie de sa fonction requise, ou bien doit-il faire l'impossible pour éviter que cette défaillance ne se développe et entraîne la « panne » du matériel ? Dans le premier cas on mettra en place une stratégie de maintenance corrective, alors que dans le second on s'orientera vers une stratégie de maintenance préventive. Il peut paraître simple de répondre à cette question et une première analyse sommaire conduirait à privilégier la maintenance préventive en croyant, à tort, que cette maintenance préventive va supprimer totalement le risque de panne. De fait il n'en est rien car la maintenance préventive ne fait que « réduire la probabilité d'apparition d'une défaillance ». Une analyse plus approfondie montre que le choix entre maintenance corrective et maintenance préventive demande la connaissance et l'examen d'un certain nombre de critères qui, selon le contexte, auront plus ou moins d'importance. Ces critères relèvent des aspects :

- Techniques : fiabilité, maintenabilité, etc.
- Économiques : coûts de maintenance, d'indisponibilité, etc.
- De sécurité : des biens et des personnes.
- Environnementaux.
- De qualité.

L'ensemble de ces critères constitue l'essentiel du concept plus global de criticité du bien dans le processus.

Les thèmes abordés ont pour finalité d'examiner tour à tour les deux stratégies de maintenance précitées, les méthodologies mises en œuvre, ainsi que les méthodes et outils techniques disponibles à ce jour pour la mise en place concrète de la maintenance préventive et la maîtrise de la maintenance corrective.

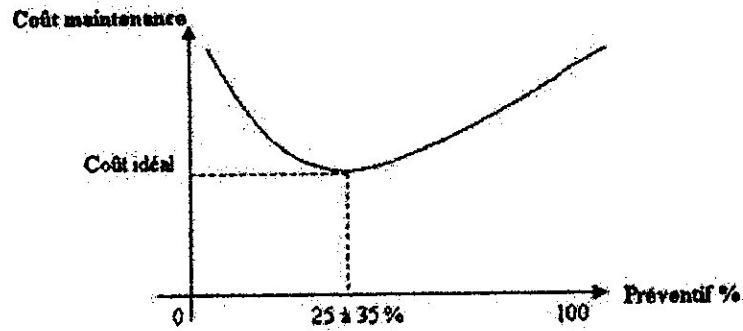


Figure (IV. 3) : Equilibre maintenance curative/préventive.

Attention : Trop de maintenance préventive n'est souvent pas économiquement fiable. Chaque industrie doit trouver le niveau à atteindre.

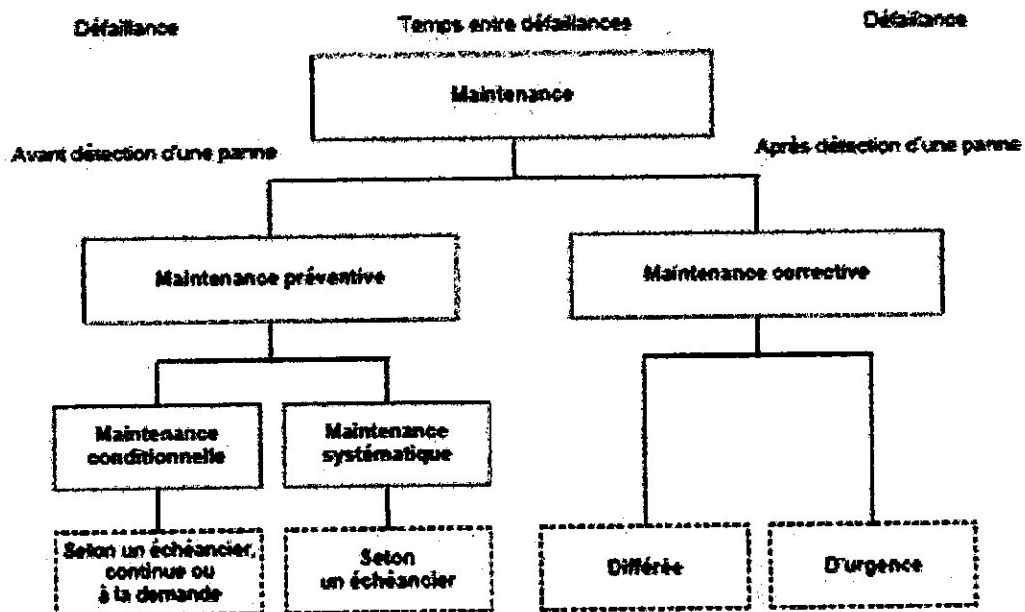


Figure (IV.4) : Politique de la maintenance aéronautique

IV.6.2. Programme de maintenance selon état (on condition)

Il est possible également d'entretenir le moteur selon état, donc prolonger sa durée de fonctionnement sans tenir compte des butées horaires [hard time]. Air Algérie entretient ses moteurs de type PW127F selon le mode "On condition". Ce mode d'entretien permet d'exploiter le matériel rationnellement (Maximum possible), tout en surveillant son état technique de près. Ca consiste à enregistrer et analyser toutes les données et les paramètres de fonctionnement grâce à un système [revu par le constructeur. Il s'agit d'un programme de maintenance appelée ; Engin Condition Trend Monitoring [ECTM].

Ce programme se base sur deux facteurs très importants :

1. Inspection boroscopique.

2. Analyse périodique des paramètres du moteur.

IV.6.2.1. Engine Condition Trend Monitoring (ECTM)

IV.6.2.1.1. Objectifs de l'ECTM:

- 1- Détecter les détériorations du moteur des leurs apparitions pour éviter leur développement.
- 2- Localiser la zone de la panne avec précision.
- 3- Economiser le coût et le temps de réparation.
- 4- Prolonger au maximum la durée de vie du moteur et assurer sa dépose à temps pour éviter une détérioration importante.

IV.6.2.1.2 Les problèmes qui peuvent être affichés sur l'ECTM :

> Les problèmes de la partie froide :

La partie froide comprend tous les composants de la veine gazeuse situés en amont de la chambre de combustion, tels que le carter d'entrée d'air, le compresseur, la vanne de décharge compresseur, et le générateur de gaz.

Les problèmes de partie froide, comme un l'endommagement du compresseur ou une l'accumulation d'encrassement réduisent la quantité d'air fournie à la chambre de combustion. Ce qui produit une perte de puissance. (Perte d'énergie pouvant résulter d'une traînée ou d'une perte de la pression dynamique. Le but de la veine d'air est d'acheminer l'air jusqu'au compresseur sans turbulence, pour obtenir le maximum de rendement en fonctionnement. La quantité d'air passant à travers le moteur dépend de trois facteurs : La vitesse du compresseur, la vitesse d'avancement de l'avion et la densité de l'air ambiant.

Toute perte de rendement dans le conduit d'entrée d'air se traduira par des pertes amplifiées à travers les autres pièces du moteur.

Afin de retrouver la puissance initiale, le débit d'air perdu à cause du compresseur défectueux doit être retrouvé. En déplaçant la « PLA » vers l'avant on augmente le débit carburant (WF), ce qui fait tourner le compresseur plus vite (pompe plus d'air). L'air et le carburant supplémentaires permettent au moteur de compenser la puissance perdue mais désormais les paramètres moteurs seront différents de ceux d'un moteur normal

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

Synthèse : Il y a quatre sources principales de problèmes de la partie froide :

- 1) Entrée d'air de l'avion et compresseurs encrassés : Cela conduit à la restriction de la section de passage, perte d'énergie, naissance d'une traînée, perte de pression dynamique, turbulence de l'air qui affectera le rendement de fonctionnement, chute du débit d'air, perte de rendement et du taux de compression.
- 2) Endommagement du compresseur (F.O.D) : Mémes symptômes qu'un compresseur encrassé sauf que les paramètres montent brutalement contrairement à la montée progressive d'un compresseur encrassé

- 3) Frottement de l'ensemble-compresseur conduit à des pertes de rendement, déficience aérodynamique qui a pour effet d'augmenter la température de l'air à la sortie du compresseur et de diminuer sa pression.

- 4) Fuites d'air (P2, 5 ou P3) : Les fuites P2, 5 ou P3 proviennent des accessoires moteur comme la bleed valve, la switching valve, clapet de drainage du G Gaz, endommagement des joints des injecteurs, pipe diffuseur, carter criqué, ou brides desserrées :

- LA BLEED VALVE (PT6, JT15D5, PW123 séries et au dessus) : Si elle reste bloquée en position ouverte ou si la bleed fuit, le compresseur manquera d'air entraînant une perte de puissance. Pour compenser, on pousse la « PLA » vers l'avant pour maintenir la même puissance et donner une ITT et WF plus élevés.

- PIPE diffuseur BR : Si une pipe est criquée ou fuit l'air, la P2, 5 s'échappera vers l'extérieur comme dans l'exemple de la bleed valve. Le compresseur est en manque d'air, entraînant une perte de puissance. Pour compenser, on pousse la « PLA » vers l'avant pour maintenir la même puissance et donner NH, ITT, WF plus élevés.

Le compresseur BF entraîne une légère augmentation de NL mais il restera en dessous de sa vitesse initiale.

- VANNÉ P2, 5 / P3 (Air switching valve) : Si le joint carbone de la vanne est cassé, alors de l'air P3 entre dans la cavité du ressort de la vanne, autorisant l'échappement de la P3 vers l'extérieur. Pour compenser cette perte, repositionne la « PLA » vers l'avant. La ITT, WF augmentent, NH, NL doivent revenir légèrement en dessous de la valeur normale, mais il est possible que la réaction des compresseurs ne soit pas visible sur le graphe des tendances.

- VANNÉ de prélèvement P2, (P2, 5 Check valve) : La pression d'air P2, 5 peut fuir vers l'extérieur, si le joint de la vanne fuit ou si la vanne est défectueuse. Pour les mêmes raisons de fuite de la bleed, PT6, NH, ITT, WF augmentent. Cependant, la perte d'air entraîne une charge plus importante sur le compresseur BP et une chute de NL. On pousse la « PLA » vers l'avant, NL augmente mais reste en-dessous de la vitesse initiale. La réaction du compresseur BP peut ne pas être visible sur le graphe des tendances.

➤ Les problèmes de la partie froide :

Elle comprend tous les composants de la veine gazeuse en contact avec les gaz chauds tels que : La chambre de combustion, les aubages et les turbines.

Les problèmes de partie chaude tels que les aubages de turbine compresseur brûlés ou un jeu excessif en extrémité d'ailettes turbine-compresseur réduisent la puissance extraite par la turbine. Le compresseur demande plus de puissance que la turbine peut en fournir, ce qui entraîne une diminution de NH et de la puissance disponible du moteur.

Afin de retrouver la puissance initiale, la PLA est déplacée vers l'avant pour augmenter le WF et ITT. Comme plus d'énergie est fournie à la turbine compresseur le NG augmente mais en dessous de la vitesse initiale. L'énergie non extraite par la turbine compresseur devient disponible pour la turbine motrice. Ceci explique comment la puissance nominale peut être produite avec une vitesse compresseur plus faible.

A puissance constante les problèmes de la partie chaude aboutissent à une NG plus faible, une ITT plus haute et un WF plus élevé.

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

Les problèmes des performances du moteur ainsi que les remèdes sont affichés dans l'EJCTM suivant :

PERFORMANCE DETERIORATION (E C T M SHIFT)

ENGINE PARAMETERS

	ITT	NH	NL	WF	PROBABLE DEFECT
Aircraft / engine torque indicating system	ITT UP	NH UP	NL UP	WF UP	Aircraft / engine torque indicating system. Engine air inlet obstructed.
FOD LP & HP compressors, rub, eroded, dirty.	ITT UP	NH UP	NL UP	WF UP	FOD LP & HP compressors, rub, eroded, dirty.
LP impeller contamination	ITT UP	NH UP	NL UP	WF UP	LP impeller contamination
Gas generator case broken loose pipes	ITT UP	NH UP	NL UP	WF UP	Gas generator case broken loose pipes
PT blade rub	ITT UP	NH UP	NL UP	WF UP	PT blade rub
Aircraft / engine torque indicating system	ITT down	NH down	NL down	WF down	Aircraft / engine torque indicating system
Aircraft / engine ITT/TT6 indicating system (see note 8)	ITT updn	NH same	NL same	WF same	Aircraft / engine ITT/TT6 indicating system (see note 8)
Aircraft / engine NH indicating system	ITT same	NH updn	NL same	WF same	Aircraft / engine NH indicating system
Aircraft / engine NL indicating system (indicator or transmitter)	ITT same	NH same	NL updn	WF same	Aircraft / engine NL indicating system (indicator or transmitter)
Aircraft / engine WFF indicating system	ITT same	NH same	NL same	WF updn	Aircraft / engine WFF indicating system
Cracked LP diffuser exit duct or defective packing.	ITT UP	NH UP	NL down	WF UP	Cracked LP diffuser exit duct or defective packing.
P2.5 Air leaks from engine / airframe system	ITT UP	NH UP	NL down	WF down	P2.5 Air leaks from engine / airframe system
LP turbine stator vanes burned / flow area increased	ITT UP	NH UP	NL down	WF down	LP turbine stator vanes burned / flow area increased
LP turbine blade tip oxidation / rub / deterioration LP turbine blades	ITT UP	NH UP	NL down	WF down	LP turbine blade tip oxidation / rub / deterioration LP turbine blades
Intercompressor bleed valve seized in open position	ITT UP	NH UP	NL down	WF down	Intercompressor bleed valve seized in open position
HP turbine vane segments burned / flow area increased	ITT UP	NH down	NL same	WF UP	HP turbine vane segments burned / flow area increased
HP turbine blade tip oxidation / rub	ITT UP	NH down	NL same	WF UP	HP turbine blade tip oxidation / rub

Standard hot section deterioration.	WF UP	NL same	NH down	ITT UP
Gas generator case cracked at fuel nozzle or P3 bleed boss or fuel gaskets.	WF UP	NL sandn	NH sandn	ITT UP
Leaking gas generator drain valve.	WF UP	NL same	NH same	ITT UP
P2.5/P3 switching valve completely or partially seized in P3 position	WF UP	NL same	NH same	ITT UP
Loss of P2.5 diffuser pipes cracked or blown - out or defective packing	WF UPdn	NL down	NH UP	ITT UP
Bleed valve (PW123 & UP) loss of P2.5 or leakage or bleed valve stayed opening	WF UP	NL down	NH UP	ITT UP
Gas generator case cracked internal pipes	Wfsame	NL same	NH same	ITT same
EFFECTS OF VANE VARIATIONS HP vane ring increase area (A4)	WF UP	NL same	NH down	ITT UP
EFFECTS OF VANE VARIATIONS HP vane ring decrease area (A4)	WF down	NL same	NH UP	ITT down
EFFECTS OF VANE VARIATIONS LP vane ring increase area (A5)	WF down	NL down	NH UP	ITT UP
EFFECTS OF VANE VARIATIONS LP vane ring decrease area (A5)	WF UP	NL UP	NH down	ITT updn
EFFECTS OF VANE VARIATIONS PT vane ring increase area (A6)	WF UP	NL UP	NH same	ITT updn
EFFECTS OF VANE VARIATIONS PT vane ring decrease area (A6)	WF down	NL down	NH same	ITT UP
HP turbine tip clearance increase burned or eroded blades missing blades	WF UP	NL UP	NH down	ITT UP
HP vane sealing ring leakage	WF UP	NL UP	NH down	ITT UP
LP turbine tip clearance increase	WF UP	NL down	NH UP	ITT UP

LP turbine tip clearance increase burned or eroded blades missing blades	WF UP	NL down	NH UP	ITT UP
LP vane sealing rings Leakage of first sealing ring	WF UP	NL UP	NH down	ITT UP
LP vane sealing rings Leakage of second sealing ring	WF UP	NL down	NH down	ITT UP
Interstage turbine case or TSC sealing ring leakage	WF UP	NL UP	NH UP	ITT UP
Second PT vane sealing ring leakage	WF UP	NL UP	NH UP	ITT UP
Accessory gearbox excessive load	WF UP	NL UP	NH down	ITT UP
Indicators or T5 or T6 burn	Wfsame	NL same	NH same	ITT down
To check the harness , wiring or bus bar for corrosion or dirty joining (junction)	Wfsame	NL same	NH same	ITT down
T1 TRIM or T5 or T6 probes defective	Wfsame	NL same	NH same	ITT UP
Torque or speed propeller (vitesse hélice) defective	WF updn	NL updn	NH updn	ITT updn
Compressor indicator defective	WF same	NL updn	NH updn	ITT same
Fuel indicator or flow system defective	WF updn	NL same	NH same	ITT same
The defect is within the aircraft bleed system Valve located in air intake system using P3 from gas generator case .	WF same	NL same	NH same	ITT UP
The defect is within the aircraft bleed system Valve located in air intake system using P3 from gas generator case .	WF same	NL samdn	NH samdn	ITT UP
Defective fuel nozzles altering combustion and changing the T6 temperature distribution .	WF same	NL same	NH same	ITT UP
P2,5 check valve & or packing defective (P2,5 check valve installed on ICC)	WF UP	NL samdn	NH UP	ITT UP
IOAT problem. On both engines, on the same date all parameters declined with the same magnitude except for WF	WF same	NL down	NH down	ITT down

IAS Problem involving pressure altitude (P.ALT) sharp increase in ITT & NH of about the same magnitude while WL stepped down with less magnitude . On the both engines at the same date	WF down	UNK	NL UNK	NH UP	ITT UP
IAS Problem involving indicated airspeed . On both graphs at the same date on sees a small increase (step change) of equal magnitude in all four parameters .	WF UP	UNK	NL UP	NH UP	ITT UP
TQ indicating problem . A sharp increase of equal magnitude in all three parameters is evident . After replacement of SCU baseline =OK	WF UP	UNK	NL UNK	NH UP	ITT UP
TQ problem , propeller speed (NP) or bleed extraction	WF down	UNK	NL down	NH down	ITT down
ITT problem ITT indicating system ITT wire was in direct contact with the airframe thus causing the problem .	WF same	UNK	NL UNK	NH same	ITT UP
T6 failure of a number	WF same	UNK	NL same	NH same	ITT down
Air leakage may be internal , defective bleed air valve (PW123 through 127 only) or switching valve, diffuser pipe gasket, or at the airframe airflow pack . All possible locations must be checked to discover the source of the problem.	WF UP	UNK	NL UNK	NH UP	ITT UP
Cracked diffuser pipes	WF UP	UNK	NL UP	NH UP	ITT UP
Can occur after an engine change	WF down	UNK	NL down	NH down	ITT down
Burned HP vane segments (qty 2)	WF same	UNK	NL same	NH down	ITT same
Gas path leak caused by a P4 air leak at the TSC sealing ring level (wear and fretting)	WF UP	UNK	NL same	NH down	ITT same
Defective fuel nozzle set	WF UP	UNK	NL same	NH same	ITT UP
Altimeter indication defective	WF up	UNK	NL UP	NH UP	ITT UP
Altimeter indication defective	WF down	UNK	NL down	NH down	ITT down
Altimeter indication defective	WF same	UNK	NL UP	NH UP	ITT UP
Altimeter indication defective	WF same	UNK	NL down	NH down	ITT down

Tableau (IV.1) : La détérioration des performances du moteur PW 127F.

ACTION REQUIRED	REMARKS
Inspect / Repair	remove engine if FOD exceed limits
Borescope inspection	
Inspect / repair	
Inspect / repair	Replace engine if defect confirmed
Inspect / repair	
Inspect / repair	—
Inspect / repair	ITT/T6 usually decreases when probes unserviceable
Inspect / repair	If limits exceeded carry out an HSI
Inspect / repair	—
Inspect / repair	—
Inspect / repair	—
Borescope LP stator vanes & LPblades	If limits exceeded carry out an HSI refer to AGTOIL N°24 engine s/n 124004
Check valve	—
Borescope HP vane segments and blades	If limits exceeded carry out an HSI
Carry out an HSI if ITT/T6 limit is exceeded	—
Check	Replace engine if defect confirmed
Inspect / repair	—
Inspect / repair	Hight oil consumption evident heavy breathing
Inspect / repair	—
Inspect / repair	

Inspect / repair	Replace engine if defect confirmed
Borescope HP vane segments (A4)	
Borescope HP vane segments (A4)	
Borescope HP vane segments (A5)	
Borescope inspection of HP turbine in order to confirm H.S.I .	refer to AGTOIL N° 24 engines s/n120005 &124003
Borescope inspection of LP turbine	
Inspect / repair	
Inspect / repair	
Inspect / repair	
Inspect / repair	
Inspect / repair	
Inspect / repair	
Inspect / repair	
Inspect / repair	
Inspect / repair	When an engine is T6 limited on climb or cruise and the P.A.C is satisfactory (ref note 7)
Inspect / repair	When an engine is T6 limited on climb or cruise and the P.A.C is satisfactory (ref note 7)
Inspect / repair	Ref note 8

Inspect / repair	
Inspect / repair	Refer to AGTOIL N°24 engine s/n120001 (Problem occurred on PW120)
Inspect / repair	Refer to AGTOIL N°24 engine s/n115001 (Problem occurred on PW118)
Inspect / repair	Refer to AGTOIL N°24 engine s/n 124002 (Problem occurred on PW125B-4AB)
Inspect / repair	The original device (SCU) was defective from the outset Refer to AGTOIL N° 24 engine s/n 115003 (problem occurred on PW118)
	Refer to AGTOIL N°24 engine s/n120003 (Problem occurred on PW120)
	Refer to AGTOIL N°24 engine s/n120011 (Problem occurred on PW120 A)
Inspect / repair	Refer to AGTOIL N°24engine s/n115004 (Problem occurred on PW115)
Inspect / repair	Refer to AGTOIL N°24engine s/n120010 (Problem occurred on PW120A)
Inspect / repair	Refer to AGTOIL N°24engine s/n120004 (Problem occurred on PW120)
Under similar circumstances, a recalculation of the base lines must be performed .	Refer to AGTOIL N°24engine s/n115006 (Problem occurred on PW118)
Borescope HP vane segments (A4)	Refer to AGTOIL N°24engine s/n120008 (Problem occurred on PW120)
	Refer to AGTOIL N°24engine s/n120008 (Problem occurred on PW120)
Replace the set	Refer to AGTOIL N°24engine s/n120009 (Problem occurred on PW120)
Inspect / repair	Refer to AGTOIL N°24 typical symptom
Inspect / repair	Refer to AGTOIL N°24 typical symptom
Inspect / repair	Refer to AGTOIL N°24 typical symptom
Inspect / repair	Refer to AGTOIL N°24 typical symptom

Tableau (IV.1) : La détérioration des performances du moteur PW 127F. «Suite»

IV.6.2.1.3 L'acquisition des données

- **En manuelle :**

La précision du tracé des deltas dépend essentiellement de la qualité des paramètres entrés dans le programme. Il n'y a qu'une seule configuration de vol ou les réactions du moteur sont prévisibles par calcul. C'est les conditions de " vol en croisière ». Il faut de plus appliquer les restrictions suivantes aux paramètres pour qu'ils soient valables :

- 1) Enregistrer les données une fois par jour minimum ou toutes les 6 heures.
- 2) Choisir le vol présentant la phase de croisière la plus longue et ce, à une altitude et une vitesse-air représentatives des autres vols.
- 3) Laisser le moteur se stabiliser pendant 3 à 5 minutes sans aucun déplacement ou léger mouvement du levier des gaz.
- 4) Se placer toujours dans la même configuration de vol (Au niveau de la charge électrique, ou de l'extraction d'air en provenance du moteur), (accord au préalable entre les pilotes d'un même avion).
- 5) Situer l'avion toujours dans la même plage d'altitude (+ ou - 5000pieds).
- 6) Noter les paramètres dans un laps de temps raisonnable.

- **En automatique :**

Pour améliorer la précision du graphe des tendances, un enregistrement des données de vol telle que l'unité d'acquisition des données de vol (FDAU ou flight data acquisition unit) a été introduit sur certaines cellules (ATR 42/72 Fokker 50).

Depuis que les lectures sont prises directement au niveau des sondes du moteur, les erreurs dues aux cadrans et aux facteurs humains n'affectent plus la précision. L'enregistreur nécessite une vitesse de croisière stable et on doit être dans les conditions suivantes :

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

NOTE : Si les conditions suivantes ne sont pas remplies, l'horloge de l'enregistreur se réinitialisera elle-même pour répéter le procédé de validation des données.

IV.6.2.1.4 Calculs des deltas

Les spécifications de performances des moteurs sont normalement basées sur les conditions atmosphériques standards (15 °C et 101,3 Kpa) ou (59°F et 29,92 IN. HG), de sorte que les corrections doivent être apportées pour tout écart à ces conditions standard lorsqu'un moteur est comparé à un moteur de référence. Ce moteur de référence est appelé modèle mathématique de moteur et il représente une moyenne établie d'après les moteurs sortant de production de chez PW&C et ceci en configuration " vol de croisière ".

La température (OAT outside air temperature) et l'altitude (ALT) pression sont utilisées par le programme pour ramener la puissance de référence sur l'arbre du moteur au niveau de celle délivrée en condition standard. Cette puissance corrigée est ensuite comparée à celle du modèle mathématique (moteur de référence), ce qui génère les valeurs prévisibles NL / NH / NG, ITT et WF. Ces valeurs prévisibles à partir du modèle mathématique sont ensuite dénormalisées. (Ramenées aux conditions du jour) pour comparaison avec les paramètres réels du moteur.

Les différences entre les paramètres réels du moteur et les valeurs prévues à partir du modèle mathématique sont appelées DELTA.

- DELTA L = NL actuelle (réelle) - NL prévue et dé normalisée.
- DELTA N = N actuelle (réelle) - N prévue et dé normalisée.
- DELTA T = T actuelle (réelle) - T prévue et dé normalisée.
- DELTA W = W actuelle (réel) -W prévu et dé normalisé.

IV.6.2.1.4 Lignes de bases

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

Les lignes de base (BASE LINE) peuvent être définies ou établies dans les 100 premières heures d'utilisation suivant une visite partie chaude (et un lavage compresseur dans le cas du PT6), une révision générale ou après l'avion nage d'un nouveau moteur.

Selon cette définition de la ligne de base, il devrait être possible de prendre le premier jeu de données de tendances pour calculer les deltas NL/NH/NG/, WF et ITT et dire que ces valeurs de delta sont les lignes (chiffres) de base. Mais malheureusement un moteur sortant de RG ou de HSI prendra un certain temps avant que ses paramètres de fonctionnement se stabilisent et nous ne pourrions donc pas être sûrs à 100% que les premiers deltas que nous avons calculés sont représentatifs. Pour être sûr que des valeurs sont suffisamment précises et représentatives, sont prises en compte pour le calcul des lignes de base, les dix meilleures valeurs, sélectionnées parmi les 15 premières valeurs de deltas, sont moyennées et utilisées telles quelles sont, comme valeurs de référence pour les lignes (chiffres) de base .

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

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

IV.6.2.1.5 Codes de maintenance

Pour faciliter l'interprétation des mouvements des lignes de tendance, nous devons entrer toutes les actions de maintenance en rapport avec le moteur ou l'instrumentation. Le programme de l'ordinateur permet à l'utilisateur d'entrer jusqu'à quatre (4) codes (par enregistrement de paramètres), qui représenteront toute action de maintenance.

L'utilisateur peut utiliser les codes de maintenance fournis et constitués de trois (3) caractères maximum ou toute autre combinaison de codes de caractères pour tout travail de maintenance effectué sauf les codes HSI et HSD.

Le code HSI peut seulement être utilisé pour signifier une retouche de la partie chaude. Quand on fait entrer le code HSI, le programme « ECTM IV » affichera pour la dernière HSI, la date fournie à ce moment là et il déclenchera automatiquement un nouveau calcul base line à partir de cette date. Si aucune action de maintenance n'est entée sur le graphe, alors nous ne pourrons que deviner les causes des variations des courbes de tendance

IV.6.2.1.6 Symboles utilisés pour les graphes

Les symboles utilisés pour les graphes sont :

L : Point delta (PW100 seulement) de vitesse NL actuelle (vitesse compresseur BP).

N : Point delta de vitesse NH, NG, N2 actuelle (vitesse du compresseur HP ou g gaz).

T : Point delta de température ITT ou TIT actuelle (température inter turbine moteur).

W: Point delta de WF actuel (débit carburant).

***** : Moyenne des points des 15 dernières entrées (jours) (moyenne mobile).

+ : Points delta actuel et moyen au même endroit (point d'intersection de la ligne de moyenne actuelle et de la ligne moyenne mobile).

E : Point delta actuel à l'extérieur du graphe (erreur).

? : Pas de donnée disponible pour un certain paramètre lors d'une entrée de données journalières.

NEW SCL : Identifie le premier enregistrement depuis lequel la ligne de base a été calculée.

NEW SC* : Le " * " indique qu'un ou plusieurs code(s) de maintenance est ou sont caché(s) par le message " NEW SCL ".

NO : Identifie qu'un enregistrement a été manuellement exclu par l'opérateur du calcul de ligne de base.

NO* : Le " * " signifie qu'un ou plusieurs code(s) de maintenance est ou sont caché(s) par le message "NO ".

NOT AVE : Point éloigné de la moyenne mais n'étant pas nécessairement une erreur.

NOT AV* : Le " * " signifie qu'un ou plusieurs code(s) de maintenances est ou sont caché(s) par le message « NOT AVE ».

NOTE : Sur l'extrémité droite du graphe « ECTM », il y a une colonne " REMARKS " pour imprimer jusqu'à 4 codes d'action de maintenance.

IV.6.2.1.7 Les différentes sources d'erreurs

Les erreurs de calcul sont dues à :

- 1°/ L'affichage des valeurs prédéterminées de TQ et NP.
- 2°/ Les facteurs humains.
- 3°/ L'extraction des différentes charges.
- 4°/ Ligne de base mal estimée au départ.
- 5°/ Nouvel instrument ou instrument calibré / transmetteur neuf ou recalibré.
- 6°/ Nouvelle configuration de vol.
- 7°/ Changement de l'efficacité du conduit d'entrée d'air.
- 8°/ Passage de l'enregistrement manuel des paramètres à l'enregistrement automatique.
- 9°/ Remplacement du moteur.
- 10°/ Accessoires-moteur défectueux.
- 11°/ Erreurs de lecture dans les 15 premiers relevés.
- 12°/ Facteurs modifiant les lignes de base.
- 13°/ La façon dont les paramètres sont relevés.
- 14°/ Le type d'utilisation.
- 15°/ L'installation du moteur sur l'avion.
- 16°/ L'instrumentation.
- 17°/ La révision des lignes de base depuis une date.
- 18°/ Recalcule des lignes de base depuis une date.
- 19°/ Définir soi-même la ligne de base actuelle.

IV.6.2.1.8 Les différentes options du calcul des lignes de bases

Option J : « Recalculer la lignes de base » :

L'option «J» permet de recalculer les lignes de bases de départ uniquement. En effet, cette option ne permet pas de renseigner la case date (DD. MM. YY).

Option k : « Calculer ma ligne de base à partir d'une date » :

L'option «K» permet de calculer automatiquement (par le programme) les trois (3) ou quatre (4) lignes de bases simultanément, à partir d'une même date quelconque.

Note importante : *Cette option ne permet pas, à priori, de recalculer la ligne de base d'un seul paramètre. (Ex : Le WF sans qu'un recalcule des lignes de bases se fasse pour les 2 ou 3 autres paramètres). Donc il faut utiliser dans ce cas l'option " H " pour définir soi-même la nouvelle ligne de base du paramètre concerné. (Ex : WF).*

Option H : « Définir soi-même la ligne de base actuelle » :

L'option « H » permet de faire un recalcule personnel (à la main) d'une seule (ou de plusieurs) ligne(s) de base lorsque :

- Il y a eu dégradation antérieure de la veine gazeuse.
- Il n'y a pas eu dégradation antérieure de la veine gazeuse mais on veut recalculer la ligne de base d'un seul paramètre.

IV.6.2.1.9 Effets de déviation à partir de la dimension nominale

DIMENSION	VARIATION	NL RPM	NH RPM	ITT	WF (PPH)
HP Impeller Inducer clearance	(+) 0,0127 mm or 0,005 in	(+) 100	(+) 100	(+) 8° C or (14,4°F)	(+) 8
LP Impeller Inducer clearance	(+) 0,0127 mm or 0,005 in	(+) 50	(+) 3° C or (5,4°F)	(+) 3
HP TIP clearance	(+) 0,0127 mm or 0,005 in	(-) 130	(+) 11° C or (19,8°F)	(+) 8
LP TIP clearance	(+) 0,0127 mm or 0,005 in	(-) 60	(+) 30	(+) 4° C or (7,2°F)	(+) 4
PT TIP clearance	(+) 0,254 mm or 0,010 in	(+) 50	(+) 50	(+) 2° C or (3,6°F)	(+) 2
HP turbine diameter	(+) 0,813 mm or 0,032 in	(-) 150	(+) 1° C or (1,8°F)	(+) 1
LP turbine diameter	(+) 0,813 mm or 0,032 in	(-) 50	(+) 80	(-) 2° C or (3,6°F)	(+) 3
NL speed	(+) 100	(+) 100	(-) 3° C or (5,4°F)	(+) 1
NH speed	(+) 100	(+) 100	(-) 1° C or (1,8°F)	(-) 0,5
A 4 (HP vane)	(+) 1 %	(-) 150	(+) 1° C or (1,8°F)	(+) 1
A 5 (LP vane)	(+) 1 %	(-) 100	(+) 150
A 6 (LP vane)	(+) 1 %	(+) 100	(-) 3° C or (5,4°F)	(+) 1

Tableau(IV.3): Les effets de déviation à partir de la dimension nominale.

IV.6.2.2. L'inspection boroscopique

IV.6.2.2.1 Circonstances d'inspections boroscopiques.

➤ **Inspections programmées :**

Des inspections régulières faisant partie du programme de maintenance, dont la fréquence dépend du cycle de moteur ou temps de vol.

➤ **Inspections non programmées :**

Des inspections non régulières sont effectuées pour évaluer l'aptitude au service après les incidents comme : FOD, le pompage du moteur, et lorsque EGT ou RPM dépassent les limites.

➤ **Inspections spéciales :**

Les défauts peuvent apparaître au service de suivi de l'état des conditions (paramètres de performance) du moteur. L'incitation d'une inspection spéciale permet de surveiller ces défauts particuliers alors que le moteur demeure en service.

IV.6.2.2.2 Techniques d'inspections boroscopiques

Les meilleurs résultats d'une inspection BSI dépendent de :

- 1- Bonne maîtrise du boroscope.
- 2- Connaissance du moteur (mini 3 à 5 ans d'expérience)

Chaque port d'inspection BSI fournit un accès pour inspecter les éléments de passage des gaz, l'inspecteur doit connaître la procédure et les techniques d'inspection de chaque élément et ses défauts habituels.

- a). Compresseur (FOD, Fissures, Déchirure, Entailles, Creux, Erosion, Déformation d'extrémité, Endommagement du bout d'aube, Pompage du moteur, Fracas de bout, Dépôt d'aluminium, Déformation, Métal manquant,...)
- b). Chambre de combustion (Fissures, Décoloration, Dépôt de carbone sur l'injecteur, Brûlures,...)
- c). Tuyère 1er étage (Décoloration, Oxydation, Brûlure, Craquage superficiel, Fissures, Axial, Radiales, Trous de refroidissement bloqués, Gauchissement, Impact,...)
- d). Premier étage de la turbine (FOD, Fissures, Jeu radial, Trous de refroidissement bloqués, Corrosion, Erosion, Brûlure, Fusion,...).

e). Tuyère 2^{ème} étage.

F). Deuxième étage de la turbine.

3- Classement des anomalies (Fissures, Déchirures, Entailles, Creux, Erosion, Déformation, Décoloration, Métal manquant, Endommagement du bout d'aube, Oxydation...).

4- La mesure (L'évaluation des anomalies).

5- Application des limites du constructeur.

6- Rapport des conclusions (Documenter pour la prochaine inspection ou historique).

* **S'il n'y a aucune détérioration:** le moteur reste en service jusqu'à la prochaine inspection programmée.

* **S'il y a une détérioration:** évaluer les anomalies afin de prendre une décision :

- Le moteur reste en service jusqu'à la prochaine inspection planifiée avec une augmentation de fréquence de contrôles.
- Le moteur doit être remplacé après X temps.
- Le moteur doit être remplacé immédiatement.

IV.6.2.2.3 L'application de l'inspection boroscopique

L'inspection boroscopique permet de localiser les défauts et donne également la possibilité de la mensuration.

Un défaut décèle sur une pièce sera l'objet d'une étude et comparaison avec les tolérances conformément au manuel du constructeur.

Sauf les défauts tolérés qui sont généralement liés à des endroits ou à des pièces qui n'influent pas sur le fonctionnement du moteur et sur la sécurité du vol, tout défaut dont la grandeur est dans les tolérances doit être suivi selon un programme spécial pour une éventuelle évolution.

La figure (IV.5) suivante montre l'introduction de l'inspection boroscopique dans le programme de la maintenance :

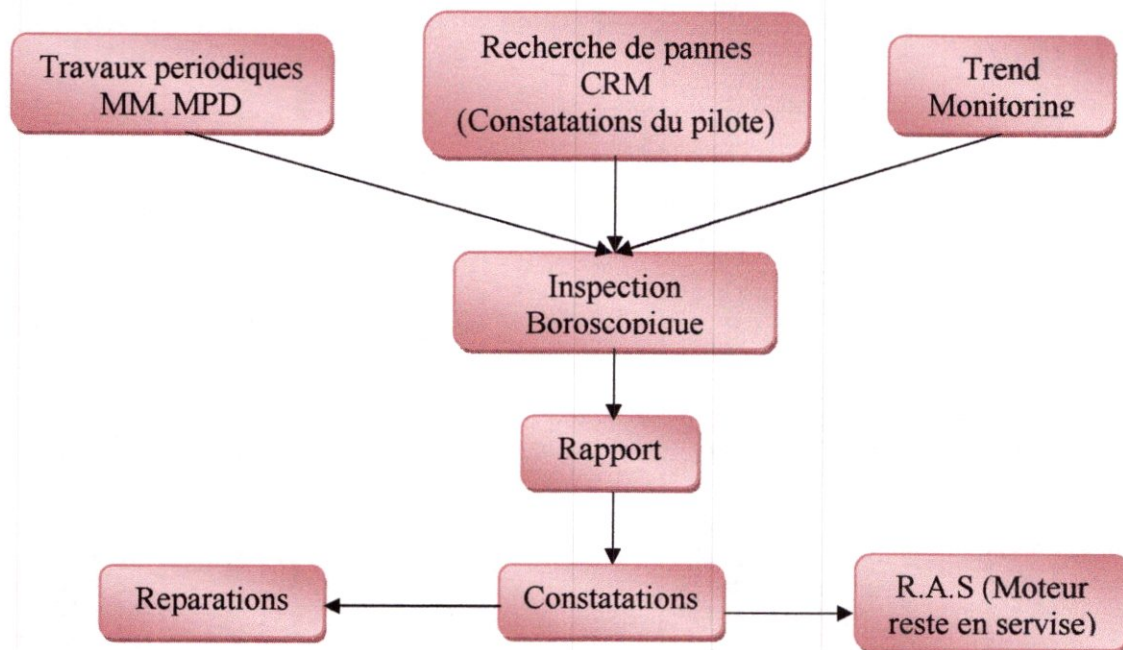


Figure (IV.5) : L'inspection boroscopique dans la maintenance aéronautique.

La périodicité des inspections boroscopique sera déterminée pour chaque élément. Des catégories et des classifications sont attribuées.

➤ **Exemple : Ailette turbine BP**

La périodicité de l'inspection boroscopique de cet élément conformément au manuel du constructeur est de 1500 HDV dans le cas d'exploitation sans apparition de problèmes ou de pannes. Les constatations des défauts sur cette pièce pendant une inspection boroscopique engendre une réduction automatique de la périodicité d'inspection comme suit.

➤ **Exemple : Ailettes turbine HP**

Les ailettes de la turbine HP sont affectées par la corrosion suite à des lavages moteurs répétitifs, qui peut progresser et toucher l'ensemble des ailettes en engendrant une grave détérioration.

Selon le stade de la corrosion, on distingue les catégories suivantes :

Catégorie 1 : Présence de quelques traces de corrosion [ponctuelles].

Catégorie 2 : Présence de quelques zones et traces de corrosion, avec perte de coating [couche de protection] et une oxydation. De plus la structure de base de l'ailette est touchée.

Catégorie 3 : Oxydation importante de la structure de base de l'ailette.

Catégorie 4 : Pénétration en profondeur de la structure de l'ailette.

Suivant que le défaut est de catégorie une, deux, trois ou quatre, on effectue les interventions suivantes :

- **Catégorie 1** : Inspection boroscopique chaque 1500 heures de vol.
- **Catégorie 2** : Inspection boroscopique chaque 500 heures de vol.
- **Catégorie 3** : Remplacement de l'ailette après 500 heures de vol.
- **Catégorie 4** : Remplacement de l'ailette après 10 heures de vol.

Le tableau (IV.3) suivant montre les sections d'inspection des ailettes de la turbine HP ainsi que les catégories de corrosion correspondantes :

Section d'inspection des ailettes	Les categories de corrosion			
	1	2	3	4
Section "B" moins de 50%	Boroscope avec un intervalle de 1500 HDV	Boroscope avec un intervalle de 500 HDV	Remplacer l'ailette dans à 50 HDV	Remplacer l'ailette dans à 10 HDV
Section "A" plus de 50%	Boroscope à un intervalle de 1500 HDV	Remplacer l'ailette dans à 50 HDV	Remplacer l'ailette dans à 10 HDV	Remplacer l'ailette dans à 10 HDV

Tableau (IV.3): Les catégories de corrosion de l'ailette turbine HP et leurs intervalles d'inspections boroscopiques correspondants.

Dans la dernière catégorie, il est recommandé de remplacer le moteur, les 10 heures de vol données par le constructeur sont équivalent à une journée d'exploitation de l'avion. C'est le temps qu'il faut pour le service technique de la compagnie aérienne, pour préparer un moteur de rechange et prévoir les moyens nécessaires pour cette opération (personnel et outillage spécifique).

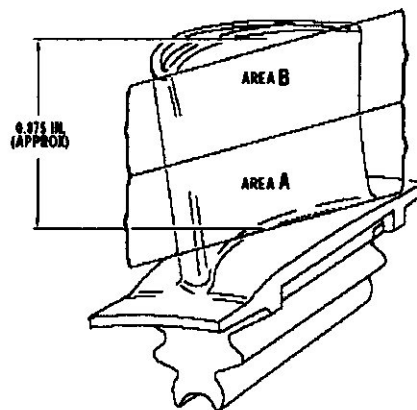


Figure (IV.6) : Ailette turbine H P

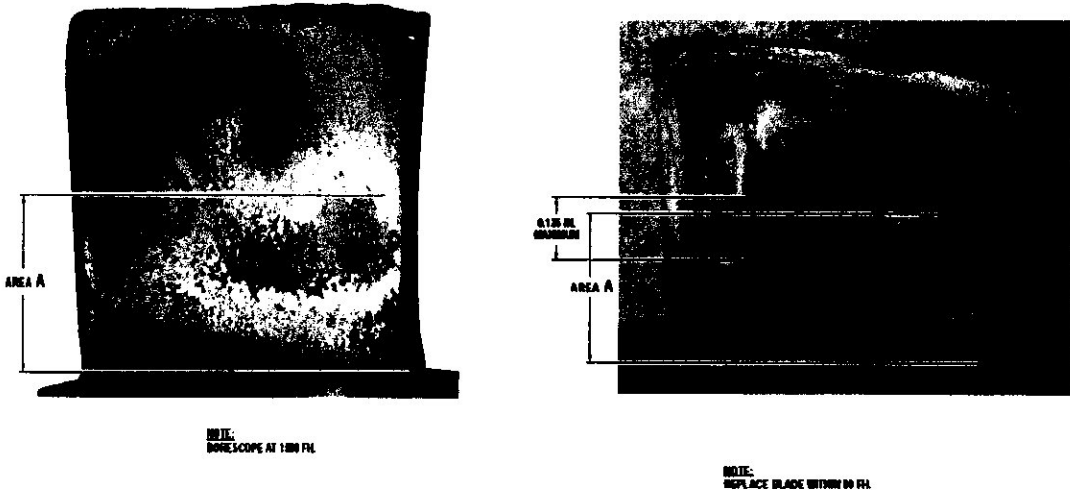


Figure (IV.7 "a" et "b") : Défaut de corrosion des catégories 1 et 2

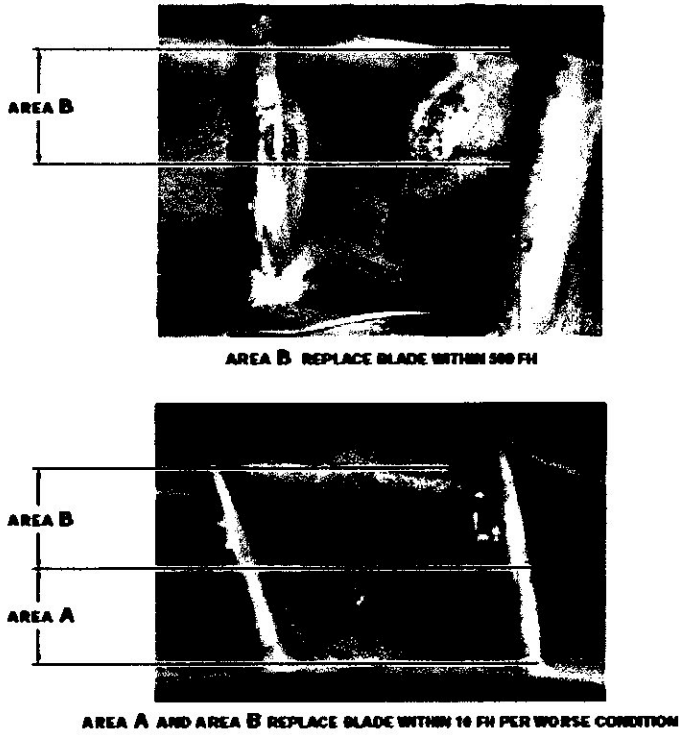
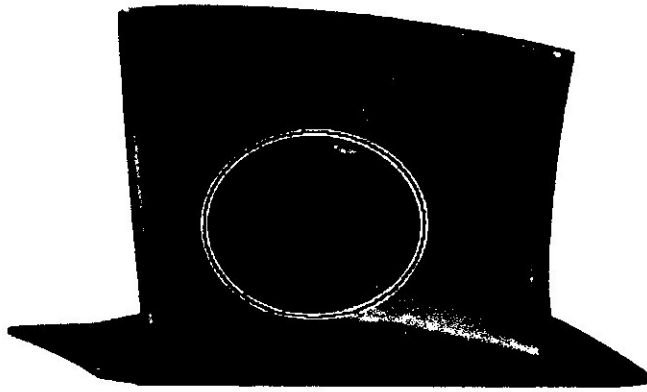


Figure (IV.7 "c") : Défaut de corrosion de la catégorie 3



REPLACE BLADE WITHIN 30 FH

Figure (IV.7 “d”) : Défaut de corrosion de la catégorie 4

Figure (IV.7) : Les quatre catégories de corrosion des ailettes turbine HP.

IV.7. IMPORTANCE DE L'INSPECTION BOROSCOPIQUE

IV.7.1. Introduction

La vie d'autrui en générale et celle des passagers en particulier peuvent être en danger en cas de non-conformité des opérations d'entretien qui nécessite une inspection boroscopique.

IV.7.2. Le problème

En juillet 2002, un commandant de bord Airbus A-340 avait déposé une plainte contre X avec constitution de partie civile pour mise en danger de la vie d'autrui suite à la remise en ligne, et à son utilisation sans précaution pendant quatre jours, d'un A-340 dont un des réacteurs avait subi un pompage consécutif à une ingestion d'oiseaux. Ça s'est terminé en eau de boudin.

COMPTE-RENDU COMMANDANT DE BORD CAPTAIN'S REPORT						N° 31126
Date	Secteur A/C Type	Immatriculation Registration	Etape Leg	N° de vol Flight n°	CDB Captain	Equipage Crew
03/05/02	A340	FGT	03/05/02	2415	M. L. S. S. S.	OPN 1-2 PO 1-2 OPN 1-2 FE 1-2
Résumé : summary						
DESCRIPTION DETAILLEE (Ecrire lisiblement, faire un CR/CDB par sujet) : Defect description (write legibly, write one report per subject):						
<p><u>Préparation du vol</u></p> <p>Compte-rendu de l'état de préparation par l'équipage de cette avion au décollage de RUM le 03/05/02 et décrit dans le ASR transmis le 03/05/02 -</p> <ul style="list-style-type: none"> - continué avec orbeaux (2 à 3) - chute de N1 de 15% sur le GR N°2 - forte explosion reportée par le TWR de GPR <p>Compte-rendu de la reprise des services de maintenance (voir réponse 23/90)</p> <p>Le CDB demande, quant à l'attente de vol.</p> <p><u>03/05, une inspection complète de ce moteur</u></p> <p><u>est effectuée.</u></p>						
Code retard et durée : Delay code and length					Réponse demandée : Answer requested	
1					<input type="checkbox"/>	
DIFFUSION (Reservé Service Quality / Fill by Quality department)						
A:	INFO	ACTION	A:	INFO	ACTION	A:

Figure (I.8) : CRM

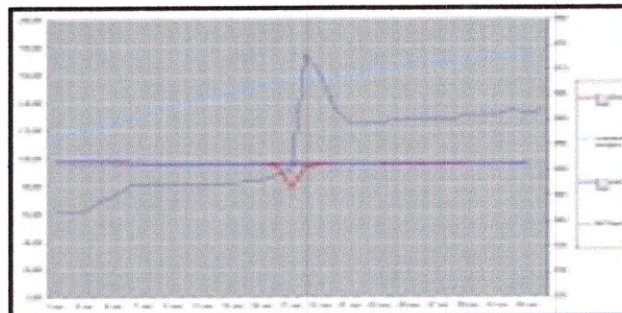


Figure (I.9) : Détérioration des performances

• **Ce qu'il fallait faire :**

Suite au pompage, certaines parties internes du réacteur auraient dû être inspectées par boroscopie et son essai à la poussée maximum effectué. D'ailleurs, le constructeur le recommande.

- **Ce qu'il a été réellement fait :**

Trois jours après l'incident le responsable de la sécurité des vols de la compagnie s'était inquiété de la façon dont le problème avait été traité. En effet seule une simple inspection visuelle de l'entrée d'air de ce réacteur avait été effectuée avant la remise en ligne. L'avion avait continué de voler sans aucune garantie concernant l'état d'un de ses réacteurs et l'incident eu lieu.....

- **Le phénomène et ses conséquences:**

- **Le pompage :**

Le pompage d'un réacteur provient d'un dérèglement de l'écoulement aérodynamique et entraîne de fortes variations de pressions accompagnées de fortes détonations. Les vibrations qui en résultent risquent de provoquer la formation de criques ou même la rupture d'ailettes.

- **Les conséquences :**

Si une aube du compresseur ou de la turbine est fragilisée par une crique suite aux phénomènes générés par le pompage, elle peut se rompre à tout moment, immédiatement ou après une dizaine de vols par exemple.

Si une seule ailette se détache, les étages postérieurs vont perdre également leurs ailettes sur chocs réciproques, celles-ci pouvant alors percer la partie externe du réacteur et servir de projectiles vers l'aile, les réservoirs de carburant, ainsi que la cabine des passagers.

- **Conclusion :**

La réalité de la collision avec les oiseaux tout comme celle du phénomène de pompage du moteur (N°2) ne fait pas de doute s'agissant de ce vol.

Il ressort de l'extrait du document d'entretien (ATL, Aircraft Technical Log) que la réponse à la plainte de l'équipage ne s'est traduite que par inspection visuelle du moteur alors que le phénomène de pompage devait conduire, en outre, à un boroscopage.

Suite à cet événement il est constaté que l'inspection boroscopique est très importante quand à l'insertion des oiseaux, pompage ou autres pour éviter les crashes et que l'entretien doit être conforme au manuel d'entretien (MM).



CHAPITRE -V-

APPLICATION DE LA BOROSCOPIE
SUR LE MOTEUR PW 127F

CHAPITRE V

APPLICATION DE L'INSPECTION BOROSCOPIQUE SUR LE PW 127F

V.1. INTRODUCTION

La boroscopie est l'une des inspections qui concernent le moteur autant qu'un élément aéronef, comme elle peut être lancée pour un moteur en atelier (déjà déposé de l'avion) pour confirmer sa raison de dépose ou pour autres réparations qui ne peuvent pas être effectuées sur avion.

Un ensemble de travaux d'inspection doit être effectué lors d'un passage du moteur en atelier. Il s'agit de :

V.2. L'INSPECTION PRELIMINAIRE

C'est l'ensemble des inspections d'ordre général qu'on effectue sur le moteur en atelier d'une manière automatique quelque soit la raison du passage du moteur par l'atelier, elle consiste à faire le suivant :

- Etablir le compte rendu de réception : où on note toute anomalie ou constatation.
- Etablir le relevé physique des accessoires sur formulaire : remplir un formulaire détaillé faisant office de récapitulatif de tous les accessoires accompagnant le moteur lors de sa prise en charge, il s'agit d'une identification physique avec une comparaison avec les documents de chaque composant du moteur.
- Procéder à l'inspection générale du moteur :
 - 1) Cette procédure consiste en un contrôle visuel visant à chercher des défauts de fixation, déformations, impacts, corrosions, traces d'huile, de carburant et des fuites d'air.
 - 2) Inspection boroscopique du moteur :
 - Contrôle de l'isolation et de la continuité de la rampe T6.
 - Dépose et inspection des thermocouples.
 - Inspection du filtre d'huile RGB pour contamination.
 - Inspection du filtre d'huile TBM pour contamination.
 - Inspection du bouchon magnétique RGB pour contamination.
 - Inspection du bouchon magnétique TBM pour contamination.
 - Inspection de la libre rotation de la turbine pour présence de frottements et/ou bruits.

V.3. L'INSPECTION COMPLETE

C'est une inspection plus détaillée que l'inspection préliminaire et elle comporte les actions suivantes :

- a) inspection visuelle du câblage électrique
- b) inspection visuelle de l'AGB "oil pump bevel drive gear"
- c) inspection du filtre à carburant pour contamination
- d) inspection des conduits extérieurs colliers, tuyauteries pour défaut de fixation, pour déformation, impacts, interférence, corrosion, traces de carburant, traces de fuites d'air et traces d'huile.
- e) inspection de l'entrée d'air pour déformation, impacts, corrosion et traces d'huile.
- f) inspection des compresseurs BP pour impacts, traces d'huile et saleté
- g) inspection de l'échappement pour déformation, impacts, corrosion, traces d'huile et métallisation.

Remarque : Il faut faire attention particulière sur l'état de fixations de la tuyauterie de la mise à l'air libre.

- h) l'inspection du bearing N°5 vent tubes.
- i) si les bearing N°5 vent tube sont cokéfié, procéder au nettoyage de l'intérieur des tubes (de-coke)

V.4. PROCEDURE DE L'INSPECTION BOROSCOPIQUE

Les instructions en détails sont nécessaires à l'exécution des inspections boroscopiques :

V.4.1. Inspection boroscopique de la partie froide

V.4.1.1. Inspection boroscopique du compresseur BP

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

1) inspection par l'entrée d'air :

Procédure :

- ◆ Enlever la conduite d'entrée d'air.
- ◆ Attacher l'outillage de fixation sur une surface commode.
- ◆ Fixer l'oculaire à la fixation et relier la source lumineuse.
- ◆ Utiliser le fibroscope, tourner le compresseur et inspecter le compresseur BP.
- ◆ Enlever le boroscope et l'outillage de fixation.
- ◆ Installer la conduite d'entrée d'air.

2) inspection à travers l'orifice du carter d'entrée d'air :

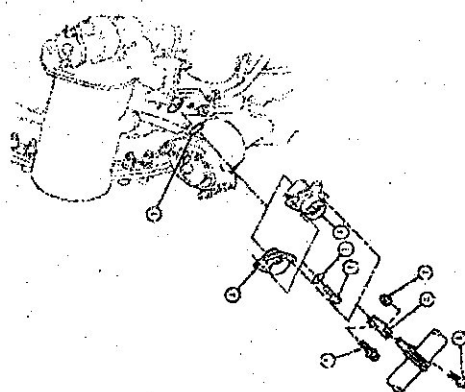


Figure (V.1) : Inspection à travers l'orifice du carter d'entrée d'air.

- ◆ Enlever l'écrou (7) et le bouton (8).
- ◆ Déposer le bouton (1), la rondelle (2), le support (6), le couvercle (3) en utilisant l'extracteur et le joint (5).

Le soin extrême doit être pris pour assurer que les objets étrangers ne tombent pas dans les orifices ouverts.

- ◆ Enlever la conduite de sortie de diffuseur le plus accessible.
- ◆ Attacher l'outillage de fixation sur une surface commode.
- ◆ Fixer l'oculaire du boroscope au montage, relier la source lumineuse et insérer le fibroscope dans l'orifice d'inspection.
- ◆ Inspecter la roue du compresseur pour déceler les dommages.
- ◆ Déposer le fibroscope et l'outillage de fixation.
- ◆ Lubrifier le joint avec l'huile à moteur et l'installer sur le couvercle (3).

- ◆ Installer la rondelle (2), le support (6) et le boulon (1). Le couple de boulon est de 32 à 36 lb.in (3.62-4.07 N.m).
- ◆ Installer le boulon (8) et l'écrou (7).
- ◆ Installer la conduite de sortie de diffuseur.

3) Inspection par l'orifice du conduit de sortie diffuseur :

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

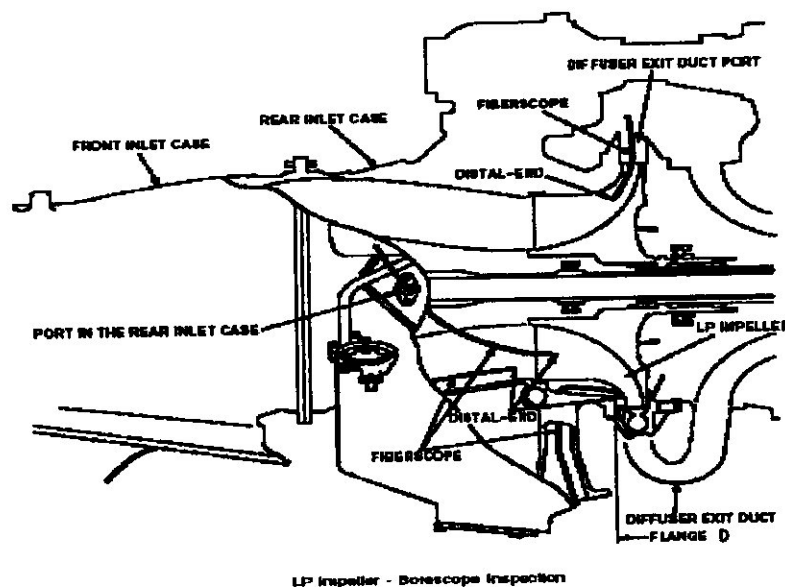


Figure (V-2) : Inspection boroscopique du compresseur BP.

V.4.1.2 Inspection boroscopique du compresseur HP :

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

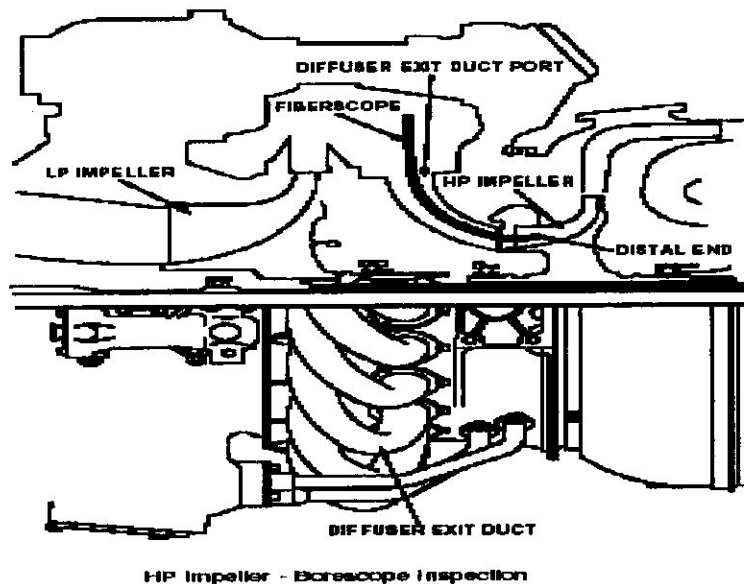


Fig. (V-3) : Inspection boroscopique du compresseur HP.

V.4.2. Inspection boroscopique de la partie chaude

V.4.2.1 Inspection d'assemblage enveloppe de la chambre de combustion, stator et les ailettes de la turbine HP :

- ◆ S'assurer que les objets étrangers ne rentrent pas dans le moteur.
- ◆ Enlever les collecteurs de carburant et les bougies.
- ◆ Attacher l'outillage de fixation à une surface commode.
- ◆ S'assurer que la température du moteur est au-dessous de 60 °C (140 °F).

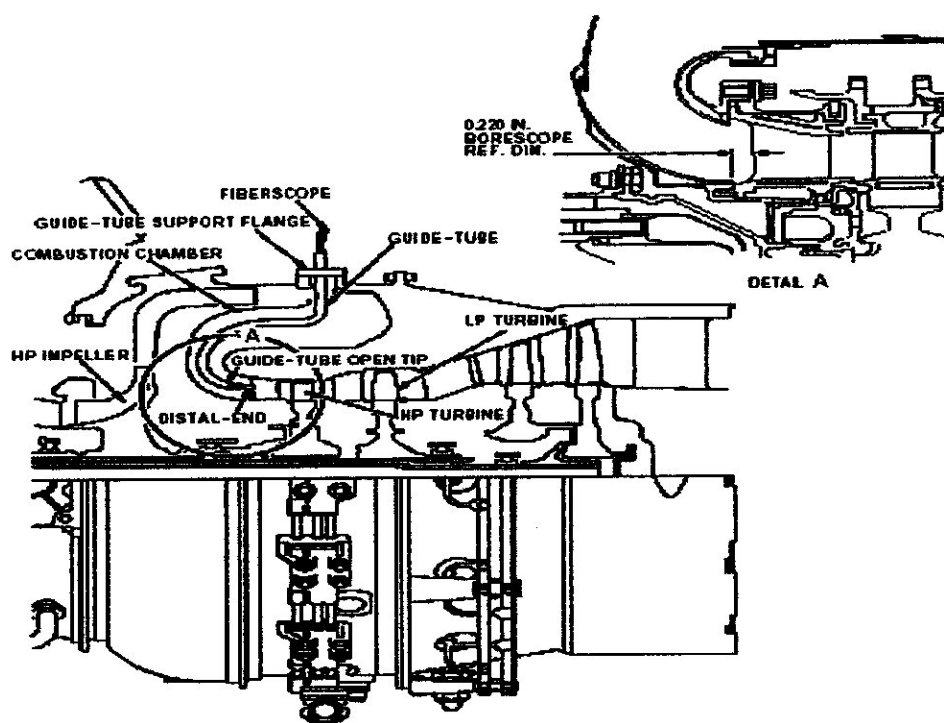


Figure (V.5) : Inspection du stator et des ailettes de la turbine HP.

V.4.2.2 Les aubes de la turbine BP et l'assemblage stator :

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

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

V.4.2.3 Inspection boroscopique de l'assemblage stator et les aubes du 1er étage de la turbine libre :

- ◆ Déposer le thermocouple T6 et les adaptateurs.
- ◆ S'assurer que la température du moteur est au-dessous de 66 °C (150 °F).
- ◆ Installer le tube de guidage flexible comme suite :
 - Pour éviter les dommages internes insérer le tube guidage lentement et sans force.
 - S'assurer que l'extrémité du tube de guidage est droite.
 - Insérer le tube de guidage dans l'orifice du thermocouple.
- ◆ Attacher l'outillage de fixation à une surface commode, et le viseur boroscopique au montage et relier la source lumineuse.
- ◆ Insérer lentement le fibroscope dans le tube de guidage et arrêtez-le dès que le bout traversera le tube.
- ◆ Tourner lentement le bouton de la commande de tube de guidage pour diriger le fibroscope vers le stator de la turbine libre.
- ◆ Inspecter le stator de la turbine libre pour déceler les dommages.

- ◆ Inspecter les ailettes du 1er étage de la turbine libre, tourner l'arbre d'hélice lentement et inspecter le stator de la turbine libre complètement comme suit :
 - Déposer le fibroscope et son outillage de fixation.
 - Déposer le tube du guidage.
 - Répéter les méthodes d'installation, d'inspection et de dépôt pour les orifices restants.
- ◆ Installer les thermocouples et les adaptateurs.

V.4.2.4 Inspection des ailettes du 2^{ème} étage de la turbine libre et de l'anneau stator :

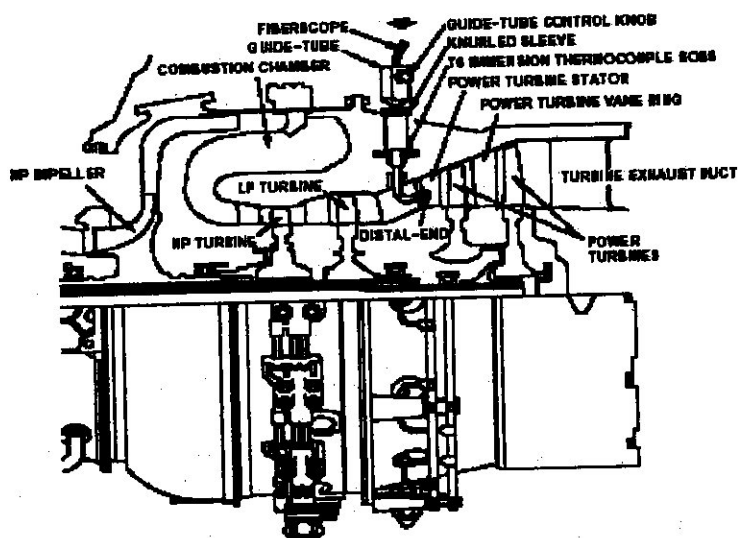
L'inspection boroscopique des ailettes du 2eme étage de la turbine libre peut être effectuée en utilisant deux voies d'accès différentes et sans utilisation d'un tube du guidage. L'anneau des aubes fixes devrait être inspecté seulement par la conduite d'échappement.

1. Inspection par orifices (aubes du 2^{eme} étage de la turbine libre) :

- ◆ enlever le boulon (1), couvre (2) et garniture (3).
- ◆ attacher l'outillage de fixation.
- ◆ Fixer le viseur, relier la source lumineuse et insérer le fibroscope dans l'orifice d'inspection.
- ◆ Inspecter les aubes du 2eme étage de la turbine libre pour déceler les dommages.
- ◆ Tourner l'arbre d'hélice lentement pour inspecter tous les ailettes.
- ◆ Enlever le fibroscope et ses fixations.

2. Inspection à travers la conduite d'échappement (ailettes du 2^{ème} étage de la turbine libre et l'anneau stator)

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



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

Figure (V.6) : Inspection boroscopique de l'assemblage stator et les aubes du 1er étage de la turbine libre.

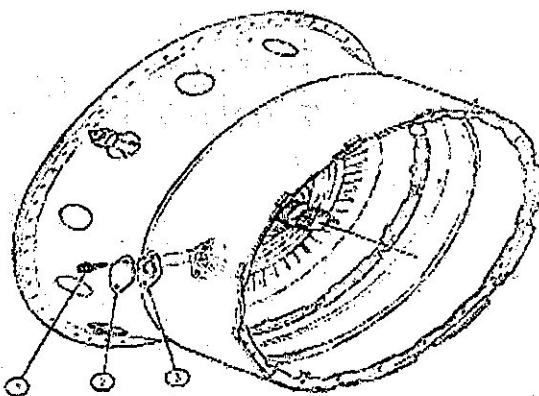


Figure (V.7) : orifice d'inspection boroscopique

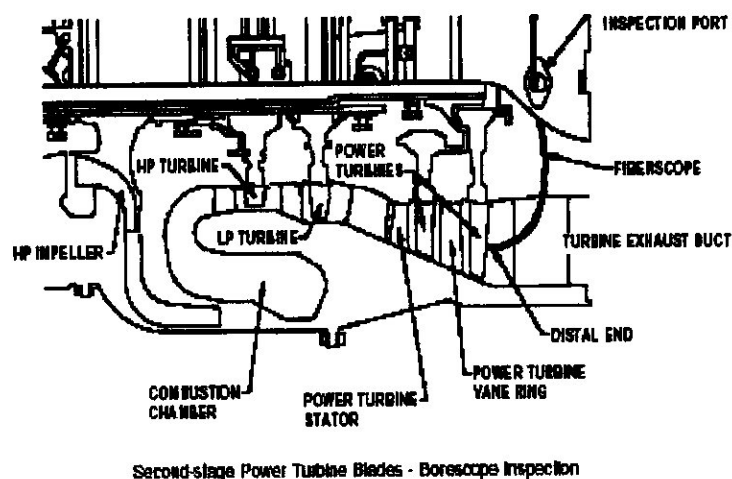
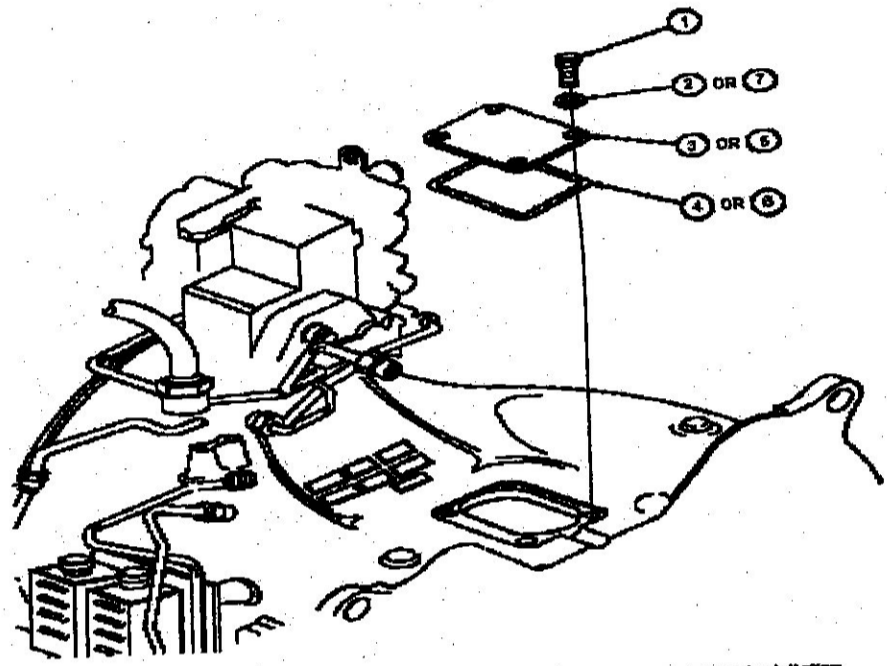


Figure (V.8) : inspection boroscopique des ailettes du 2^{ième} étage de la turbine libre.

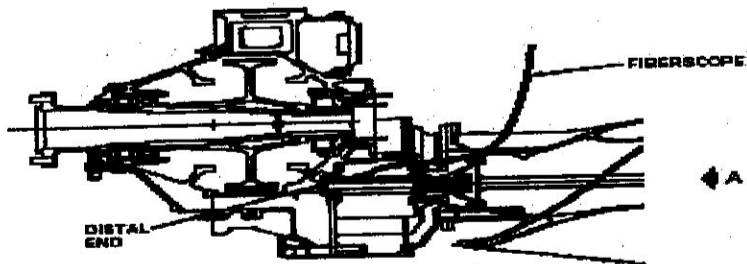
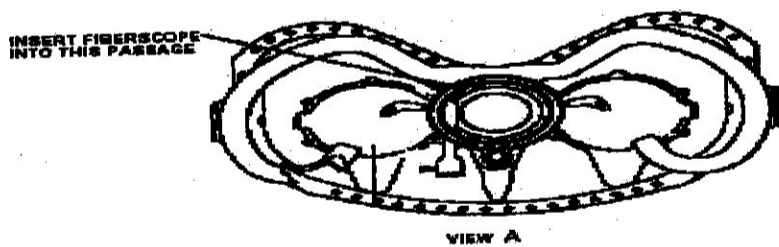
V.4.2.5 Inspection des pignons de l'arbre d'entrée RGB et le 1^{ER} étage hélicoïdal :

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



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

Figure (V.9) : couvercle d'orifice d'inspection des pignons d'arbre de l'entrée RGB et le 1^{er} étage hélicoïdal.



RGB Layshaft Pinion Gear - Inspection of

Figure (V.10) : inspection du pignon d'arbre intermédiaire

V.4.2.6 Inspection du 2^{ème} pignon de la RGB :

L'inspection se réalise par trois méthodes :

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

V.5 Inspection des sections chaudes (HSI) :

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

V.5.1 Chambre de combustion :

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

Quand la chambre de combustion est en phase de détérioration, les injecteurs de carburant associés doivent être inspectés (les remplacés si le résultat de l'inspection est défavorable). L'accumulation du carbone à l'intérieur des passages des injecteurs est la cause principale de la dégradation du modèle de jet, qui à par conséquent un effet négatif sur la combustion (devient non-uniforme) et sur les températures (augmentent).

L'accumulation du carbone est progressive. Elle peut affecter tous les injecteurs, doivent être inspectés pour réduire au minimum la possibilité de détérioration prématurée des autres endroits.

❖ Enveloppe interne de la chambre de combustion :

Les trous suivants sont acceptables :

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

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

❖ Les différents dommages de la chambre de combustion :

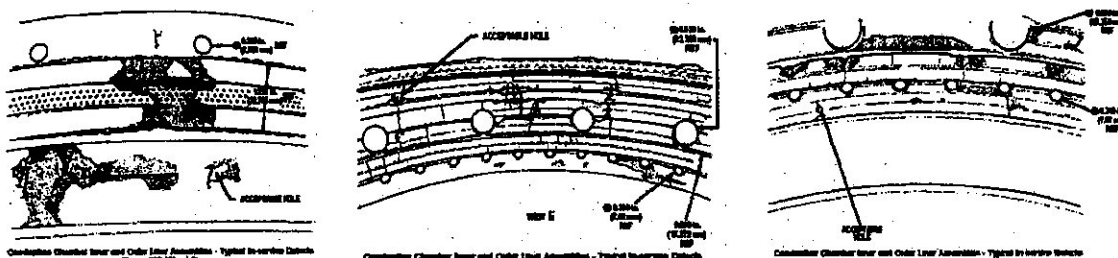


Figure (V.11) : les différents dommages de la chambre de combustion

V.5.2 Aubes de la turbine HP :

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

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

• Inspection :

Les défauts montrés sur le schéma (figure (IV-16)) sont acceptables pour plus de service, fournissant des performances du moteur dans les limites; les inspections boroscopiques doivent être effectuées à des intervalles qui ne dépassent pas 1500 HDV, dépendant du taux de progression et du niveau de la détérioration vu.

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

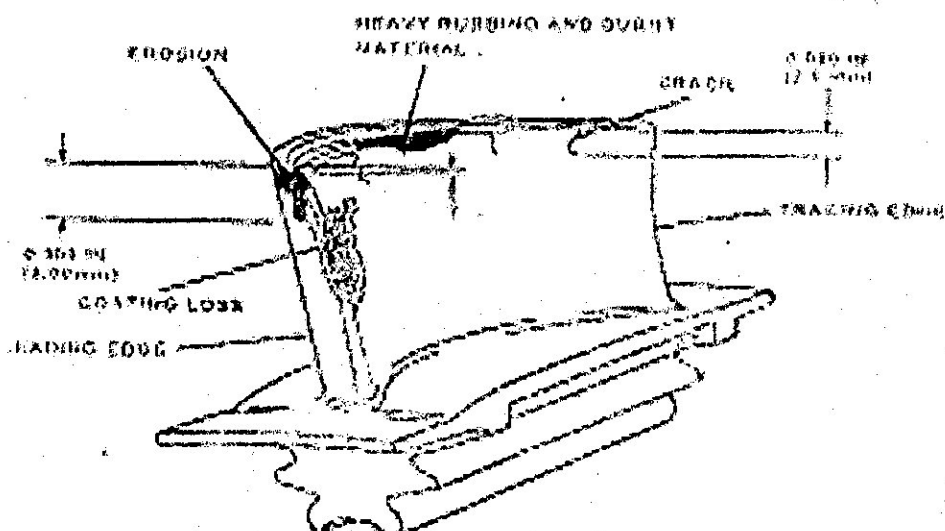


Figure (V.12) : Extrémité d'ailette peut être réparé.

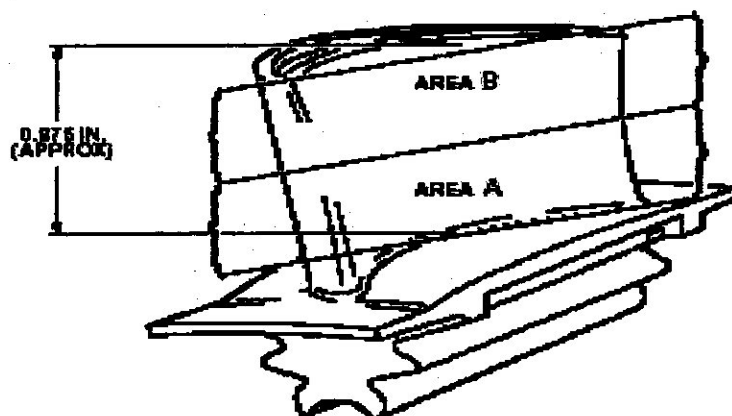


Figure (V.13) : Ailette d'une turbine HP

Les défauts dépassant ceux montrés sur le schéma (figure (IV-14)) mais qui ne dépassent pas les défauts acceptables montrés dans le schéma (figure (IV-16)) sont acceptables pour plus de service, fournissent au moteur des performances qui sont dans les limites. Une inspection boroscopique répétée et un contrôle d'assurance de puissance qui doit être effectuée à des intervalles qui ne dépassent pas les 600 HDV, dépendant de taux de progression et du niveau de détérioration vu.

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

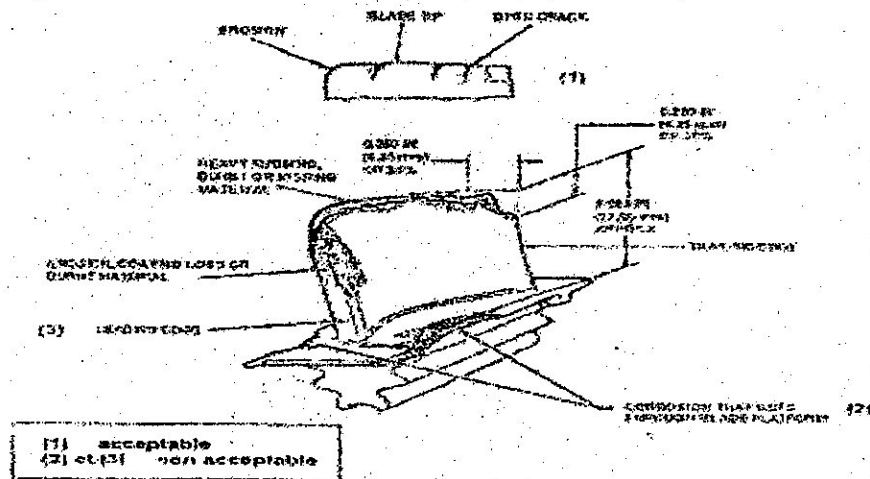


Figure (V.14) : limites du dommage de la turbine HP

La corrosion qui passe par la plate-forme d'ailettes HP et non acceptable et une HSI est recommandée pour effectuer l'établissement du programme, le HSI peut être retardé pour un maximum de 100 HDV fournissant les performances du moteur dans les limites.

V.5.3 La turbine libre :

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

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

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

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

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



CONCLUSION GENERALE

BIBLIOGRAPHIE

[1] Customer Training Manuel (PW100, large series).

- ❖ Pratt & Whitney Canada.
- ❖ Edition December 2000.

[2] Pratt & Whitney Maintenance Manuel.

[3] ATR 72-500 (Aircraft Maintenance Manuel).

[4] Illustrated Parts Catalogue PW127F.

[5] Mémoire de fin d'études :

Thème : Inspection générale du moteur PW127F équipant l'ATR 72-500,
lors de son passage en Atelier.

Realisee par S. KRAZEM et H. HSOURI
Promotion 2007/2008.

[6] Dictionnaire aérotechnique (Anglais-Français).

- ❖ Auteur: Luis Henry.
- ❖ 3^{ème} Edition 1973.