

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la recherche scientifique
Université SAAD DAHLAB

BLIDA
Faculté des sciences de l'ingénieur
Département d'Aéronautique

PROJET DE FIN D'ETUDES

En Vue De L'obtention Du Diplôme Des Etudes Universitaire
Appliquées (DEUA) En Aéronautique

Option : propulsion

Thème:

MAINTENANCE DU
MOTEUR PT6A-27
EQUIPANT L'AVION
PILATUS

Dirigé Par :

→ M^r: ALLOUCHE Rachid
→ M^r: RAHAL Amar
→ M^r: RENNANE Rachid

Réalise Par:

→ HIMOUD Houcem
→ BOUDJRIS Mourad

2007-2008



بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

Dédicace
Dédicace

Je dédie spécialement ce travaille à

***YEMMA et BABA** que je ne remercierai
Jamais Assez pour tout ce qu'ils font pour moi.*

*Mes frères **HICHAM, ZADAM***

*Ma sœur **SOUAD** qu'il me donne d'une
courage et Un espoir dans la vie*

*Mes sœur **HADJER et SABRINA** que
j'aime Beaucoup*

*Mes oncles et mes tantes paternels et
maternels*

Touts mes cousins et cousines

*Mon binôme et toutes les personnes que
j'aime et qui me sont très chères.*

MOURAD

Dédicaces

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

Je tiens à dédier ce modeste travail à toutes les personnes qui me sont chères et que j'aime.

Je le dédie tout d'abord à YEMMA et BABA qui sont les personnes que j'aime le plus au monde.

Puis je le dédie aux personnes qui m'ont soutenu et qui font mon bonheur au quotidien dont mes sœurs : MERIEM, SARAH, NAWEL et sa fille NADA, à mon frères : KHALED, et je n'oublie pas ainsi AMI, TATA, AMANI, DJADI et DJEDA.

Je profite cette occasion pour Je le dédie pour toutes mes familles respectives ce que ils ont faits pour moi.

Puis je le dédie à MON BINOME et mes amis avec lesquels j'ai partagé mes moments de joie et de tristesse à ma vie,

Enfin, je le dédie à tous ceux que je connais.

HOUCEM

REMERCIEMENT

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

On tient également à remercier :

Nous promoteur pour leur suivi et leurs conseils :

- *Mr : ALLOUCHE RACHID*
 - *Mr : RANENE RACHID; enseignants à l'institut d'aéronautique de BLIDA.*
 - *Mr RAHHEL OMMAR ; cop promoteur à la compagnie air tassili.*
 - *Tout le personnel de l'atelier tassili air linnes*
- Nous remerciements s'adressent également, aux membres du jury pour l'attention qu'ils auront à prêter dans le jugement de ce travail.*

A tout nos collègues de l'option propulsion, et tous ceux qui ont participes de près ou de loin à

ملخص

تتلخص هذه الدراسة في وصف عام لمحرك ذو مروحة عنيفة PT6A-27 الذي يركب على الطائرة
PILATUS و كيفية مراقبة و صيانة الجزء الخاضع للحرارة فيه.

RESUME

Cette étude est consacrée à la description du turbopropulseur PT6A-27
équipant l'avion PILATUS et une description des méthodes d'inspection et
maintenance de la partie chaude.

ABSTRACT

This study is devoted to the description of turbopropeller PT6A-27 equipping
the plane PILATUS and the methods of inspection and maintenance of the hot
section.

LES ABREVIATIONS

Abréviation	Signification (anglais)	Signification (français)
FCU	Fuel Control Unit	Régulateur carburant
DC	Direct Current	Courant continu
PSIA	Pounds Per Square Inche Absolute	Livres par pouce carré absolu
IGB	Inlet Gearbox	Entrée Boîte de vitesse
N1	Low Pressure Rotor Speed	Vitesse De rotor De basse Pression
N2	High Pressure Rotor Speed	Vitesse De Rotor De Haute Pression
PSI	Pounds Per Square Inch	Livres par Pouce Carré
FOD	Foreign Object Damage	Avaries dues aux corps étrangers
HSI	Hot Section Inspection	Inspection de la partie chaude
P3	Compressor discharge pressure	Pression de refoulement du compresseur
Px	Acceleration pression	Pression d'accélération
ITT	Inter Turbine Temperature	La Température Inter-Turbine
Py	Pression regulator	Régulateur de Pression
P1	Fuel pump delivery pressure	Pression de refoulement de la pompe carburant
P2	Meterd fuel pressure	Pression de carburant régulée
P0	Baypass(spill) fuel pressure	Pression de carburant de dérivation
Wf	Fuel flow	Débit carburant
RGB	Reduction Bearbox	Boîte de Reduction
AGB	Accessory Gearbox	Boîte des Accessoires
CSU	Constant Speed Unit	Unité de vitesse constante

Liste des figures

Figure	Titre	Page
Figure (I.1)	La zone technique de tassili air liens	4
Figure (I.2)	Pilatus PC-6-B2/H4	6
Figure (I.3)	Vue De Gauche	8
Figure (I.4)	Vue de face	8
Figure (I.4)	Vue De Haut	8
Figure (I.6)	Turbopropulseur	13
Figure (I.7)	Une hélice	14
Figure (I.8)	Turbopropulseur	18
Figure (I.9)	Turbopropulseur a turbine liée	18
Figure (I.10)	Turbopropulseur a turbine libre	19
Figure (I.11)	Turbopropulseur à turbine mixte	19
Figure (II.1.)	Les stations du moteur	21
Figure (II.2.)	Station du moteur	22
Figure (II.3.)	Palier et roulement	23
Figure (II.4.)	Moteur PT6A-27.	24
Figure (II.5.)	Générateur de gaz	25
Figure (II.6.)	L'entrée d'air	26
Figure (II.7.)	Tube de diffuseur	29
Figure (II.8.):	Bleed valve	30
Figure (II.9.)	Chambre de combustion	31
Figure (II.10.)	Tribune liée	32
Figure (II.11)	La partie motrice	33
Figure (II.12.)	Turbine libre	34
Figure (II.13)	Tuyère d'échappement	34
Figure (II.14.)	Réducteur	35
Figure (II.15)	Accessoires Gear Box	36
Figure (II.16)	L'hélice du moteur PT6A-27	37
Figure (II.17)	Fonctionnement du PT6-A27	37
Figure (III.1)	Système de carburant	41
Figure (III.2)	FCU	43
Figure (III.3)	Pompe à carburant	45
Figure (III.4)	Réchauffeur du carburant	46
Figure (III.5)	l'injecteur du carburant	47
Figure (III.6)	Système d'huile	49
Figure (III.7)	Filtre à huile	51
(Figure III.8)	Boite de réglage	56
Figure (III.9)	Boite d'excitateur	57
Figure(III.10)	Système de l'indiction T5	59
Figure (III.11)	Système de torque	60
Fig (III.12)	Chip detector	61

Figure (IV.1)	Objectif de la maintenance aéronautique	64
Figure (IV.2)	Politique de la maintenance aéronautique	65
Figure (IV.3)	Le boroscope	70
Figure (IV.4)	Source de lumière	71
Figure (IV.5)	Inspection de la chambre de Combustion et la turbine	72
Figure (IV.6)	Bosse localisée	73
Figure (IV.7)	Fissure dans l'anneau de refroidissement	73
Figure (IV.8)	Fissure entre deux trous	74
Figure (IV.9)	Fissure dans la face intérieure	74
Figure (IV.10)	Bosse peu profonde dans le revêtement	75
Figure (IV.11)	Bosse dans l'anneau de refroidissement	75
Figure (IV.12)	Tolérance des trous	76
Figure (IV.13)	Bosse grave du métal	77
Figure (IV.14)	Fissure multiples	77
Figure (IV.15)	L'anneau d'aubes de la turbine liée	78
Figure (IV.16)	L'emplanture d'aube	79
Figure (IV.17)	Fissure des segments de carénage	79
Figure (IV.18)	Détermination de la concentricité et le diamètre de Segment de	81
Figure (IV.19)	Inspection du meule d'assemblage de la turbine liée	82
Figure (IV.20)	L'anneau d'aube de la turbine liée	83
Figure (IV.21)	Plaque de verrouillage	84
Figure (IV.22)	Inspection d'ailette de la turbine liée	85
Figure (IV.23)	Tolérance de décalage des ailettes de la turbine liée	85
(Figure IV.24)	Inspection du stator de la turbine	86
Figure (IV.25)	Remplacement des rivets inter-étages	88
Figure (IV.26)	Inspection d'ailette rotor de la turbine libre	89
Figure (IV.27)	Adaptateur primaire et secondaire	92
Figure (IV.28)	Contrôle dimensionnel des bougies	93

Liste Des Tableaux

TABLEAUX	TITRES	PAGES
Tableau (I.1)	Le fuselage	7
Tableau (I.2)	Cockpit	7
Tableau (I.3)	Poids	9
Tableau (I.4)	Performances (ISA)	9
Tableau (I.5)	Les déférents moteur PT6A	12
Tableau (II.1.)	Les stations moteur	23
Tableau (II.2.)	Les types des roulements	25
Tableau (III.1)	Capacité de la pompe à carburant	45
Tableau (IV.1)	Diamètres de rectification de remplacement nécessaire	80
Tableau (IV.2)	Inspection du stator de la turbine libre	87
Tableau (IV.3)	Inspecter les circuits de refroidissement de l'aubage	90
Tableau (IV.4)	Dimensions du chapeau d'injecteur	93

SOMMAIRE

CHAPITRE I : GENERALITES

I.1. PRESENTATION DE LA COMPAGNIE TASSILI AIR LINES..	«3»
I.1.1. Introduction.....	«3»
I.1.2. Historique de la compagnie.....	«3»
I.1.3. Organisation De La Compagnie Aérienne.....	«3»
I.1.4. Description de l'activité de Tassili Air Lines.....	«3»
I.2. LA COMPAGNIE ET SES ACTIVITES DU PILATUS.....	«5»
I.2.1. Introduction.....	«5»
I.2.2. Développement Et Production D'avions.....	«5»
I.2.3. Entretien Sous Traité.....	«5»
I.3. DESCRIPTION DE L'AVION PILATUS PC-6-B2/H4.....	«6»
I.3.1. Introduction.....	«6»
I.3.2. Les Caractéristiques Principales.....	«7»
I.4. QUELQUES TYPES D'AVION PILATUS.....	«9»
I.4.1. PILATUS PC-7 turbo traîner.....	«9»
I.4.2. PILATUS PC-7 MKII M turbo traîner.....	«10»
I.4.3. PILATUS PC-9M advanced turbo trainer.....	«10»
I.4.4. PILATUS PC-6 turbo porter.....	«10»
I.4.5. PILATUS PC-12.....	«11»
I.4.6. PC-12 eagle.....	«11»
I.5. PRESENTATION DE L'ENTREPRISE PRATT & WHITNEY ...	«11»
I.6. LES TURBOPROPULSEURS.....	«13»
I.6.1. Introduction.....	«13»
I.6.2. Les éléments d'un turbopropulseur.....	«13»
I.6.3. Fonctionnement De Turbopropulseur.....	«18»
I.6.4. Différents types de turbopropulseur.....	«18»
I.6.5. Comparaison des trois types de turbopropulseur.....	«20»

CHAPITRE II : DESCRIPTION DU MOTEUR PT6A-27

II.1. DESCRIPTION DU MOTEUR PT6A-27.....	«22»
II.1.1. Introduction.....	«22»
II.1.2. Les différentes stations du moteur.....	«22»
II.1.3. Palier et roulements.....	«23»
II.1.4. Les composantes du moteur.....	«25»
II.2. FONCTIONNEMENT DU PT6-A27.....	«38»

CHAPITRE III : LES DIFFERENTS SYSTEMES DU MOTEUR PT6-27

III. LES DIFFERENTS SYSTEMES DU MOTEUR PT6A-27	«41»
III.1. LE SYSTEME CARBURANT DU MOTEUR	«41»
III.1.1. Rôle	«42»
III.1.2. Les composants	«42»
III.1.3. Fonctionnement du système de carburant.....	«48»
III.2. SYSTEME D'HUILE	«49»
III.2.1. Rôle.....	«50»
III.2.2. Description	«50»
III.2.3. Les composantes.....	«51»
III.2.4. Caractéristiques d'huile.....	«52»
III.2.5. Consommation d'huile.....	«54»
III.2.6. Fonctionnement de système d'huile.....	«54»
III.3. LE SYSTEME DE DEMARRAGE	«54»
III.3.1. Généralités.....	«54»
III.4 SYSTEME D'ALLUMAGE	«56»
III.4.1. Rôle.....	«56»
III.4.2. Bougie de préchauffage (glow plugs).....	«56»
III.4.3. Bougie d'allumage (spark igniters).....	«58»
III.5. SYSTEME D'INDICATION	«59»
III.5.1. Rôle.....	«59»
III.5.2. Description.....	«59»

CHAPITRE IV : INSPECTION ET MAINTENANCE DE LA PARTIE CHAUDE DU PT6A-27

IV.1. MAINTENANCE DU MOTEUR	«64»
IV.1.1. Définition de la maintenance.....	«64»
IV.1.2. But de la maintenance.....	«64»
IV.1.3. Opérations et procédures d'entretien.....	«65»
IV.1.4. Objectifs de la maintenance aéronautique.....	«65»
IV.1.5. Politique de la maintenance aéronautique.....	«66»
IV.2. RECHERCHE DE PANNE	«66»
IV.2.1. Niveaux de l'entretien.....	«66»
IV.2.2. Diverses Classes des pannes.....	«67»

IV.3. INSPECTION	«69»
IV.3.1. Généralité.....	«69»
IV.3.2. Descriptions.....	«69»
IV.3.3. Le contrôle non destructif (CND).....	«70»
IV.4. INSPECTION BOROSCOPIQUE DE LA SECTION CHAUDE (HSI)	«71»
IV.4.1. introduction sur le boroscope	«71»
IV.4.2. Inspection de la chambre de combustion et de la turbine.....	«72»

INTRODUCTION

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

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

Les moteurs choisis par les ingénieurs de **PILATUS** c'est des turbopropulseurs à turbine libre Pratt & Whitney PT6A, entraînant des hélices quadripales.

Ces moteurs entraînent des hélices conventionnelles quadripales, à mise en drapeau totale, pas variable avec inversion, montées sur l'arbre de sortie du réducteur. Le pas et le régime de l'hélice sont commandés par la pression d'huile du moteur par l'intermédiaire de régulateurs simple effet, entraînés par le moteur. Ces hélices se mettent automatiquement en drapeau dès l'arrêt moteur et se dévirent au démarrage.

Notre étude va se porter sur la maintenance du moteur PT6-A27 équipant l'avion PILATUS

Pour mener notre travail, nous l'avons devisé en quatre chapitres dont le premier est consacré aux généralités, le deuxième va se porter sur le moteur équipant cet avion, le troisième est consacré aux différents systèmes de ce moteur, par contre le quatrième est l'inspection et maintenance de la partie chaude du PT6A-27.

Enfin une conclusion.

CHAPITRE I

GENERALITES

I.1. PRESENTATION DE LA COMPAGNIE TASSILI AIR LINES :

I.1.1. Introduction :

TASSILI AIR LINES est une compagnie aérienne para pétrolière, sous la direction de l'entreprises SONATRCH, elle propose aussi les services du travail aérien ainsi que le transport du personnel SONATRACH.

I.1.2. Historique de la compagnie :

TASILI AIRLINES est une compagnie aérienne née suite à une convention signée entre AIR ALGERIE et SONATRACH, ainsi la DAT (direction aérienne du travail), et au terme de cette convention devient l'actuelle compagnie TASSILI AIR LINES.

Il est signalé également que la DAT fut crée par AIR ALGERIER en 1975 suites à la prise de la SOCIETE du TRAVAIL AERIEN crée en 1968.

L'actuel TASSILI AIRLINES compte 51 pour cent du capital détenu par SONATRACH et 49 pour cent par AIR ALGERIER.

I.1.3. Organisation De La Compagnie Aérienne :

La compagnie aérienne TASSILI AERIENNE englobe quatre (4) départements généraux qui sont :

- Communication et relation extérieures
- Sécurité aéronautique
- Inspection générale
- Audit et système informatique

Ainsi que (5) directions qui sont :

- Direction commerciale
- Direction d'exploitation
- Direction technique
- Direction ressources humaines et moyens (RHM)
- Direction finances

I.1.4. Description de l'activité de Tassili Air Lines :

Afin d'assurer son programme d'exploitation, la compagnie TASSILI AIR LINES procède deux secteurs à savoir, le secteur avion et le secteur hélicoptère.

Il faut savoir aussi que cette compagnie consiste à honorer des contrats de transport aérien passés pour la majeure partie avec des entreprises nationales telles que SONATRACH et SONALGAZ.

Le secteur hélicoptère a pour mission principale la surveillance des lignes hautes tension et les oléoducs de SONATRACH. Le secteur avion, assure des contrats de transport passé avec SONATRACH.

Les avions mis à disposition de cette entreprise afin d'assurer le déplacement des ouvriers, des délégations et du matériel dans le cadre de l'activité pétrolière.

De plus la compagnie, par les deux secteurs suscités, assure sur demande :

- Des vols passage sur mesure dans d'excellentes conditions de confort et de sécurité.
- L'acheminement du fret Courier rapide qui ne peut transiter par les moyennes de transport habituel.
- Vol ambulance ou évacuation sanitaire pour le transport habituel.
- Transport VIP.
- Location avion ou avion taxi.
- Opération de recherche et de sauvetage.

Les services de travail aérien sont l'ensemble des vols assurés à titre onéreux et qui ont pour objet :

- La prise de vues aériennes photographique ou cinématographique.
- L'extérieur des relèves géophysique et aérotopographiques
- Le jet de produit ou de matière à des fins agricoles, d'hygiène publique, ou de lutte anti-incendie et de préservation de l'environnement.
- La réalisation de mission éducative. Scientifique ou publique.



Figure (I.1) : La zone technique de tassili air liens

I.2. LA COMPAGNIE ET SES ACTIVITES DU PILATUS :

I.2.1. Introduction :

Pilatus a été fondé en 1939 pour soutenir l'aviation militaire suisse mais bientôt elle commence à concevoir et produire des avions en vente générale. Une variété d'avion ont été conçue depuis, s'échelonnant de P-2 et P-3 les avions-écoles militaires, B4 le planeur entièrement métallique, le BAGAGISTE Pc-6, aux produits d'aujourd'hui.

I.2.2. Développement Et Production D'avions:

Actuellement dans la production des avions de formation les plus réussis sont : le Pc-7 TURBO, le Pc-7 MkII M TURBO et le nouveau PC-9M TURBO.

Ces produits représentent la meilleure génération d'avion de formation et reflètent le niveau élevé de la production et de la qualité.

Pilatus est le seul avionneur complètement privé de ça catégorie dans le monde. Malgré un nombre croissant d'avion concurrentiel, Pilatus a maintenu une part croissante du marché d'avion-école en raison de son approche aux exigences des clients et de ses standards de qualité.

I.2.3. Entretien Sous Traité :

L'unité d'entretien fournit un éventail de maintenance et services aéronautiques dans les conditions les plus concurrentielles à une clientèle internationale par la Division d'entretien dans Stans et Transnistrie de TSA SA à Genève, à Berne, et Neuchâtel.

Les ingénieurs et les techniciens entièrement qualifiés et autorisés entreprennent l'entretien lourd, la réparation structurale, et le travail de modification comme le travail de magasin et de peinture sur un éventail d'avion civil et militaire comprenant de grands avions à réaction et hélicoptères d'affaires. Les ateliers sont entièrement équipés pour mener à bien des travaux sur différents types des moteurs d'avions à réaction et de turbopropulseurs, de l'avionique, et d'instruments aussi bien que l'équipement mécanique, électrique, et électronique. Tous les travaux d'entretien sont menés à bien selon les caractéristiques du fabricant (OEM) et dans la totale conformité aux règlements LOIN et de FIOLE.

L'appui technique, les ventes de pièces de rechange neuves et d'occasion complètent les services.

I.3. DESCRIPTION DE L'AVION PILATUS PC-6-B2/H4 :

I.3.1. Introduction :

Le PC-6 Turbo Porter est un avion avec de grandes ailes robustes destiné au "gros" travail dans des régions hostiles. Avec son turbo propulseur *Pratt & Whitney PT6A-27*, il est très puissant et possède des distances de décollage et d'atterrissage très courtes. Dans beaucoup de régions, il fait concurrence directe aux hélicoptères qui sont plus coûteux.

Il peut amener 10 passagers à 3800m en 15mn et la vitesse de croisière est d'environ 120km/h. Il en existe plusieurs versions, avec des turbines plus ou moins puissantes. La porte est sur le côté.

Les deux énormes avantages du Pilatus sont ses distances de décollage et d'atterrissage très courtes ainsi que son taux de montée impressionnant.

C'est un avion très recherché pour ces caractéristiques et sa souplesse d'emploi. Partout dans le monde, il est utilisé pour le transport de passagers (jusqu'à 10), pour le transport de fret, pour la photographie aérienne, pour les travaux agricoles, pour la recherche et sauvetage, en tant qu'ambulance et pour encore bien d'autres missions.

De plus, le Pilatus PC-6 peut recevoir un train d'atterrissage amphibien ou à skis.



Figure (I.2) : Pilatus PC-6-B2/H4

I.3.2. Les Caractéristiques Principales :

I.3.2.1. Moteur :

Turbopropulseur Pratt & Whitney PT6A-27

I.3.2.2. Hélice :

Hartzell HC-B3TN-3D, à vitesse constante
Quatre pales (4)

I.3.2.3. Dimensions :

a. Le fuselage : Tableau (I.1)

Envergure	15.87 m
Longueur	10.9 m
Hauteur	3.2 m
Surface des ailes	30.15 m ²
La distance entre les roues	3.00 m
Longueur de l'empennage horizontal	5.12 m

b. Cockpit : Tableau (I.2)

LONGUEUR	2.30M
largeur	1.16m
Hauteur	1.28m
volume	3.41m ³

Voici un schéma montrant les différentes dimensions :

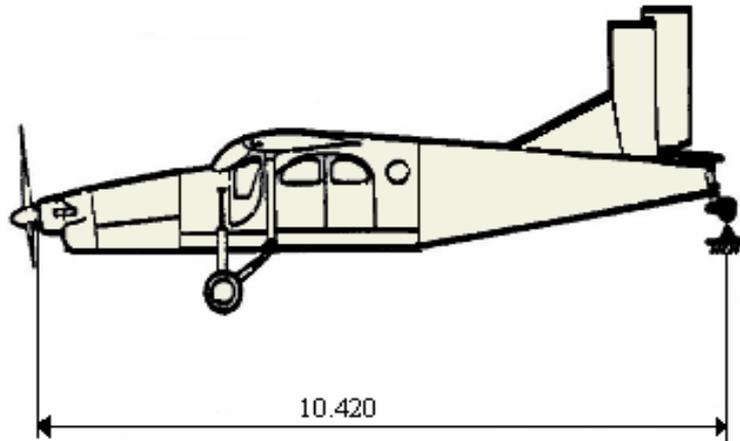


Figure (I.3) : Vue De Gouche

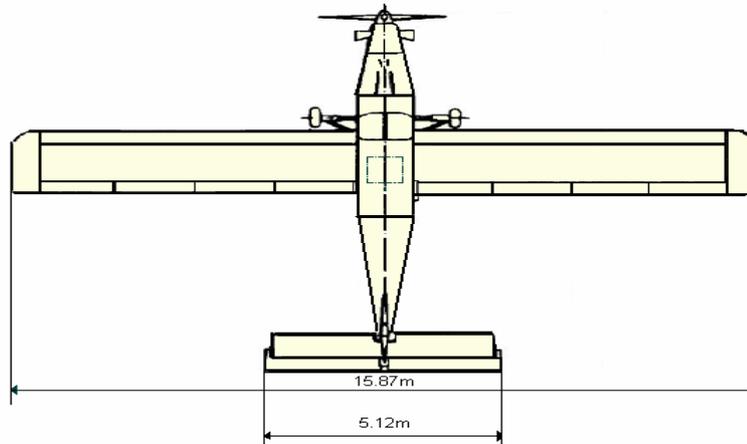


Figure (I.4) : Vue De Haut

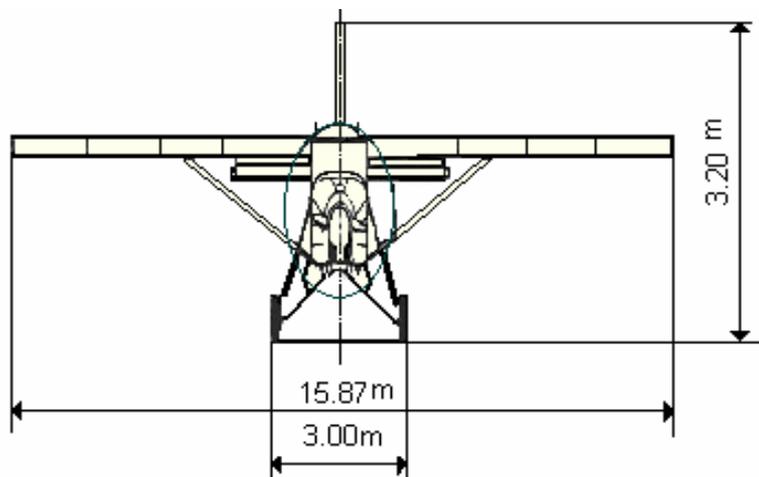


Figure (I.5) : vue de face

I.3.2.4. Poids : Tableau (I.3)

A vide	1270 kg
Max. sans essence	2400 kg
Max. au décollage (roues)	2800 kg
Max. à l'atterrissage (roues)	2660 kg
Max. au décollage (skis)	2600 kg
Max. à l'atterrissage (skis)	2600 kg

I.3.2.5. Performances (ISA) : Tableau (I.4)

Vitesse de croisière	213 km/h
Autonomie	926 km
Autonomie avec des bidons sous les ailes	1611 km
Taux de montée au niveau de la mer (NM)	307 m/min
Altitude max.	7620 m
Distance de décollage à NM	197 m
Distance d'atterrissage à NM	127 m

I.4. QUELQUES TYPES D'AVION PILATUS :**I.4.1. PILATUS PC-7 turbo traîner:**

Le PILATUS Pc-7, l'avion-école le plus largement distribué du monde, continue à construire son succès. Le Pc-7 continue à produire des pilotes de haute classe. Avec presque 450 avions en fonction, y compris 19 clients militaires, le Pc-7 a réalisé bien plus de 1000000 heures de vol. Avec une fiabilité exceptionnelle, et résistant à l'examen minutieux mondial par les clients potentiels contre les nombreux avions de formation disponible aujourd'hui, le Pc-7 émerge en tant qu'avion-école le plus rentable dans sa classe, offrant:

- De bas frais d'acquisition
- De Bas frais d'exploitation
- Une excellente efficacité de formation
- Une fiabilité et une facilité inégalées de l'entretien
- Une conception de longue durée
- La plus haute qualité de la technologie.
- Un réseau mondial de soutien

I.4.2. PILATUS PC-7 MKII M turbo traîner:

Le Pc-7 MkII M est le Pilatus le plus récent de l'avion-école. Pour satisfaire des demandes de marché de contrats à terme, Pilatus a utilisé une connaissance et une expérience considérables, gagné des avions-écoles Pc-7 et Pc-9, pour produire ce nouvel avion-école qui représente un nouveau concept dans les exigences des clients.

Il complète et développe la chaîne existante des avions-écoles de Pilatus conçus pour tous les aspects de base, et dans un vol de formation avancé.

Le Pc-7 MkII M utilise les meilleurs éléments de l'avion Pc-7 et Pc-9 pour fournir un nouveau niveau d'équipements, d'exécution, et de rentabilité dans cette classe.

Le développement de cet avion et de son introduction dans le marché d'avion-école du monde a été accéléré pour lui permettre de concurrencer le nouvel avion-école de l'Armée de l'Air sud-africaine.

Le Pc-7 MkII M a effectué un début propice quand il a été choisi, contre l'opposition considérable, avec un ordre de 60 avions pour remplacer l'avion sortant T-6 Harvard.

Pour confirmer les mérites du concept d'avion-entraîneur de Pilatus, le Pc-7 MkII M fonctionne maintenant dans deux pays et continue à produire un intérêt croissant pour le champ de l'avion de formation.

I.4.3. PILATUS PC-9M advanced turbo trainer:

Le Pilatus PC-9M Advanced Turbo Traîner, la dernière version du PC-9, continue à représenter le meilleur des avions de formation offrant le rendement le plus élevé, excellentes caractéristiques de maniabilité, une instrumentation avancée, et une plus grande gamme dans l'efficacité de formation que ses concurrents.

Avec plus de 240 avions vendus à treize clients, y compris douze clients militaires, le PC-9M est bien établi en tant que la base pour les avions de formation avancés.

Le PC-9M est construit sur une base solide d'expérience et avec le PC-7 et le PC-7MkII M il partage une qualité de fabrication élevée, fiabilité élevée et des frais d'exploitation relativement bas. La politique du développement continu s'assure que les avions de formation de Pilatus remplissent les conditions complexes actuelles et futures de formation au vol plus loin dans le secteur de la formation, avec une efficacité imbattable mais à un coût minimum.

I.4.4. PILATUS PC-6 turbo porter:

Le célèbre Pilatus Pc-6 est toujours aussi populaire que jamais et continue à mériter sa réputation. Actuellement le Pc-6 a beaucoup de succès avec les opérateurs qui travaillent souvent dans les environnements difficiles et qui recherchent plus de flexibilité de services avec un coût relativement bas et une fiabilité élevée.

Le PC-6 Turbo Porter est un avion à haute voilure robuste conçu pour le travail dans les environnements hostiles. Il est équipé d'un seul turbopropulseur Pratt & Whitney PT6A-27, il a les possibilités de puissance pour fonctionner dans beaucoup de secteurs en concurrence directe avec des services plus coûteux d'hélicoptère.

Plus de 530 PC-6 fonctionnent dans le monde entier. Dans beaucoup de pays ces avions fonctionnent dans les conditions les plus graves, des montagnes au désert, Régions polaires jusqu'aux forêts tropicales. Le Pc-6 est utilisé dans des pistes d'atterrissage non préparées et dans beaucoup de secteurs considérés inaccessibles à la plupart des avions à

ails fixes. Même dans le vol dans des conditions difficiles comme dans les régions chaudes ou de hautes altitudes.

Le succès du PC-6 est dû au développement continu fournissant aux opérateurs la flexibilité du choix ou de la conversion entre les rôles. Ceux-ci incluent le passager et/ou le transport de cargaison, approvisionnement et Parachutage, aperçu photographique et aérien, travail agricole, recherche et sauvetage, ambulance, et une variété d'autres missions. En outre le PC-6 est certifié pour opérer avec des flotteurs amphibies et également sur des skis.

I.4.5. PILATUS PC-12:

L'entrée du Pilatus PC-12 dans le marché d'affaires et d'utilité de rendement élevé, a trouvé une place en avant.

Il est propulsé par un seul turbopropulseur Pratt & Whitney PT6A-67B, ce qui permet à l'avion de s'élever à une altitude d'un peu plus de 9000 m et fournit une vitesse de croisière de 500 km/h. La portée maximum est plus de 3700 kilomètres.

Le PC-12's large, la carlingue pressurisée peut accueillir jusqu'à neuf passagers, peut porter une cargaison, ou une combinaison des deux. Alternativement, six passagers peuvent voyager en première classe créant ainsi l'environnement parfait pour le voyage d'affaires.

I.4.6. PC-12 eagle :

Tirant profit du concept réussi du nouveau PC-12, Pilatus a développé un dérivé, le PC-12 EAGLE un Avion De Surveillance, qui est conçu pour réduire le coût de surveillance de haute qualité.

Les caractéristiques de conception principales sont des missions de surveillance ou des missions de maintien de la paix, aussi bien que des applications civiles telles que la police et des missions côtières.

Il a une vitesse de croisière de 463 km/h et avec une résistance jusqu'à huit heures.

I.5. PRESENTATION DE L'ENTREPRISE « PRATT & WHITNEY » :

L'entreprise Pratt & Whitney Canada (P&WC), dont le siège social est à Longueuil (Québec), est un leader mondial parmi les motoristes qui équipent les avions d'affaires, les appareils de l'aviation générale, les avions de transport régional et les hélicoptères. La société construit des moteurs de technologie évoluée, à des fins d'applications industrielles. P&WC possède des installations et des centres de révision dans le monde entier. Son statut est celui d'une filiale de la société United Technologies Corporation implantée à Hartford.

En tant que principal constructeur de turbopropulseurs dans le monde des transporteurs aériens, P&WC équipe plus de trois quarts des avions régionaux dotés de turbopropulseurs.

Elle compte à son actif plus de 4800 moteurs livrés dans le monde, voici quelques moteurs de la famille PT6:

Les différents moteur PT6A : Tableau (I.5)

Avion	Modèle De Moteur	Type De Moteur
AASI Jetcruzer	PT6A-66A	Turbopropulseur PT6
Aero Vodochody Ae 270	PT6A-42A	Turbopropulseur PT6
Air Tractor AT 402A/402B	PT6A-11AG/15G	Turbopropulseur PT6
Air Tractor AT 602	PT6A-60AG/65AG	Turbopropulseur PT6
AMI DC3	PT6A-65AR	Turbopropulseur PT6
Ayres Turbo Thrush T-65	PT6A-65AG	Turbopropulseur PT6
Ayres Turbo Thrush T-34	PT6A-34AG	Turbopropulseur PT6
Ayres Turbo Thrush T-15	PT6A-15AG	Turbopropulseur PT6
CATIC/HAIG Y-12	PT6A-27	Turbopropulseur PT6
Basler turbo BT-67	PT6A-67R	Turbopropulseur PT6
Cessna 208/208B Caravan I	PT6A-114/114A	Turbopropulseur PT6
Cessna Conquest I	PT6A-112/135A	Turbopropulseur PT6
C.Dornier Seastar	PT6A-135A	Turbopropulseur PT6
Conair Aviation-S2 Turbo Firecat	PT6A-67AF	Turbopropulseur PT6
CROPLEASE Fieldmaster	PT6A-34AG/65AG	Turbopropulseur PT6
CROPLEASE Firemaster	PT6A-65AG	Turbopropulseur PT6
DeHavilland DHC-6 Twin Otter Series 300	PT6A-27	Turbopropulseur PT6
Fairchild Dornier 128-6 Turbo Skyservant	PT6A-110	Turbopropulseur PT6
Embraer Bandeirante EMB-110	PT6A-27/34	Turbopropulseur PT6
Embraer Bandeirante EMB-111	PT6A-34	Turbopropulseur PT6
Embraer EMB-121 XINGU II	PT6A-135	Turbopropulseur PT6
Embraer EMB-312 Tucano	PT6A-25C	Turbopropulseur PT6
Embraer Caraja	PT6A-34	Turbopropulseur PT6
FTS Turbo Firecracker	PT6A-25A	Turbopropulseur PT6
Frakes Turbo Cat Model A/B/C	PT6A-15AG/34AG	Turbopropulseur PT6
Greenwich Aircraft DC-3	PT6A-67R	Turbopropulseur PT6
JetPROP DLX	PT6A-34	Turbopropulseur PT6
Pacific Aero Cresco 750	PT6A-34AG	Turbopropulseur PT6
PIAGGIO P-166-DL3	PT6A-121	Turbopropulseur PT6
PIAGGIO Avanti P-180	PT6A-66	Turbopropulseur PT6
Pilatus Turbo Porter PC-6	PT6A-27	Turbopropulseur PT6
Pilatus Turbo Traîner PC-7/PC7-MKII	PT6A-25A/25C	Turbopropulseur PT6
Pilatus Turbo Traîner PC-9	PT6A-62	Turbopropulseur PT6
Pilatus PC-12	PT6A-67B	Turbopropulseur PT6
Pilatus PC-21	PT6A-68B	Turbopropulseur PT6
Piper Cheyenne IA	PT6A-11	Turbopropulseur PT6

I.6. LES TURBOPROPULSEURS :

I.6.1. Introduction :

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

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

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

I.6.2. Les éléments d'un turbopropulseur :

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

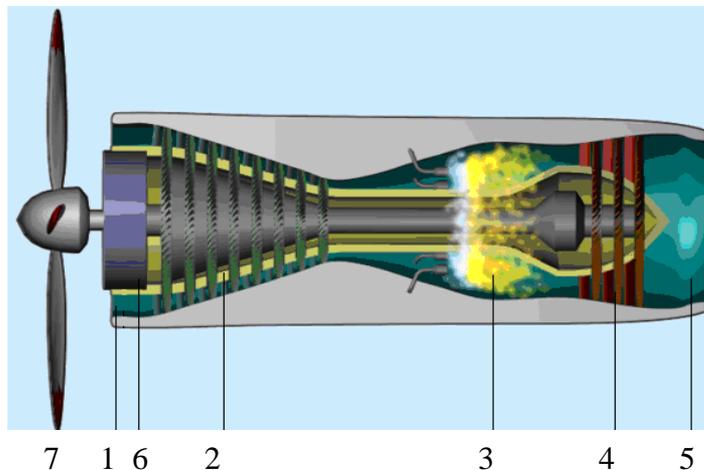


Figure. (I.6) : Turbopropulseur

- 1 : entrée d'air
- 2 : compresseur.
- 3 : chambre de combustion.
- 4 : turbine
- 5 : tuyère d'éjection.
- 6 : réducteur de vitesse.
- 7: hélice.

I.6.2.1. L'hélice :

a. Généralité :

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

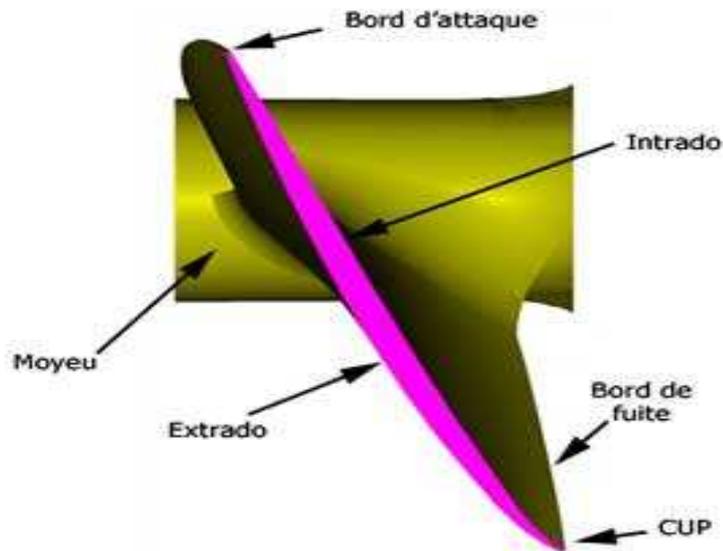


Figure. (I.7) : Une hélice

b. Rôle :

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

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

c. Différents types des hélices :

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

$$C \text{ à } d : \boxed{\eta = Ft * V / Wm}$$

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

c.1. hélice à calage fixe :

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

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

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

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

c.2. hélice à calage variable :

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

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

On peut également, sur des avions plus évalués, disposer de plusieurs calages, auquel cas on peut rechercher à chaque régime l'optimum.

Dans ce dernier cas, la recherche du calage optimal peut être soit manuelle, soit automatique.

I.6.2.2. Réducteur :

a. Généralités :

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

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

b. Les types des réducteurs :

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

b.1. Le réducteur à planétaires :

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

b.2. Le réducteur satellite :

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

I.6.2.3. L'entrée d'air :

L'entrée d'air a pour rôle de captée l'air et le fournit au compresseur avec la vitesse la plus homogène possible. Sa forme d'une manière générale est divergente. La protection de l'entrée de l'ingestion de glace est assurée généralement par l'huile de récupération chauffée ou bien par l'air chaud de compresseur, et aussi par des résistances électrique.

I.6.2.4. Compresseur :

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

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

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

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

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

I.6.2.5. Chambre de combustion :

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

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

I.6.2.6. Turbine :

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

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

I.6.2.7. Système d'échappement :

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

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

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

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

I.6.3. Fonctionnement De Turbopropulseur :

L'hélice (7) pré comprime l'air admis dans les entrées d'air (1). L'énergie cinétique Libérée par les gaz de la chambre de combustion (3) est utilisée de trois façons. Elle sert à :

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

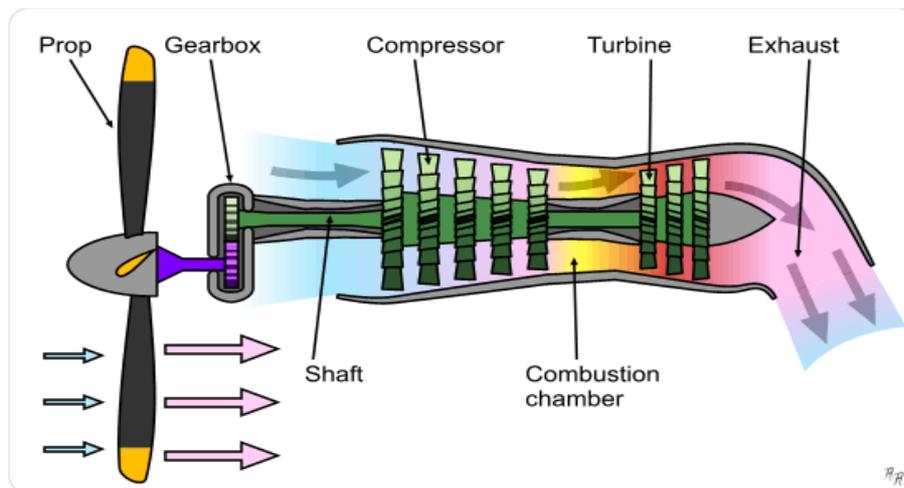


Figure. (I.8) : Turbopropulseur

I.6.4. Différents types de turbopropulseur :

Il existe trois grandes familles de turbopropulseurs :

I.6.4.1. Turbopropulseur a turbine liée :

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

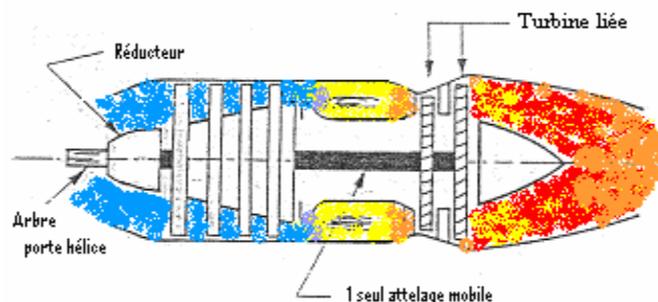


Figure. (I.9) : turbopropulseur a turbine liée

I.6.4.2. Turbopropulseur a turbine libre :

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

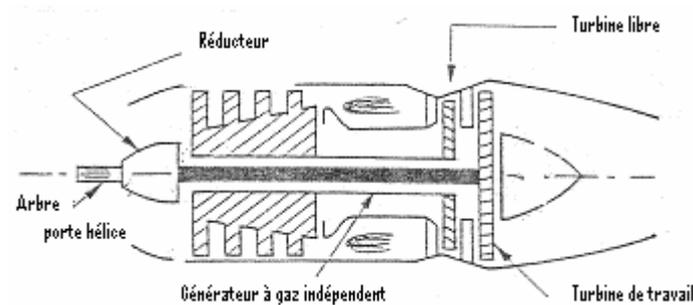


Figure (I.10) : turbopropulseur a turbine libre

I.6.4.3. Turbopropulseur a deux étages (ou mixtes) :

Ceux-ci diffèrent des précédents par l'adjonction sur l'arbre d'entraînement de l'hélice d'un premier compresseur alimentant le compresseur du générateur à gaz. Le

Générateur fonctionne toujours comme un réacteur indépendant, mais les conditions à l'entrée compresseur ne sont plus les conditions ambiantes comme dans le cas précédent.

Ces conditions dépendent de la vitesse de rotation de l'hélice et des conditions à l'entrée du premier compresseur.

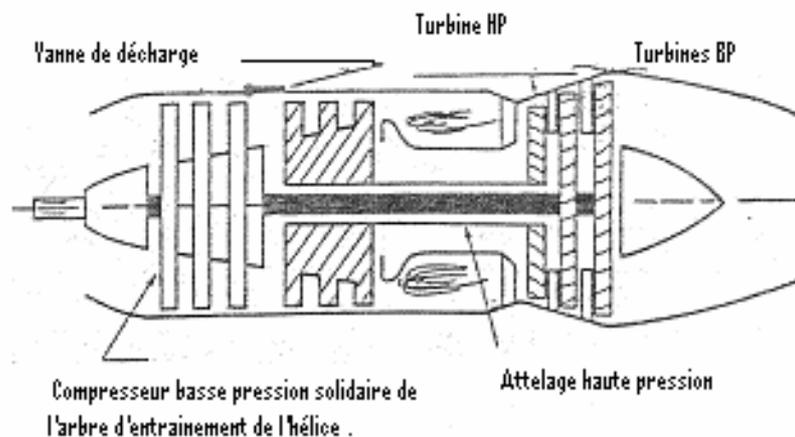


Figure (I.11) : Turbopropulseur à turbine mixte

I.6.5. Comparaison des trois types de turbopropulseur :

(Avantages et inconvénients) :

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

➤ La conduite du turbo propulseur à turbine est plus souple :
L'indépendance des deux systèmes, hélice et turbomoteur, permet de nombreuses combinaisons N_t hélice et N_t générateur, de façon à rechercher les meilleurs rendements, quelles que soient les phases de vol.

➤ Le démarrage des turbopropulseurs à turbine libre est beaucoup plus aisé puisque la turbine de travail, libre, et l'hélice ne sont pas entraînées par le démarreur.
Par contre, le turbopropulseur à turbine libre est plus lourd, ses problèmes mécaniques (arbres, paliers supplémentaires ...) sont plus délicats.

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

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

CHAPITRE II

DESCRIPTION DU MOTEUR

PT6A-27

II.1. DESCRIPTION DU MOTEUR PT6A-27 :

II.1.1. Introduction :

Le PT6A est un turbopropulseur équipé d'une turbine libre, Le moteur utilise deux sections indépendantes de turbine : l'une entraîne le compresseur du générateur de gaz et la deuxième entraîne l'axe de l'hélice par l'intermédiaire du réducteur. Le moteur se suffit à lui-même du moment que son générateur de gaz fait fonctionner le système d'huile et assure ainsi la lubrification pour tous les secteurs du moteur, et une puissance suffisante pour la commande de lancement du propulseur.

II.1.2. Les différentes stations du moteur :

Il y a 8 stations aérodynamiques sur le moteur PT6-A27 qui se situent dans des différents éléments permettant de mesurer la pression et la température (Fig.II.14.), comme montrant dans le tableau ci-dessous (tableau II.1) :

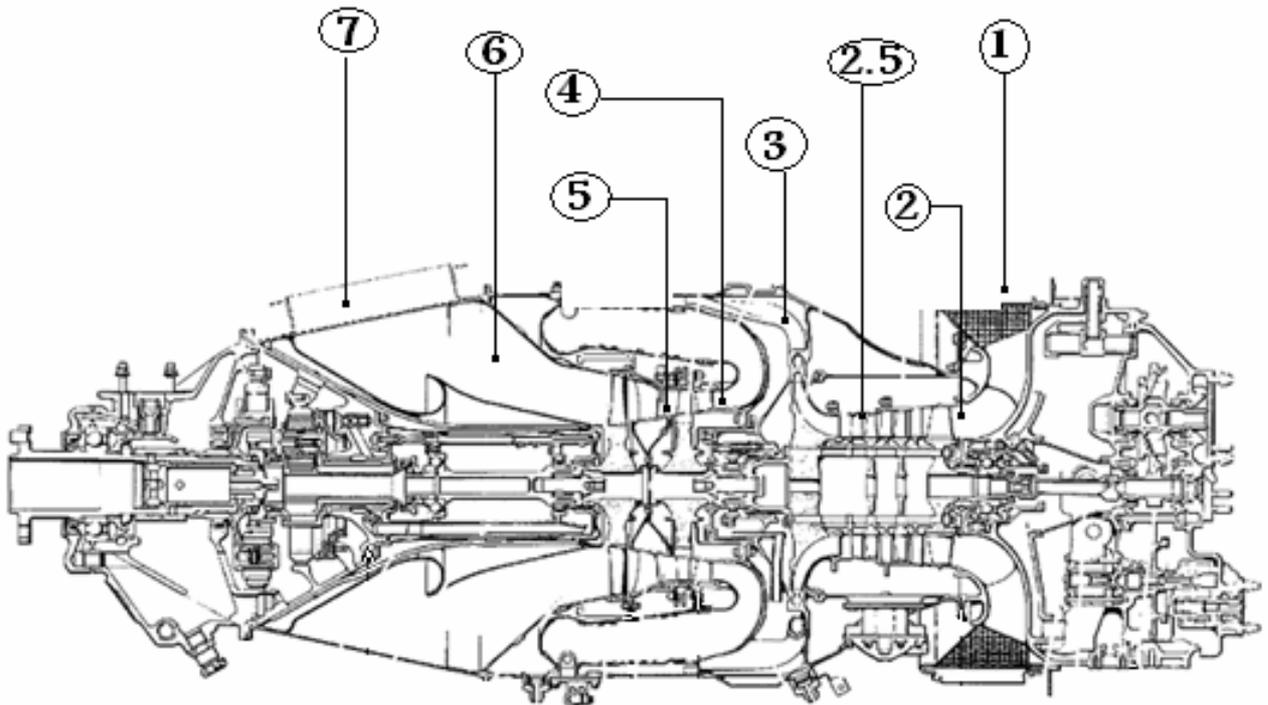


Figure (II.1) les stations du moteur

Les stations moteur : Tableau (II.1.)

STATION	POSITION	TEMPERATURE	PRESSION (PSIA)
1	Ambiant	15°C	14.7
2	Entrer du Compresseur	16°C	14.7
2.5	Entre les étages du compresseur	110°C	26.4
3	Sortie du diffuseur	280°C	103
4	Turbine	934°C	101
5	Enter les deux turbines	690°C	35
6	Sortie de la turbine liber	565°C	16
7	Tuyère d'éjection	551°C	15.5

Note :

La température et la pression sont prises au sol avant le décollage, tant que la température ambiante soit 15°C.

Le graphe ci-dessous montre la variation de La température et la pression des différentes stations du moteur (Fig II.2.) :

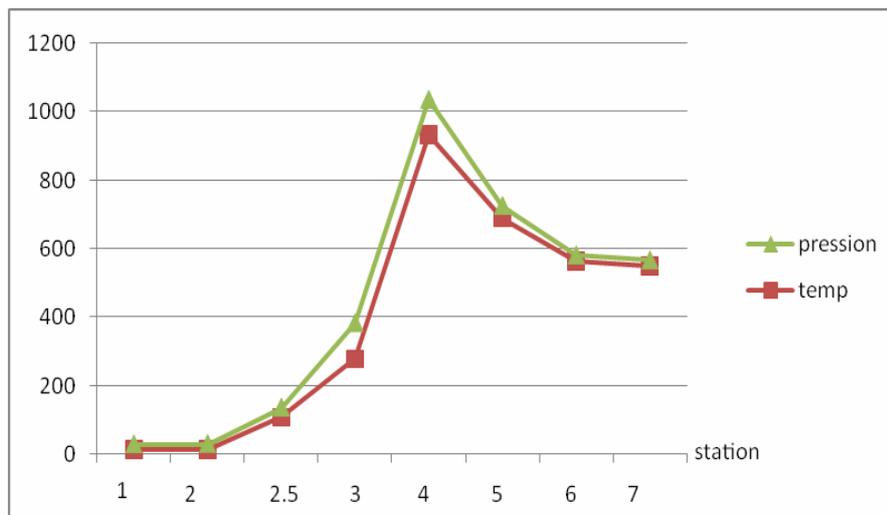


Figure (II.2) Station du moteur.

II.1.3. Palier et roulements :

II.1.3.1. Palier :

Le pallier est un visage d'accouplement dont les composants sont joints ensemble.

Les différents paliers dans le moteur PT6-A27 sont (Fig.II.3.) :

- **A** -attache le logement avant et arrière du RGB à l'échappement enfermé.
- **B**- attache le logement arrière de RGB au logement de roulement N°3.
- **C**- attache la caisse d'échappement à la caisse de générateur de gaz.
- **D**- attache la palette de turbine de puissance à la caisse d'échappement.
- **E**- joint la palette de turbine de compresseur ensemble.
- **F**- attache la caisse d'admission à la caisse de générateur de gaz.
- **G**- attache l'AGB à la caisse d'admission.

II.1.3.2. Roulements :

a. Rôle :

Le roulement d'une manière générale utilisé pour supporter un ensemble en rotation. Dans le moteur PT-6 A27 il existe six (6) roulements principaux trois à rouleaux et trois à billes (Fig.II.3).

Les roulements à billes résistent aux poussées suivantes :

- Roulement N°1 : poussée de compresseur (vers l'arrière).
- Roulement N°4 : poussée de turbine de puissance (vers l'avant).
- Roulement N°6 : la poussée de propulseur (vers l'avant).

Les roulements numéro 2,3 et 5 sont des roulements à rouleaux. Ils soutiennent le chargement radial et permettent le mouvement axial du rotor pour la dilatation thermique.

Les assemblées tournantes importantes dans le moteur sont :

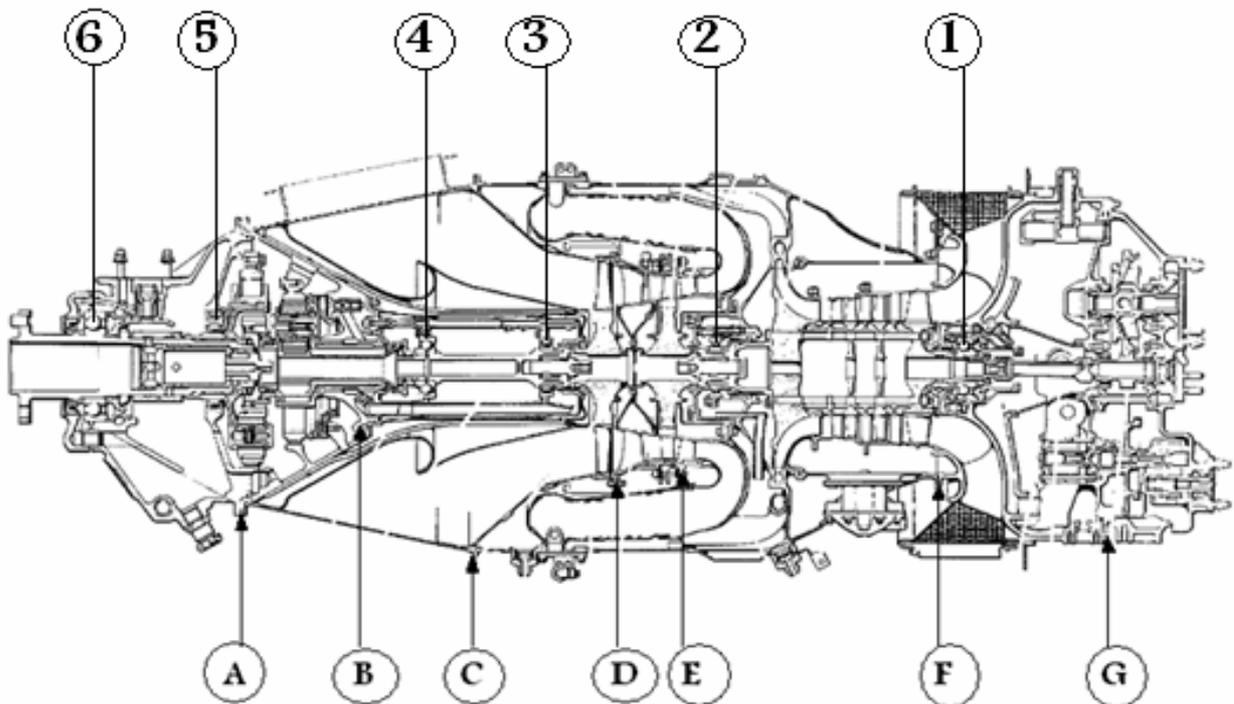


Figure (II.3) palier et roulement.

b. Les type du roulements : Tableau (II.2.)

ROTOR	SOUTENU PAR LE ROULEMENT
Arbre du compresseur	N°1 à bille et N°2 rouleau
Axe de turbine de puissance	N°3 à rouleau et N°4 à bille
Axe de propulseur	N°5 à Rouleau et N°6 à bille

II.1.4. Les composantes du moteur :

Le moteur PT6A-27 est conçu en trois parties distinctes, une partie du générateur de gaz, partie motrice et la boîte de transmission.

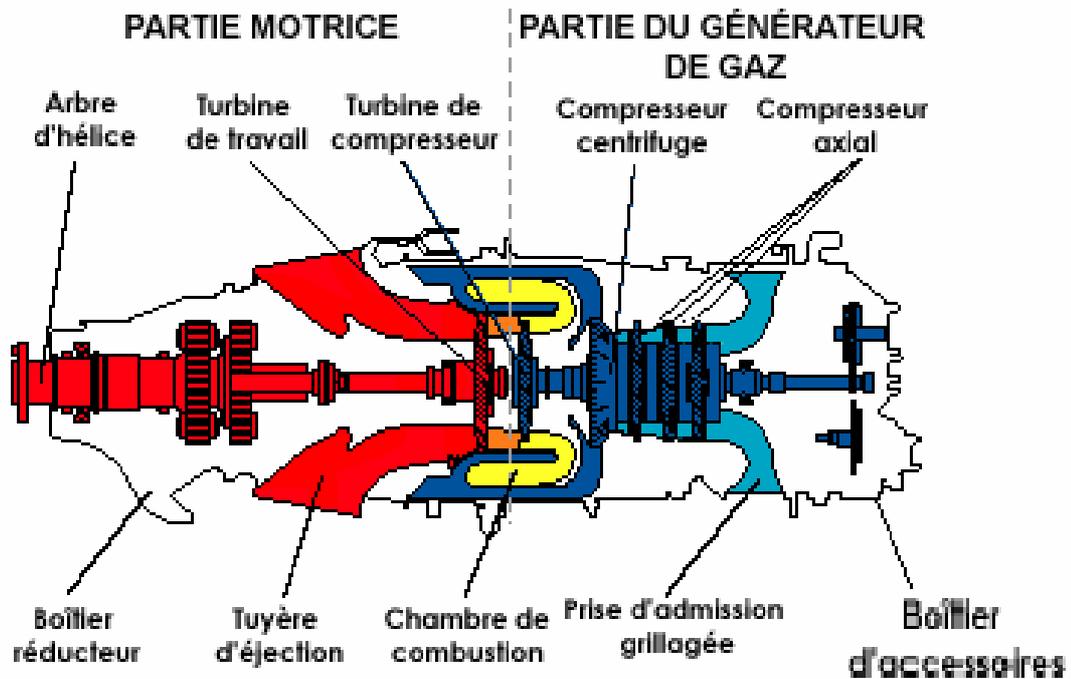


Figure (II.4) : moteur PT6A-27.

II.1.4.1. Le Générateur De Gaz :

a. Introduction :

Le générateur de gaz est un ensemble constitué par la turbine et le compresseur tout les deux liés par le rotor et il sont situés dans deux enveloppes cylindriques concentriques, qui contiennent également la chambre de combustion, Le générateur de gaz formes le corps principal du moteur, en fournissant les points de fixation.

Une bride à l'avant du boîtier du générateur de gaz constitue le point d'attache pour la section de puissance et des goujons à l'arrière de l'entrée de carter porte le boîtier d'entraînement des accessoires (AGB).

Un unique étage de la turbine et les étage du compresseur rotor sont pris en charge par deux roulements antifriction, un roulement à rouleaux (N°2) est situé dans le générateur de gaz, et un palier de butée à billes (N°1) est contenu dans un boîtier souple attaché à l'entrée d'air.

b. Les Composantes du générateur de gaz (fig.II.5) :

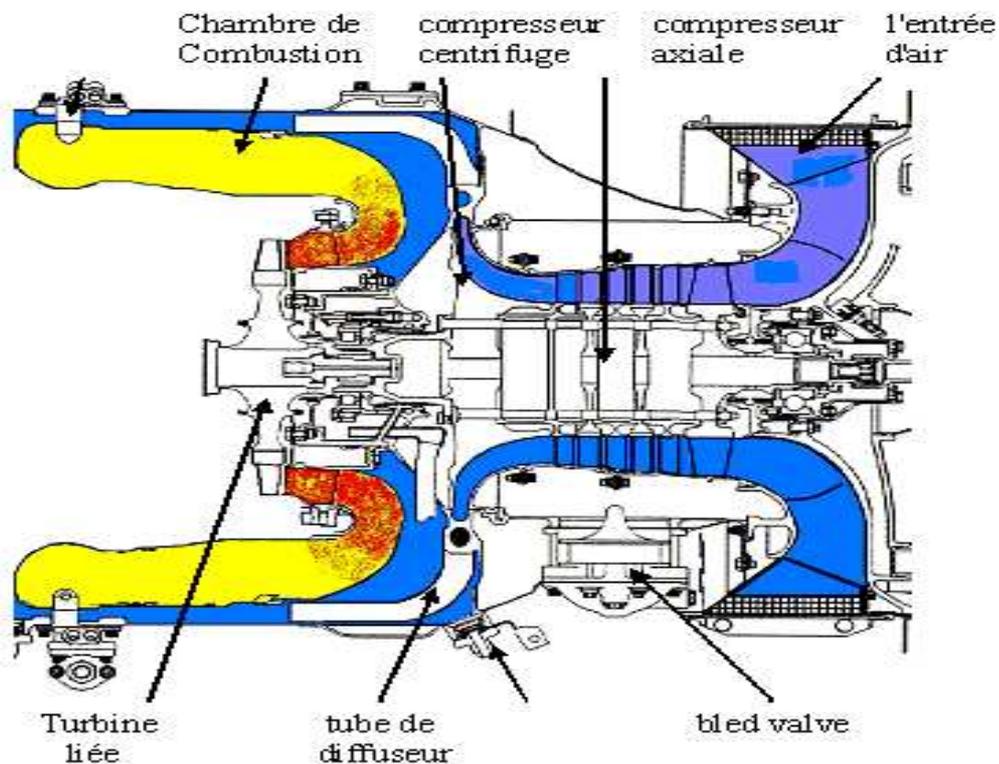


Figure (II.5) : générateur de gaz.

1. Section d'entrée d'air (Fig.II.6) :

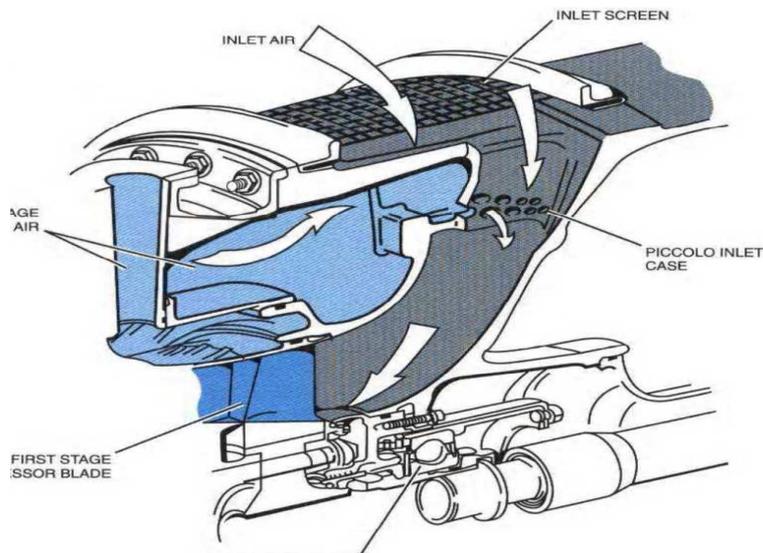
1.1. Rôle :

L'entrée d'air est une partie importante sa fonction et de dirigé l'air vers le compresseur. Un écran de protection empêche les débris d'arriver dans le compresseur.

1.2. Description :

La Caisse d'admission se compose d'un bâti léger circulaire d'alliage, la section avant forme une chambre annulaire pour le passage d'air d'admission au compresseur. La section arrière est un compartiment creux qui est employé pour abriter le réservoir d'huile.

L'arrière du secteur de réservoir d'huile, fournit le support pour AGB. Un écran circulaire de treillis métallique est boulonné autour du secteur d'entrée d'air du carter pour empêcher les corps étrangers d'entrer dans le compresseur.



(Figure.II.6) : L'entrée d'air

2. Le séparateur inertiel :

2.1. Rôle :

Protéger le moteur contre l'ingestion d'objets étrangers tels que les pierres, la glace, le sable, la pluie.

2.2. Fonctionnement:

Déploiement du séparateur inertiel oblige l'air de la nacelle à faire un tour avant d'entrer dans le moteur.

Les gouttelettes d'eau, les cristaux de glace ou la neige, en raison de leur inertie, tendent à maintenir leur chemin original à cause de leur vitesse élevée et sont déchargées en dehors du moteur par le conduit de déviation de séparateur

3. Le compresseur :

Le compresseur à pour rôle d'augmenter la pression de l'entrée à la sortie pour garantir un bon mélange air/carburant dans la chambre de combustion pour récupérer une énergie utile selon un cycle thermodynamique et il existe deux types de compresseur :

3.1. Compresseur Axial :

3.1.1. Rôle :

Le compresseur axial est situé dans la partie arrière du générateur de gaz et est entraîné par la turbine liée. Il comprime l'air entrant pour l'amener à des conditions de pression et de température idéal à la combustion avant de l'envoyer vers la chambre de combustion.

Le compresseur axial est composé de deux parties :

3.1.1.1. Rotors :

Le rotor comprend trois étages axiaux, et un seul étage centrifuge. Les aubes du premier étage sont en titane, tandis que le deuxième et le troisième étage ont des aubes en acier inoxydable (cadmium). Les aubes du rotor du compresseur s'intègre respectivement dans des rainures usinées dans les disques du compresseur. Le peu d'espace entre les aubes et les rainures produit cliquetis entendu au cours du fonctionnement. Les aubes du premier étage sont différentes de celle du deuxième et du troisième étage. Le premier étage a 16 aubes alors que les deuxième et troisième étages ont chacune 32 aubes.

La roue centrifuge est boulonnée à la partie axiale pour former une unité.

3.1.1.2. Stators :

Le premier étage et le deuxième étage du stator ont 44 aubes chacune, le troisième étage dispose de 40 aubes. Les aubes fixes de chaque étage sont en acier inoxydable. Chaque ensemble d'aubes est maintenu sous le carter.

Le premier et le troisième étage sont boulonnés ensemble, tandis que le deuxième étage est maintenu entre les brides du premier et du troisième étage.

3.2. Compresseur Centrifuge :

3.2.1. Rôle :

Le principe de fonctionnement de ce type de compresseur est identique à celui du compresseur axial il consiste

- ❖ à établir un certain débit d'air
- ❖ à augmenter l'énergie cinétique de ce débit en lui donnant une vitesse dans une direction différente de celle de son écoulement
- ❖ à amortir cette vitesse, ce qui a pour effet de transformer l'énergie cinétique en énergie de pression

3.2.2. Principe de fonctionnement :

Comme dans le compresseur axial, l'augmentation de pression est obtenue en deux temps.

3.2.2.1. Dans le rouet :

La transformation de la vitesse axiale en vitesse radiale s'effectue progressivement la surface sur laquelle s'effectue ce changement de direction est dessinée de façon que l'air n'y subisse pas de choc.

Les canaux déterminés par les cloisons sont divergents (la section de sortie supérieur à la section d'entrées), ce qui provoque une diminution relative de V_r et une augmentation de pression.

Cette solution présente les avantages suivants :

- 1) La vitesse de l'air à la sortie du rouet est moins grande.
- 2) L'air s'échauffe par la compression, donc la vitesse du son augmente et le nombre de mach diminue.

L'apparition des phénomènes soniques étant reculée, il est possible d'augmenter la vitesse du rouet et par conséquent le débit et le travail de compression de l'ensemble du compresseur.

3.2.2.2. Dans le diffuseur (fig.II.7):

A la sortie, l'air a une vitesse relative : $\vec{W} = \vec{V}_r + \vec{V}_t$

L'amortissement de la vitesse dans le diffuseur va de nouveau amener une augmentation de pression.

Il est possible de définir ici aussi le degré de réaction du compresseur.

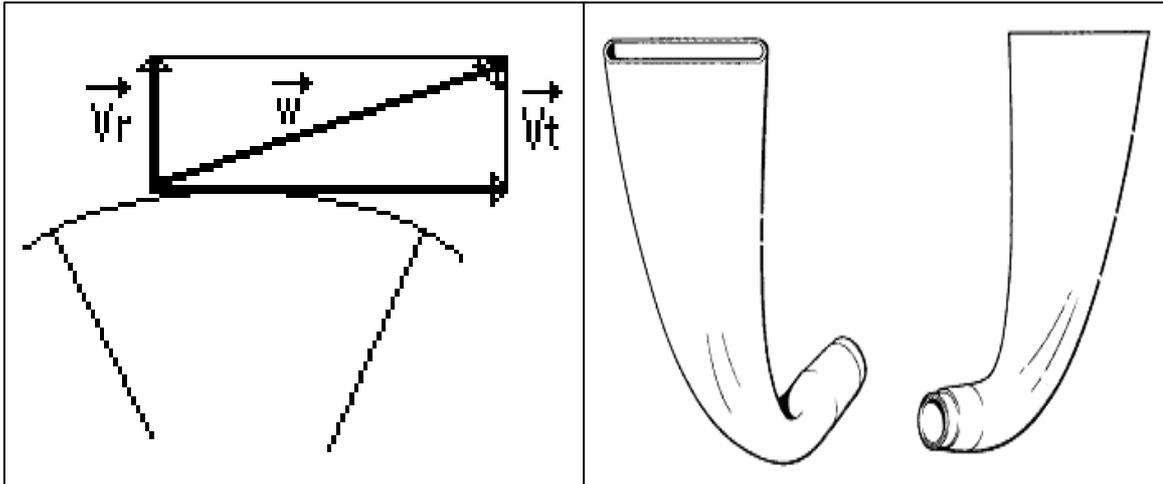


Figure (II.7) : tube de diffuseur.

3.3. La lute contre pompage (bleed valve) (Fig.II.8) :

La fonction de La vanne de décharge dans le moteur PT6A-27 est de garantir qu'aucune flambée ne se produise dans le compresseur à faible régime, en particulier au régime ralenti sol. Dans le moteur PT6A-27, la vanne de décharge commence à se fermer à $N1 = 86\%$ et se ferme complètement à $N1 = 91\%$. La vanne de décharge est installée à la position 7 heures sur le générateur de gaz.

La vanne de décharge est installée sur le générateur de gaz avec quatre boulons. Un tube guide assure que l'air sortie du compresseur (P3) est en bon alignement avec le passage de la vanne de décharge. Le flux d'air P3 passe à travers un orifice de mesure primaire et est dirigée vers le bas du piston par un orifice convergent divergent.

La fonction de l'orifice convergent- divergent est de restreindre le flux d'air jusqu'à obtenir $P3/Px=cte$. Px ici fait référence à la pression de l'air modifié entre l'orifice de mesure primaires et le venturie. Deux forces agissent sur la vanne de décharge piston. La pression Px pousse à fermer la valve et la pression de l'air P2.5 Inter étage du compresseur, pousse le piston pour ouvrir La soupape de fermeture est atteint lors de l'accélération du moteur, lorsque la pression agissant sur la soupape à diaphragme (Px) est suffisant pour surmonter la pression Inter étage dans les limites (P2.5). Au minimum la puissance du moteur $P2.5 > Px$, la vanne s'ouvre complètement. Avec l'augmentation de la puissance du moteur, P3 augmente plus rapidement que P2.5, augmentant ainsi la pression sur le piston pour le fermer progressivement. La vitesse (N1) pour laquelle la valve se ferme est en fonction de la taille des orifices divergents et convergents. La vanne de décharge ne peut pas être brusquement fermée hermétiquement en raison de l'augmentation de P2.5. Au lieu de cela, elle se ferme peu à peu au rapport constant de $P3 / Px$. À haut régime du moteur, la vanne se ferme complètement et $Px > P2.5$.

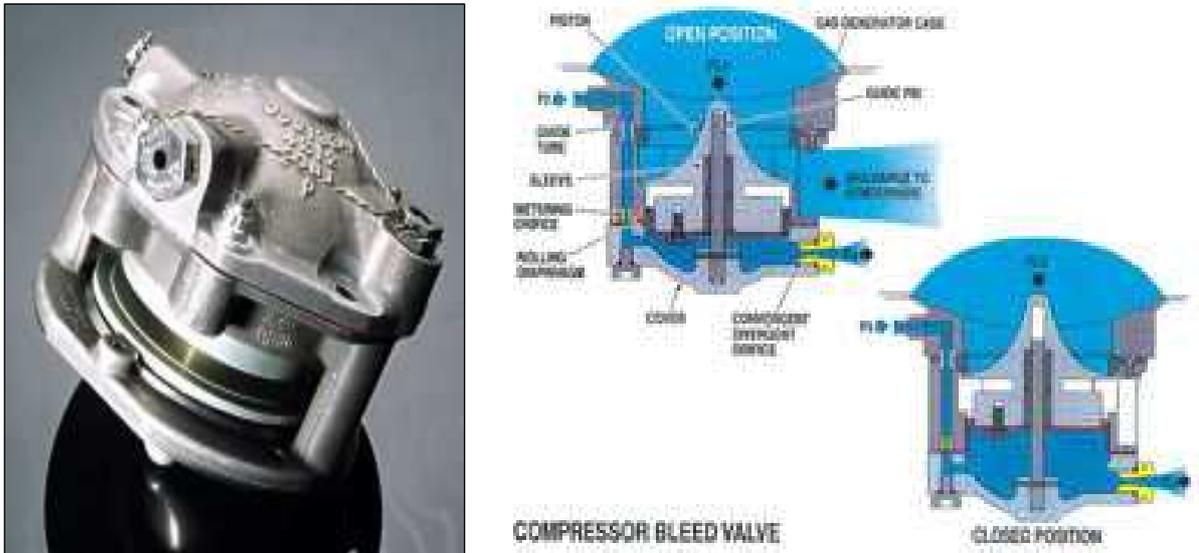


Figure (II.8): bleed valve.

4. La chambre de combustion (Fig.II.9):

4.1. Rôle :

Assurer le mélange kérozone-oxygène et permet la transformation la plus complète possible de l'énergie chimique de mélange en énergie calorifique. On d'autre terme c'est le siège de la réaction de combustion d'autre part elle doit donc présenter une très grande résistance thermique et assurer le fonctionnement de la combustion dans une gamme étendue de fonctionnement de turboréacteur. Cependant elle doit être léger simple et occupe un espace minimum.

4.2. Description et fonctionnement :

La combustion se passe dans la partie avant du générateur de gaz et se compose d'une chambre de combustion à flux inverse et de petits et grands conduits de sortie.

La chambre de combustion est de type annulaire, elle est faite de revêtement en acier résistant à la chaleur (nickel), ouvert à l'arrière et on forme de dôme à l'avant.

La face extérieure du revêtement permet à l'air comprimé d'entrée dans la zone de combustion. Deux allumeurs et une rampe d'injection comportant 14 injecteurs simplexe sont situées dans la paroi extérieure à côté de la coupole. La forme, la taille et l'emplacement des trous et de boucliers, ainsi que l'emplacement des bougies de préchauffage / allumage offrent le meilleur mélange air /carburant qui est d'un rapport **1/15** et une combustion efficace. L'air primaire se présentant dans la chambre de combustion sert de support à la combustion. L'air secondaire fournit une couche d'air de refroidissement sur la doublure intérieure des murs, ce qui effectivement maintient la flamme séparée des murs.

Ce procédé assure que le gaz quittant la chambre de combustion est refroidi à une température que la turbine peut tolérer.

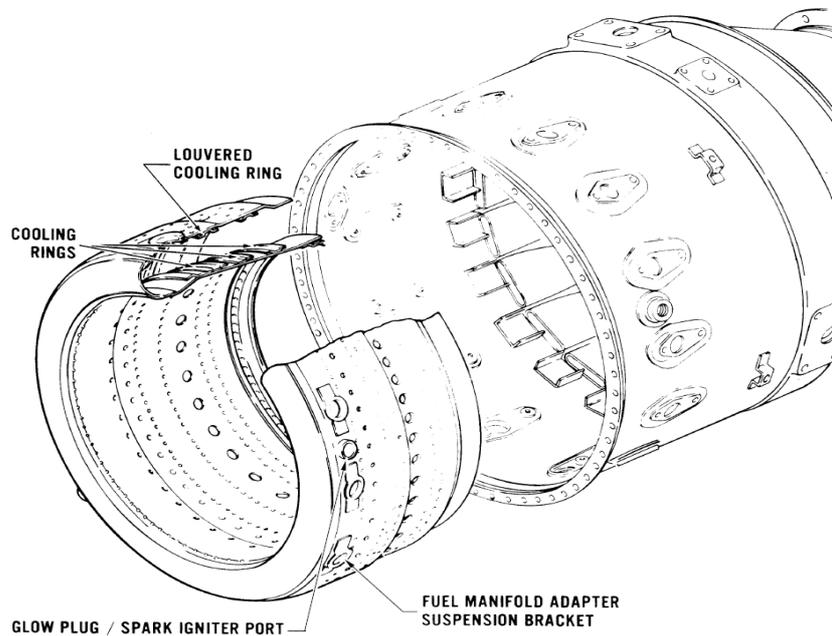


Figure (II.9) : chambre de combustion

5. Turbine liée (fig.II.10) :

5.1. Rôle :

Elle transforme l'énergie cinétique des gaz chauds pour faire tourner le compresseur.

5.2. Description :

La turbine liée à un disque forgée et usiné avec un alliage de nickel et ses aubes sont fixées au disque grâce à des fixations appelées « fixation en sapin » qui fournissent une adjonction de film pour prévenir leur dilatation ainsi que celle de disque causée par les contraintes thermiques. Des rivets sont utilisés pour maintenir axialement les 58 aubes sur le disque.

Les aubes de la turbine liée sont fabriquées par un procédé de moulage à base d'un alliage de nickel, fixations en sapin, et un enduit protecteur résistant à la corrosion.

La turbine est fixée à l'arbre du compresseur par un boulon simple fermé par une rondelle. Une cannelure principale assure la réinstallation de la turbine en sa position initiale sur l'arbre du compresseur pendant l'entretien.

5.3. Fonctionnement:

L'énergie disponible dans les gaz est convertie en mouvement de rotation pour faire tourner le compresseur et les accessoires du moteur. Presque $\frac{2}{3}$ de toute l'énergie fournie par les produits de la combustion est nécessaire pour faire tourner le compresseur. Le tiers restant est employé pour faire tourner l'hélice par l'intermédiaire de la turbine de puissance. À la vitesse maximum, chaque aube tire sur le disque avec une force approximative d'une tonne (2000 livres).

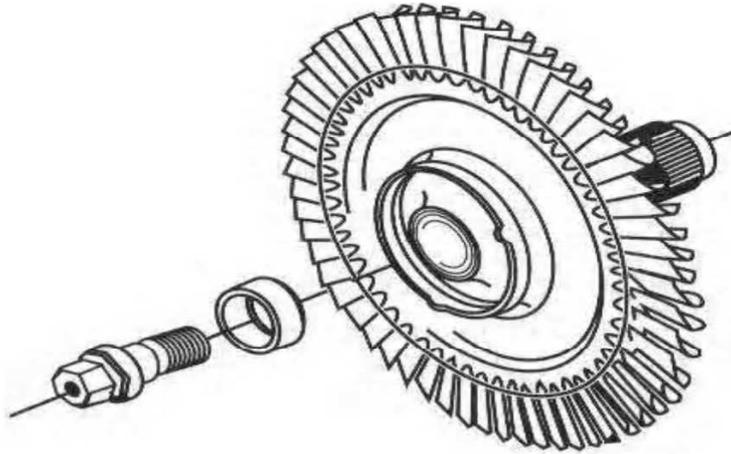


Figure (II.10) : Tribune liée.

5.4. Le jeu turbine:

Le jeu tribune est l'espace entre le bout de l'aube de la turbine liée et le carter. Il est l'un des facteurs les plus importants affectant le fonctionnement du moteur. Il limite la fuite des gaz au bout des l'aube de la turbine. Quand le jeu de la turbine est trop grand, les fuites des gaz augmentent, empêchant ainsi la turbine d'extraire la puissance utile pour faire tourner le compresseur. Pour maintenir la puissance, l'écoulement de carburant et l'I.T.T augmenteront, mais le Ng reste au-dessous de la normale en raison de la turbine qui est alors moins efficace.

c. Le fonctionnement du générateur de gaz :

L'air pénètre dans le moteur par l'entrée d'air et est dirigée vers le compresseur. Elle passe par trois étapes : une étape axiale, une étape centrifuge et est expulsé par la suite en 21 tubes diffuseurs entourant la chambre de combustion. Après le carburant pulvérisé par le biais des injecteurs, et en résulte un mélange air / carburant qui est enflammé, et il se développe vers l'arrière et passe vers l'intérieur et le transmet à nouveau à travers les conduits de sortie et les aubes de la turbine liée.

En plus de fournir la force motrice pour rotor du compresseur, la turbine liée entraîne les accessoires par le biais de l'AGB située à l'arrière moyeu du rotor. Le moyeu est une extension du premier étage du compresseur.

La vanne de décharge du compresseur est une unité autonome visant à prévenir le décrochage du compresseur en expulsant l'air (P2.5) dans l'atmosphère au-dessous du générateur de gaz.

II.1.4.2. La partie motrice du moteur :

La partie motrice est un ensemble constitué par la turbine libre, tuyère d'échappement et le réducteur.

a. Les composants (Fig.II.11) :

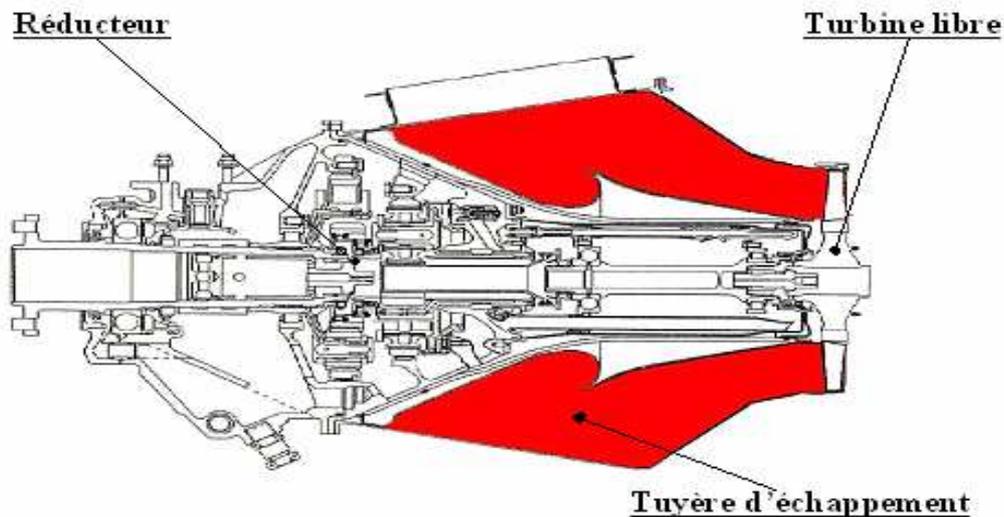


Figure (II.11) : La partie motrice.

1. Turbine libre (fig.II.12) :

La section de puissance des Moteur PT6-A27 contient une turbine à un étage liée au réducteur par un arbre et qui entraîne l'hélice, la turbine comprenant le rotor et le stator sont entourés par la tuyère d'échappement qui est fixée au boîtier de réducteur.

Le disque de turbine, fixée à l'arrière de l'arbre de la turbine. La turbine est soutenue à l'avant par un roulement à billes (N° 4) et à l'arrière par roulement à rouleaux (N° 3).

La partie stator de la turbine est située entre le compresseur et la turbine de puissance, Le logement du stator soutient le thermocouple T5.

Après avoir pénétré la turbine liée, le gaz pénètre dans le moteur, passe par le stator de la turbine libre, en suite l'air passe à travers son rotor, en suite les gaz d'échappement sont expulsés par les tuyères d'échappement. La Puissance motrice est transmise à partir du rotor de la turbine à travers l'arbre et le réducteur et l'arbre de l'hélice.

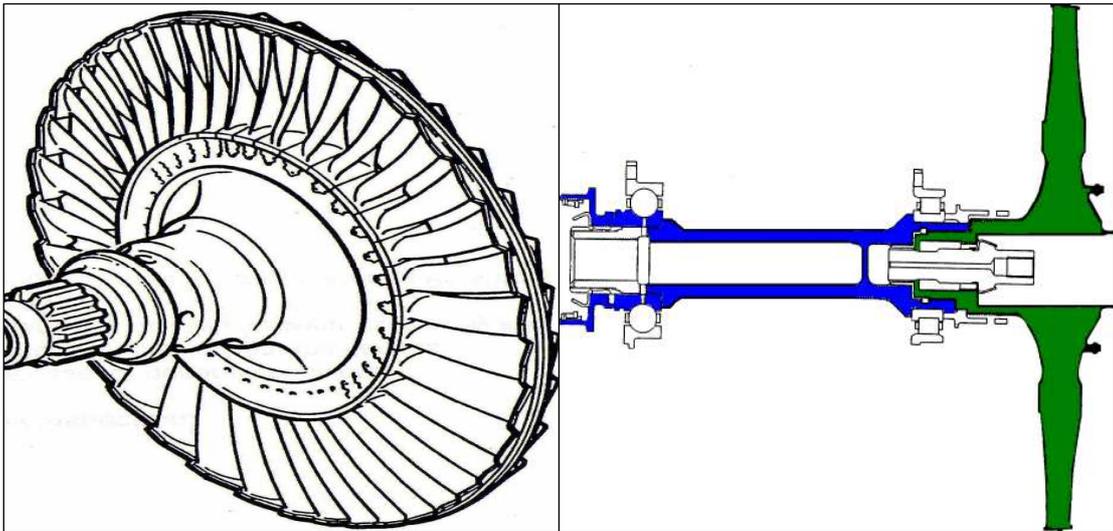


Figure (II.12) : turbine libre.

2. Tuyère d'échappement (fig.II.13) :

Le rôle de la tuyère d'échappement c'est :

- diriger les gaz d'échappement vers l'extérieur.
- soutenir la turbine de puissance et le réducteur gras aux brides A, C&D.

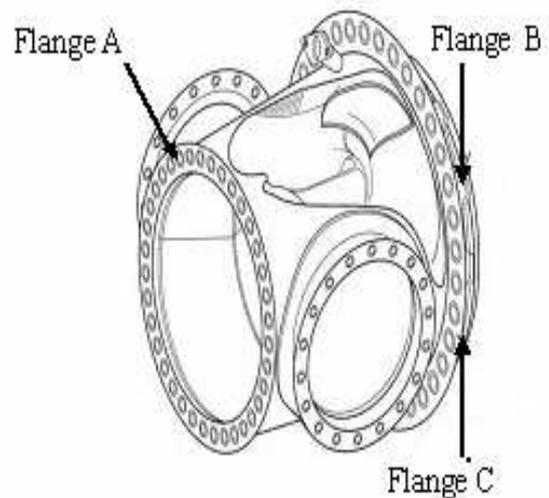


Figure (II.13) : Tuyère d'échappement.

3. Le réducteur (Fig.II.14):

Le moteur PT6A-27 est équipé d'un réducteur à deux étages.

Les deux sections ont un arbre de sortie nominale de vitesse de 2200 tr / min (puissance au décollage); l'un est équipé d'engrenage bruts et l'autre avec un engrenage dont la fonction principale est d'accroître le couple.

Le réducteur et l'arbre de l'hélice sont situés à l'avant du moteur, et sont aménagés dans deux pièces moulées en alliage de magnésium, qui sont boulonnées ensemble à la bride A de la tuyère d'échappement.

La boîte de réduction contient deux étages d'engrenages planétaires, les commandes d'accessoires, un couple mètre et l'arbre de l'hélice. Le premier étage du réducteur et le couple mètre se trouve à l'arrière, tandis que le deuxième étage du réducteur, les commandes d'accessoire et l'arbre de l'hélice sont à l'avant. Le couple de la turbine de travail est transmis par l'arbre de la turbine d'attelage à l'engrenage principale du premier étage.

L'engrenage principal du premier étage contient un court arbre creux en acier qui a un Pignon intégré à l'avant et une dent externe à l'arrière.

Le premier étage du réducteur est situé dans la dent hélicoïdale fournie à l'arrière du carter de la réduction. Le couple développé par la turbine est transmis par l'engrenage principal

Le deuxième étage du réducteur est situé à l'avant de son carter.

Le premier étage est joint à l'engrenage principal du deuxième étage par un accouplement flexible qui agit également comme amortisseur des vibrations entre les deux masses en rotation.

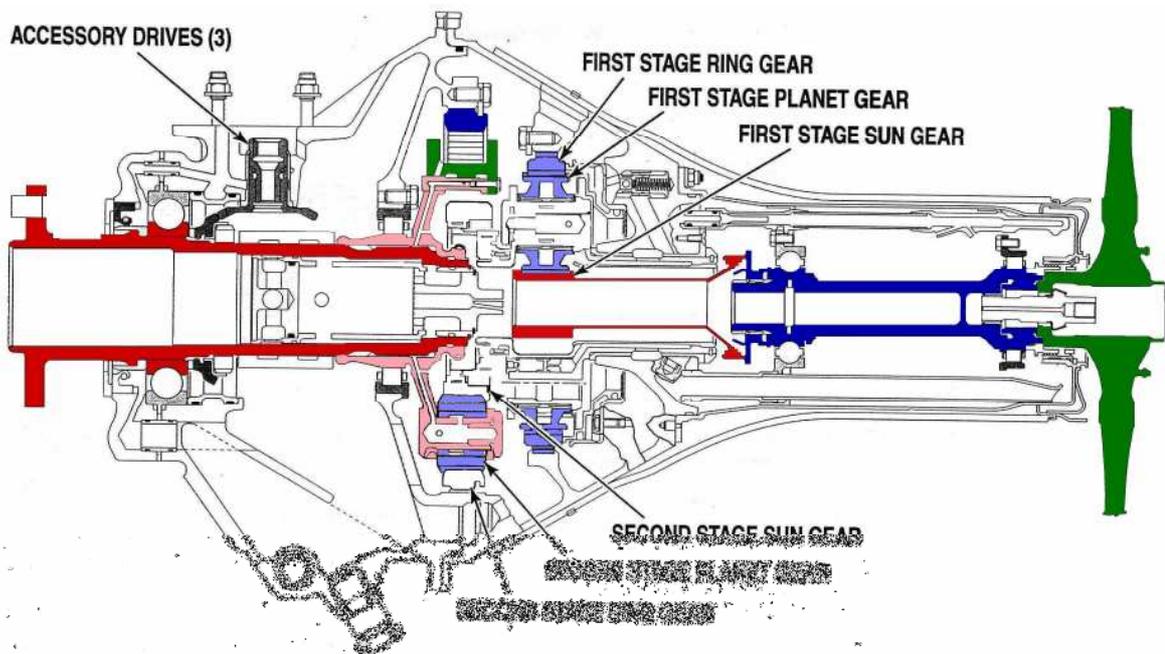


Figure (II.14) : Réducteur.

II.1.4.3. La boîte d'accessoires (Fig.II.15) :

a. Introduction :

L'AGB est un élément du moteur qui sert à entraîner ses accessoires tel que la pompe de carburant, le démarreur-générateur et les pompes de récupération

b. Description :

Le boîtier d'entraînement des accessoires, est situé à l'arrière du moteur, se compose de deux pièces moulées en alliage de magnésium, il est fixé au carter du compresseur par des boulons et de goujons de fixation.

L'accessoire de gear box est séparé de réservoirs d'huile par une membrane étanche.

Cette paroi fournit également un appui pour la pompe à huile et la soupape de surpression, qui est garanti sur la face avant par quatre boulons. Les roulements à rouleaux fixés à la boîte de vitesses arrière, et la parois au centre fourni un appui pour l'arbre d'entraînement.

Tous les accessoires principaux sont pris en charge sur des roulements à rouleaux identiques. À l'exception de l'avant portant du démarreur générateur.

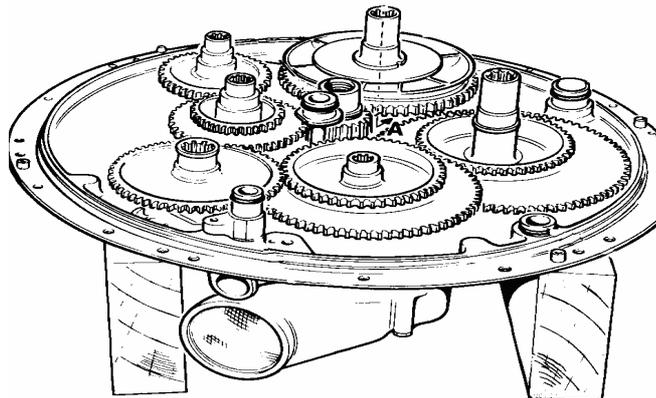


Figure (II.15) Accessoires Gear Box

II.1.5. L'hélice (Fig.II.16):

II.1.5.1. Description:

Les hélices utilisées dans les petits moteur PT6A varies de 3 à 4 pales faite en métal ou en matériau composite, et installé à la position 12 heures sur le plan de la boîte de réduction et conduit par l'axe de.

Le système d'hélice utilisée dans tout les PT6A est le système de variation de pas, le gouverneur d'hélice ajuste l'angle de la palle automatiquement pour maintenir la vitesse de l'hélice égale à la vitesse sélectionnée par le pilote.

Quand la puissance accroît, l'angle d'attaque est augmenté automatiquement pour permettre à l'hélice d'absorber l'énergie additionnelle sans augmenter la vitesse de l'hélice.

II.1.5.2. Rôle de l'hélice :

L'hélice a pour rôle de convertir le couple produit par la puissance du moteur en force propulsive, dans le PT6A-27 l'hélice installée à l'avant du moteur, dans ce cas elle crée une tension dans l'arbre (porte hélice) puisqu'elle tire l'avion, d'où le nom d'hélice tractive.



Figure (II.16) : L'hélice

II.2. FONCTIONNEMENT DU PT6-A27 :

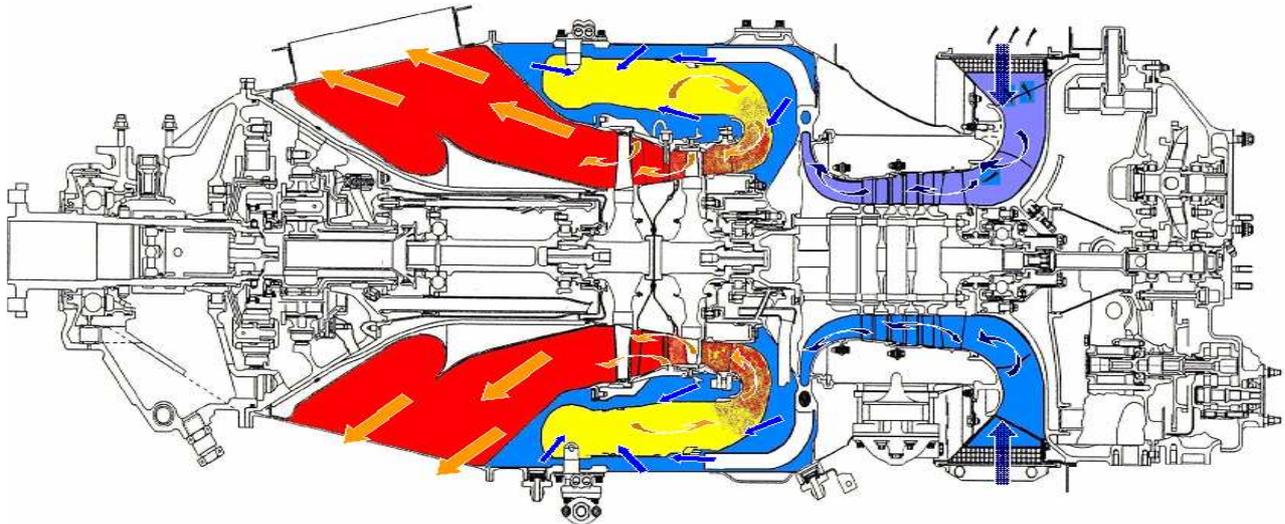


Figure (II.17) : Fonctionnement du PT6-A27.

L'air d'admission entre dans le moteur par un espace annulaire, constitué par la caisse d'admission du compresseur, où il est dirigé en avant du compresseur. Le compresseur se compose de trois étages axiaux combinés avec un seul étage centrifuge.

Une rangée d'ailettes du stator, situées entre chaque étage du compresseur, diffuse l'air, élève sa pression statique et la dirige au prochain étage du compresseur. L'air comprimé traverse les tubes diffuseurs qui redirigent l'air vers quatre-vingt-dix (90) degrés et la vitesse est convertie en pression statique.

Le recouvrement de la chambre de combustion se compose d'une construction annulaire soudée ayant des perforations des diverses tailles qui permettent l'entrée de l'air livrée par le compresseur. L'écoulement d'air change la direction à 180 degrés pendant qu'il entre et se mélange avec le carburant.

Le mélange air/carburant est mis à feu et les gaz d'extension résultants sont dirigés vers les turbines. L'endroit du recouvrement élimine le besoin de longueur de l'axe entre le compresseur et sa turbine, de ce fait il résulte de la réduction de la longueur et du poids du moteur.

Le carburant est injecté dans le recouvrement de la chambre de combustion par 14 injecteurs simples pour assurer la facilité du démarrage. Le carburant est fourni par une tubulure double qui consiste en deux adaptateurs, primaire et secondaire. Le mélange air/carburant est mis à feu par deux bougies d'allumage. Le volume des gaz résultants augmente, de ceci résultent l'inversion de la direction et le passage du flux dans la conduite de sortie par les ailettes de guidage d'admission de la turbine. Les ailettes de guidage de la turbine assurent que les gaz d'extension pénètrent à travers les lames de la turbine par un angle correct, avec une perte minimum d'énergie. Les gaz en extension immobiles sont alors dirigés en avant pour faire tourner la turbine de puissance.

Le compresseur et les turbines de puissance sont situés dans le centre approximatif du moteur avec leurs axes respectifs, en se prolongeant dans des directions opposées. Ce dispositif prévoit des procédures simplifiées d'installation et d'inspection. Le gaz d'échappement de la turbine de puissance est dirigé vers un espace d'échappement annulaire puis vers l'atmosphère par l'intermédiaire des ports d'échappement jumeaux opposés.

La température entre les deux turbines (T5) est surveillée par un système thermocouple de jonction froide comportant un bus bar, les sondes et le harnais sont installés entre le compresseur et les turbines de puissance avec des sondes projetées dans la trajectoire du gaz.

La caisse du générateur de gaz fournit un point de raccordement à l'instrumentation du cockpit, à l'équilibre T5 un thermocouple est monté extérieurement dans la zone d'entrée d'air.

CHAPITRE III

DEFERENTS SYSTEME DU MOTEUR PT6A-27

III. LES DIFFERENTS SYSTEMES DU MOTEUR PT6A-27 :

III.1. LE SYSTEME CARBURANT DU MOTEUR :

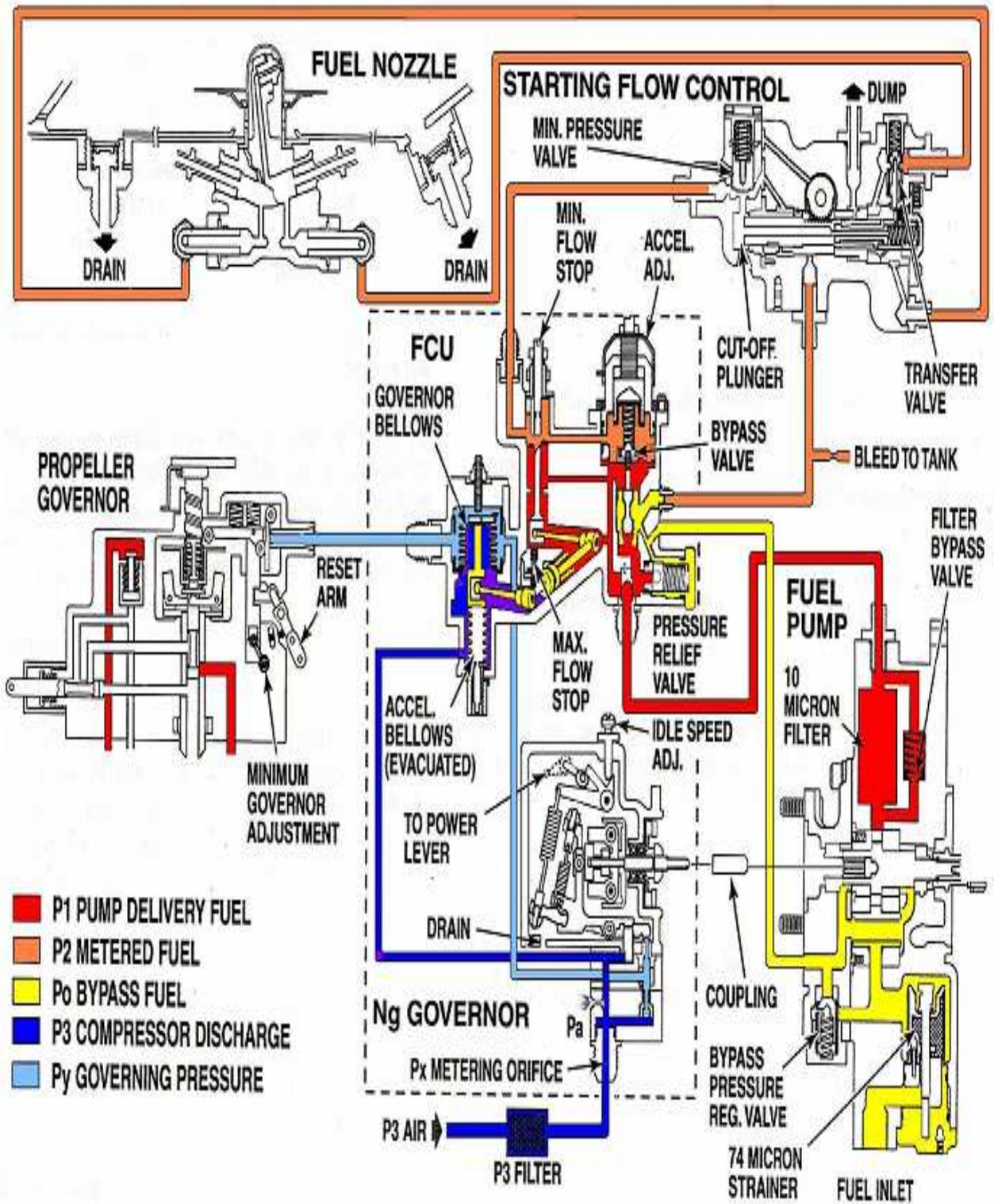


Figure (III.1) : système de carburant

III.1.1. Rôle :

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

Le circuit du carburant control les dispositifs suivant :

- Faire atteindre au carburant le débit minimal nécessaire pour son introduction dans la chambre de combustion.
- Ordonner la distribution du carburant aux injecteurs pendant le démarrage.
- Contrôler la vitesse de rotation au sol.
- Fournir une accélération brusque en forte montée.
- Limiter la vitesse du compresseur Ng maximal.
- Permettre une décélération rapide sans extinction des moteurs.
- Permettre la coupure du carburant et sa décharge après l'arrêt.

III.1.2. Les composants :

III.1.2.1. Régulateur de carburant (FCU) :

a. Description :

Le régulateur de carburant, que l'on appelle généralement FCU, remplit de multiples fonctions, mais son objectif principal est d'admettre la quantité exactement appropriée de carburant aux injecteurs, dans tous les modes de fonctionnement moteur. Ce régulateur est étalonné pour débit de démarrage, d'accélération et la puissance maximum. Il compare le régime N1 du générateur de gaz avec l'affichage à la manette des gaz et assure la régulation du carburant aux injecteurs. Le FCU détecte également la pression de décharge de la section compresseur, la compare au régime et établit les limites de débits de carburant pour l'accélération et la décélération.

Le débit de carburant au moteur dépend de la position de la vanne d'arrêt, commandée manuellement par la manette carburant installée au poste de pilotage, tandis que la vanne de pression minimum coupe l'accès du carburant au moteur jusqu'à ce que la pression soit suffisamment élevée pour obtenir une bonne pulvérisation aux injecteurs. Lorsque la vanne de pression minimum s'est ouverte, le carburant parvient au répartiteur et aux injecteurs.

La manette de carburant ouvre et ferme la vanne d'arrêt mais ajuste également le régime N1 sur LO IDLE (ralenti bas) ou HI IDLE (ralenti haut). La manette des gaz, qui commande la position du régulateur du FCU, fait admettre une plus ou moins grande quantité de carburant aux injecteurs par l'intermédiaire du doseur. En résumé, la manette de gaz commande l'admission du carburant au moteur en réglant la position du carburateur qui repositionne lui même le doseur du carburant du FCU.

b. Fonctionnement du FCU :

La section pneumatique du FCU commande le débit de carburant admis au moteur dans tous les cas d'utilisation (Fig III.2). Les manettes de gaz commandent la puissance du moteur depuis le ralenti jusqu'à la puissance de décollage à l'aide du régulateur du FCU du générateur de gaz N1. L'augmentation du régime N1 provoque une augmentation de la puissance du moteur.

Pour en faciliter la compréhension, considérons le soufflet du régulateur N1 comme un diaphragme. De l'air P_3 , est introduit dans le soufflet de manière à obtenir une différence de pression de part et d'autre du diaphragme. Par conséquent, toutes modifications de la pression P_3 déplacent le diaphragme. Lorsque l'on augmente la pression, le doseur carburant fixé au soufflet se déplace dans le sens de l'ouverture pour augmenter le débit de carburant et le régime N1.

Lorsque la pression P_3 diminue, le débit de carburant diminue également ce qui réduit le régime N1. Le régulateur N1 augmente ou diminue la pression P_3 du soufflet en faisant varier l'ouverture des orifices de décharge du soufflet.

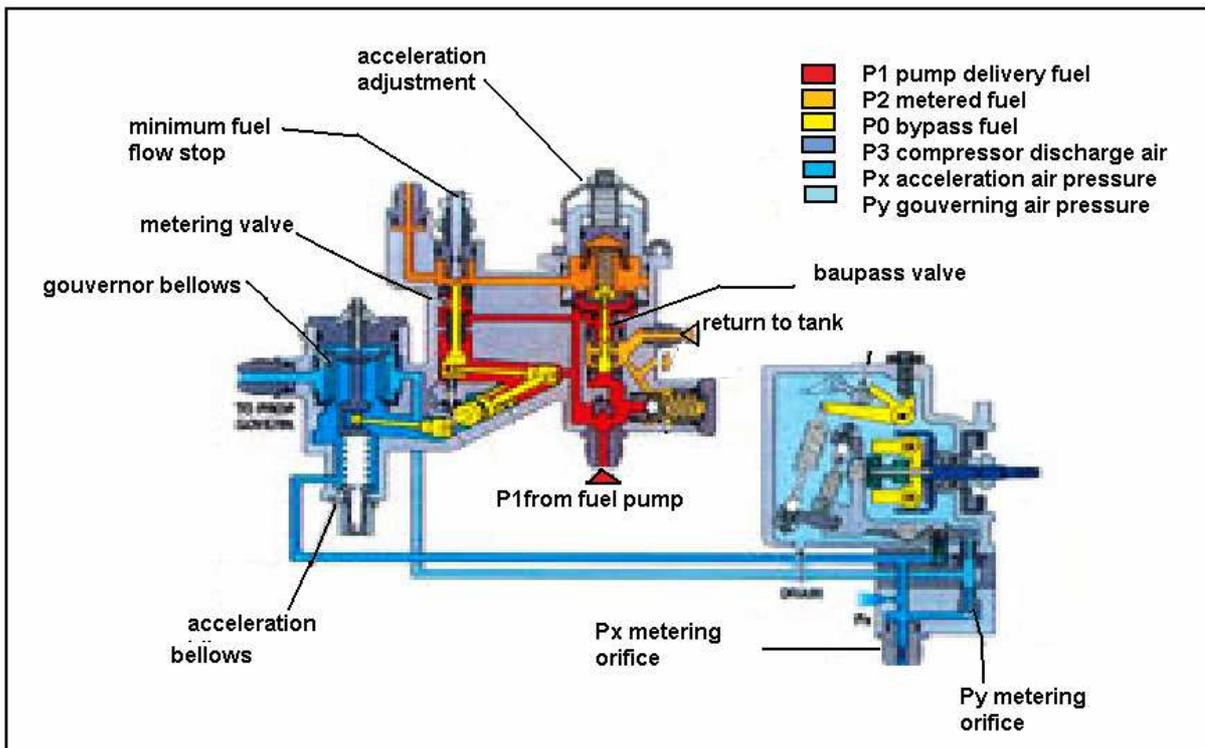


Figure (III.2) : FCU

Le FCU commande la puissance du moteur en maintenant le régime N1 demandé à l'aide régulateur N1. Si le régime N1 réel est inférieur à la valeur souhaitée, le régulateur N1 ferme l'orifice P_3 , provoquant ainsi l'augmentation de pression. Lorsque la pression augmente, le diaphragme se déplace pour ouvrir le doseur, ce qui augmente le débit de carburant, provoquant ainsi l'élévation de N1 au régime demandé par le régulateur. Lorsque N1 atteint le régime souhaité, le régulateur ajuste l'orifice P_3 afin de ramener la pression pneumatique à l'équilibre de la pression de carburant requise pour maintenir le régime N1 souhaité.

Le régulateur limiteur de carburant (turbine libre) protège contre les survitesses de turbine de puissance. En cas de survitesse, et si l'hélice dépasse 106% du régime demandé, le régulateur limiteur met du carburant à l'air libre pour en réduire le débit. Ceci permet de diminuer le régime N1 et par conséquent celui de la turbine de puissance. Les hélices étant en inversion de pas, le régulateur limiteur diminue le débit de carburant à 96% approximativement du régime d'hélice demandé.

b.1. Indicateurs de pression carburant :

En cas de panne de pompe de gavage principale moteur, le voyant rouge FUEL PRESS (pression carburant) correspondant du panneau d'alarme s'allume et les voyants principaux d'alarme clignotent. Le voyant rouge s'allume lorsque la pression de sortie de la pompe de gavage moteur chute en dessous de 10 PSI. La mise en service de la pompe de gavage secours du côté moteur augmente la pression au-dessus de 9 à 11 PSI et provoque l'extinction des voyants d'alarme.

b.2. Débit mètre carburant :

Le débit carburant est détecté par un transmetteur placé dans la tuyauterie d'alimentation moteur, entre la pompe de gavage et la pompe du moteur haute pression, et il est indiqué sur la jauge montée sur le panneau d'instruments. La jauge indique le débit en livres par heure multipliées par 100. Par conséquent, lors que l'aiguille indique 2 au cadran, le débit est de 200 livres par heure.

b.3. Additif anti-givrage pour carburant :

L'huile du moteur est utilisée pour réchauffer le carburant à l'entrée de la commande carburant. Du fait qu'aucune mesure de température n'est faite en ce point, on doit la supposer égale à celle de la température de l'air extérieur. Le diagramme de température minimum d'huile permet de préparer le vol en fonction des conditions connues ou des prévisions, et indique les températures d'utilisation pour lesquelles le givrage de la commande carburant pourrait se produire. Si la courbe indique que la température d'huile en fonction de la température extérieure est telle que le givrage peut se produire au cours du décollage ou du vol1 un additif anti-givrage selon MIL-1-27686 doit être mélangé au carburant lors de l'avitaillement afin de pouvoir voler en toute sécurité.

III.1.2.2. pompe à carburant :

a. Rôle :

La pompe de carburant à pour rôle de fournir au carburant la pression nécessaire pour atteindre la FCU (unité de control du carburant), et pour répondre aux exigences en carburant du moteur à n'importe quelle condition de fonctionnement.

b. Description :

Elle est constituée d'un seul étage, elle est de type à engrenages. Son étanchéité est assurée par des joints de carbone.

Tableau (III.1): Capacité de la pompe à carburant

Capacité de pompe		
NG	WF	PRESSION
12%	140%	75%
101.6%	pph 1180	850 PSIA

c. Fonctionnement :

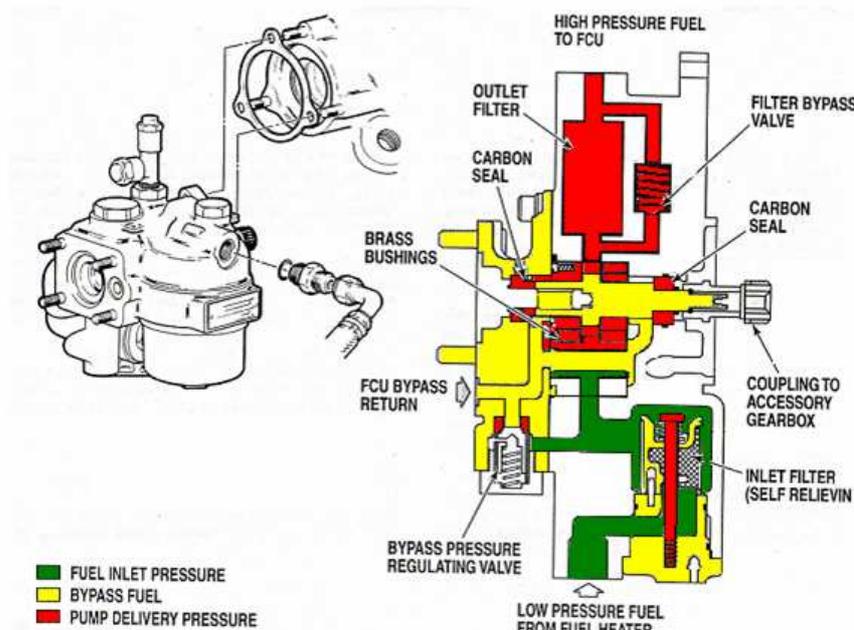


Figure (III.3) : Pompe à carburant

Le carburant venant du réchauffeur de carburant entre dans le logement de la pompe à travers le filtre d'admission, puis il est filtré une deuxième fois à l'aide du filtre de sortie avant d'être livrée au boîtier de commande de carburant par l'intermédiaire d'un tuyau flexible externe.

La majorité du carburant fournie par la pompe vers le FCU est retournée de nouveau à l'orifice d'admission de pompe par l'intermédiaire d'un passage interne.

La limite maximum de la pompe est égale à 10 heures de surpression, remplacer la pompe si cette limite est dépassée.

III.1.2.3. Réchauffeur du carburant :

a. Rôle:

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

b. Description :

Le réchauffeur de carburant est un échangeur de chaleur qui utilise l'énergie thermique contenue dans l'huile pour chauffer le carburant. Un élément thermique sensation à la température de carburant et déplace une valve de commande de la quantité d'huile qui entre dans l'échangeur de chaleur.

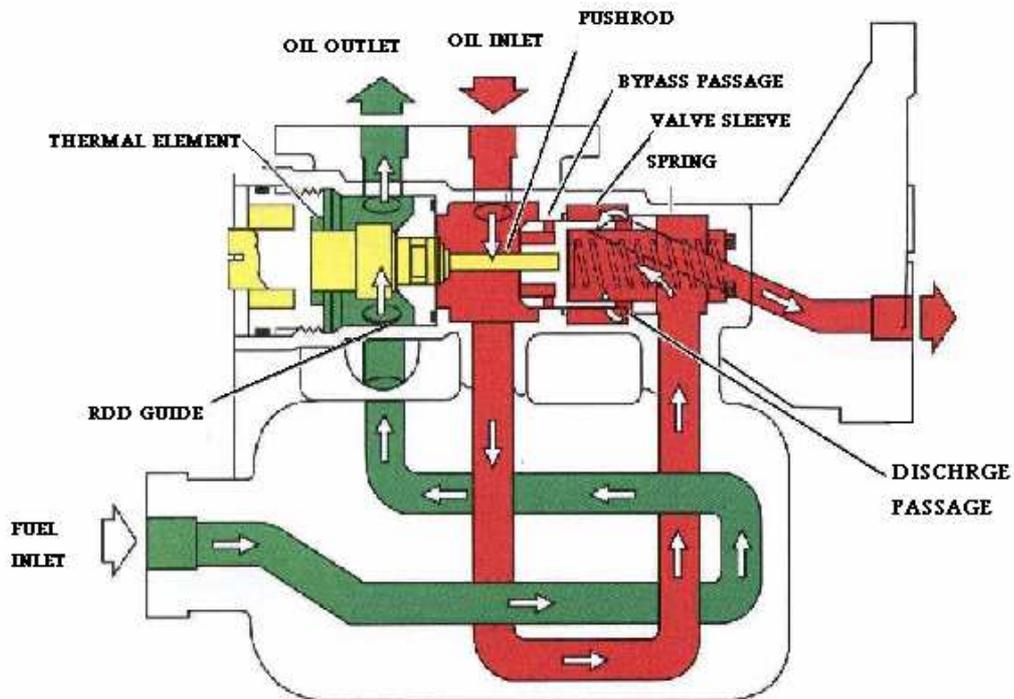


Figure (III.4) : Réchauffeur du carburant

c. Fonctionnement :

Le carburant froid des pompes de gavage d'avion refoule le carburant dans l'échangeur et alimente l'élément thermique.

L'élément thermique se dilate et laisse l'huile s'écouler dans l'échangeur de chaleur. La chaleur de l'huile se transfère au carburant puis la température du carburant commence à s'élever à 21°C l'élément thermique à augmenter et pousse la valve vers l'extérieur. Dans cette position, l'huile réchauffe progressivement le carburant et la température se stabilise.

Le ressort à l'arrière de la valve tire vers l'arrière (position de chauffage) quand la température du carburant baisse.

Durant le fonctionnement, l'élément thermique réagit constamment pour régler la température du carburant sortant.

La gamme de control de la température de sortie de carburant est entre 21 et 32°C, la température minimum appropriée à l'huile réchauffant le carburant correspond à :
 $T=55^{\circ}$.

III.1.2.4. Diviseur de débit :

Le diviseur de débit a pour rôle de diviser le débit du carburant entre le collecteur primaire et le secondaire pendant la phase de démarrage.

III.1.2.5. Injecteur du carburant:

Les injecteurs du carburant ont pour rôle de fournir un débit carburant pulvérisé à la chambre de combustion (Fig III.5).

Le moteur PT6A-27 comporte 14 injecteurs distribués sur une rampe d'injection positionnée autour de la chambre de combustion.

- dix (10) injecteurs avec débit primaire et secondaire.
- Quatre (04) injecteurs avec débit secondaire seulement.

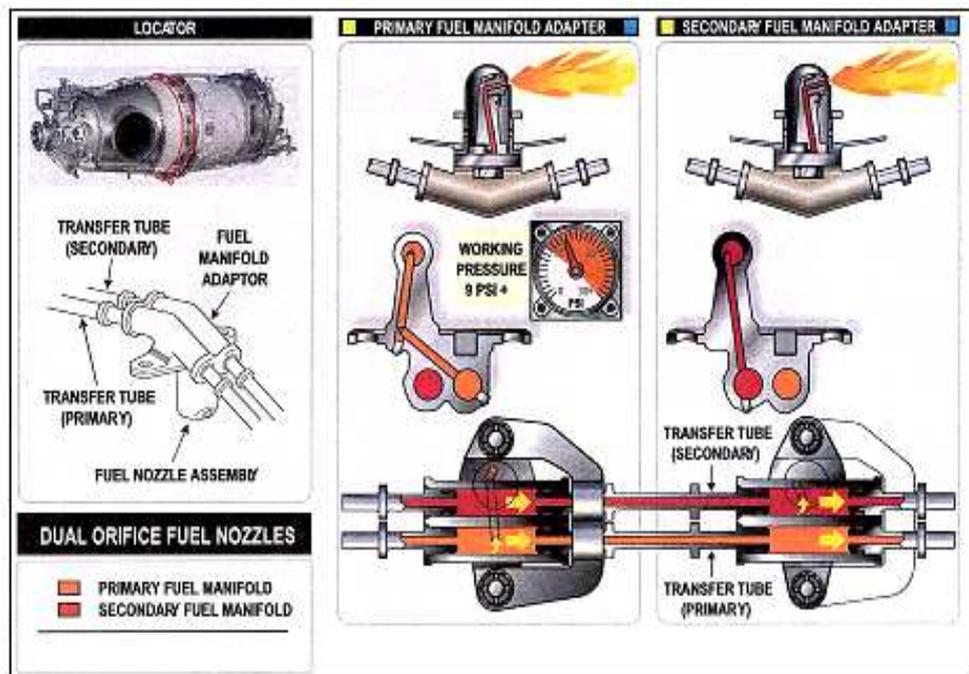


Figure (III.5) : l'injecteur du carburant

III.1.2.6. Valves de vidange du carburant :

Elles évacuent le carburant résiduel du moteur à l'arrêt.

III.1.2.7. Boîtier de commande du carburant:

C'est une unité hydropneumatique, elle assure le contrôle du débit carburant pendant tous les régimes moteurs. (Accélération, décélération).il existe deux section (hydraulique et pneumatique).

III.1.3. Fonctionnement du système de carburant:

A partir du réservoir de l'avion, par l'intermédiaire de la pompe de gavage, 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 contrôle de carburant (FCU).

L'unité de contrôle du carburant (FCU) contrôle le débit du carburant nécessaire pour la combustion et récupère le carburant non utilisé dans le système.

Le carburant dosé sortant de la FCU s'écoule vers le diviseur de débit qui contrôle la séparation de débit entre les deux rampes d'injection primaire et secondaire.

III.2. SYSTEME D'HUILE :

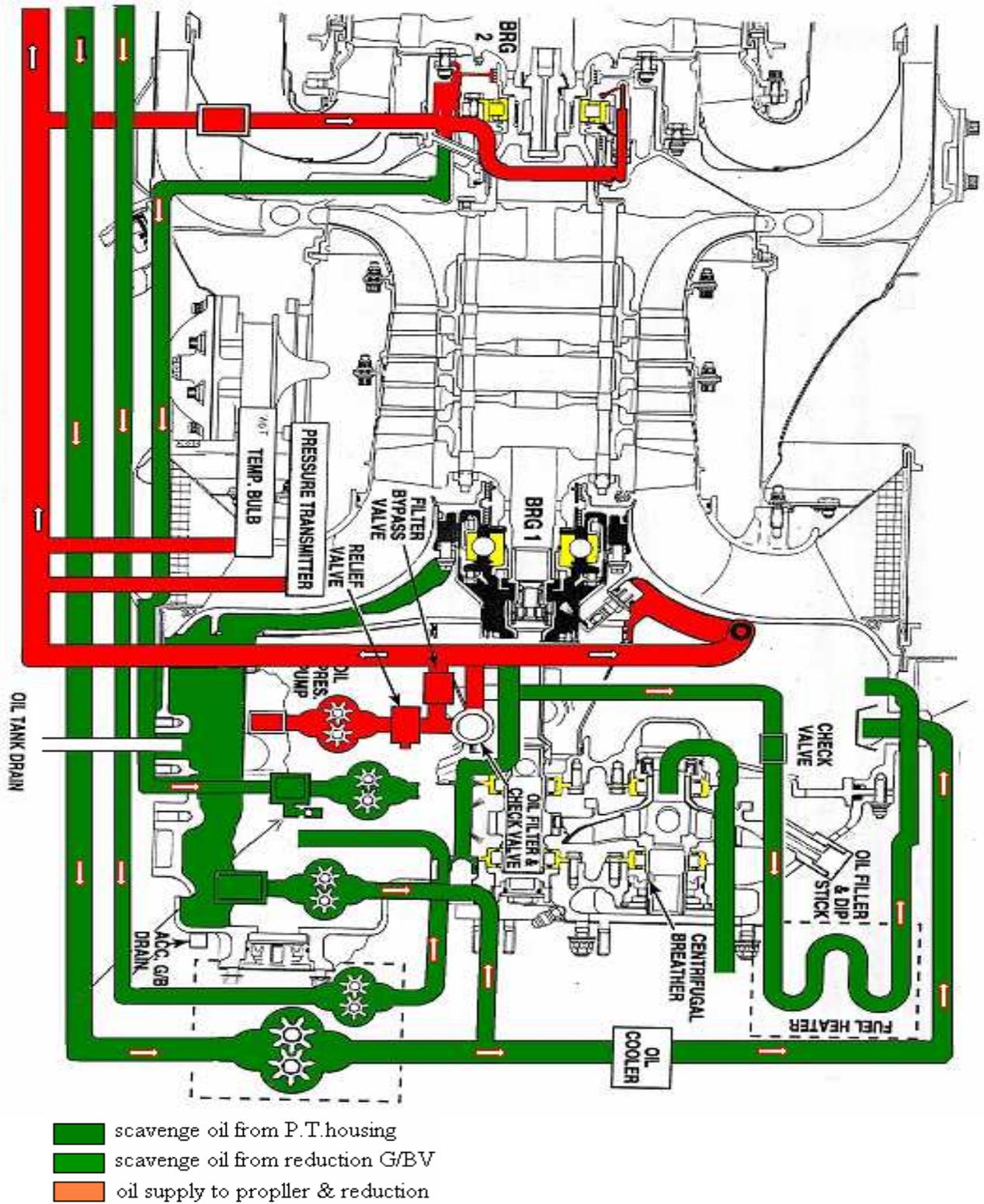


Figure (III.6) : système d'huile

III.2.1. Rôle:

Le système d'huile du moteur **PT6A-27** assure :

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

III.2.2. Description :

Le système d'huile du PT6 assure un approvisionnement constant en huile propre aux roulements, réducteurs, commandes d'accessoires, indicateur de couple mètre et au commande de pas de l'hélice (CSU).

- Le réservoir d'huile est intégré dans le capot de l'entrée d'air du moteur.
- L'huile lubrifie et refroidit les roulements et draine les importés vers le filtre.
- L'huile est également un agent anti corrosif pour les roulements et les engrenages en acier.
- Un détecteur de limaille (chip detector) est placé dans le réducteur, il a pour rôle de détecter la présence de particules métallique dans l'huile et d'avertir en cas de la contamination de l'huile.

III.2.3. Les composantes :

III.2.3.1. réservoir d'huile :

Le réservoir d'huile est une partie intégrante de l'entrée du compresseur et se trouve en face de l'AGB. Le réservoir est muni d'un goulot de remplissage et un bouchon situé à 11 heures. Un système anti-inondations, situé à la position 12 heures sur l'entrée du compresseur, empêche la formation de mousse. Le réservoir est ventilé en haut de l'AGB, où l'air mélangé à l'huile passe dans une centrifugeuse. Le reniflard sépare l'huile de l'air et l'huile retourne au fond du boîtier d'entraînement des accessoires. L'air libre est évacué. La vidange du réservoir d'huile se fait par enlèvement d'un module d'extension situé à 6heures.

III.2.3.2. pompe à huile :

L'huile sous pression est distribuée par le système de lubrification du moteur par un d'un seul bloc de pompe monté au bas du réservoir d'huile. La pompe à huile se compose de deux engrenages. Les engrenages de la pompe sont animés par un arbre qui conduit également la pompe de récupération. Un filtre amovible est placé à la pompe à huile. La soupape de surpression du système de lubrification est installée sur un clavier situé à l'extrémité supérieure du bolc. Un passage intérieur relie la soupape de sûreté à la pompe de courant.

III.2.3.3. filtre à huile :

Le filtre à huile est installé en aval de la pompe à huile, il se compose de la cartouche filtre, une soupape de dérivation, et un clapet anti-retour (Fig III.7)

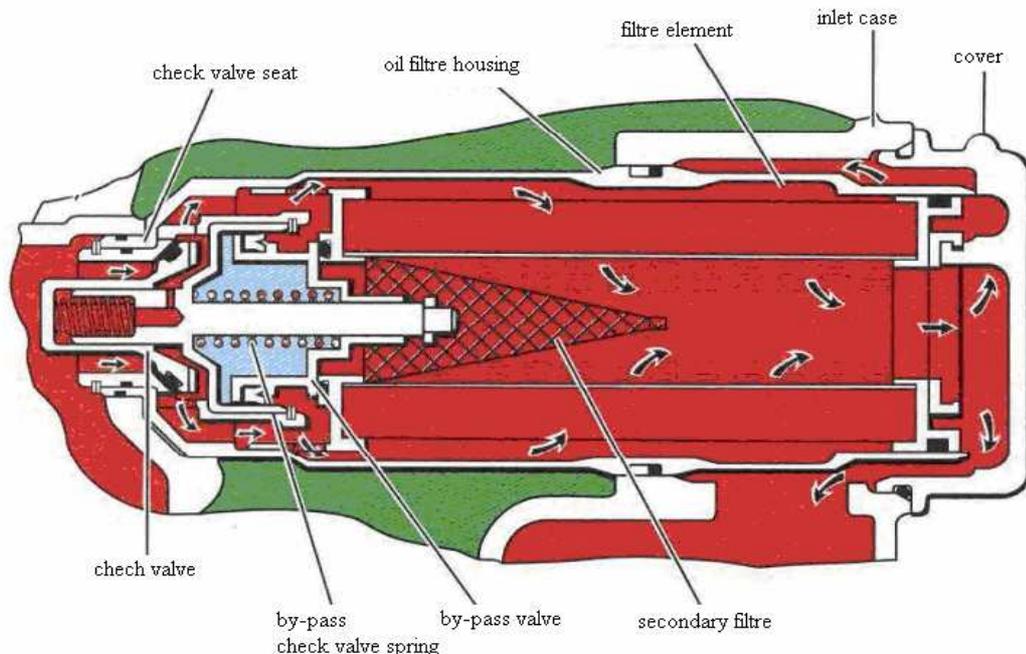


Figure (III.7) : Filtre à huile

III.2.3.4. Le Reniflard :

Le reniflard centrifuge consiste en un alliage d'aluminium, enveloppé boîtier attaché à la face arrière de l'arbre du démarreur / alternateur par une bague de retenue.

III.2.4. Caractéristiques d'huile:

L'huile de lubrification doit répondre aux exigences suivantes :

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

Le système d'huile consiste en deux sous systèmes qui sont :

III.2.4.1. Système de refoulement d'huile:

L'huile du réservoir passé à travers la pompe à huile de type à engrenage ou elle y est pressurisée puis envoyée vers le filtre, à la sortie du filtre, l'huile se divise et prend différents chemins :

-Le roulement N°1 et la boîte des accessoires arrière sont lubrifiés avec l'huile sous pression dirigée vers les injecteurs.

-L'huile est envoyée vers l'échangeur de chaleur huile/carburant à travers une valve de pression situé en position 2heures sur le capot d'entrée d'air du moteur.

-un tube situé du côté droit-bas du moteur permet de lubrifier les roulements N°2 ,3 et 4, le réducteur et la boîte des accessoires avant, comme il assure l'approvisionnement du régulateur de pas d'hélice.

III.2.4.2. Système de récupération d'huile :

Le circuit de récupération assure la récupération d'huile vers le réservoir. Le système consiste en deux (2) réceptacles dans l'AGB et un autre dans la RVB.

-Les réceptacles permettent la collecte d'huile, cette dernière retourne au réservoir après dégazage.

-Quatre (4) Pompes de type à engrenage assemblées par paire forment le système de récupération.

- deux (2) pompes sont situés au côté de l'AGB, les deux autres sont montées du côté gauche arrière à l'extérieur de l'AGB.

-l'huile du roulement N°1 est récupérée dans l'AGB par gravité.

-l'huile du roulement N°2 est récupérée à travers un tube externe dans le moteur. À haut régime une valve de surpression montée au roulement N°2 permet la décharge d'huile au radiateur air/huile pour éviter l'inondation du roulement N°2.

-l'huile des roulements N°3 et 4 est récupérée à travers l'AGB par un tube monté du coté gauche du moteur, l'huile est récupérée par l'une des pompes située à la partie arrière de l'AGB.

-l'huile du réducteur et du (CSU) est récupérée à travers un tube externe situé le long des roulements N°3 et 4. L'huile est pompée par la pompe de récupération externe de l'AGB et passe directement au radiateur.

-L'huile du réceptacle de l'AGB (des roulements N°1, 2,3 et 4) est envoyée au radiateur par la pompe située à la partie basse de l'AGB.

III.2.5. Consommation d'huile :

-la consommation max d'huile est de 0.2 lb/h.

-la consommation d'huile doit être surveillée pour une période de 10 h (2 lb/10h).

Entretien du système d'huile :

-utiliser l'huile synthétique appropriée sous la référence SB 1001.

-ne pas mélanger différentes marques l'huile pour un moteur

- si le moteur a été éteint pour plus 30 minutes et le niveau d'huile indique une valeur inférieure à la moyenne, démarrer le moteur avant de vérifier le niveau d'huile.

-s'assurer que la pression d'huile ne dépasse pas la valeur limite.

III.2.6. Fonctionnement du système d'huile :

Lorsque l'huile sous pression sort du réservoir, elle traverse les capteurs de pression de température montés sur le carter d'accessoires arrière ou à proximité de celui-ci. L'huile passe ensuite dans les différents logements de roulement et dans le carter avant, par l'intermédiaire d'une tuyauterie de transfert d'huile externe située sous le moteur. L'huile de récupération revient du carter avant et des logements de roulement aux pompes de récupération à engrenage situées dans le carter d'accessoires, par 3 canalisations externes, et après avoir traversé le radiateur externe situé sous le moteur. Ce radiateur est commandé par thermostat pour maintenir la température d'huile souhaitée. Un autre ensemble, monté à l'extérieur, l'échangeur thermique huile/carburant, récupère la chaleur de l'huile moteur pour chauffer le carburant avant qu'il ne pénètre dans le circuit moteur (Fig III.6).

III.3. LE SYSTEME DE DEMARRAGE :

III.3.1. Généralités :

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

Le PT6A est contrôlé par trois manettes dans le cockpit :

III.3.1.1. Manette des gaz (puissance):

La manette des gaz est employée pour commander la vitesse de compresseur Ng. La manette est reliée à une boîte de cames située sur la boîte d'engrenages des accessoires. La boîte de cames transmet le mouvement des manette des gaz au boîtier de commande de carburant qui commande l'injection de carburant au moteur.

En mode de navigation jusqu'à l'atterrissage la manette des gaz contrôle la vitesse de Ng, et entraîne également la « beta valve », qui contrôle l'angle de calage des pales de l'hélice.

Cette gamme d'opération est désignée sous le nom de « béta mod ».

III.3.1.2. Levier de démarrage (condition de démarrage) :

Pour démarrer le moteur, la manette de démarrage est déplacée à la position basse (ralenti sol) quand la vitesse Ng correct est atteinte.

La position « shut.off » d'interruption arrête l'injection de carburant dans la chambre de combustion ce qui fait arrêter le moteur.

De la position ralentie bas à ralentie haut, la manette de démarrage control le boitier de commande de carburant pour augmenté la vitesse Ng jusqu'à une valeur spécifique, cette valeur est la vitesse minimal compresseur avant le vol également employée pour mètre en marche les générateur.

III.3.1.3. Manette de propulsion :

La manette de propulseur est reliée au levier de vitesse positionnée au dessous du gouverneur de l'hélice (CSU). Il est employé pour deux buts :

- Contrôle de la vitesse de l'hélice en mode de gouvernement (croisière).
- Permettre au pilote de faire varier le pas de l'hélice au sol avant arrêté du moteur ou pendant le vol, en cas d'un arrêt en vol.

III.4 SYSTEME D'ALLUMAGE :

III.4.1. Rôle :

Le rôle du système d'allumage est résumé dans les points suivants :

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

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

III.4.1.1. Ventilation :

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

III.4.1.2. Conservation :

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

Le système d'allumage est consiste de deux système sont :

III.4.2. Bougies de préchauffage (glow plugs):

III.4.2.1. Rôle :

Fournir une source de chaleur pour enflammer le mélange air/carburant.

III.4.2.2. Description:

Les bougies de préchauffage du système d'allumage ce compose d'un moteur monté en cours de réglementation (partie gauche du boîtier d'entraînement des accessoires), deux câbles à haute tension et deux bougies de préchauffage. Lorsque le moteur démarre Le système est seulement sous tension.

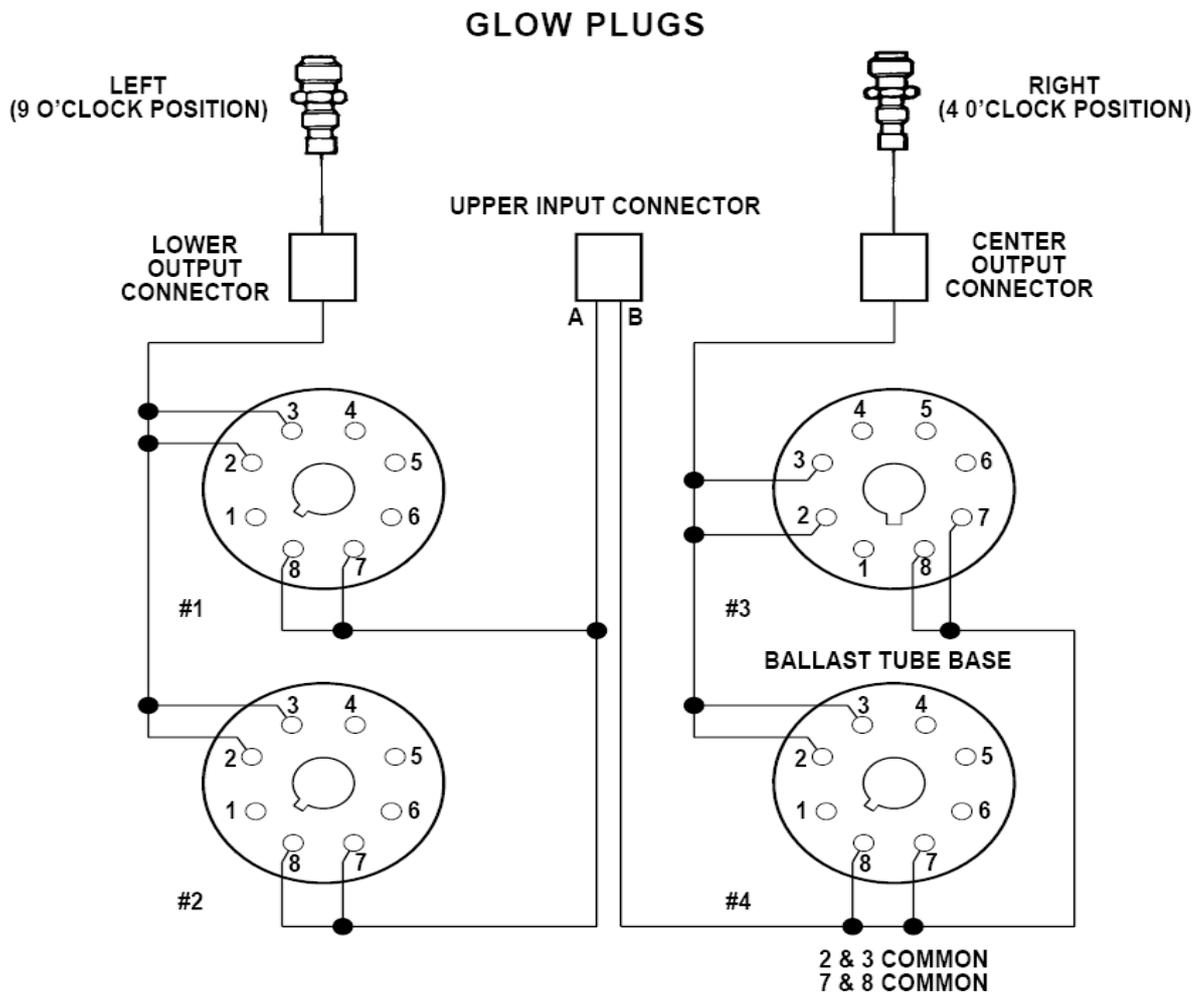
Les bougies de préchauffage situées aux positions 4 et 9 heures sur le générateur de gaz sont sous forme de bouchons filetés avec une bobine centrale. Lorsque le courant atteint un certain niveau, le mélange air/carburant est allumé.

III.4.2.3. Boite de réglage:

Comprend deux ensembles de tubes de ballast qui gardent la quantité de courant constante aux bougies de préchauffage sur une large gamme de tensions d'entrée. Le circuit électrique est conçu pour offrir une sélection de l'une des bougies de préchauffage au démarrage.

a. Spécification du réglage:

- ◆ La tension d'entrée: 17-280 VDC
- ◆ La température de la bobine: 1200 à 1300 °C
- ◆ Le courant de sortie: 7-8 A



(Figure III.8) : Boite de réglage

III.4.2.4. Câbles d'allumage:

Les câbles d'allumage transportent l'énergie électrique. Chaque câble se compose d'une isolation électrique en plomb contenu dans un flexible.

III.4.3. bougie d'allumage (spark igniters):

III.4.3.1. Boite d'excitateur :

Lorsque l'appareil est sous tension, un condensateur débite progressivement des étincelles lorsque l'énergie accumulée est suffisante.

a. Les spécifications de boîte d'excitateur:

- ◆ La tension d'entrée: 9-30 VDC.
- ◆ Taux d'étincelle 10 VDC: 1 étincelle / sec.
- ◆ Taux d'étincelle 30 VDC: 4 étincelles / sec.
- ◆ La tension de sortie: 8000 volts

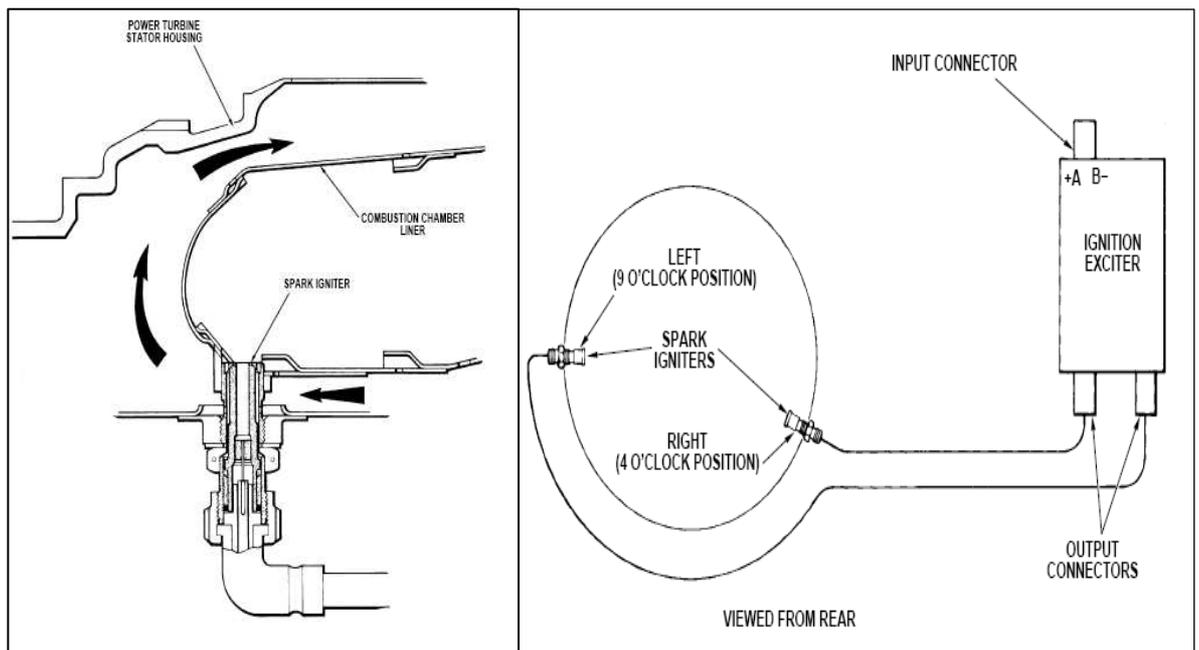


Figure (III.9) : Boite d'excitateur

III.5. SYSTEME D'INDICATION :

III.5.1. Rôle:

Le rôle du système d'indication est :

- fournir au pilote des indications au sujet des paramètres du moteur pendant le vol.
- fournir les données exigées pour la surveillance de l'état du moteur et le contrôle de l'exécution au sol.

III.5.2. Description :

Les différents systèmes d'indication sont conçus dans le moteur pour transmettre des signaux tels que le couple, la vitesse du propulseur, la température entre la turbine liée et la turbine libre, la vitesse du compresseur... etc. Et tous ces signaux sont envoyés électriquement au panneau d'instrument dans le cockpit.

Les différents systèmes d'indication dans le moteur PT6A-27 sont :

- système d'indication de la température entre les deux turbines, système (T5).
- Système d'indication de couple (système de torque).
- Détecteur de morceau (chip detector).

a. Système de l'indiction T5 :

a.1. Rôle :

Le rôle du système d'indication T5 est de fournir au pilote l'indication de la température de combustion du moteur. Cette température est prélevée entre la sortie de la turbine liée et l'entrée de la turbine de puissance.

a.2. Description :

- 8 thermocouples individuels (chrome-allumelle).
- 1 barre omnibus positive (chrome, petites bornes de fil).
- 1 barre omnibus négative (alumelle, grandes bornes de fil).
- 1 sonde d'équilibre.
- 1 harnais de câblage T5 avec le TB.

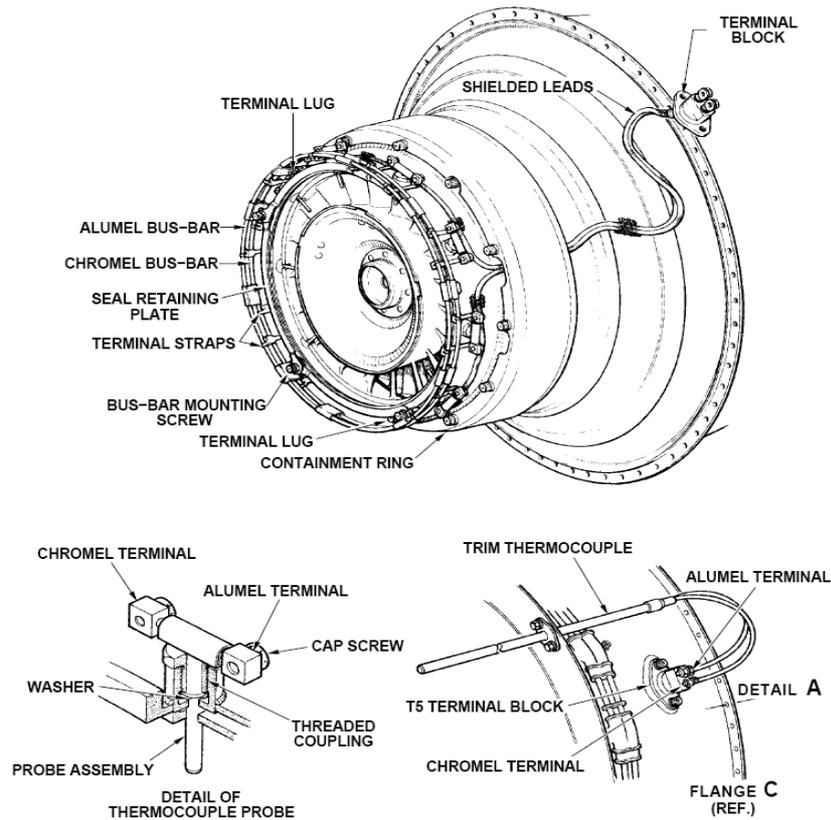


Figure (III.10) : Système de l'induction T5

a.3. Fonctionnement :

Pendant que la chaleur est envoyée aux thermocouples, la tension est produite au bout de chaque sonde de chromel / alumelle.

Pour obtenir une lecture moyenne, le thermocouple est relié en parallèle à une résistance d'équilibre qui nous donne une température stable qui est affichée dans le cockpit.

La T5 réel est calculé à l'essai du moteur et est employé pour déterminer l'acceptation du moteur.

b. Système de mesure de couple (Torque) :

b.1. Rôle :

Le rôle de ce système est de fournir l'indication de couple dans le cockpit, la valeur de ce dernier influe sur la gestion de la puissance.

b.2. Description :

Le couple est une force sentie entre la turbine motrice (de puissance) et le propulseur conduit. Le système comporte :

- Anneau de flottement de première phase avec les cannelures hélicoïdales.
- piston et joints.
- cylindre.
- soupape de commande actionnée par ressort d'huile.

b.3. Fonctionnement :

Le couple appliqué au propulseur induit un petit mouvement de rotation. Ce mouvement est dû aux splines hélicoïdales. Le piston et la soupape de commande sont poussés et suivent toujours la pression atmosphérique statique à l'intérieur de la boîte de réducteur et produit une force sur le piston de torquemètre et peut causer la lecture fautive de couple. Pour cette raison, cette même pression statique est envoyée au côté opposé du capteur et soustraite la lecture de couple.

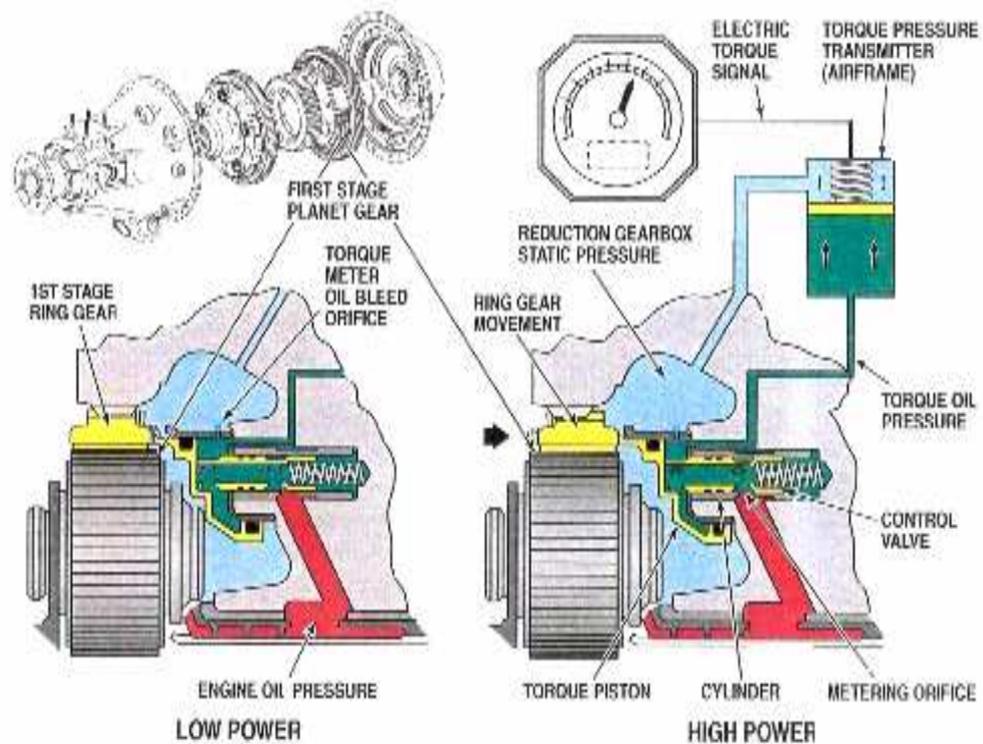


Figure (III.11) : système de torque

c. Chip detector:

c.1. Rôle :

Le chip detector donne une indication de la contamination en métal du système d'huile du moteur.

c.2. Description :

- deux pôles magnétiques.
- circuit ouvert.
- un câble pour l'affichage dans le cockpit.
- une valve fermante permettant la vérification de détecteur de morceau sans vidanger le RVB.

c.3. Fonctionnement :

Quand l'accumulation de particule en métal sur les deux pôles magnétiques, le circuit normalement ouvert se ferme.

Sur quelques installations une lumière s'illumine dans le cockpit pour indiquer les modèles de contamination. Une autre inspection visuelle et le contrôle de continuité du détecteur de morceau détecteront la contamination. Les particules trouvées sur le détecteur de morceau peuvent être analysées et identifiées.

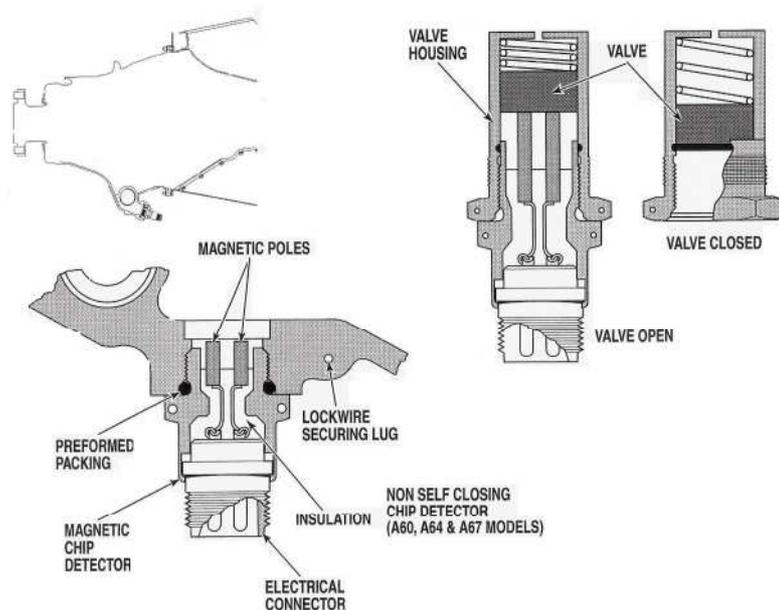


Fig. (III.12) : Chip detector

CHAPITRE IV

INSPECTION ET MAINTENANCE DE LA PARTIE CHAUDE DU PT6A-27

IV.1. MAINTENANCE DU MOTEUR :

IV.1.1. Définition de la maintenance :

L'entretien, est constitué de l'ensemble des opérations qui contribuent à maintenir l'aéronef à un niveau de sécurité satisfaisant.

Dans cette optique, le manuel d'entretien spécifique décrit le programme des opérations nécessaires pour maintenir l'aptitude des avions à être exploités, notamment en matière d'aptitude au vol, d'entretien des équipements ainsi que des moyens de radio-communication /navigation.

IV.1.2. But de la maintenance :

Le but de la maintenance à bord est de fournir au personnel de l'entretien une aide au diagnostic du panne plus loin à une plainte de l'équipage.

Pour accomplir ce but:

Chaque système inclut un équipement (BITE) utilisé pour la détection et l'isolement de l'équipement défectueux.

En outre le système peut lancer des essais afin de confirmer une condition de panne ou de vérifier que l'exploitation du système appropriée est reconstituée après avoir effectué une action corrective.

Remarque :

Pour simplifier la tâche du personnel d'entretien:

- Les visages des ordinateurs et des fonctions d'essai d'entretien ont été normalisés
- Les messages d'entretien sont montrés en anglais clair et concernent toujours le composant défectueux, ou dans certains cas le système défectueux.
- Un ordinateur de la maintenance centrale (CMC) acquiert et des processus (accomplit, des corrélations, mémorisation et présentation) des données transmises par les BITE et les avertissements qui ont lancé la plainte d'équipage.

Le résultat du diagnostic de la panne est:

- Affiché à l'opérateur d'entretien par les unités (MCDUs) et l'imprimante qui constituent l'interface utilisateur.

- envoyé à la base principale:
 - Par l'intermédiaire de l'unité de gestion (MU) dan le système (ACARS).
 - Ou par l'intermédiaire de l'unité de service de trafic aérien (ATSU)
- envoyé sur une disquette.

IV.1.3. Opérations et procédures d'entretien :

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

IV.1.4. Objectifs de la maintenance aéronautique :

Les objectifs de la maintenance sont (Fig IV.1) :

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

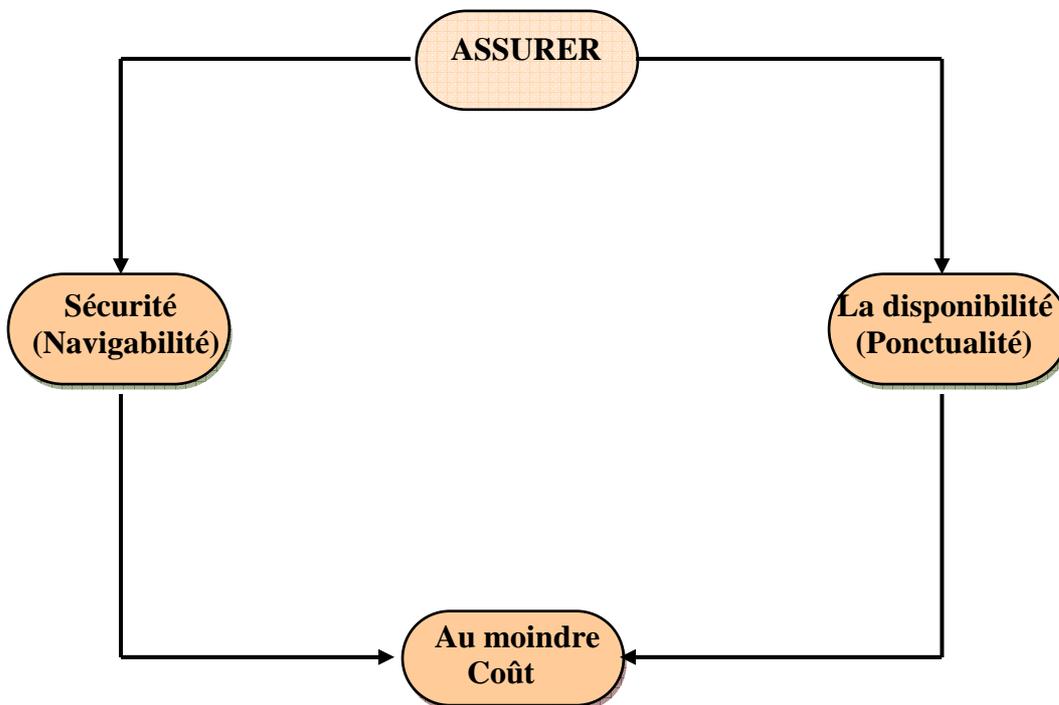


Figure (IV.1) : Objectif de la maintenance aéronautique

IV.1.5. Politique de la maintenance aéronautique (Fig IV.2)

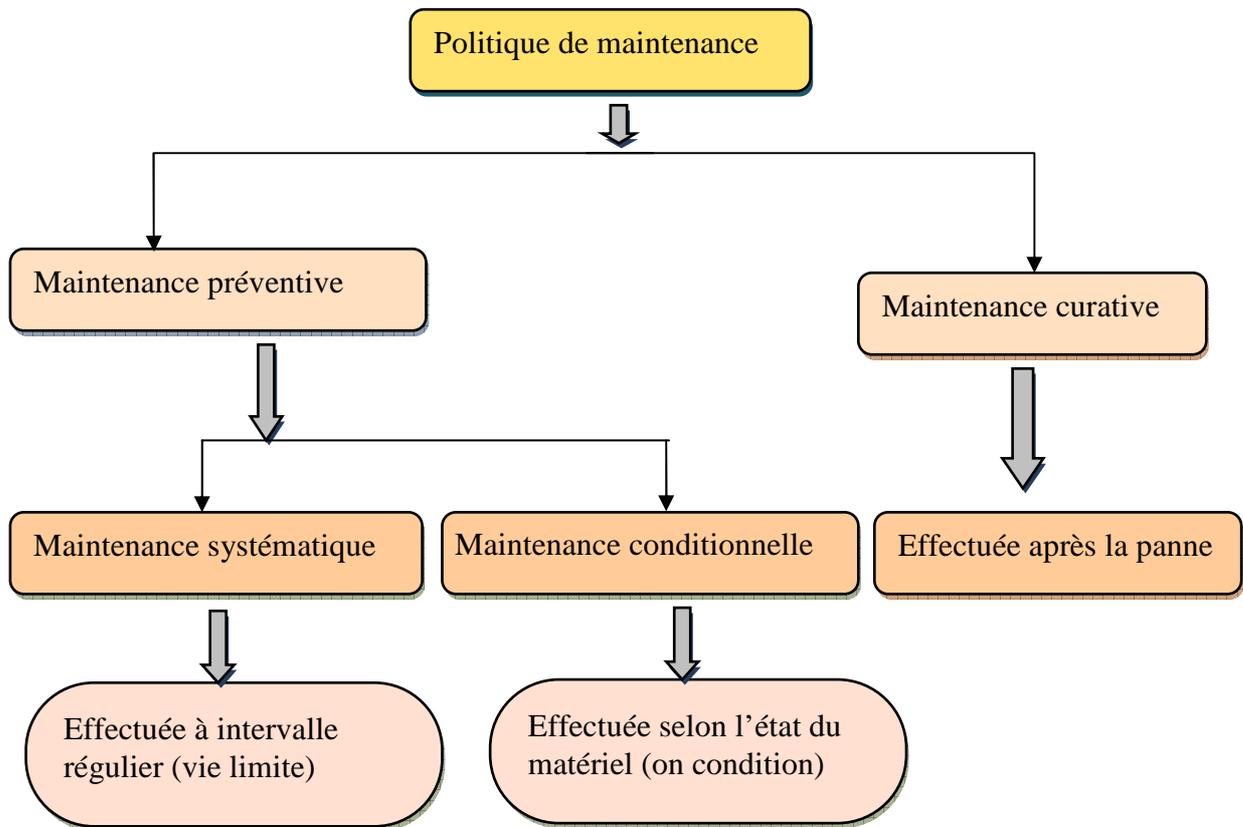


Figure (IV.2) : Politique de la maintenance aéronautique

IV.2. RECHERCHE DE PANNE :

IV.2.1. Niveaux de l'entretien :

L'information de la panne fournie par le système central d'entretien (CMS) correspond à plusieurs niveaux de l'entretien.

IV.2.1.1. Entretien en ligne :

L'entretien est caractérisé par l'intervention rapide du personnel d'entretien en une période du temps courte; il est limité à l'isolement et au remplacement d'un équipement défectueux. Cette action comprend l'identification et/ou la confirmation du condition (s) de la panne, l'isolement de la panne et le remplacement de l'unité défectueuse (c.-à-d. l'unité remplaçable en ligne (LRU)).

Un essai est effectué avant et après la procédure de dépose/pose pour vérifier l'opération correcte du système.

IV.2.1.2. Entretien à la base principale (hangar) :

L'entretien est caractérisé par une intervention du personnels d'entretien dans une longue période du temps et concerne généralement les actions qui ne peuvent pas être effectuées au niveau d'entretien en ligne, l'une ou l'autre parce que les procédures sont trop prolongées ou parce qu'un personnel plus habile est prié.

IV.2.1.3. Entretien en atelier :

Ces actions d'entretien sont effectuées à des intervalles réguliers (Visite A, 2A et B...etc.). L'intervention du personnel d'entretien est alors programmée selon l'utilisation de l'aéronef et concerne les organes pour lesquels quelques pièces mécaniques ne sont pas surveillées et/ou ne sont pas examinées.

Ces pannes s'appellent les pannes cachées.

IV.2.2. Diverses Classes des pannes :

Les pannes détectées par le système BITE sont classées en trois classes (classe 1, 2 et 3) en ce qui concerne leurs conséquences sur la sécurité et la disponibilité de l'aéronef. Pour une panne donnée avec des conséquences opérationnelles données, le MMEL indique au pilote si l'aéronef peut continuer à voler ou pas selon trois critères important :

Le critère GO: l'avion peut continuer à voler sans restriction.

Le critère GO IF : l'avion peut continuer à voler dans certaines conditions.

Exemple:

Un essai doit être réalisé, l'information est fournie par un équipement, des conditions atmosphériques différentes).

Le critère NO GO: l'avion ne peut pas continuer a volé. Ceci implique l'intervention obligatoire du personnel d'entretien avant la restitution de l'aéronef au service.

IV.2.2.1. Pannes de la classe 1 :

Ce sont des pannes détectées par les systèmes, qui peuvent avoir une conséquence opérationnelle (aspect de la sécurité) en vol courant. Ces pannes sont indiquées à l'équipage en vol:

Par les messages (niveau 1,2, 3) sur l'affichage d'Engin/Warning (EWD) Par des voyants sur l'écran primaire du vol (PFD) ou l'écran de Navigation display (ND) ou l'écran d'affichage System Display (SD) Par des avertissements locaux dans la cockpit.

IV.2.2.2. Pannes de la classe 2 :

Ce sont des pannes détectées par les systèmes, qui n'ont pas des conséquences opérationnelles (aspect de la sécurité) en vol courant ou sur les prochains vols mais qui peut avoir des conséquences si une deuxième panne se produit. Ces pannes sont indiquées au sol sur l'écran ECAM de l'aéronef après l'arrêt des moteurs.

IV.2.2.3. Pannes de la classe 3 :

Ce sont des pannes détectées par les systèmes, et qui n'ont aucune conséquence sur la sécurité ou la disponibilité de l'aéronef. Ces pannes ne sont pas indiquées à l'équipage (aucun événement du cockpit). Ils peuvent être laissés non corrigés jusqu'à la prochaine visite parce qu'ils ne sont pas vie limitée.

Dans le BITE du FADEC, le rapport programmé d'entretien contient également des défauts sans événement du cockpit, mais qui devrait être corrigé plus tard cela est indiqué dans le document de planification d'entretien. Ces pannes sont identifiées par un SM spécifique de classe (entretien programmé).

IV.2.2.4. Pannes internes et pannes externes :

Indépendamment de la classification des pannes, pour un système donné, une panne est interne ou externe au système.

Un système se compose d'un groupe de composants démontables appelés LRU qui sont spécifiques au système et qui sont dites internes au SYSTÈME.

Chacun LRU est un composant qui est interne à un système donné et pas à l'autre. Dans beaucoup de cas, un système utilise des données d'autres systèmes qui peuvent être considérés comme capteurs et qui sont dites externes au SYSTÈME.

Le BITE du système est activée toutes fois qu'une panne affectant l'opération se produit, si la panne est interne ou externe au système.

Exemple:

Un capteur de pression employé par plusieurs systèmes est pris en considération comme composant interne par seulement un de ces systèmes.

IV.3. INSPECTION

IV.3.1. Généralité

Elle est pour but d'accomplir les inspections nécessaire incluses dans la section désassemblais, il n'est pas de démonter les pièces à moins que l'inspection relève un désassemblais approfondi.

Les pièces constituant du compresseur peuvent être réutilisées, une fois les inspections et les contrôles révèlent l'état satisfaisant de celle-ci.

Les pièces qui ne sont pas accepter par la tolérance à l'inspection doivent être réparer conformément avec la section préconiser par le manuel maintenance.

IV.3.2. Descriptions

Le fonctionnement normal sans défaillances du moteur au cours de son exploitation dépend dans une grande mesure de l'exécution opportune et qualitative de tous les genres d'entretien.

A l'exécution de l'entretien il faut réaliser les opérations indiquées dans le règlement d'entretien et éliminer toutes les pannes révélées au cours d'entretien ou d'exploitation.

L'exécution des travaux réglementaires doit être enregistrée dans le livret du moteur et dans les livrets matricules des accessoires respectifs.

Après avoir exécuté des travaux sur le moteur, examiner le moteur et les compartiments où les travaux ont été effectués et s'assurer qu'il n'y a pas de fil de freinage, de rondelles, d'écrous et d'autres objets étrangers.

N'exécuter les travaux de montage sur le moteur qu'en se servant d'outillage en bon état et qui est destiné à l'exécution de l'opération donnée.

En cas de stationnement de longue durée de l'avion (plus de 6 heures) les canaux d'entrée et la tuyère d'échappement doivent être fermés par des obturateurs spéciaux.

IV.3.3. Le contrôle non destructif (CND):

IV.3.3.1. généralité:

Le CND permet d'effectuer des examens de santé internes de matériaux et de structures sans remettre en cause leur intégrité, il partage avec le secteur médical:

- L'échographie
- La radiographie.
- Le scanner.

Le but du CND c'est la détection, la discrimination et l'évaluation des défauts, il conditionne les progrès des matériaux et la réalisation de structure.

Le concept de mécanique de la rupture (tolérance au dommage) intervient à différents stades:

- Contrôle de la matière première.
- En cours de la fabrication.
- Sur le produit fini.
- En cours de qualification.
- Sur le terrain ou en atelier de maintenances.

IV.3.3.2. les principaux dommages recherchés:

- Fissure
- Défaut d'assemblage (soudure, collage).
- Inclusion.
- Délaminage.
- Porosités
- Défaut métallurgique.

IV.3.3.3. les différentes méthodes:-

- Ultrasons.
- Visuel.
- Courant de Foucault.
- Ressuage.
- Magnétoscopiez.
- Radiographie X

IV.4. INSPECTION BOROSCOPIQUE DE LA SECTION CHAUDE (HSI) :

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

IV.4.1. introduction sur le boroscope (Fig IV.3) :



Figure (IV.3) : le boroscope

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

L'inspection du compresseur basse pression par boroscope consiste :

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

L'inspection de chambre de combustion est assurée par n'importe quelle emplanture ou porte (issue) de fixation des injecteurs.

La turbine est inspectée par les mêmes issues de la chambre de combustion

- Inspection à travers une porte uniquement pour les ailettes de la turbine.
- Inspection à travers la conduite d'échappement pour les ailettes de turbine libre.

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

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

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

IV.4.1.1. Source de lumière :

Une lampe est utilisée pour fournir l'éclairage. Pour obtenir des meilleurs résultats il faut régler le bouton d'intensité au maximum. (Fig IV.4)

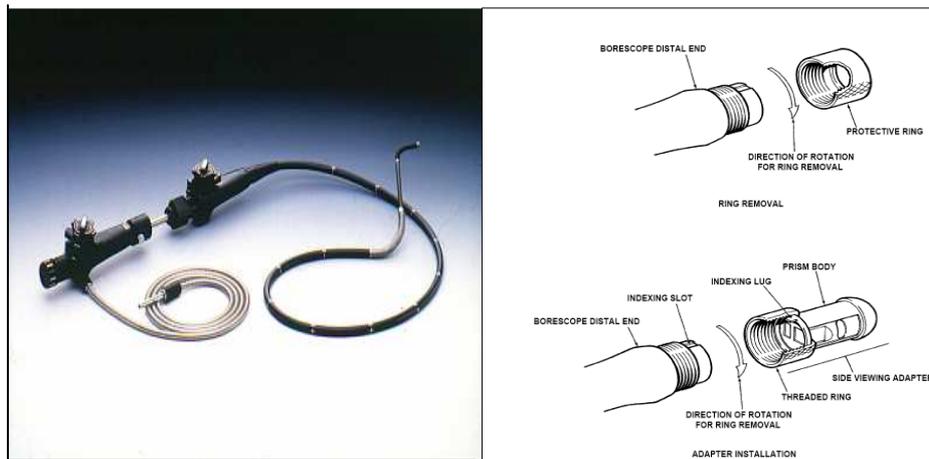


Figure (IV.4) : source de lumière

IV.4.1.2. Camera (Appareil photo) :

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

IV.4.1.3. Tubes de guidage :

Les tubes de guidage sont utilisés pour guider l'extrémité du fibroscope à un endroit prévu à l'intérieur du moteur. Il y a deux types de guidage : Tube de guidage flexible installé dans l'orifice ce thermocouple T5. Tube de guidage rigide installé dans l'orifice d'adaptateur de la tuyauterie de carburant.

IV.4.2. Inspection de la chambre de combustion et de la turbine (Fig IV.5) :

- 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.
- Insérer le fibroscope dans un adaptateur du collecteur de carburant ou l'orifice de la bougie, relier la source lumineuse et fixer le viseur à l'outillage de fixation.
- Inspecter l'enveloppe de la chambre de combustion pour déceler les dommages, employer les autres orifices pour assurer une inspection complète.

- Il ne faut pas insérer le tube de guidage avec force.
- Déposer le fibroscope et les tubes de guidage qui sont dans les orifices du collecteur de carburant ou dans la bougie.

Remarque :

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

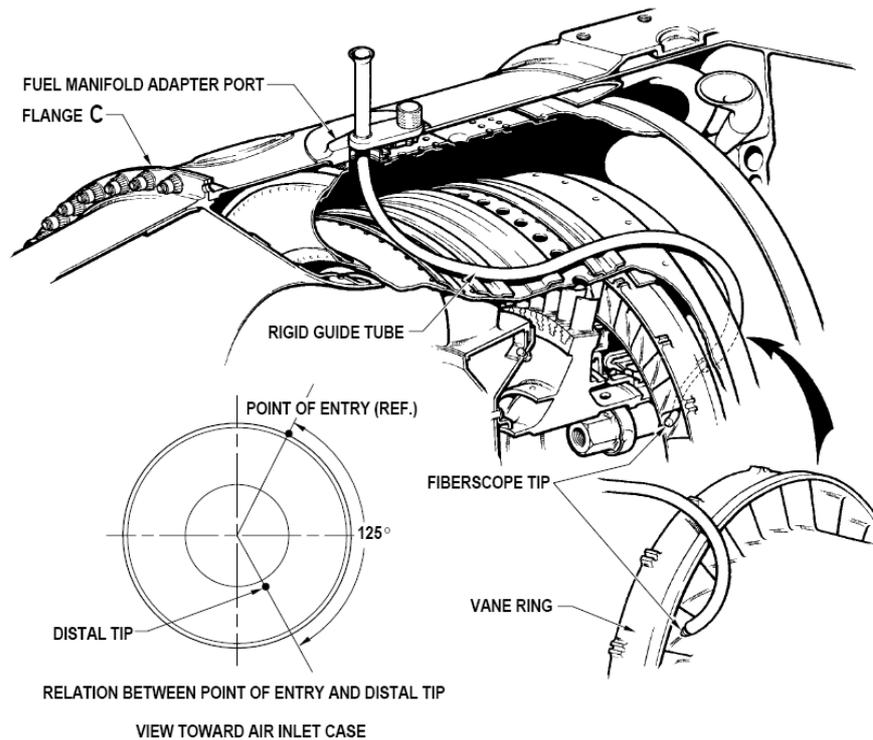


Fig (IV.5) : Inspection de la chambre de Combustion et la turbine

IV.4.2.1. La chambre de combustion :

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

a. Inspection et vérification

a.1. Généralités

Examiner la chambre de combustion pour détecter d'éventuelles fissures, bosses et brûlures. Les fissures dans la surface de revêtement sont habituellement d'une nature peu sérieuse, puisque le taux de croissance diminue pendant que la fente se rallonge. Les contraintes thermiques, en effet, soulagent les états originaux de l'effort. Il est normal d'observer un type donné de détérioration répété d'un revêtement à l'autre dans le même moteur, ou les moteurs du même modèle. La détérioration typique d'un revêtement se compose de bosses et de fissurations des anneaux de refroidissement et de fissuration au mur intérieur de la section de conduit de sortie extérieure.

a.2. Les conditions acceptables, (réparation inutile):

- Bosses localisées et/ou brûlures des anneaux de refroidissement, accompagné d'une fissuration acceptable, les fissures n'avancent pas à la soudure (Fig IV.6).

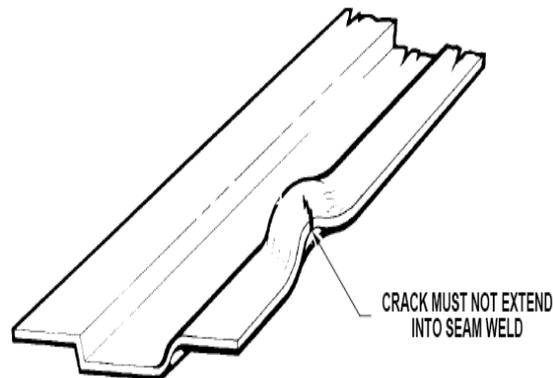


Figure (IV.6) : bosse localisée

- Les fissures dans l'anneau de refroidissement sont acceptables, ces fissures circulaires dans la soudure ne dépassant pas 0.300 pouces de longueur (Fig IV.7)

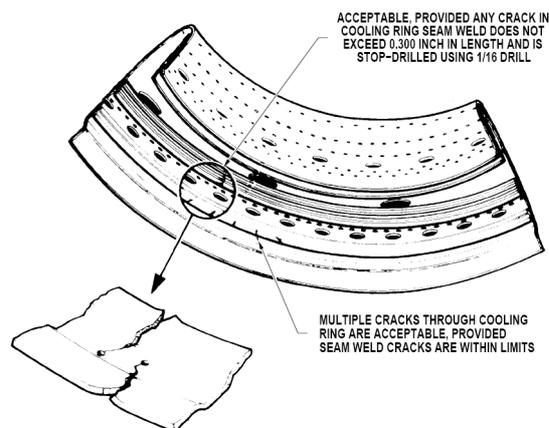


Figure (IV.7) : fissure dans l'anneau de refroidissement

- Les fissures en ligne droite entre deux trous de refroidissement adjacents sont acceptables (Fig IV.8)

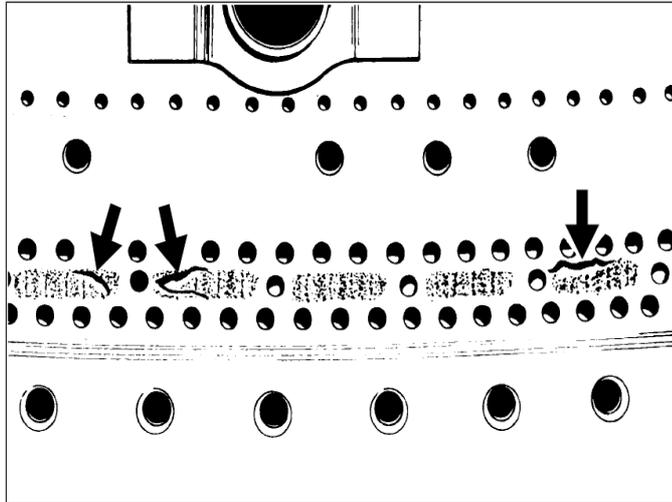


Figure (IV.8) : fissure entre deux trous

- Un maximum de sept (7) fissures, chaque fissure ne dépassant pas un pouce de longueur, est acceptable dans la face intérieure. (Fig IV.9)

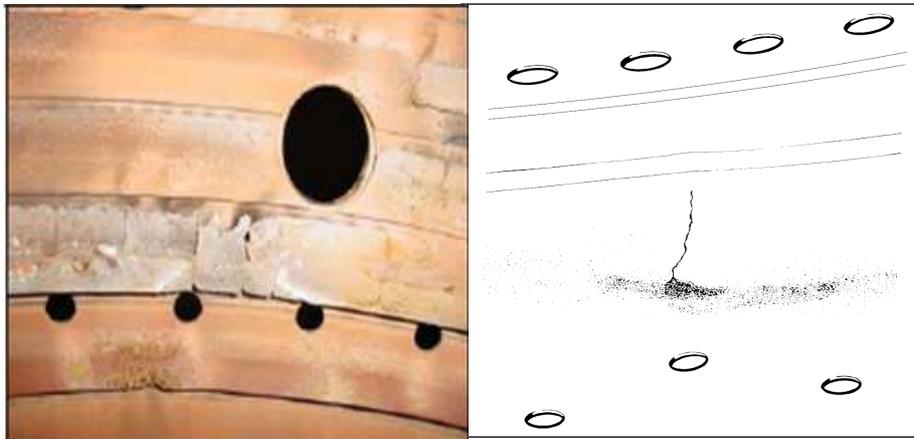


Figure (IV.9) : fissure dans la

- La difficulté de l'inspection de la bande de soutien sur la couche extérieure est de déceler l'usure. L'usure ne dépassant pas les 50 pour cent de l'épaisseur du matérielle sont acceptable. Mais si elles excède les 50 pour cent il faut prendre le revêtement à une réparation en atelier.

- les Secteurs localisés ont été tellement chauffés que les bosses dans le revêtement sont considérés acceptable si ces dernière sont peu profondes, et il pas associer à des brûlure qui peuvent réduire l'épaisseur de la paroi et affaiblit la structure. (Fig IV.10)

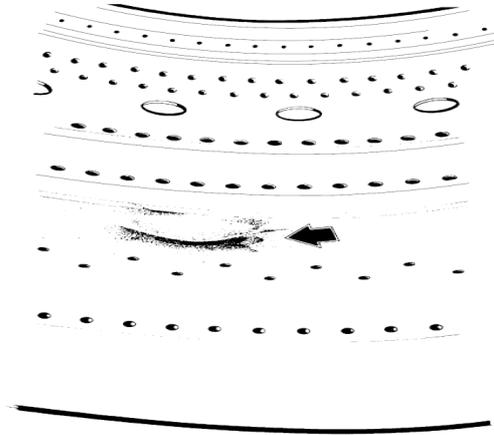


Figure (IV.10) : bosse peu profonde dans le revêtement

- L'enfilement du dôme est souvent associé à une bosse dans l'anneau de refroidissement et à la réduction d'espace de ce dernier. La réparation est nécessaire (Fig.IV.11)

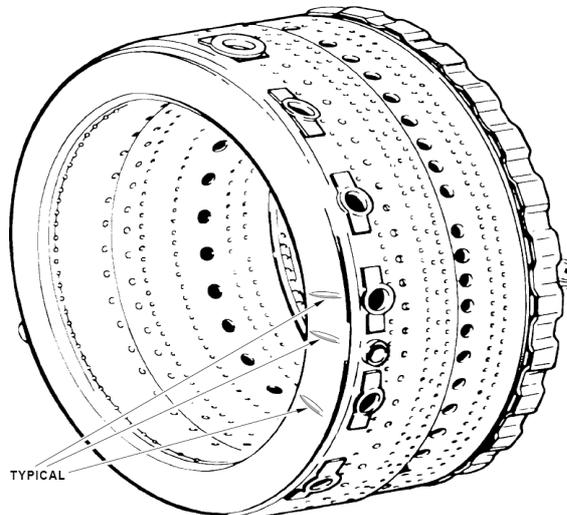


Figure (IV.11) : bosse dans l'anneau de refroidissement

a.3. Les conditions acceptables, (réparation nécessaire):

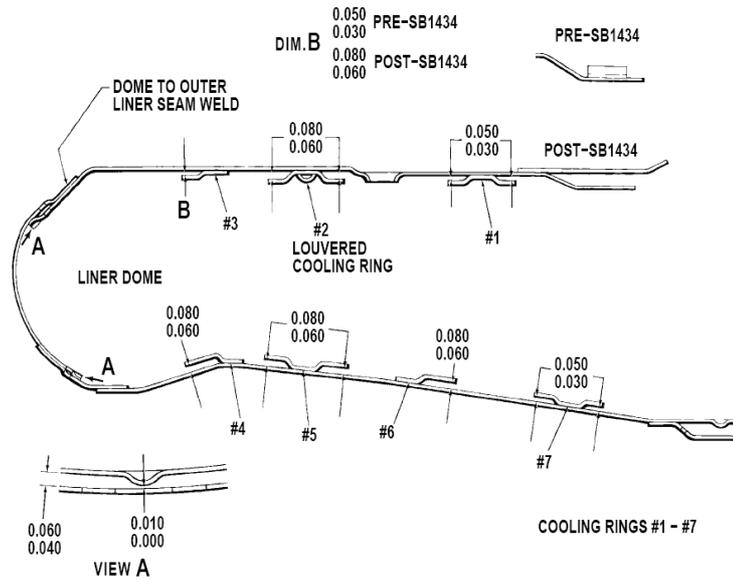


Figure (IV.12) : tolérance des trous

- Les anneaux de refroidissement et le revêtement de dôme ridés, là où les trous ont été éliminés, doivent être retouchés. Employer une barre appropriée pour reconstituer un espace uniforme aux dimensions requises.
- Les fissures ne dépassant pas deux pouces de longueur doivent être réparées.
- Les fissures circulaires à côté des soudures d'ajustage doivent être réparées.

Note :

Les ouvertures des fissures supérieures outre que 0.030 pouces ne sont pas réparables.

- Quand les fissures progressent à partir d'un bord libre de sorte que leur réunion soit imminente, et ont pu plus tard permettre à un morceau de matériel de revêtement de se casser, elles doivent être réparées par la soudure.

a.4. Conditions inacceptables, aucune réparation autorisée :

Les Chambres de combustion rejetée enlevées pendant des activités d'entretien devraient être retournées à un atelier de révision pour un possible restauration à un état utilisable.

- Métal noué causant de grave bosse (FigIV.13)

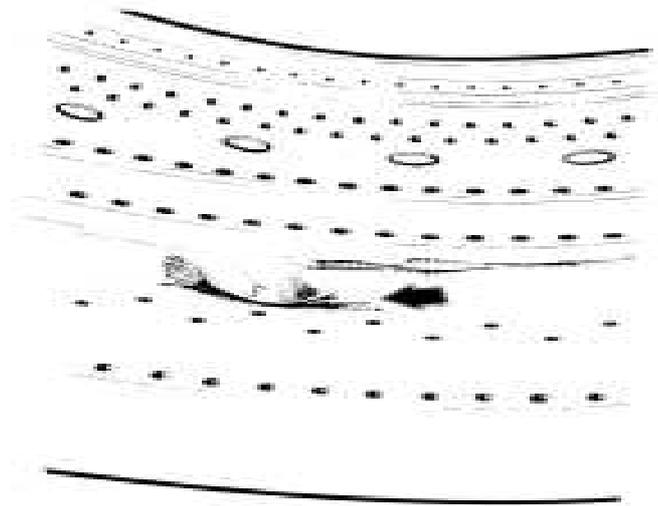


Figure (IV.13) : bosse grave du métal

- Les fissures multiples ne sont pas réparables (Fig IV.14).

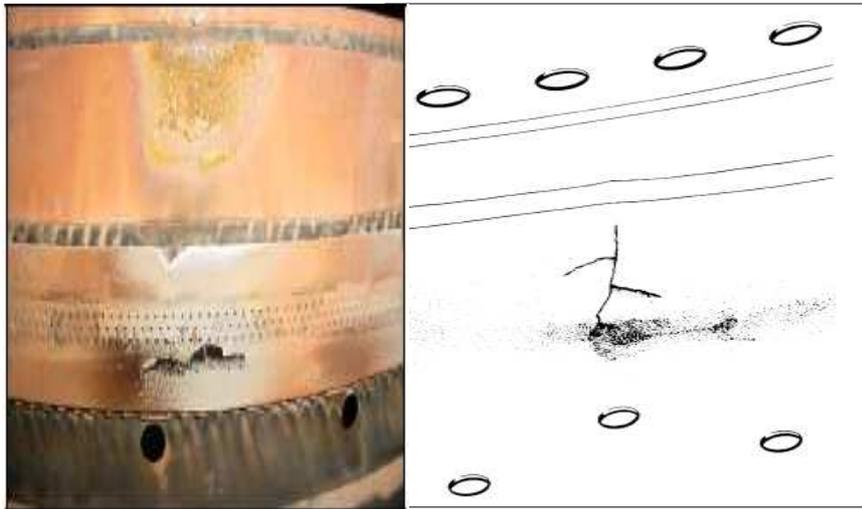


Figure (IV.14) : fissure multiples

- Les fissures dépassant deux pouces de longueur ne sont pas réparables.
- Les fissures circulaires qui sont ouvertes plus de 0.030 pouces et sont à côté des soudures d'ajustage ne sont pas réparables.

b. Réparations approuvées :

b.1. Réparation des fissures :

Les trous qui deviennent bouchés en raison de la soudure doivent être rendu à la taille originale ensuite ébavurés. Vérifier le modèle et la taille des trous adjacents en utilisant un foret de taille appropriée. La soudure desserrée doit être enlevée.

- Arrêter de forer les extrémités d'une fissure avec un foret de 1/16 (0.0625) pouces. Meuler l'extrémité de la fissure en utilisant une meule abrasive appropriée.

- Brosser complètement avec une brosse métallique la surfasse et la tige avec de l'alcool (PWC11-014).

- Souder la surfasse préparée en utilisant le procédé de soudage (TIG:Tungsten Inert Gas) et une tige de remplisseur de faible diamètre (PWC05-151) pour réduire au minimum la taille de la soudure. La détente après soudure n'est pas nécessaire.

Note :

Utiliser un plateau de cuivre pour réduire la déformation avec l'addition de la réserve de gaz d'argon, si disponible.

IV.4.2.2. La turbine

a. Stator de la turbine liée :

a.1. Inspection et vérification :

a.1.1. Anneau d'aubes de la turbine liée (Fig IV.15) :

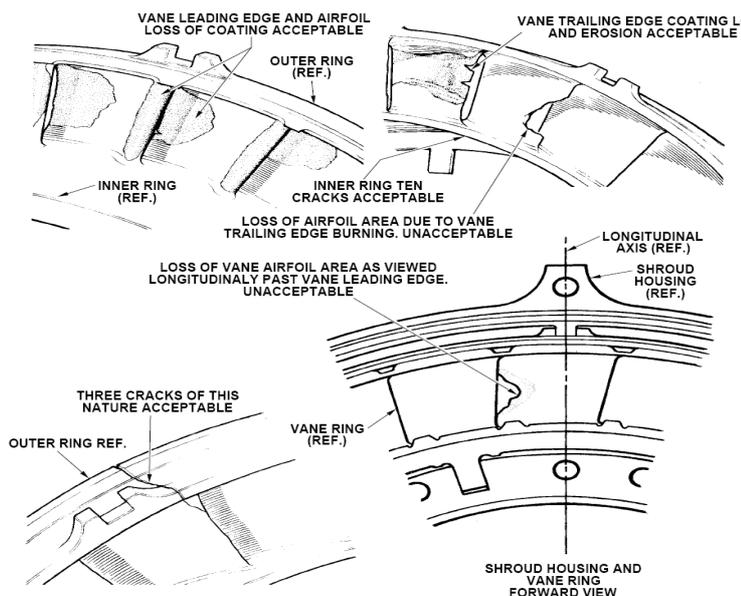


Figure (IV.15) : l'anneau d'aubes de la turbine liée

- Inspecter l'emplanture d'aube de la turbine (Fig IV.16).

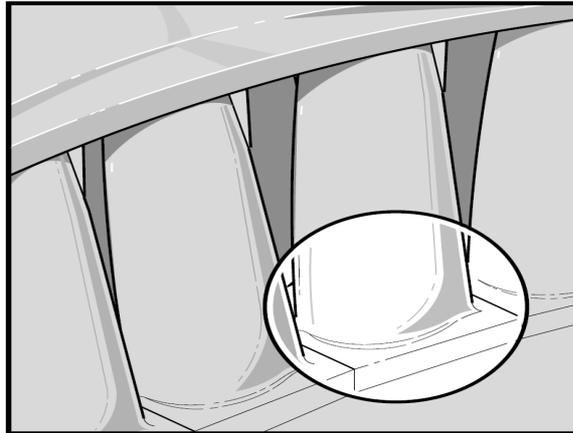


Figure (IV.16) : l'emplanture d'aube

- Inspecter le carter et les segments d'assemblage de la turbine:

Inspecter le diamètre extérieur du carter de l'assemblage pour déceler l'usure.

- Inspecter le carter de l'assemblage pour déceler les fissures dans le segment de l'assemblage maintenant la lèvre. Les fissures ne dépassant pas 0.150 pouces, dont la longueur et séparé d'un minimum de 1.00 pouces de l'épaisseur du matériel sont acceptable. Les carters de l'assemblage fendus au-dessus des limites sont inutiles; ils sont transportés à un atelier de révision approuvé pour une réparation possible.

- Inspecter les segments de carénage de la turbine liée pour déceler l'habillage et les fissures en métal (Fig IV.17).

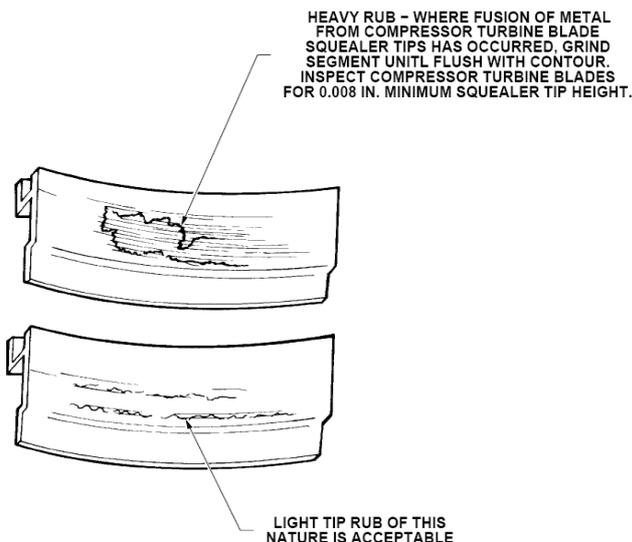


Figure (IV.17) : fissure des segments de carénage

a.1.2. Petits et grands conduits d'échappement :

- Inspecter le petit conduit d'échappement pour détecter l'usure à l'aile horizontale de conduit qui entre en contact avec le carter de la chambre de combustion. L'usure jusqu'à 0.010 pouces est acceptable. Si l'usure est au-dessus de 0.010 pouces, le conduit devrait être apporté à l'atelier de révision approuvé pour une réparation possible.

- Inspecter les grands conduits d'échappement pour détecter l'usure à l'aile horizontale de conduit qui entre en contact avec le carter de la chambre de combustion. L'usure jusqu'à 50 pour cent de l'épaisseur de matérielle est acceptable. Si l'usure est au-dessus de 50 pour cent, le conduit devrait être apporté à l'atelier de révision approuvé pour une réparation possible.

- La perte d'enduit de n'importe quelle quantité est acceptable sur le petit et les grands conduits parce que ce n'est pas une évidence de la brûlure ou de l'érosion du métal de base.

a.2. Réparations approuvées

a.2.1. Segments de recouvrement de la turbine liée :

a.2.1.1. Généralités

- Pour maintenir la concentricité et l'uniformité de l'ailette de la turbine incliner pour augmenter le jeu turbine, le meulage devrait être effectué avec tous les composants, particulièrement cache de roulement du numéro 2, adapté au moteur.

- Remplacement des segments de carénage de turbine liée peut nécessiter le meulage localisé pour enlever de hautes taches et/ou toute légère excentricité des segments pour obtenir la tolérance correcte de bout l'ailette de turbine. Si la tolérance de bout dépasse la limite spécifique après la rectification de l'excentricité.

Tableau (IV.1): Diamètres de rectification de remplacement nécessaire.

Pre-machined Turbine bladed Disk O.D (inches)	class	Recommended shroud segment Dimension "A"		Grind shroud segment 1 .D. (inches)	
		Minimum	Maximum	Minimum	Maximum
8.556	1	0.042	0.043	8.575	8.581
8.550	2	0.045	0.046	8.569	8.575
8.544	3	0.048	0.049	8.563	8.569
8.538	4	0.051	0.052	8.557	8.563
8.532	5	0.054	0.055	8.551	8.557
8.526	6	0.057	0.058	8.545	8.551
8.520	7	0.060	0.061	8.539	8.545
8.512	8	0.069	0.072	8.521	8.527

a.2.1.2. Déterminer la concentricité et le diamètre de segment de l'assemblage (Fig.IV.18).

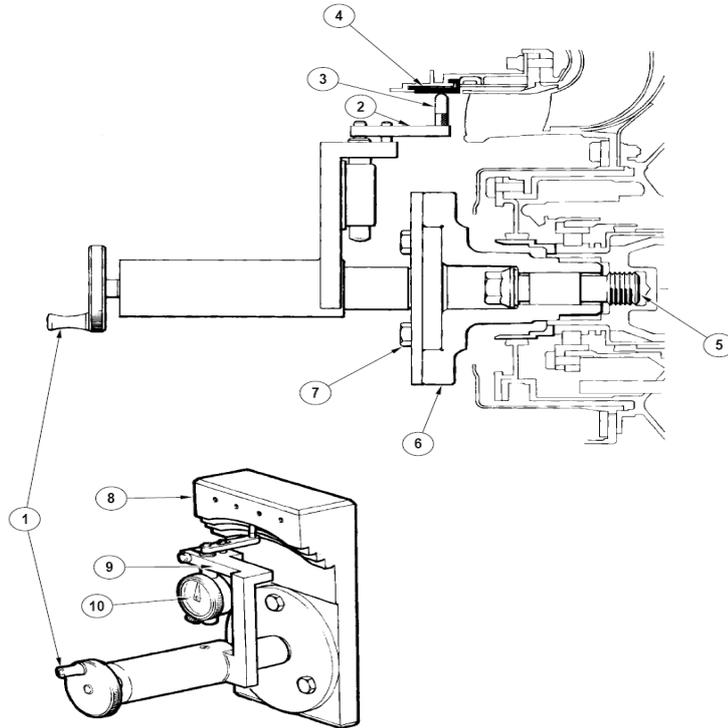


Figure (IV.18) : Détermination de la concentricité et le diamètre de segment de l'assemblage

La légende

1. Régleur axial.
2. Bout.
3. Point de contact.
4. Segment d'assemblage.
5. Boulon.
6. Adaptateur.
7. Boulon.
8. enveloppe principale.
9. enveloppe d'indicateur.
10. Indicateur de cadran.

- Installer l'adaptateur sur le demi-arbre avant du compresseur et fixer avec le boulon (5).

- Installer quatre entretoises sous le petit conduit de sortie. Placer les entretoises approximativement à 90 degrés. (Élément (11) Fig.IV.19)

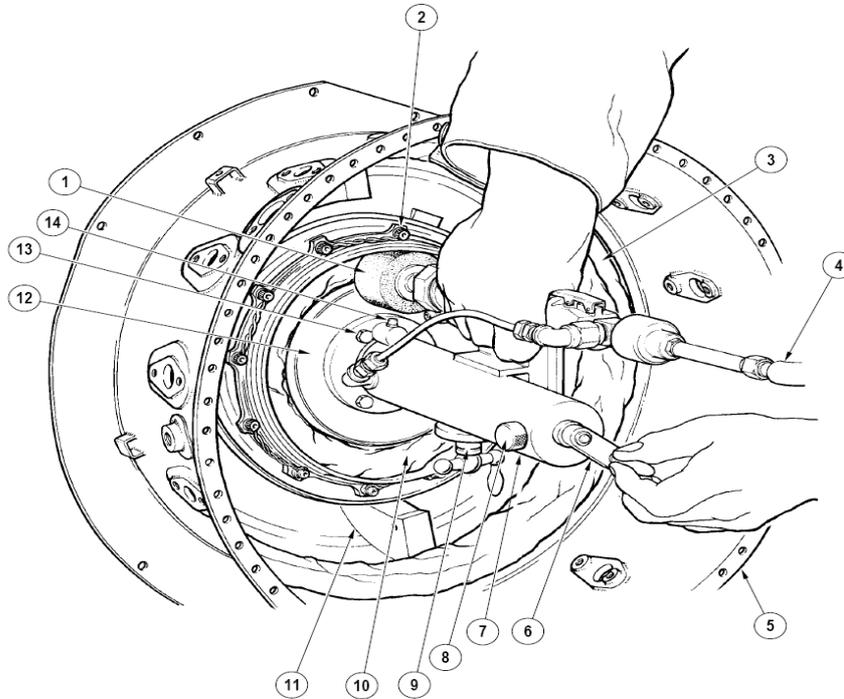


Figure (IV.19) : Rectification des segments

La légende

1. Meule.
2. Boulon (Carter d'assemblage).
3. Sortir le conduit.
4. Tuyaux d'air.
5. Carter de générateur de gaz.
6. régler le vernier axialement.
7. Rectifieuse.
8. Arrêt de vis axial d'ajustement
9. régler le vernier radialement.
10. Ensemble de stator.
11. Entretoise.
12. Découpage le disque.
13. Boulon.
14. Raboteuse de diamant.

- Choisir le point de contact pour que le rayon soit mesuré et attacher au bout de la jauge de rayon (2). (Élément (3) Fig.IV.18)

- Installer la jauge de rayon (9) sur l'adaptateur (6) avec des boulons (7). Serré les boulons 20 à 30 lb.in. Vérifier le support correct par l'essai d'insérer un jeu de cales de 0.001 pouce entre la jauge et l'adaptateur.

- Placer le point de contact (3) au centre du segment (4) en utilisant le régleur(1).

- Prendre quatre lectures, 90 degrés de distant autour des segments de l'assemblage. Si les segments de l'assemblage ne sont pas concentriques avec l'arbre de rotor, vérifier le positionnement correct des entretoises (Élément (11) Fig.IV.18)

- Enlever la jauge de rayon de l'adaptateur (Élément (11) Fig.IV.18) et installer dans la jauge (8). Placer l'indicateur du cadran (10) à zéro.

- Enlever la jauge de rayon du (8) principal. S'assurer que l'arrangement de l'indicateur du cadran n'est pas dérangé.

- Installer la jauge de rayon sur l'adaptateur (6) avec des boulons (7). Serré les boulons 20 à 30 lb.in. Vérifier qu'un jeu de cales de 0.001 pouce ne s'adaptera pas entre la jauge et l'adaptateur.

a.2.1.3. Restauration des surfaces d'étanchéité de la section chaude.

- L'étanchéité de gaz et le cachetage des surfaces de section chaude dépendent la finition extérieure, horizontalité, degré d'oxydation et de rongement.

- Des surfaces doivent être enroulées en utilisant le composé pour obtenir une bonne finition extérieure et le caractère onduleux extérieur de 0.0008 pouce pour réaliser 100% de contact.

- La face A et G de l'anneau d'aube de la turbine liée jusqu'à 100% de la surface enroulée. (Fig IV.20)

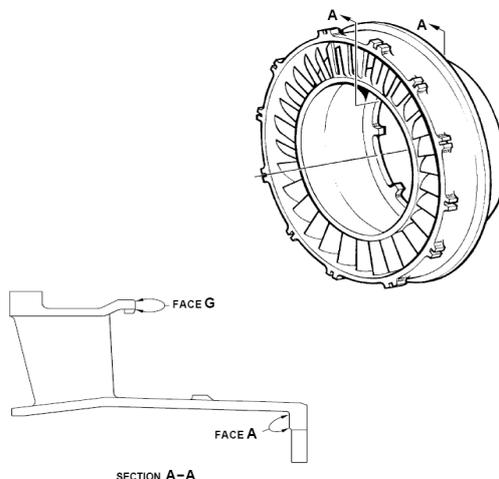


Figure (IV.20) : l'anneau d'aube de la turbine liée

- Enrouler la face de contact de plaque de verrouillage d'anneau d'aube jusqu'à 100% de la surface enroulée (Fig IV.21).

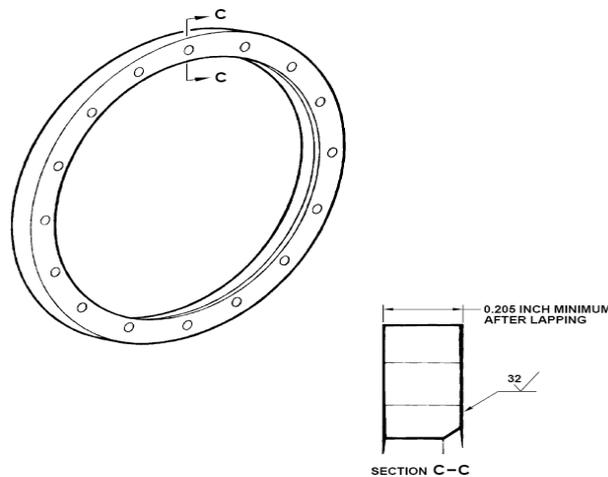


Figure (IV.21) : plaque de verrouillage

- Après le recouvrement, chaque partie doit être indexé marqué à sa cloison d'accouplement.
- Nettoyer complètement toutes les surfaces enroulées en utilisant le pétrole dissolvant (PWC11-027) ou (PWC11-031), en veillant à ce que toutes les traces de composé sont enlevés, puis laissent sécher.
- Quand les surfaces ne peuvent pas être reconstituées par le recouvrement, on les renvoi les pièces à un atelier de révision pour la réparation.

b. Rotor de la turbine liée

b.1. Inspection et vérification

b.1.1. Le jeu d'extrémité d'ailette de la turbine liée

- Mesurer et enregistrer Le jeu d'extrémité d'ailette de la turbine à plusieurs endroits
- Le jeu d'extrémité de l'ailette ne doit à aucun endroit dépasser 0.022 pouce ou soit plus moins de 0.008 pouce. Cependant, si le jeu dépasse 0.022 pouce à un endroit seulement, les segments d'assemblage peuvent demeurer en service.
- Si le jeu d'extrémité est moins que 0.008 pouces en raison d'une haute tache dans un segment d'assemblage, le segment peut être rectifié localement, au besoin, au-dessus d'une longueur ne dépassant pas un pouce sur n'importe quel un segment.
- Inspecter les segments d'assemblage de la turbine pour assurer l'évidence de l'habillage et des fissures en métal.

b.1.2. Les ailettes de la turbine liée (Fig IV.22)

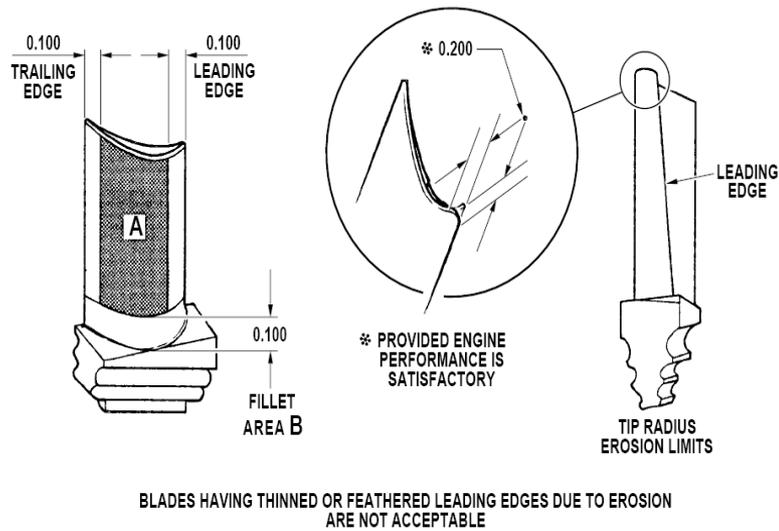


Figure (IV.22) inspection d'ailette de la turbine liée

- Inspecter le décalage de l'ailette de la turbine. Arête d'implanture de l'ailette au delà jante de disque doit être égal à 0.016 pouces de chaque côté du disque (Fig IV.23).

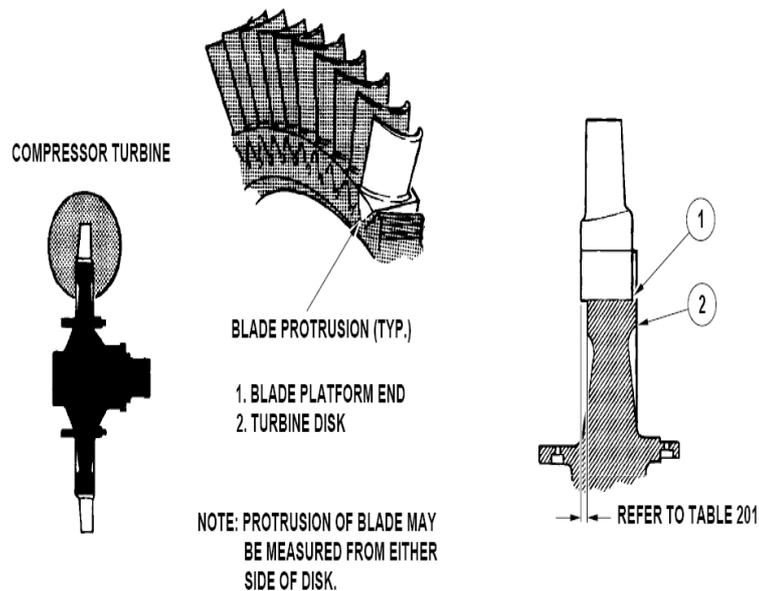


Figure (IV.23) : tolérance de décalage des ailettes de la turbine liée

- L'ensemble entier des ailettes de la turbine liée doit être ferrillé quand une inspection indique que le rebord arrière a eu comme conséquence la perte d'un secteur de surface portante de 0.125 sq.in, ou plus, sur n'importe quel secteur brûlé, peut être vu à partir du bord d'attaque parallèlement à l'axe longitudinal du moteur.
- Inspecter les surfaces de contour des aubes, en particulier les surfaces concaves pour déceler une corrosion.

Évaluer l'état de la détérioration et accepter ou rejeter le disque compresseur de la manière suivante:

Etape 1:

Détérioration initiale d'enduit démontré par le léger changement de couleur d'une partie de secteur d'enduit. Peut être la rouille est colorée ou gris foncé. L'enduit est détérioré probablement mais il est encore intact. Les ailettes sont acceptables pour une remise en service.

Etape 2:

Corrosion initiale démontrée par l'élévation apparente de l'enduit au-dessus de la surface environnante, avec petites boursouflures dispersées apparaissant dans l'enduit. La corrosion de la matière première a commencé.

Accepter ou rejeter le disque est à la discrétion de l'opérateur, basée sur une expérience précédente. Si les ailettes restent en service, l'opérateur doit augmenter des lavages de dessalement et programmer l'endoscopie régulière des ailettes tous les 200 heures.

Etape 3:

Corrosion avancée démontrée par des faisceaux et des boursouflures rompues exposant le matériel nu. Les cratères ainsi formés progressivement s'approfondissent et les surfaces de cratère s'obscurcissent avec l'aspect vitré. Envoyer le disque à un atelier de révision approuvé pour le remplacement d'ailettes.

c. Stator de la turbine libre

c.1. Inspection et vérification

Si l'ensemble du stator est considéré inacceptable pour le service, doit être envoyés vers les ateliers PW pour une éventuelle réparation (Fig IV.24)

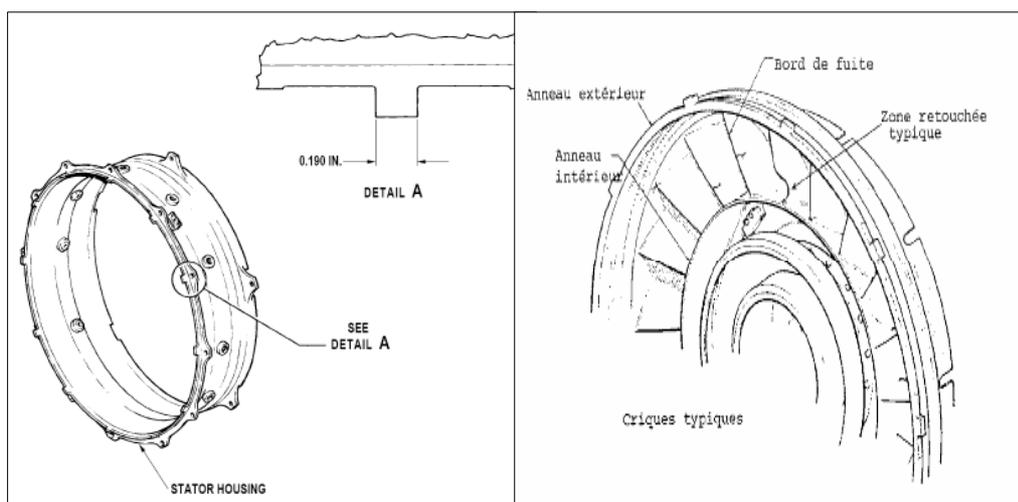


Figure (IV.24) : Inspection de l'aubage turbine libre

Tableau (IV.2) : Inspection du stators de la turbine libre

Nature de l'inspection	Limites de maintien en service	1	2
Aubage			
Criques			
Bords de fuite et d'attaque	0.400" (10 mm) de long sur un nombre d'aubes quelconque	X	X
Anneau extérieur	Une crique à travers toute la longueur de l'anneau est acceptable sur 0.050" (1,27 mm) de large maxi à condition qu'il n'y ait pas de déformations de la face d'étanchéité. Un nombre quelconque de criques très fines non convergentes est acceptable. Les tenons cassés ne sont pas acceptables	X	X
Anneau intérieur	Une crique à travers toute la longueur de l'anneau est acceptable sur 0.020" (0,51mm) de large maxi. Un nombre quelconque de criques très fines non convergentes est acceptable. Les tenons cassés ne sont pas acceptables.	X	X
Erosion ou piqûres			
Profil des aubes	0.250 in2 (1,5 cm2) sur 0.010" (0,25 mm) de profondeur par aube sur un nombre quelconque d'aubes. Les stators dont le bord de fuite a été retouché sont acceptables.		X
Baffle inter étage			
Rivets de fixation	Note : Remplacer les rivets suivant les besoins.		
Anneau de retenue			
(Post SB 72-92) Criques	Non acceptables		

1. Non réparable.

2- Retour en atelier.

c.2. Réparations approuvées

c.2.1. Remplacement des rivets inter-étages (Fig IV.25) :

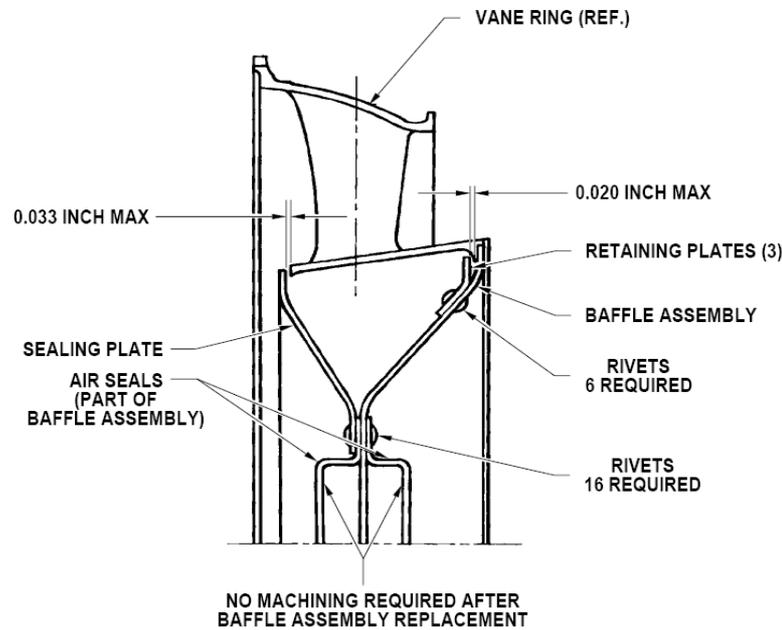


Figure (IV.25) : Remplacement des rivets inter-étages

- enlever les 16 têtes de rivet à la cloison par meulage ou forage, et poinçonner soigneusement les tiges en dehors du rivet avec un chasse-goupille parallèle.
- Enlever le cachetage plat et les deux joints d'air inter-étages de la cloison.
- Enlever les six têtes de rivet et extraire soigneusement les tiges de rivet avec un chasse-goupille parallèle. Enlever la cloison de conservation.
- Installer la cloison avec trois plats de conservation et six rivets. Maintenir les dimensions indiquées.
- localiser les deux joints d'air inter-étage sur la cloison, et placer le plat de cachetage relativement aux dimensions indiquées.
- attacher la cloison avec 16 rivets.

d. Rotor de la turbine Libre

d.1. Inspection et vérification

- Inspecter les fixations de la turbine de puissance pour s'assurer de leur condition et des signes probable de dommages, y compris les entailles, les bosselures et les fissures mineures.

- Inspecter la turbine pour s'assurer de sa condition et des signes de dommages. L'inspection devrait être faite par le visionnement par des ports dans le conduit d'échappement.

- Inspecter le cache portant du numéro 3 (Pre-SB1430). Remplacer le cache si l'évidence de la rotation, les frottements ou l'usure sont notés.

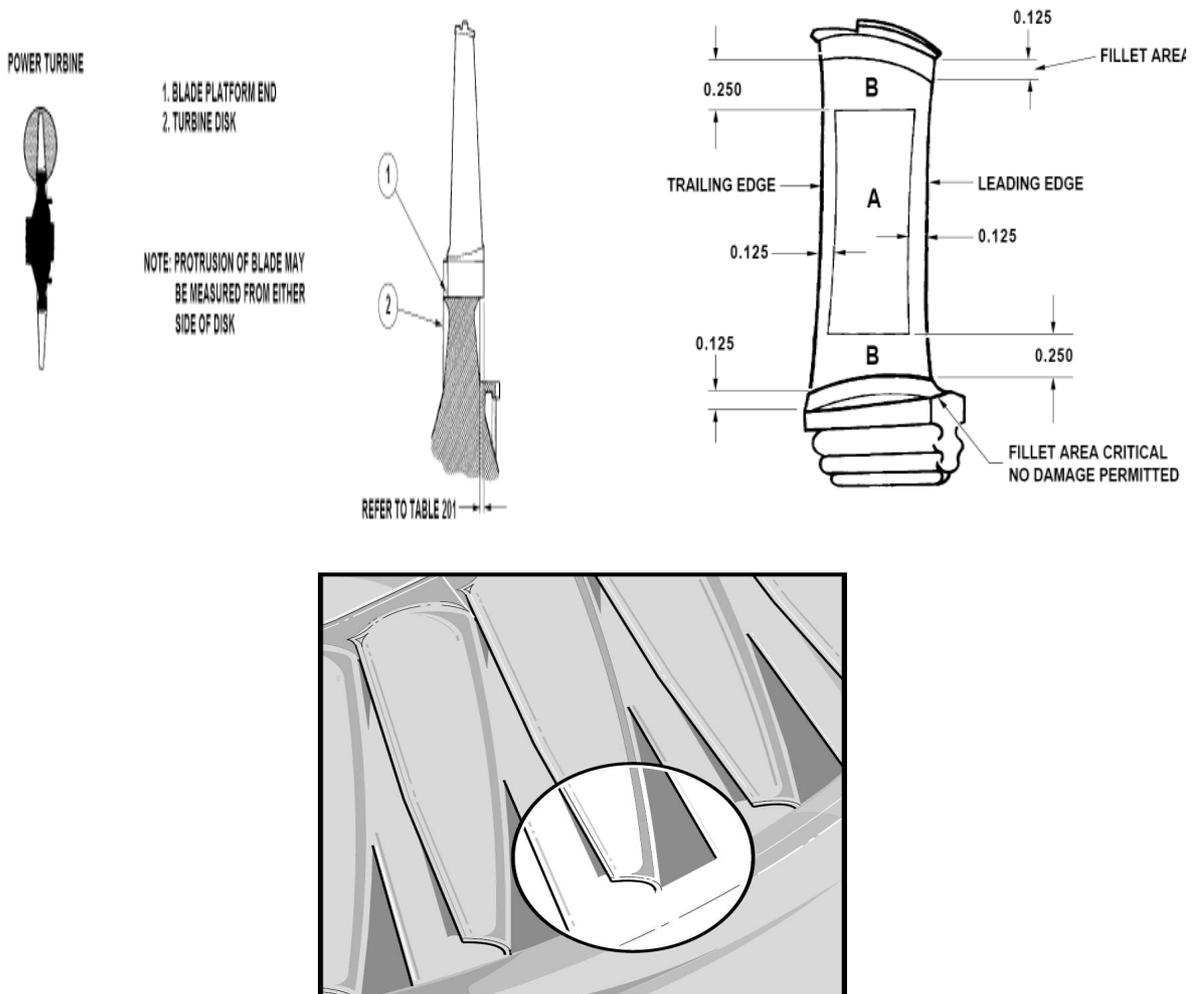


Figure (IV.26) : inspection d'ailette rotor de la turbine libre

Tableau (IV.3) : Inspecter les circuits de refroidissement de l'aubage

Nature de l'inspection	Limites de maintien en service	1	2
Déplacement d'ailettes	Le déplacement du pied d'ailette d'un côté ou de l'autre du disque ne doit pas dépasser 0.005" (0,1mm)	X	X
Mouvement circonférentiel	Mouvement circonférentiel maxi en bout d'ailettes : 0.030" (0,76 mm)	X	X
Mouvement axial	Aucun mouvement axial admis	X	X
Zone A			
Impacts	3 de 0.015" (0,4 mm) de longueur 0.005" (0,1 mm) de profondeur	X	X
Entailles, Piqûres	3 de 0.010" (0,25 mm) de profondeur	X	X
Criques	Inacceptable	X	X
Zone B			
Impacts Entailles Piqûres	1 de 0.020" (0,5 mm) de profondeur	X	X
Bords de fuite et d'attaque			
Impacts			
Entailles Piqûres	1 de 0.020" (0,5 mm) de profondeur	X	X
Criques	Inacceptable	X	X

1- Non réparable

2- retourner l'élément à l'atelier

IV.4.2.3. Inspection de l'injecteur du carburant :

Inspection pour dissymétrie des dépôts de carbone.

a. Essai fonctionnel :

Matériel nécessaire :

Banc 30506

Bouchon adaptateur d'entrée 30530

Dispositif débit 32811

Effectuer l'essai des adaptateurs primaires, secondaires et entrés

Porter progressivement la pression à 12,5 PSI. Un jet correct, sans bavures, ni crachotements doit apparaître à cette pression ou même avant.

Une forme de bulbe (oignon) peut se manifester ou non avant l'ouverture du jet.

Augmenter la pression à 60 PSI. Le volume du jet doit augmenter et se répartir uniformément autour de l'axe de l'orifice. Rebuter si des bavures ou crachotements se manifestent à 12,5PSI ou si les stries dépassent 20% à 60 PSI. Si nécessaire, enlever les dépôts de carbone en brossant doucement l'orifice avec une brosse en poils de bronze ou de nylon mais seulement lorsque le carburant débite à travers l'injecteur.

Pour remplacement éventuel d'un injecteur, opérer comme suit Fixer l'injecteur neuf avec une rondelle frein neuve dans l'adaptateur. Serrage à appliquer 25 à 30 livres pouce. Contrôler l'étanchéité de l'ensemble dispositif CPWA. 30405 sous une pression de 500 PSI (34,5 bars).

Aucune fuite n'est tolérée. Si l'essai est satisfaisant, freiner l'injecteur en rabattant les pattes de la rondelle.

a.1. Contrôle de l'injecteur :

- Bavures
- Entailles

Aucune retouche sur la face des orifices n'est permise.

a.2. Contrôle du fourreau :

- Erosion

Les zones érodées peuvent être polies à condition que l'épaisseur finale du dôme soit de 0.040 au mini (1 mm).

a.3. Contrôle du pion :

- Fixation
- Bavures

b. Contrôle d'étanchéité (Fig IV.27) :

-Installer l'adaptateur dans le montage injecteur vers le plastique. CPWA30405.
Ne pas déloger les joints des rainures d'étanchéité.

-Boucher l'orifice de l'injecteur.

-Boucher les raccords coudés du séparateur de débit et du clapet de drainage. Serrer les bouchons couple.

-Contrôler l'étanchéité entre l'injecteur et l'adaptateur suivant l'une ou l'autre des méthodes :

1. Appliquer une pression d'air ou azote à 500 PSI.
Utiliser le bouchon CPWA 30530.

Immerger dans du solvant.
Aucune fuite permise.

2. Ensemble d'essai de pression équipé d'un mano de 0 à 600 PSI. Appliquer une pression de 500 PSI.

Aucune fuite permise.

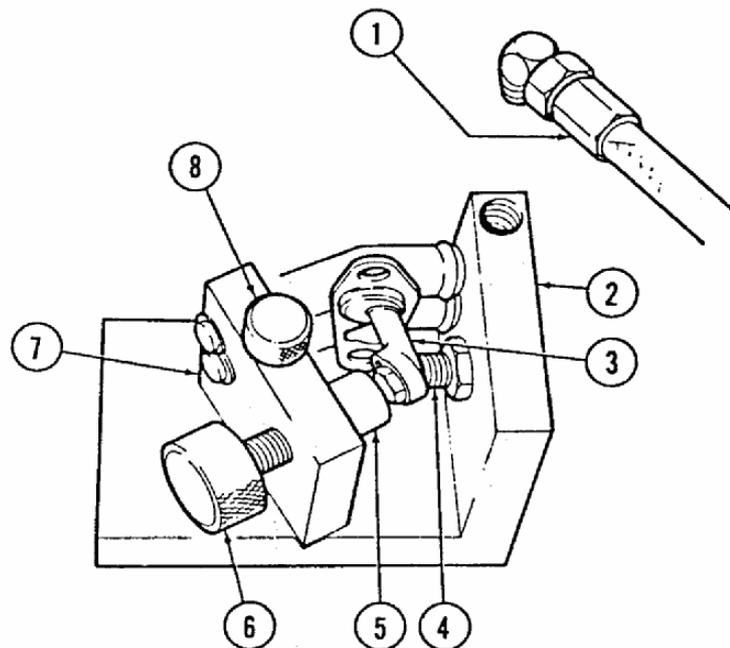


Figure (IV.27) : Adaptateur primaire et secondaire

La légende :

- 1) Tuyau
- 2) Montage d'essai
- 3) Adaptateur et injecteur
- 4) Vis de réglage
- 5) Tampon plastique
- 6) Vis de couple
- 7) socle pivote
- 8) vis pivot

IV.4.2.3. Contrôle dimensionnel des bougies (Fig IV.28) :

Inspection visuelle, usure par frottement, érosion, dépôt de carbone.
Epaisseur mini du dôme 0.040" (1mm).

Contrôle dimensionnel

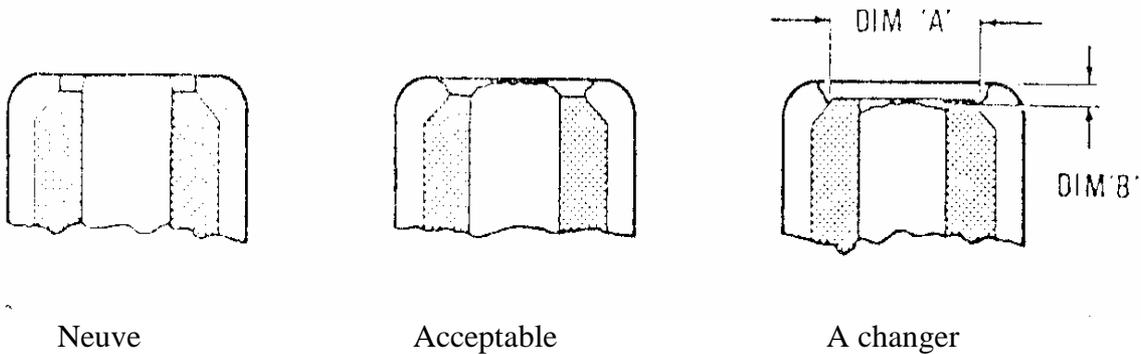


Figure (IV.28) : Contrôle dimensionnel des bougies

Tableau (IV.4) : dimensions du chapeau d'injecteur

PWC PART N°	VENDOR NAME AND PART N°	DIMENSION (inches)	
		"A"	"B"
3014986	Champion : FHE-182	0.3437	0.0312
3014985	Bendix : 10-380700-1	0.2500	0.0310
3024706	A.C : 5611760	0.2750	0.1000
3027280	Champion : CH34055	0.3000	N/A

Anciens modèles distribués sous le P/N 3014981 si elles sont hors tolérances, les remplacer par le modèle le plus récent.

Bibliographie

LES MANUELS:

- ✱ TRAINING SCHOOL NOTES PC-6-B2/H4
- ✱ CUSTOMER TRAINING MANUAL PT6A-27

- ✱ Pratt & Whitney Canada
- ✱ Edition Décembre 2000

LES REFERENCES:

[3]: Le turbopropulseur:

- ✱ Auteur : P.LEPOURRY
- ✱ 3^{eme} édition 1990.

[4]: Moteur d'avion:

- ✱ Auteur : G.JOUGLEUX
- ✱ Edition 1971.

[5]: Dictionnaire Aéro-Technique (Anglais-Français).

- ✱ Auteur : LUIS HENRY
- ✱ 3^{eme} édition 1973.

[6]: Sites d'Internet:

- ✱ www.pilatus.fr. (fiche technique de PILATUS.htm)
- ✱ www.pcw.ca
- ✱ www.canada.fr.