

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE & POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET LA
RECHERCHE SCIENTIFIQUE
UNIVERSITE SAAD DAHLEB BLIDA
INSTITUT D'AERONAUTIQUE
MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

En vue de l'obtention du Diplôme des Etudes Universitaires Appliquées
en Aéronautique
Option : propulsion



Thème



DESCRIPTION TECHNOLOGIQUE MAINTENANCE ET SUIVI DU
TURBOPROPULSEUR PW 127F EQUIPANT L'AÉRONEF
ATR 72-500

Réalisé par :

Mr: ABBAS SID ALI

Mr: KOUBLADJI YACINE

Proposé par :

Promoteur: Mr BELHAMISSI

Co-Promoteur: Mr KBBAB

PROMOTION 2004



Sommaire

INTRODUCTION.....	1
HISTORIQUE.....	2
CHAPITRE I : GENERALITES	
1.1 Rôle d'un propulseur.....	3
# 1.2 Différents type de propulseurs.....	3
1.2.1. Moteurs à propulsion directe.....	3
1.2.2. Moteurs à propulsion indirecte.....	3
1.3. Différents types de turbopropulseurs.....	4
1.3.1. Principe général de fonctionnement.....	4
* 1.3.2. GTP à turbines liées.....	5
* 1.3.3. GTP à turbines libres.....	5
1.3.4. Le GTP mixte.....	6
1.3.5. Expression de la puissance sur arbre.....	7
1.3.6. Notion de puissance spécifique W_{sp}	7
1.3.7. Notion de puissance massique W_m	7
1.3.8. Notion de puissance équivalente W_{eq}	8
1.3.9. Consommation spécifique C_{sp}	8
1.3.10. Expression du rendement global GTP.....	8
1.3.11. Expression du rendement hélice.....	10
1.3.12. Rendement de l'ensemble moteur hélice.....	10
II. Le générateur de gaz	
II.1. l'entrée d'air.....	11
II.2. Le compresseur.....	13
II.2.1. Le compresseur centrifuge.....	13
II.2.2. Compresseur axial.....	14
II.2.3. Instabilité du compresseur.....	15
II.3. La chambre de combustion.....	16
II.4. Les turbines.....	17
II.5. Les tuyères.....	18
II.5.1. Description.....	18
II.6. Carter d'accessoires (A.G.B).....	18
II.7. Le circuit d'huile.....	19
II.8. CIRCUIT CARBURANT.....	20
II.8.1. Les essences aviation.....	20

III.4. Performances GTP.....	21
III.4.1. Généralités.....	21
III.5. Conduite GTP.....	22
III.6. Utilisation GTP.....	22
III.6.1. Généralités.....	22
III.6.2. Couple maxi décollage.....	23

CHAPITRE II : DESCRIPTION TECHNOLOGIQUE DU MOTEUR PW127F.

✧ II.1 PRESENTATION DE L'AVION ATR 72-500.....	24
II.1.1 INTRODUCTION.....	24
✧ II.1.2 CARACTERISTIQUES DE L'AERONEF.....	24
II.1.2 PRESENTATION DU GROUPE TURBOPROPULSEUR PW127F.....	25
✧ II.1.2.1 INTRODUCTION.....	25
✧ II.2.1 CARACTERISTIQUE DU MOTEUR.....	25
✧ II.3. DESCRIPTION GENERALE.....	25
II.3.1 STATIONS DE PRESSION ET DE TEMPERATURE.....	28
II.3.2. Les capots moteurs.....	29
II.3.3. L'échappement moteur.....	33
II.3.4. Système sécurité et précomptions moteur.....	33
II.3.5. Description des modules moteur.....	33
II.3.6 Les supports moteurs.....	34
II.3.7. Le système anti-feux.....	37
II.3.8 Les Harnes électrique moteur.....	38
II.3.9 Les drains moteurs.....	39
II.4 Description moteur.....	41
II.4.1. La section d'admission d'air.....	41
II.4.2. La section du compresseur et la boîte a engrenage d'accessoire	41
II.4.3. Section de combustion.....	41
II.4.4. Section turbine.....	43
II.4.5 Description de la boîte a engrenage de réduction RGB.....	43
II.4.6 L'HELICE.....	45
II.1 DIFFERENTS SYSETMES DU MOTEUR PW127F.....	47
II.1.1 LE SYSTEME CARBURANT.....	47
II.1.1.2 Description du control carburant moteur.....	47
II.1.1.3 Description du filtre et radiateur carburant.....	49
II.1.1.4 La description de la pompe carburant.....	49
II.1.1.5 Description de l'unité hydromécanique HMU.....	50

II.I.1.6 Description du control électronique moteur EEC.....	51
II.I.1.7 Le débit mètre et usage indicateur.....	52
II.I.1.8 Opération d'échangeur de chaleur FCOC.....	53
II.I.1.9 Description du diviseur et la valve de décharge.....	54
II.I.1.10 Opération de diviseur et la valve de décharge.....	55
II.I.1.11 Description de la fermeture de la valve de carburant HP.....	56
II.I.1.12 Buses carburant.....	57
II.I.1.13 Réservoir de drainage carburant.....	58
II.I.1.14 Description d'indicateur FF/FU.....	58
II.I.1.15 Description d'indicateur de colmatage.....	59
II.I.1.16 Description d'indicateur de température.....	60
II.II SYSTEME D'HUILE.....	62
II.II.1 Description du circuit d'huile.....	62
II.II.2 FONCTIONEMENT DE SYSTEME D'HUILE.....	62
II.II.3 Description du réservoir d'huile principal.....	64
II.II.4 Description de pompe de bourrage d'huile.....	65
II.II.5 Description de la valve de soulagement de pression.....	66
II.II.6 Description de rafraîchisseur d'huile par de l'air frais ACOC.....	66
II.II.7 Description du système flapes.....	66
II.II.8 Description de la valve de régulation de pression.....	67
II.II.9 Description du rafraîchisseur d'huile par carburant (échangeur de chaleur) FCOC.....	67
II.II.10 Description de la soupape de retenue.....	68
II.II.11 Description du système de la soufflante d'air (dégazage).....	68
II.II.12 Description du transmetteur de pression d'huile.....	69
II.II.13 Description des commutateurs de basse pression.....	69
II.II.14 Description de la sonde de température d'huile.....	70
II.II.15 Description d'indicateur de température de pression d'huile.....	70
II.III SYSTEME D'ALLUMAGE ET DEMERRAGE.....	71
II.III.1 DESCRIPTION D'ALLUMAGE ET DEMARRAGE.....	71
II.III.2 DESCRIPTION D'EXCITEUR D'ALLUMAGE.....	72
II.III.3 DESCRIPTION DES ALLUMEURS.....	73
II.III.4 DESCRIPTION DES RÔLES PRINCIPAUX DU HAUTE VOLTAGE.....	74
II.IV. INDICATION.....	75
II.IV.1.DESCRPTION D'INDICATION.....	75

II.IV.2 DESCRIPTION D'INDICATEUR ET CAPTEUR DU COUPLE MOTEUR.....	77
II.IV.3 DESCRIPTION D'INDICATION ITT Et THERMOCOUPLE	77
II.IV.4 DESCRIPTION DES INDICATEURS ET CAPTEURS NH ET NL.....	78
II.V SYSTEME D'AIR.....	80
II.V.1.Description du système d'air moteur.....	80
II.V.2 Le système d'air moteur.....	80
II.V.3 Description de ventilation nacelle.....	80
II.V.4 DESCRIPTIPON DE VENTILATION MOTEUR.....	81
II.V.5 P 2,5 LA VALVE DE RETENUE.....	82
II.V.6 LA VALVE D'INTERRUPTION D'AIR.....	82
II.V.7 DESCRIPTION DE LA VALVE DE MANOEUVRE FUIITE HBV.....	83
II.VI LES COMMANDES DU CONTROL MOTEUR.....	84
II.VI.1 Description du control moteur.....	84
II.VI.2 Description des étirements des câbles.....	86
II.VI.3 Description du module de ralenti.....	87

CHAPITRE III : FONCTIONNEMENT DU MOTEUR PW 127F

III.FONCTIONNEMENT DU MOTEUR PW 127F.....	99
III.1.PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT DU MOTEUR PW 127F.....	89
III.2.COMMANDE DES ACCESSOIRES.....	89
III.3 SYSTEME DE COMMANDE HELICE.....	91
III.3.1.FONCTIONNEMENT D'HELICE.....	91
III.4.LA MISE EN DRAPEAU D'HELICE.....	93
III.5.LES SURVITESSES HELICE.....	93
III.6.LE FREIN HELICE	93
III.7 OPÉRATION DU DEMARRAGE MOTEUR.....	94
III.8 LES DONNEES D'ENTREES AVION.....	96
III.9LES DONNES DES SYSTÈMES DE CONTROLES ET INDICATIONS MOTEUR.....	96

CHAPITRE IV : MAINTENANCE & SUIVI MOTEUR PW127F

IV. la Maintenance DU MOTEUR PW127.....	99
IV.1 - Généralités sur la Maintenance (Programme d'entretien).....	99
IV.2.Analyse des moteurs.....	99

IV.3.METHODE D'ENTRETIEN MOTEUR.....	101
IV.4 INSPECTION NON PROGRAMMEE.....	102
IV.4.1 SURVITESSE AU- DESSUS DES LIMITES.....	102
IV.4.2 TEMPERATURE EXCESSIVE	102
IV.4.3 INGESTION DES MATERIAUX DURES (PIERRES, VIS, Outils...),.....	102
IV.4.4 INGESTION D'IMPACTS DES OBJETS EXTERIEUR DOUX.....	102
IV.4.5 STOPPAGE SOUDAIN D'HELICE.....	102
IV.4.6 LES IMPACTS D'HELICE CAUSANT LE DOMMAGE STRUCTURAL DES PALES.....	103
IV.4.7 BAISSSE OU PERTE DE LA PRESSION D'HUILE.....	103
IV.4.8 CARBURANT DANS LE SYSTEME D'HUILE.....	104
IV.5 INSPECTION / VERIFICATION MOTEUR.....	104
IV.5.1 DUREES DE VIE DES COMPOSANTES DE ROTOR.....	104
IV.5.2 DOMMAGES CAUSES PAR LES OBJETS ETRANGERS (FOD) AUX COMPRESSEURS HP ET LP.....	104
IV.5.4. La description du boroscope.....	105
IV.5.5.ADAPTEUR DE COTE DE VISIONNEMNT.....	106
IV.5.5.1 Source de lumière.....	106
IV.5.5.2 Caméra (appareil photo).....	106
IV.5.5.3 Tubes de guidage.....	107
1. Inspection par l'entrée d'air.....	107
1.2. Inspection à travers l'orifice d'entrée d'air.....	107
1.3. Inspection par l'orifice du conduit de sortie diffuseur.....	107
2. Inspection boroscopique du compresseur HP.....	109
3. Inspection d'assemblage enveloppe de la chambre de combustion, stator et les ailettes de la turbine HP.....	110
3.1. Les aubes de la turbine BP et l'assemblage stator.....	112
3.2. Inspection boroscopique de l'assemblage stator et les aubes du 1 ^{ère} de la turbine libre.....	113
3.3. Inspection des ailettes du 2 ^{ème} étage de la turbine libre.....	114
3.4. Inspection à travers la conduite d'échappement (ailettes du 2 ^{ème} étage de la turbine libre et l'anneau stator).....	114
4.1. Inspection de l'arbre d'entée RGB et le 1 ^{er} étage hélicoïdal.....	117
4.2. Inspection du pignon de 2 ^{ème} étage RGB.....	118
5.1 Inspection des sections chaudes (HSI).....	118
5.2. Chambre de combustion.....	118

5.3. Enveloppe interne de la chambre de combustion.....	119
5.4. Aube de la turbine HP.....	119
5.5. Stator du 1 ^{er} et 2 ^{eme} étage de la turbine libre.....	121
5.6. Ailette du première et deuxième étage de la turbine libre.....	121
IV.5 SUIVI MOTEUR (COMPANNIE AIR ALGERIE).....	122
Conclusion	125

LISTES DES FIGURES

CHAPITRE II

Figure (2) : les capots moteur.....	29
Figure (3) : la structure des capots.....	30
Figure (8) : la boîte sous l'aile.....	31
Figure (4) : les capots moteur et système d'échappement.....	32
Figure (5) : l'échappement moteur.....	33
Figure (6) : modules du moteur.....	34
Figure (7) : les supports moteur.....	35
Figure (8) : les supports a choc.....	36
Figure (9) : système de compensation du couple.....	37
Figure (10) : le système anti-feu.....	37
Figure (11) : les Harnes moteur.....	38
Figure (12) : les drains moteur.....	40
Figure (13) : la section d'admission d'air.....	41
Figure (14) : la section de combustion.....	42
Figure (15) : la section turbines.....	43
Figure (16) : la boîte a engrenages de réduction RGB.....	44
Figure (II.4.6) : L'hélice du PW127F de l'ATR72.....	46
Figure (17) : système de control carburant.....	48
Figure (18) : bloc filtre et radiateur carburant.....	49
Figure (19) : la pompe carburant.....	50
Figure (20) : l'unité hydromécanique HMU.....	51
Figure (21) : l'unité de control électronique du moteur EEC.....	52
Figure (21) : le débit mètre carburant.....	53
Figure (22) : l'échangeur de chaleur FCOC.....	54
Figure (23) : le diviseur carburant.....	55
Figure (24) : la coupe de diviseur carburant.....	55
Figure (25) : la valve de fermeture carburant.....	56
Figure (26) : les buses carburant.....	57
Figure (27) : réservoir de drainage carburant.....	58
Figure (28) : l'indicateur FF/FU.....	59
Figure (29) : l'indicateur de colmatage.....	60
Figure (30-b) : la sonde de température.....	61
Figure (30-a) : l'indicateur de température.....	61
Figure (31) : le circuit d'huile moteur.....	64
Figure (32) : le réservoir d'huile.....	65
Figure (33) : la pompe de bourrage d'huile.....	65
Figure (34) : le rafraîchisseur d'huile ACOC.....	66
Figure (35) : le système flapes.....	67
Figure (36) : la valve de régulation de pression.....	67
Figure (37) : la soupape de retenue.....	68
Figure (38) : système de dégazage.....	68
Figure (39) : transmetteur de pression d'huile.....	69
Figure (40) : commutateur de basse pression d'huile.....	69

Figure (41) : la sonde de température d'huile.....	70
Figure (42) : indicateur de température et pression d'huile.....	70
Figure (43) : les panneaux de démarrage moteur.....	71
Figure (44) : les exciteurs d'allumage.....	72
Figure (45) : l'allumeur.....	73
Figure (46) : installation du haut voltage.....	74
Figure (47) : les indications moteur.....	76
Figure (48) : capteur de couple moteur.....	77
Figure (49) : capteur ITT.....	78
Figure (50) : les capteur de vitesse Nh et NL.....	79
Figure (51) : système d'air moteur.....	80
Figure (52) : système de ventilation moteur.....	82
Figure (53) : la valve d'interruption d'air.....	83
Figure (54) : la valve de manœuvre fuite.....	83
Figure (55-a) : système control moteur.....	84
Figure (55-b).....	84
Figure (56) : les câbles d'étirement.....	86
Figure (57) : module de ralentic.....	87
Figure (58) : schéma de module de ralentic.....	88

CHAPITRE III

Figure (III.2) : pignons d'entraînement des accessoires.....	90
Figure (III.3) : les leviers de condition.....	92
Figure (III.4) : le panneau IDLE.....	92
Figure (III.5) : PWR MGT.....	93
Figure (III.6a) : ENG START.....	95
Figure (III.6b) : ENG START.....	97
Figure (III.7) : le panneau des indicateurs moteur.....	98

CHAPITRE IV

Schéma principal des éléments moteur.....	105
Figure (IV-1a) : adaptateur de cote visionnement.....	106
Figure (IV-1b) : Inspection a travers l'orifice du carter d'entrée d'air.....	108
Figure (IV-2) : Inspection boroscopique du compresseur BP.....	109
Figure (IV-4) : Inspection boroscopique du compresseur HP.....	110
Figure (IV-5) : Inspection d'assemblage enveloppe de la de combustion.....	111
Figure (IV-6) : Inspection boroscopique du stator et des ailettes turbine HP.....	112
Figures (IV-7) : Inspection boroscopique des ailettes de la turbine HP et l'assemblage stator.....	113

Figure (IV-8) : Inspection boroscopique de l'assemblage stator et les aubes du 1 ^{er} étage de la turbine libre.....	115
Figure (IV-9) : Inspection boroscopique des ailettes du 2 ^{ème} étage de la tub lib.....	116
Figure (IV-10) : Couvercle d'orifice d'inspection des pignons d'arbre et de l'entrée RGB 1 ^{er} étage hélicoïdal.....	117
Figure (IV-11) : Inspection du pignon d'arbre intermédiaire.....	118
Figure (IV-12) : Extrémité d'ailette peut être réparé.....	119
Figure (IV-13) : Limites du dommage de la turbine HP.....	120
Figure (IV-14) : Dommages de la platc-forme de la turbine HP.....	121



REMERCIEMENTS

En premier lieu, nous tenons à manifester notre louange à Dieu par aisance et excellence, veuille-t-il nous guider toujours dans le droit chemin.

Durant la réalisation de ce travail, nous étions entourés et guidés par plusieurs personnes, Ingénieurs, Techniciens et Enseignants, qui nous ont fait de leur savoir et expériences pour surmonter le nombre de difficultés que nous avons rencontrés.

Au terme de ce travail;

Notre promoteur Mr BELHAMISSI, le co-promoteur Mr KBBAB et Mr HOUARI qui ont été à l'origine de ce travail et qui ont accepté de nous diriger. Qu'ils veulent bien accepter l'expression de notre gratitude et le témoignage de notre profonde reconnaissance, notre respect et notre estime pour leur disponibilité pendant la réalisation de ce travail.

Les enseignants qui ont contribué à notre formation et qui ont accepté de juger ce travail : Mr ZEBICHE (président)

Mr ELBECHRI (examinateur)

Melle HAYETE (examinatrice)

Nous tenons à remercier le personnel technique d'AIR ALGERIE, notamment Mr M.R.HOUARI, Melle AICHA et toute l'équipe de propulsion et de l'INGENIERING sans exception NADIA, HICHAM, FARID, SID-ALI, YASMINA.....

Sans oublier de remercier chaleureusement la famille HELLAL pour son hospitalité, son soutien et sa gentillesse, tous nos amis (es) et toutes les personnes ayant participé de près ou de loin pour la réalisation de ce modeste travail.

Sid Ali & Yacine

Dédicaces

Avant tous je tiens à dédier ce modeste travail à la mémoire de tous ceux qui ont consacré leurs vies au service de la science.

Comme je dédie également

- ✦ A mes parents qui m'ont encouragé à donner le meilleur de moi-même. Que dieu me les protège et me les garde;
- ✦ A mes grands parents;
- ✦ A mon grand frère BELKACEM et sa petite famille pour son soutien moral et qu'il trouve ici le témoignage de ma gratitude et mon respect;
- ✦ A mon grand frère MOUHAMED et sa petite famille;
- ✦ A ma petite sœur et son mari;
- ✦ A mes très chères sœur et frère;
- ✦ A toute la famille son exception;
- ✦ A mes meilleurs amis HAMOUDE, FOUZI, PUFF TAHAR, ZIGHI, MAIIFOU, DAYHEN, BOULAHYA, REDOUANE, SAID, RAFIK.D.CHAIB, MEROUANE;
- ✦ A toutes mes amies : GHANIA, HADJIRA, MARIA, HANA,
- ✦ KAHINA, LAMIA, toute la promotion Aéronautique 2004 et tout ceux qui me sont chers.

SIDALI

"Notre ennemie dans l'étude c'est la souffrance. Quiconque veut réellement apprendre doit commencer à sen débarrasser.

S'instruire sans jamais s'estimer satisfait et enseigner sans jamais s'estimer se lasser. Telle doit être notre attitude".

MAO' Tsé-Toung

Remerciements

Je dédie ce modeste travail

- ✦ **A mes chers parents qui sont prêts à tout faire pour nous voir réussir dans la vie, que dieu me les protège ;**
- ✦ **A ma sœur YASMINA que dieu me donne le courage et l'occasion de lui témoigner ma reconnaissance ;**
- ✦ **A mon cher cousin frère MOUHAMED pour son soutien, qu'il trouve ici le témoignage de ma gratitude et mon respect ;**
- ✦ **A toute la famille son exception ;**
- ✦ **A tous mes amis surtout : GUECHGUECHE, SID ALI2, FARID, SAMIR, HAMOUDE, FOUZI, PUFF TAHAR, ZIGHI, MAHFOUD, DAYHEN, BOULAHYA, REDOUANE, SAID, RAFIK.D.CHAIB, MEROUANE;**
- ✦ **A toute la promotion Aéronautique 2004 ;**
- ✦ **A tous ceux qui me sont chers et que j'ai oublié de citer ici.**

YACINE

HISTORIQUE

HISTORIQUE



La construction de l'avion ATR (avion de transport régional) a été lancée en octobre 1981 en réponse à une demande nouvellement signalée d'industrie d'un avion Régional de 64 à 74 sièges, avec les conditions spécifiques recherchés :

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

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

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

Les résultats de leurs travaux ont donné naissances de l'ATR42 et l'ATR72 les nominations 42 et 72 sont dérivées de leur nombre de places.

- Les sections du fuselage et les gouvernes de direction sont établis par ALENIA à NAPLES (Italie).
- Les ailes et les nacelles du moteur sont construites par aérospatiale à NASAIRE (France).
- Les groupes turbopropulseurs sont construits par PRATT et WHITNEY de canada.
- Les hélices sont construis par HAMILTON-STANDART.

Toutes ces composantes sont alors transportées à Toulouse (France) pour l'assemblage final et l'essai en vol.

Vers la fin de 2001, 616 avion ont été délivré à partir de 652 qui on été commandé. (256 du type ATR72, 360 du type ATR42), ceci présente 67 % de la part du marché mondial en ce qui concerne les turbopropulseurs dont le nombre de sièges varie de 40 à 70 sièges.

INTRODUCTION

Introduction

L'objectif principal requis par toute compagnie est de produire de la qualité et le bon fonctionnement tout en assurant la fiabilité et les bénéfices. Pour cela, il est nécessaire de s'assurer à tous les stades de chaîne de fabrication des éléments et les assemblages des systèmes.

Pour qu'un aéronef puisse prendre son envol, il faut lui communiquer, pendant sa course de décollage une vitesse, afin que naisse sur sa structure (voilure, fuselage) une résultante aérodynamique \vec{R} .

Sur les turbopropulseurs, les turbines basse pression prélèvent le maximum d'énergie thermique sur les gaz qui les traversent, qu'elles transforment en couple moteur afin d'entraîner une hélice; notre avion l'ATR72-500 est doté par deux turbopropulseurs.

Cette étude est précieuse pour un technicien supérieur même si elle ne permet pas d'atteindre complètement la totalité des savoirs.

CHAPITRE I : GENERALITES

GENERALITES

I.1. Rôle d'un propulseur :

Nous savons que pour obtenir un bon rendement de propulsion, il faut utiliser un "réacteur" qui accélère peu et un grand débit d'air. Il y a donc tout intérêt à l'utiliser pour propulser les avions volant à basse vitesse (le rendement de propulsion de l'hélice est de l'ordre de 80% mais diminue rapidement aux grandes vitesses de vol)

Le turbopropulseur est un moteur thermique appartenant à la catégorie des propulseurs indirects, il est caractérisé par un générateur de gaz (ensemble compresseur, chambre de combustion, turbine entraînant le compresseur) associé à des turbines dont le rôle est de transformer l'énergie de pression développée par le générateur en énergie mécanique. Ce travail mécanique est ensuite traduit en énergie propulsive par l'hélice. Le couple développé par les turbines étant relativement faible.

Un réducteur (ensemble de roues dentées) est interposé entre l'hélice et l'arbre de puissance; ce qui permet d'accroître le couple hélice et de réduire son régime de rotation.

I.2. Différents types de propulseurs :

I.2.1. Moteurs à propulsion directe :

Ces moteurs sont ainsi nommés car ils produisent directement une force; qu'on appelle la poussée; celle-ci s'exprime en newton ou déca newton (daN). Dans cette grande famille de moteurs, sont rassemblés :

- Les Groupes Turbo Réacteurs dont l'appellation courante est G.T.R.
- Les statoréacteurs et les moteurs fusées (moteurs ne figurant pas au programme).

Tous les GTR peuvent être représentés par le schéma ci-dessous, sur lequel la force ou la poussée produite par le moteur est dirigée dans le même sens que le déplacement avion (moteur fonctionnement).

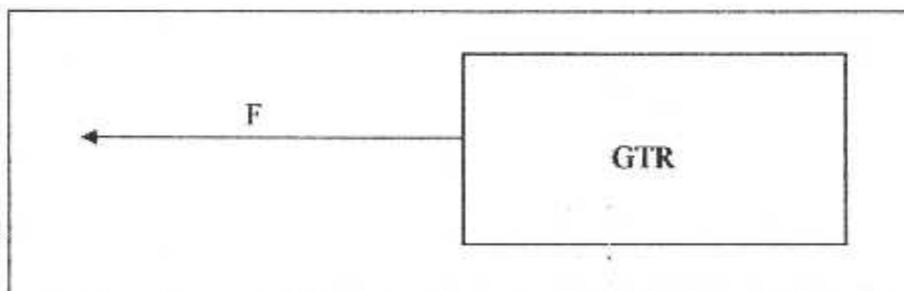


Fig.1

I.2.2. Moteurs à propulsion indirecte :

Ces moteurs sont ainsi nommés car ils ne produisent pas directement une force, mais délivrent une puissance sur arbre (W/a) ; qui s'exprime en watts ou kilowatts (KW). Cette puissance sur arbre est ensuite convertie en puissance propulsive par un organe assurant la production d'une traction Th (force) : l'hélice. Ces moteurs se subdivisent en deux catégories bien distinctes :

- Les **Groupes Moteurs à Pistons** dont l'appellation usuelle est **GMP**.
- Les **Groupes Turbo Propulseurs** plus couramment appelés **GTP**.

Soit le schéma suivant :

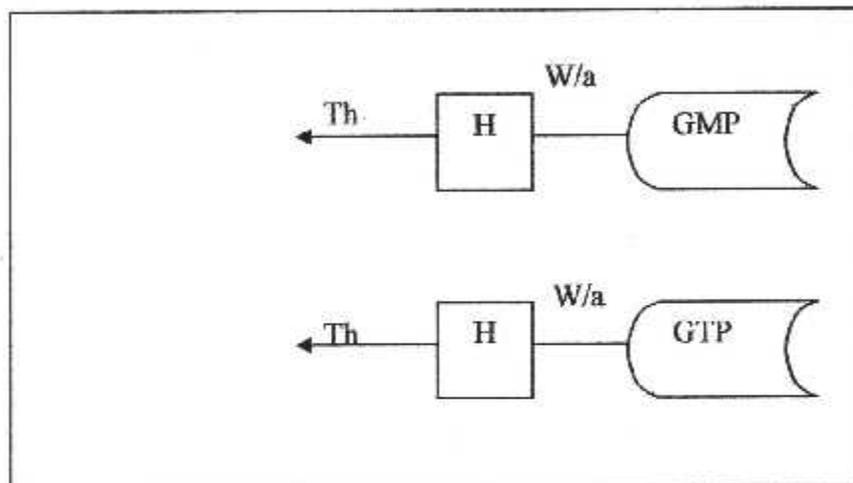


Fig. 2

- Remarque :

Ces moteurs ont, comme nous venons de le voir des caractéristiques différentes ; soit une force, soit une puissance sur arbre. Quelles que soient les conditions de vol (décollage, montée, croisière, descente) ; il faut maintenir l'aéronef dans son domaine de vol, ce qui nécessite la connaissance (quelles que soient ces conditions) de la caractéristique du moteur afin de pouvoir le faire fonctionner.

I.3. Différents types de turbopropulseurs :

I.3.1. Principe général de fonctionnement :

L'ensemble compresseur, chambre de combustion, turbine est appelé **générateur de gaz**. Les gaz, que sortent du générateur possèdent une énergie de pression qui est convertie en puissance sur arbre par d'autres étages des turbines appelées **TURBINES DE TRAVAIL**. Ces turbines tournent à des vitesses trop élevées pour une hélice ; les motoristes installent donc un réducteur dont le rôle est de transmettre la puissance des turbines de travail à l'hélice. Tout en diminuant leur vitesse de rotation, ce qui permet d'accroître le couple sur l'arbre qui porte hélice. Ces moteurs sont donc caractérisés par un couple et un régime.

Suivant la liaison entre la turbine générateur et les turbines de travail on distingue plusieurs types de turbopropulseurs.

I.3.2. GTP à turbines liées :

Sur ce type de moteur, les turbines de travail sont liées mécaniquement au générateur, le générateur et l'hélice ne forment qu'un seul mobile, soit le schéma suivant :

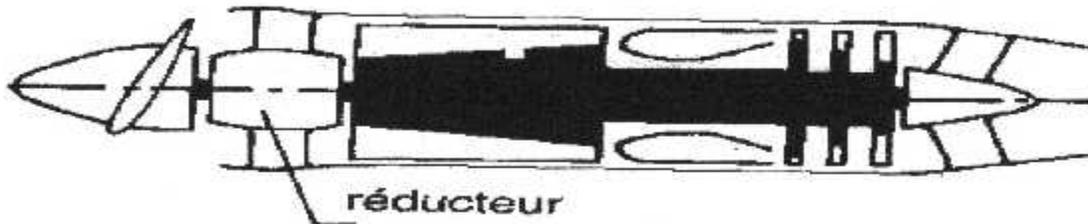


fig.3

Parmi les GTP répondant à ce type nous pouvons citer :

- L'ALLISON T56 (constructeur américain), équipant les C130 Hercules et le Super Guppy, développant en conditions standard niveau de la mer une $W/a = 3\,420$ kW.
- Le DART 532 (ROLLS-ROYCE), avionné sur FOKKER 27 développant une W/a de $1\,442$ kW.
- Le BASTON IV (TURBOMECA, équipant les N 262, fournissant une W/a de 735 kW.

Ces deux derniers moteurs, sont équipés de compresseurs centrifuges et leurs générateurs tournent à des vitesses de rotation élevées ($15\,000$ tr/min à n max pour FK 27 ; $33\,500$ tr/min à N max pour Bastan)

I.3.3. GTP à turbines libres :

Pour ce type de moteur le générateur est bien dissocié des turbines de travail, ce moteur est caractérisé par au moins deux mobiles, le mobiles générateur en un ou plusieurs corps (ensemble compresseur- turbine) et les turbines de travail entraînant l'hélice par l'intermédiaire du réducteur soit le schéma suivant :

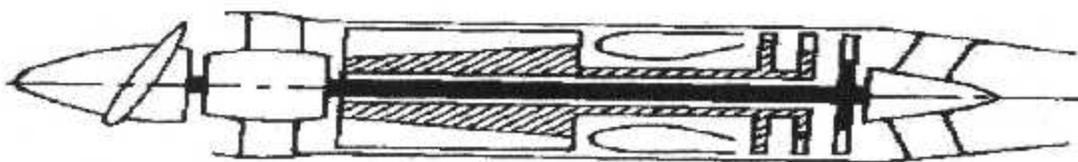


fig.4

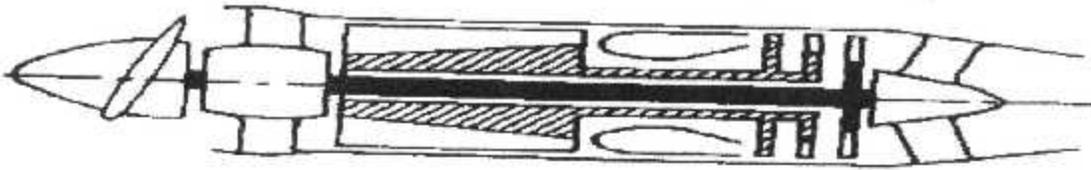


fig.4

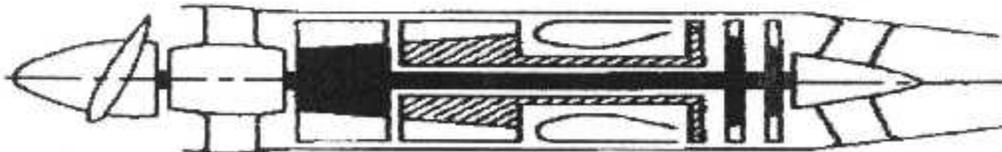
Parmi ces moteurs nous pouvons citer :

- La famille PT6, constructeur Pratt et Whitney, dont la version PT 6 A41 équipe le Beachcraft King AIR 200 et développe une puissance sur arbre de 633 kW. Le générateur à NG max tournant à 37 500 tr/min, la turbine libre tournant à un régime NTL de 30 000 tr/min : l'hélice à 2 000 tr/min.
- Le PW 120, (Pratt et Whitney) équipant l'ATR 42 dont le générateur est double corps développant en conditions standard, une W/a de 1 490 kW, NHP = 33 000 tr/min, NBP = 27 000 tr/min.
- Le turbo moteur MALIKA, (TURBOMECA) avionné sur hélicoptère SUPER-PUMA, dont les caractéristiques principales sont : W/a = 1 400 kW ; NG = 33 500 tr/min ; NTL = 24 000 tr/min.

Sur ce type de moteur, et afin d'entraîner le rotor d'hélicoptère (très grand diamètre), il est nécessaire d'adjoindre un réducteur supplémentaire appelé boîte de transmission principale, car la vitesse de rotation du rotor est faible de 200 à 300 tr/min.

I.3.4. Le GTP mixte :

Afin d'accroître la puissance sur arbre, les compresseurs axiaux sont utilisés, mais leur forte inertie amène les motoristes à les concevoir sous forme de double corps. Le compresseur BP peut alors être entraîné par les tribunes de travail ; la variation de calage de l'hélice permette alors d'optimiser le régime de rotation du compresseur basse pression, les turbines de travail entraînent donc le compresseur BP et l'hélice par l'intermédiaire du réducteur soient le schéma suivant:



(fig.5)

Le seul représentant de ce types de moteur est le TYNE du motoriste ROLLS-ROYCE, avionné sur les C 160 Transall et le Breguet 1 150 ATLANTIC dont la puissance sur arbre

point fixe, conditions standard est de 4 225 (kW) à 15 250 (tr/min) régime turbine libre, c'est le plus puissant turbopropulseur.

1.3.5. Expression de la puissance sur arbre :

La puissance sur arbre est de la forme $W/a = C \varpi$ avec C = couple et ϖ vitesse angulaire de l'arbre porte hélice ; entre la vitesse angulaire exprimée en radians par seconde et la vitesse de rotation exprimée en tours par minute, nous avons la relation suivante :

$\varpi = (2\pi / 60). N$; W/a s'écrit alors :

$$W/a = (2\pi / 60) C. NH$$

Avec:

NH = régime de rotation hélice.

C = couple arbre porte hélice.

Dans cette relation, W/a est exprimée en watts ; C en mètre- newton, NH en tous par minute. Notons que cette relation est également valable pour un moteur à pistons ; nous retiendrons la forme générale :

$$W/a = kC. NH$$

1.3.6. Notion de puissance spécifique W_{sp} :

Par analogie au turboréacteur, la puissance spécifique est le rapport de la puissance sur arbre rapportée aux débits masse le traversant soit :

$$W_{sp} = \frac{W/a}{m_a + m_c} = \frac{W/a}{m_a}$$

Unité : kW/kg sec⁻¹

Ordre de grandeur = 200 kW/kg s⁻¹

(Point fixe, conditions standard)

Comme pour les GTR, cette notion permet de comparer les GTP entre eux.

1.3.7. Notion de puissance massique W_m :

Par définition, c'est le rapport de la puissance sur arbre rapportée à la masse du moteur soit :

$$WM = \frac{W/a}{\text{masse}} ; \text{unité : kW / kg}$$

Cette notion est commune au GTP et au GMP, et permet donc leur comparaison.

1.3.8. Notion de puissance équivalente : Weq

Sur les GTP, bien que les motoristes essaient de récupérer le maximum de puissance sur les turbines de travail, la variation de vitesse du débit d'air traversant le moteur génère une faible poussée appelée poussée résiduelle Fr. soit Vo la vitesse de déplacement du GTP, cette poussée résiduelle crée une puissance ayant pour expression Fr.Vo. La puissance totale du GTP ou puissance équivalente sera la somme de la puissance sur arbre et de celle due à la poussée résiduelle soit :

$$Weq = W/a + \frac{Fr. Vo}{1000}$$

Avec Weq exprimée en kW; W/a en kW, Fr en newton Vo en m/sec. Néanmoins comme cette poussée résiduelle est faible et que les motoristes ne communiquent pas la variation de celle-ci en fonction des conditions de vol.

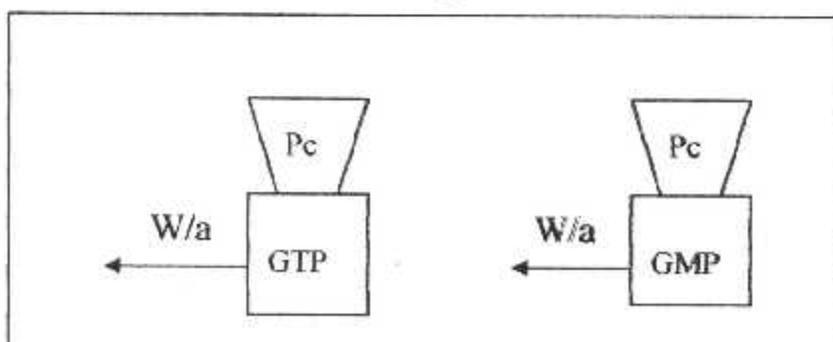
1.3.9. Consommation spécifique Csp :

Nous rappellerons simplement l'ordre de grandeur de ce paramètre au point fixe ;

$$Csp = 0.27 \text{ à } 0.35 \text{ kg/h.kW}$$

Cet ordre de grandeur est sensiblement le même pour les GMP.

1.3.10. Expression du rendement global GTP :



Par définition, le rendement d'une machine « M » est le rapport de la puissance de sortie à la puissance d'entrée. Pour les moteurs thermiques, la puissance d'entrée est la puissance calorifique P_c , la puissance de sortie pour un GTP ou GMP est la puissance sur arbre W/a soit :

$$\eta_g = \frac{W/a}{P_c} ; \text{ Or } P_c = m_c \cdot Q_c$$

Avec : Q_c = Energie libérée pour la combustion de 1 kg de carburant soit :

$$\eta_g = \frac{W/a}{m_c Q_c} ; \text{ or } CH = 3\,600 \text{ mc d'ou:}$$

$$\eta_g = \frac{W/a \cdot 3600}{Ch \cdot Q_c}$$

En nous rappelant que par définition $C_{sp} = \frac{Ch}{W/a}$, en divisant les deux

Membres de l'expression η_g , par W/a ; il vient :

$$\eta_g = \frac{3600}{C_{sp} \cdot Q_c}$$

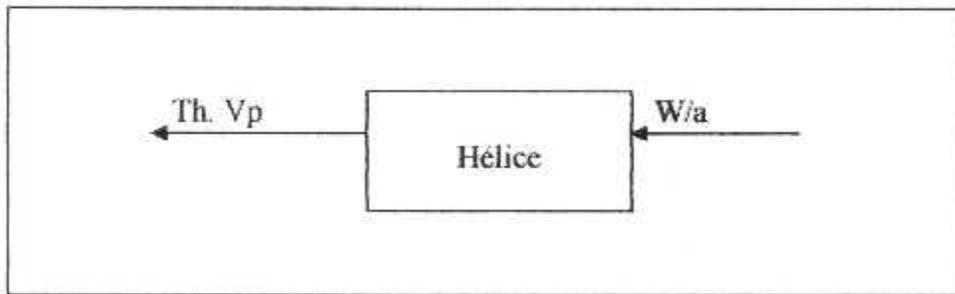
Q_c est une constante pour le carburant utilisé soit :

$$\eta_g = \frac{K}{C_{sp}}$$

Pour un GTP à turbines libres, la variation de la C_{sp} est la même mais en fonction du régime turbine libre et non du générateur (l'arbre porte hélice est relié à l'arbre de puissance des turbines de puissance).

I.3.11. Expression du rendement hélice : η_H

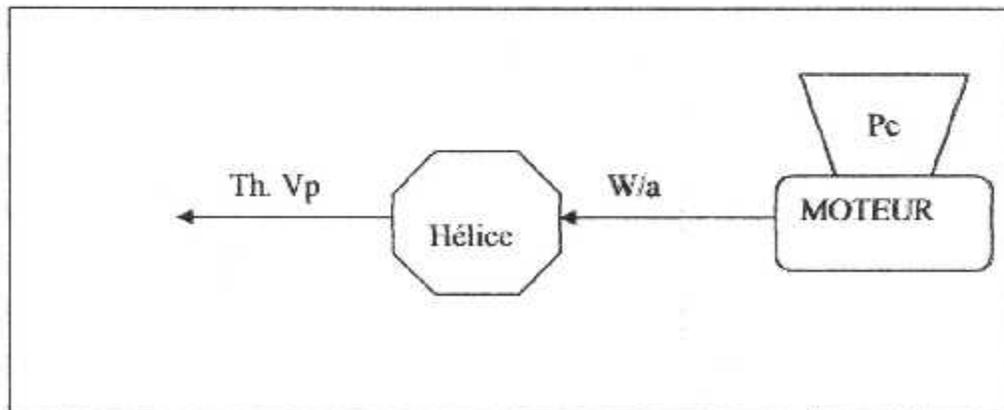
l'hélice est elle-même une machine, en effet, elle reçoit du moteur la W/a et restitue la puissance de propulsion relative à la traction hélice qui a pour expression $Th.V_p$ avec Th traction hélice, soit le schéma suivant :



Le rendement hélice η_H aura pour expression :

$$\eta_H = \frac{Th.V_p}{W/a}$$

I.3.12. Rendement de l'ensemble moteur hélice : η_{mH}



$$\eta_{mH} = \frac{Th.V_p}{P_c} \text{ que l'on peut encore écrire :}$$

$$\eta_{mH} = \frac{Th.V_p}{W/a} \cdot \frac{W/a}{P_c}, \text{ soit : } \eta_H \cdot \eta_g$$

$\eta_{mH} = \eta_H \cdot \eta_g$; Afin de rendre ce rendement maximum, il faut donc une hélice à calage variable dont le système de variation de calage règle le régime de rotation de l'arbre porte hélice au régime correspondant à la C_{sp} minimum.

II. Le générateur de gaz

II.1. l'entrée d'air :

Le nombre de Mach maximal à l'entrée compresseur étant voisin de 0.5 à 0.6 à N max, suivant le Mach maximal en opération (MMO) de l'aéronef, son entrée d'air a une forme adaptée de manière à ramener le nombre de Mach à une valeur inférieur ou égale à 0.5. Ainsi pour un turboréacteur avionné sur un aéronef supersonique ($M > 1$) cette entrée d'air aura une forme convergente-divergente à section variable (Fig6. 1a).

Pour un aéronef subsonique $M < 1$, dont le Mach d'utilisation en croisière est voisin de 0.8 à 0.9, il est nécessaire de ralentir la vitesse des filtres d'air, pour cela, l'entrée d'air a une forme divergente, dont la variation de section longitudinale est calculée pour assurer le débit d'air à fortes vitesses avion et altitude élevée et à un régime moteur élevé appelé maxi continu [régime moteur proche de N max, illimité en temps d'utilisation] (Fig6. 1.b).

Ralentissant les filets d'air, l'énergie cinétique des gaz chute ; leur énergie de pression s'augmente ; les gaz subissent une compression appelée compression adiabatique (sans échange de chaleur avec le milieu extérieur), leur pression et température statique augmentent. Nous retiendrons donc les formes suivantes :

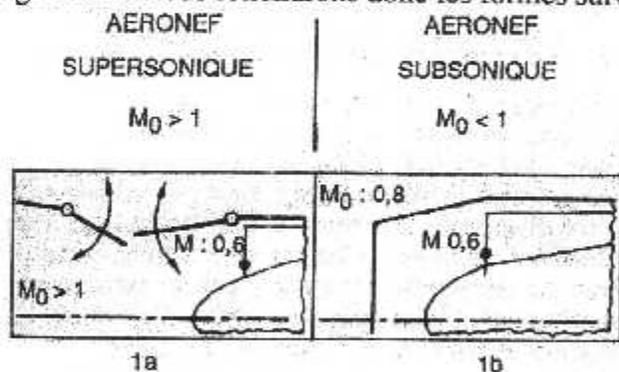


fig.6

Pour un aéronef subsonique, examinons comment fonctionne l'entrée d'air au point fixe ($M_0 = 0$)

Cette fonction est réalisée par prélèvement d'air sur les étages intermédiaires du compresseur (dont la pression et la température sont régulées afin de ne pas détériorer les revêtements, et acheminés par une tuyauterie jusqu'à un diffuseur appelé tube piccolo), schéma ci-dessous :

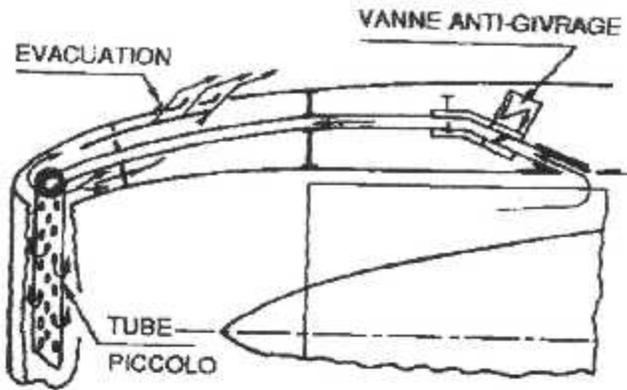


fig.7

Il est évident que si l'on prélève de l'air sur le compresseur, afin d'assurer la fonction anti-givrage moteur (appelée aussi anti-givrage nacelle), la poussée du GTR diminue puisque celle-ci est proportionnelle au débit d'air le traversant. Sur un aéronef, les bords d'attaque voilure et empennage sont également antigivre ; quand les deux systèmes sont utilisés simultanément, la perte de poussée peut atteindre 5 à 6%, si les systèmes sont utilisés au décollage, les performances de décollage se trouvent donc altérées.

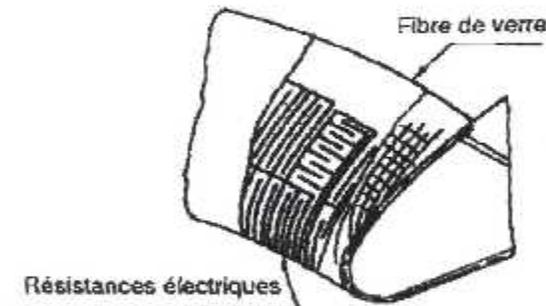


fig.8

Sur des avions propulsés par des GTP, les débits d'air de ces moteurs sont relativement faibles ; comparés à ceux des GTR (3.5 à 8 kg/sec pour GTP de 600 à 1 800 kW, 120 kg/sec pour flux interne GTR double flux taux de dilution). L'anti-givrage est souvent électrique (Fig. 4). Des résistances électriques, noyées dans un revêtement sont collées sur l'entrée d'air (système identique utilisé également sur les pales d'hélice). Afin de réduire la forte consommation de courant, certaines résistances sont alimentées cycliquement, d'autres le sont de façon permanente. Il est également possible sur certains avions d'avoir des cycles variables en fonction de la sévérité du givrage (cycle court pour conditions sévères, cycle lent pour givrage modéré). L'alimentation de ces résistances s'effectue par des minuteries.

Le motoriste Pratt & Whitney utilise la fonction dégivrage associée à une entrée d'air dite à séparation inertielle dans laquelle la manche à air assure l'alimentation du compresseur et d'un conduit by-pass.

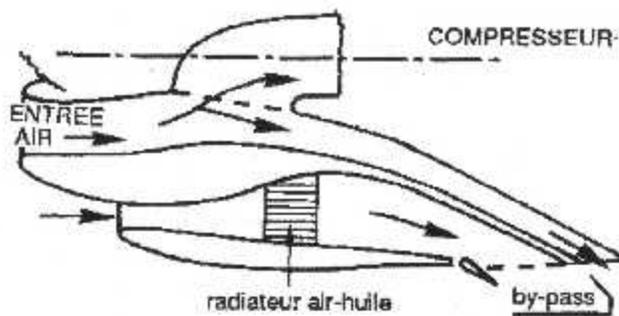


fig.9

L'entrée d'air est dotée d'un système de dégivrage pneumatique, constitué de 2 chambres à air collées sur la partie à dégivrer. Pendant qu'une chambre est mise en pression, l'autre chambre est reliée à un système de faire mettant une dépression et vice versa, ce qui a pour effet de rompre la couche de givre et la décollée du dégivreur. Le givre est alors évacué par le by-pass car plus lourd que l'air qui lui, est aspiré en partie haute. Ce système évite également l'absorption par le compresseur de volatiles (danger aviaire).

II.2. Le compresseur :

Il existe principalement deux types de compresseur, le compresseur centrifuge et le compresseur axial, ces deux types de compresseur peuvent être simple corps ou double corps.

II.2.1. Le compresseur centrifuge :

Un étage de compresseur centrifuge est constitué de l'association d'une roue mobile appelé rotor et d'une ou plusieurs parties fixes appelées stator. Les ailettes rotor et stator déterminent des passages de forme divergente, la vitesse de l'air par rapport à ces éléments va diminuer ; le gaz vont donc acquérir de l'énergie de pression. La compression est supposée adiabatique et s'accompagne donc d'élévation de pression et température statique. La caractéristique de l'étage de compresseur est son taux de compression défini comme étant le rapport de la pression de sortie à la pression d'entrée de l'étage. Pour un compresseur centrifuge, par étage celui-ci est voisin de 4 à N_{max} . Ces rotors sont animés de vitesse de rotation très élevée entre 15 000 et 50 000 tr/min.

Ces étages sont souvent « gavés » par une ou plusieurs roues axiales comme le montre le schéma suivant :

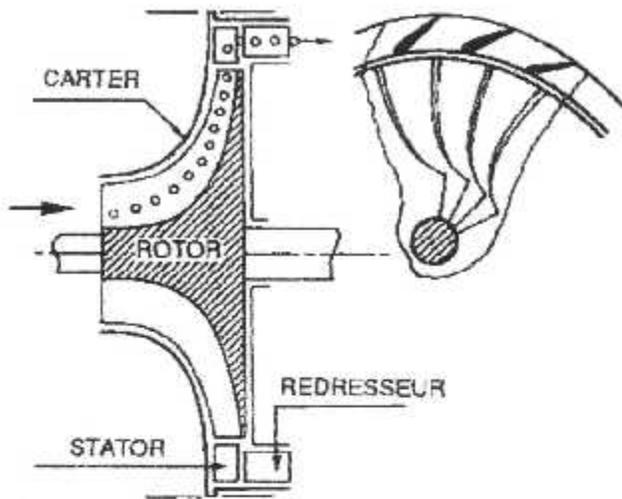


Fig.10

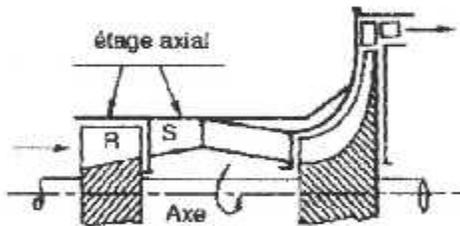


Fig.11

II.2.2. Compresseur axial :

Ces compresseurs sont également constitués d'une partie mobile rotor réalisée par l'association d'un empilage de disques recevant à leur périphérie des ailettes, et d'une partie fixe stator dotée d'aubes.

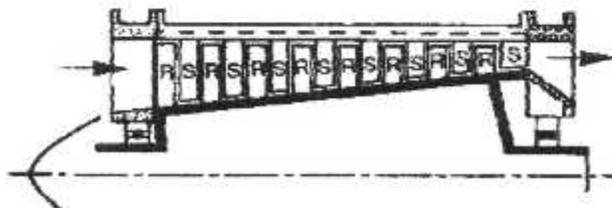


Fig.12

Un étage de compresseur axial est constitué d'un disque rotor suivi d'une rangée d'ailettes stator. Le taux de compression par étage est voisin de 1,2 à N max donc plus faible qu'un centrifuge mais leur débit ramené à la surface frontale est beaucoup plus élevé. D'autre part la multiplication du nombre d'étages ne pose aucun problème de raccordement puisque la veine d'air est axiale ; alors que pour deux centrifuge en série il faut ramener la veine d'air radiale de sortie du premier étage à l'entrée du second rotor ce qui se traduit par des pertes de charge (chute de pression).

Pour ces différentes raisons les compresseurs centrifuge équipent les petites turbomachines, alors que les compresseurs axiaux sont utilisés sur les GTP et GTR de forts débits (forte puissance ou forte poussée). Il est alors courant de rencontrer des compresseurs axiaux de 10 à 15 étages (HP), des compresseurs basse pression axiaux de 4 à 5 étages dont l'association permet d'atteindre à leur régime de rotation maximal, des taux de compression voisins de 30, la température des gaz en sortie étant voisins de 580°C. Le fonctionnement de ce type de compresseur est identique à celui d'un centrifuge. Les compresseurs axiaux tournent à des régimes proches de 10 000 tr/min (HP) ; 4 à 5 000 tr/min à N max pour BP.

II.2.3. Instabilité du compresseur :

Les compresseurs sont dimensionnés (calage des ailettes rotor et variation longitudinale de la veine d'air traversant le compresseur) pour fonctionner de façon optimale pour les forts régimes de rotation ; lorsque ces compresseurs fonctionnent à faible régime ils deviennent instables, cette instabilité est appelée : **POMPAGE**.

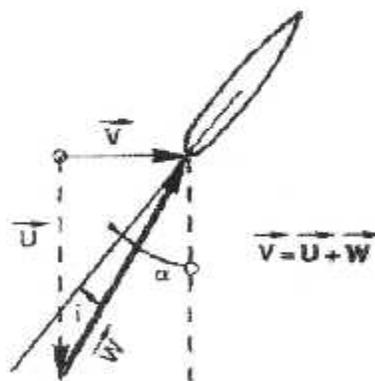


Fig.13

En résumé, nous retiendrons que le compresseur peut être soumis à une instabilité de fonctionnement appelée **pompage** auquel le constructeur remédie en dotant celui-ci des systèmes suivants :

- Stators à calage variable lutte anti-pompage.
- Vanne de décharge aux faibles régimes.
- Limiteur ou contrôleur d'accélération évitant le pompage sur accélération et l'extinction sur décélération.

Notons enfin que la structure du compresseur est calculée pour résister aux contraintes centrifuge (très élevées), thermiques et aérodynamiques ce qui se traduit principalement par un régime maximum à ne pas dépasser.

II.3. La chambre de combustion

La chambre de combustion est constituée d'un tube à flammes dans lequel séjourne la flamme, entouré par une enveloppe de protection constituant le carter chambre se raccordant d'une part, à la veine d'air sortie compresseur, et à l'aval à l'entrée turbine. Le tube à flammes est centré dans l'enveloppe par l'injecteur de carburant s'emboîtant dans une couronne d'ailettes de turbulence liée au tube à flammes. La combustion est isobare et se déroule principalement en deux phases :

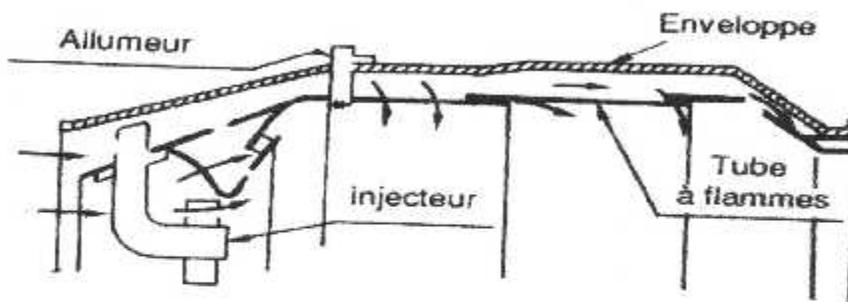


Fig.14

La première phase assure le mélange carburant/air suivant un dosage proche du dosage optimal qui est de un gramme de carburant pour 15 grammes d'air.

Une fois enflammée par la bougie de démarrage la combustion doit s'auto entretenir. Au régime maximal, le rapport carburant air permet d'obtenir des températures à l'extrémité de la flamme voisine de 2 000°C. Cette température est trop élevée pour les matériaux constituant la chambre de combustion et la turbine ; il faut donc refroidir.

La deuxième phase a pour rôle principal d'assurer ce refroidissement. Pour ce faire, le compresseur débite environ quatre fois plus d'air qu'il n'en faut pour assurer, par des perçages appropriés, le centrage et la stabilité de la flamme proche de l'injecteur, et crée un film d'air de protection sur le tube à flamme, afin que celle-ci, ne touche en aucun cas les parois du tube.

Cet air se mélange aux gaz de combustion afin de faire chuter leur température avant leur admission dans l'étage turbine. La température maximale tolérée sur moteur civil ces dernières années est voisine de 1 300°C et constitue la limitation thermique du moteur (Fig. 15).

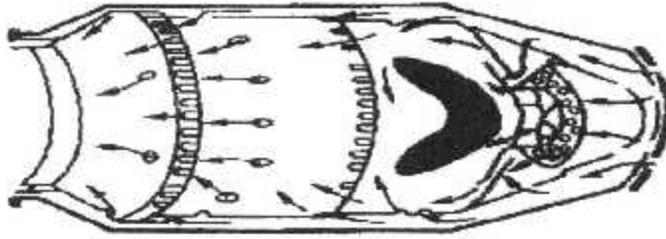


Fig. 15

II.4. Les turbines :

Les turbines rencontrées sur GTP ou GTR sont dites **axiales** car la vitesse d'écoulement est parallèle à l'axe moteur. Leur rôle est de prélever de l'énergie de pression des gaz sortant de la chambre de combustion, et de transformer cette énergie en énergie mécanique (couple sur arbre) afin d'entraîner le ou les compresseurs auxquels elles sont attelées.

Contrairement à un compresseur, un étage de turbine est constitué de l'association d'ailettes fixes, formant un stator, suivies d'ailettes rotor montées sur un disque appelé rotor. Les gaz traversant l'étage cèdent de leur énergie de pression en se détendant de manière adiabatique, leur pression et température statique diminuent.

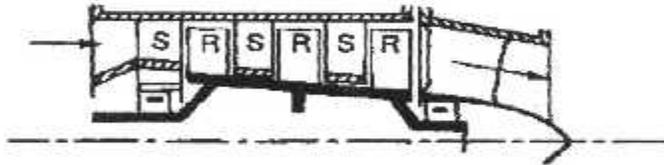


Fig. 16

La turbine est soumise à des efforts centrifuges d'autant plus élevés que le régime est grand. D'autre part, le débit carburant étant maximale dans cette configuration. Les ailettes turbines sont alors soumise à la combinaison des efforts thermiques et centrifuges ce qui provoque sur le métal les constituant une déformation résiduelle (irréversibilité de l'allongement) appelée **fluage**. Cette déformation résiduelle est fonction du temps d'application des contraintes ; on limite donc le temps d'utilisation aux contraintes maximales. C'est pour cette raison que le régime **maxi toff** est limité à 5 minute d'utilisation.

Après plusieurs utilisations à ces contraintes maximales ; il faudra déposer les turbines et les remplacer, nous voyons ici apparaître la notion du **potentiel partie chaudes**.

Les ailettes stator et rotor proches de la chambre de combustion constituant les étages HP, sont refroidies par circulation d'air en provenance du compresseur qui chemine dans l'épaisseur de l'ailette par des perçages appropriés (réalisés directement par moulage en cire perdue ou après fonderie par électroérosion ou bombardement électronique) et est évacué à

l'extrémité de l'ailette. Cet air de refroidissement se mélange alors aux gaz chauds traversant les ailettes avant d'attaquer les étages suivants. C'est grâce à l'utilisation de toutes ces techniques que les températures maximales que peuvent supporter les turbomachines sont voisines de 1300°C.

Nous retiendrons principalement que les turbines sont limitées dans leur fonctionnement par la température et le régime maximal qu'elles peuvent supporter.

II.5. Les tuyères :

II.5.1. Description :

Pour un GTR, le canal d'éjection se raccorde à la sortie turbine et se termine par une buse d'éjection appelée **tuyère**, de forme convergente, à section fixe ou variable.

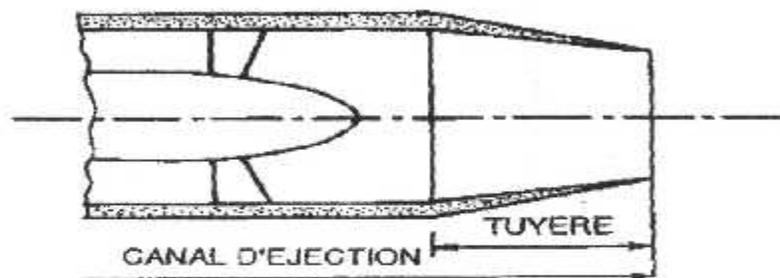


Fig. 17

Pour un GTP, les turbines ayant récupéré le maximum d'énergie de pression des gaz de combustion afin d'entraîner les compresseurs et l'hélice. Le canal d'éjection est de forme cylindrique et a pour rôle principal de canaliser les gaz d'échappement afin qu'ils ne perturbent pas l'écoulement aérodynamique sur la cellule de l'aéronef. Sur GTR équipant les aéronefs civils, sont installées, dans le canal d'éjection des reverses.

II.6. Carter d'accessoires (A.G.B):

Le moteur ne pouvant fonctionner sans ses propres accessoires (démarrateur, pompes à huile, pompe HP, carburant) ; l'aéronef ayant besoin d'énergie électrique et hydraulique, un carter d'accessoires (accessory Gear Box) est installé dans les carénages et est entraîné en rotation par un arbre de prélèvement relié au mobile HP (corps N2) via un boîtier de transfert (transfert Gear Box).

Pour un GTP à turbine libres, le générateur est équipé d'une AGB comparable à la précédente, sur laquelle on retrouve les mêmes accessoires, néanmoins comme il est nécessaire de maintenir le régime hélice à une valeur constante, le régulateur hélice et ses dispositifs associés sont montés sur une prise de mouvement reliée à l'arbre turbine libre ;

cette liaison s'effectue en règle générale sur le carter du réducteur (l'arbre d'entrée du réducteur étant l'arbre turbine libre).

Bien que la puissance de prélèvement de tous les accessoires soit faible comparée à la puissance délivrée par les turbines HP ($\approx 0.5\%$), l'AGB est fortement lubrifiée, nous ne perdrons pas de vue qu'une panne du prélèvement d'accessoires se traduit par l'arrêt moteur.

II.7. Le circuit d'huile:

Le circuit d'huile a pour rôle essentiel de diminuer les pertes internes machine (diminuer les frottements) et d'en véhiculer les calories. C'est un circuit fermé comprenant donc, un réservoir d'huile, une pompe de pression établissant le film d'huile, équipée d'un clapet régulateur de pression. L'huile est ensuite convoyée par des tuyauteries aux différentes parties à lubrifier qui sont :

- Les roulements des attelages compresseurs turbines.
- La chaîne d'accessoires.
- Le réducteur et la régulateur hélice pour un GTP,

Le lubrifiant après avoir rempli sa mission est récupéré en point bas de chaque élément lubrifié, en suite transvasé par des pompes de récupération au circuit retour. Pour un GTP nous trouvons, en plus la lubrification du réducteur très importante et l'alimentation du circuit régulation hélice décrite plus précisément au chapitre hélice. Le débit d'huile nécessaire au réducteur étant très élevé, environ dix fois le débit carburant, l'échangeur carburant huile ne suffit alors plus, il est nécessaire d'adjoindre sur le circuit retour un radiateur supplémentaire.

Une chute ou perte de pression d'huile, et (ou) une surchauffe d'huile sont le signe d'une détérioration interne du moteur ou d'une fuite d'huile, le moteur devra alors être arrêté sous peine de détérioration plus grave.

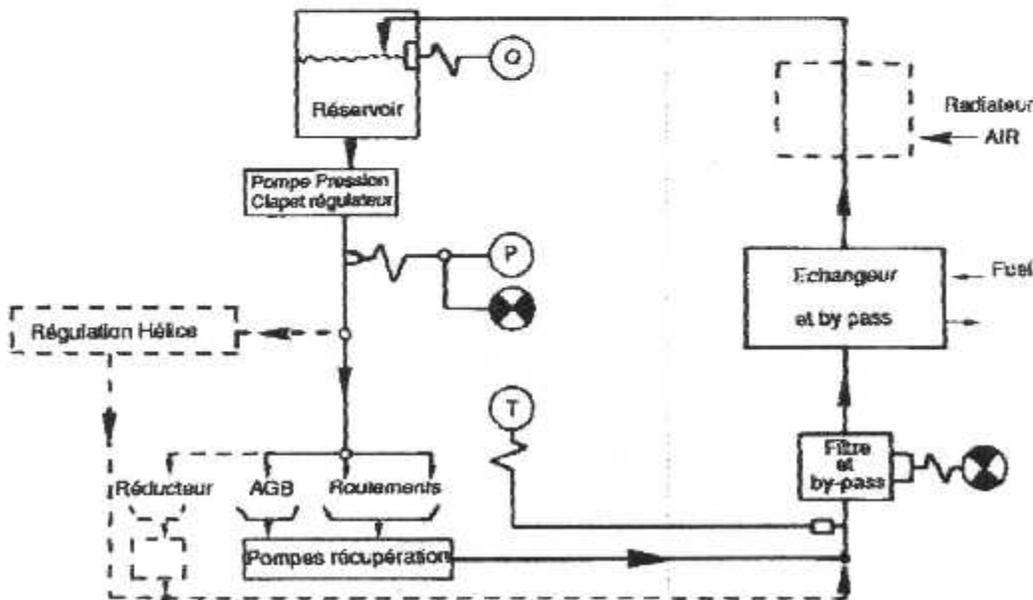


Fig.18

II.8. CIRCUIT CARBURANT :

Le circuit carburant doit pouvoir permettre l'alimentation en carburant de tous les moteurs embarqués et cela dans tout le domaine de vol. Ce chapitre étant déjà abordé plus en détail dans le cours circuit et contrôle des turboréacteurs, nous allons, dans un premier temps, rappeler l'essentiel du circuit.

Les carburants pour réacteurs proviennent comme les essences d'aviation de la distillation du pétrole brut dont ils constituent une fraction un peu plus lourde.

Les qualités essentielles demandées à un carburateur sont :

- une courbe de distillation plate (pourcentage relativement peu élevé de produits légers et de produits lourds).
- Des limites d'inflammabilités en dehors de la zone des températures (courantes eu sol).
- Un point de congélation basse.
- Une tension de vapeur faible.
- Une teneur en soufre faible (attaque des tubes à flamme et des aubages de turbine).
- Pouvoir calorifique élevé.
- Une proportion d'eau d'essence réduite.

II.8.1. Les essences aviation :

Elles sont principalement caractérisées par leur résistance à la détonation. L'essence aviation est comparée à un produit fortement détonant l'heptane et un produit peu détonant l'iso octane. Par convention on a attribué à l'iso octane l'indice 100 et à l'heptane l'indice 0.

Une essence X qui a la même résistance à la détonation qu'un carburant composé de 80% d'iso octane et de 20% d'heptane sera affectée du coefficient 80. L'indice 80, affecté au carburant X ne reflète que la propriété de cette essence à la résistance à la détonation et non pas la composition du carburant X en iso octane et heptane. L'indice affecté au carburant est appelé indice d'Octane.

Sur les moteurs aéronautiques, puisqu'il y a la possibilité de jouer sur la richesse du mélange, ces mélanges pauvres que le risque de détonation sont plus élevés. Il faut alors caractériser le comportement du carburant en mélange riche. Ce deuxième indice appelé indice de performance traduit l'augmentation de puissance comparée à l'iso octane :

Ainsi la 100LL (100/130) a un indice d'octane de 100 en mélange pauvre (croisière) et n'est donc pas détonante, et procure en mélange riche (décollage, montée) 30% de plus de puissance que l'iso octane.

Les essais comparatifs du carburant par rapport à l'iso octane et l'heptane s'effectuent sur des moteurs spéciaux dotés de dispositifs permettant de faire varier le taux de compression.

III.4. Performances GTP

III.4.1. Généralités :

De manière identique aux performances GTR, nous allons, dans un premier temps, étudier l'évolution de la caractéristique moteur en fonction des paramètres moteurs et des paramètres ambiants au point fixe, puis l'évolution de la caractéristique en vol.

La caractéristique de ces moteurs est leur puissance (W/a) sur arbre dont l'expression est rappelons le :

$$W/a = \frac{2 \pi}{60} C \cdot NH$$

Dans cette expression C et NH sont respectivement le couple et le régime de l'arbre porte hélice.

Ces moteurs sont tous équipés d'un réducteur, chaîne d'engrenages ayant pour but de transmettre la puissance des turbines à l'hélice tout en réduisant la vitesse de rotation, dont nous donnons si contre un exemple de réalisation. Afin de réduire le régime, on utilise comme principe le réducteur dit élémentaire composé d'une petite roue engrenant dans une roue de plus grand diamètre. Les régimes de rotation des générateurs étant relativement élevées, un seul étage réduction ne suffit pas ; les réducteurs sont donc dotés de plusieurs étages. Le nombre de dents en contact dépend du couple à transmettre ; le réducteur est dimensionné pour transmettre une certaine puissance.

Nous avons vu, que le régime hélice était maintenu constant par sa régulation. La puissance étant le produit couple X régime, le réducteur est donc caractérisé par le couple maximum qu'il peut transmettre et par son rapport réduction (r) étant défini par le rapport du régime de l'arbre de sortie (hélice) ramené au régime de l'arbre d'entrée. Suivant le type de GTP on aura donc :

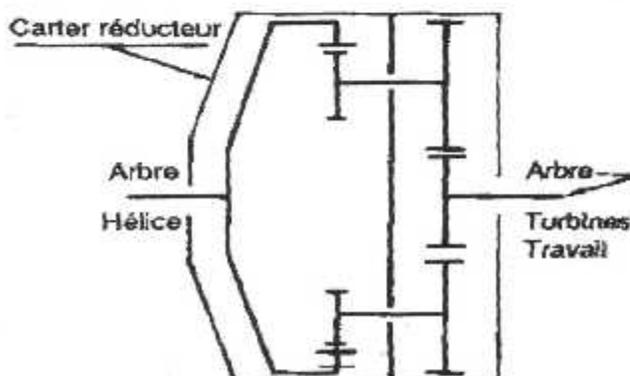


Fig. 20

GTP liée $r = \frac{NH}{NG}$, NG régime générateur

GTP libre $r = \frac{NH}{NTL}$, NTL régime turbine libre.

Une fois dimensionné, r est une constante, nous pouvons alors mettre l'expression de la W/a suivant le type de moteur sous la forme suivante :

$W/a = K.C.NG$ pour un GTP lié, avec $k = cte = (2\pi / 60).r$

Et

$W/a = K1.C.NTL$ pour un GTP libre, avec $k1 = cte = (2\pi / 60).r$

III.5. Conduite GTP :

La caractéristique de ces moteurs est leur puissance sur arbre dont l'expression est $W/a = (2\pi / 60).C.NH$, la conduite de ces moteurs s'effectue donc au couple et au régime hélice.

Pour un GTP lié, cette relation peut alors s'écrire : $W/a = KC.NG$, ce type de GTP peut être conduit au couple et au régime générateur (NG).

Pour un GTP lié, cette relation peut se mettre sous la forme :

$W/a = k1.C.NTL$, la conduite de ce type de moteur repose sur la connaissance du couple et du régime turbine libre (NTL) ou couple et régime hélice.

III.6. Utilisation GTP :

L6.1. Généralités :

De façon sensiblement identique, à l'approche effectuée pour un turboréacteur, le motoriste fournit à l'avionneur une série de planches traduisant l'évolution des performances de son moteur. Pour le Beechcraft KING 200 équipé de deux turbopropulseurs à turbine libre PT 6 A41, issue du manuel de vol, chapitre performances, nous allons successivement commenter le décollage, la montée et la croisière.

III.6.2. Couple maxi décollage :

Ce moteur au décollage est réglé à 2 000 tours hélice (manette hélice 100%), sa puissance sur arbre est donc directement proportionnelle au couple hélice. Le motoriste fournit donc l'évolution du couple sur arbre en fonction de l'altitude pression et de la température extérieur. Ce moteur est doté d'une entrée d'air à séparation inertielle, recevant un volet qui lorsqu'il est déployé, dévie une partie de l'air de l'entrée d'air vers le by-pass évacuant ainsi la glace à l'extérieur et protégeant ainsi le compresseur.

En position déployée, ce volet provoque une chute du débit d'air compresseur, donc de puissance moteur équivalente à une augmentation de température extérieure de 100°C, dont il faut tenir compte dans le calcul de puissance au décollage. Ce volet assure donc la fonction dégivrage entrée AIR.

Sur cette même planche, on remarque, le motoriste annonce une augmentation du couple moteur entre le lâcher des freins et 65 kts, cette augmentation de couple à altitude pression constante est due essentiellement au bourrage dynamique de l'entrée d'air (5, 3, 5,2)

A l'aide de cette planche, nous pouvons remarquer que :

- Le couple maximum réducteur est de 2 230 ft.lbs,
- Au niveau de la mer en conditions standard, le moteur rentre en limitation EGT pour une température extérieure de 32°C,
- A l'altitude pression de 4 000 ft le moteur rentre en limitation EGT pour une température extérieure de 12°C.

**CHAPITRE II :
DESCRIPTION
TECHNOLOGIQUE DU
MOTEUR P&W 127F**

DESCRIPTION TECHNOLOGIQUE DU TURBOPROPULSEUR PW127F

II.1 PRESENTATION DE L'AVION ATR 72-500 :

II.1.1 INTRODUCTION:

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

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

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

II.1.2 CARACTERISTIQUES DE L'AERONEF :

DIMENSION EXTERNE (m)	
Envergure	27,05
Longueur	27,166
Largeur maximale de fuselage	2,867
Hauteur	7,65
Largeur du train principal	4,10
Diamètre de l'hélice	3,93
Distance entre le centre des hélices	8,10
Distance entre l'hélice et le fuselage	0,835
Distance entre l'hélice et le sol	1,10
PORTE PASSAGER (ARRIERE GAUCHE) (m)	
Hauteur	1,75
Largeur	0,75
PORTE DE SERVICE (ARRIERE DROITE) (m)	
Hauteur	1,22
Largeur	0,61
PORTE CARGO/BAGAGE (AVANT GAUCHE) (m)	
Hauteur	1,53
Largeur	1,275
SORTIE DE SECOURS (m)	
Hauteur	0,91
Largeur	0,51
SORTIE DE SECOURS DE L'EQUIPAGE (m)	
Longueur	0,51
Largeur	0,48
PERFORMANCE (KM/H)	
Vitesse maximale de croisière	511
DISTANCE DE DECOLLAGE (m)	
ISA, niveau de la mer	1223
ISA + 10°C à 915 m	1300
ISA, niveau de la mer pour un vol de 556 Km avec 68 passagers	1079
DISTANCE D'ATTERRISSAGE (m)	
ISA, niveau de la mer, au poids maximum autorisé à l'atterrissage	1048
Distance franchissable avec 68 passagers	1324

II.1.2 PRESENTATION DU GROUPE TURBOPROPULSEUR PW127F:

II.1.2.1 INTRODUCTION:

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

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

II.2.1 CARACTERISTIQUE DU MOTEUR

Régime	Performance de puissance sur l'arbre à 1200 RPM	Consommation spécifique de carburant (lb/eshp/hr)
Décollage (Take-off)	2,750 SHP	0,459
Décollage normal (normal Take-off)	2,475SHP	0,470
Maximum continu (MAX.CONT)	2,500SHP	0,469
Régime maximum (Max climb)	2,192SHP	0,48460
Régime maximum de croisière (Max. cruise)	2,132SHP	0,491

Hauteur du moteur	838,2 mm
Largeur du moteur	660,4 mm
Longueur du moteur	2134 mm
Poids	480,8 kg

II.3.DESCRPTION GENERALE:

Le moteur de base installé sur l'aéronef ATR72-500 est un turbopropulseur PRATT et WHITNEG (PW127F).

Ce turbopropulseur est certifié à 2,475(SHP) max au décollage comme estimation, en cas d'un défaut moteur la puissance automatiquement augmenté à 2,750(SHP) (réserve de décollage).

L'installation de puissance consiste deux tambours générateurs de gaz centrifuge, une turbine axiale, ainsi que la vitesse de ce turbopropulseur est pratiquement constante avec un jet variable, cet ensemble est enfermé dans une nacelle installée sur l'aile.

Le contrôle du couple et vitesse de l'hélice est fondamentalement a complies a travers les leviers des gaz.

Ces leviers transmet les commandes d'entrée des compartiment de vol vers le turbopropulseur, par ordre d'établir l'écoulement nécessaire de carburant et vitesse de propulseur.

Le turbopropulseur consiste les systèmes suivants:

1. Installation de puissance
2. Control moteur
3. Système carburant moteur
4. Système d'air moteur
5. Système d'indication moteur
6. Système allumage et démarrage moteur
7. Le système de contrôle d'installation puissance est composés par :
8. Les leviers de puissance (PL)
9. Les leviers de conditions (CL)

Les leviers sont réaliser au centre de palier, ce dernier contrôle fondamentalement le couple et la vitesse du l'hélice, elles transmetts les commandes de vol vers le compartiment du moteur et l'hélice un ordre d'établir l'écoulement nécessaire de carburant et vitesse de l'hélice

Les leviers de puissance control à travers la HMU l'écoulement deux carburant vers les reverse REV à la position de la puissance maximale MAX PWR.

Les leviers de condition contrôle directement les entrées de leviers PVM.

Note: PVM/HMU contrôle la valve HP de fermeture de carburant par une tige de connections.

Le système de carburant moteur est capable de délivré un écoulement de carburant corés pendant au position de leviers de puissance, et compatible avec les opération limites du moteur.

Le carburant est fourni vers les réservoirs A/C par un écoulement à travers le filtre bas pression et radiateur.

L'indicateur d'issue du radiateur carburant est menu d'un instrument de panneau centré.

L'écoulement du carburant est à travers l'unité à pompe à carburant et l'unité hydromécanique HMU, (le voyant de carburant) et le niveau l'ors que le filtre de l'unité est colmaté et le clapet ouvert.

La HMU à deux fonctions :

1. Régulé le débit du carburant vers le moteur, et de faire retourné l'excès du carburant vers l'entrée de pompe haut pression HP.
2. Alimentée les injecteur par le carburant (HP localisé dans le réservoir d'alimentation).

Le conteur de débit carburant est mis au centre de panneau d'instrument, et le rafraîchisseur d'huile par du carburant frais FCOC, est fait pour le refroidissement et la lubrification d'huile par l'utilisation du système carburant comme source fraîche.

Le système d'huile est un système indépendant, et qui fournisse l'huile par la turbomachine; vers les élément suivants :

Les roulement, les boite d'accessoire, la boite de réducteur et les accessoires du l'hélice.

Le système maintient l'huile à une température convenable et à une pression déterminée pour avoir une correcte lubrification dans tous les domaines de vol.

La ventilation du moteur est réalisée par l'air activé par l'hélice.

La ventilation correcte du moteur est nécessaire pour maintenir une température opérationnelle interne adéquate, et fait rendre le moteur capable d'assurer toutes les opérations adéquates.

Les paramètres moteur sont affichés dans le compartiment de vol au milieu des indicateurs localisés au centre du panneau d'instruments.

Les principaux paramètres à suivre sont :

1. l'indication du couple: CIGMAQ.
2. l'indication de vitesse de l'hélice: NP.
3. la température au niveau de la turbine: ITT.
4. la vitesse de l'attelage haute pression: NH.
5. la vitesse de l'attelage basse pression: NL.
6. la température de carburant.
7. le débit d'écoulement de carburant/ le carburant utilisé: FF/FU.
8. la température d'huile: OIL TEMP/PRESS.

Le système d'allumage moteur réalise un allumage rapide et supérieur du mélange air/carburant dans la chambre de combustion, et il comporte deux allumeurs qui sont agités par deux conduites d'allumage et deux dispositifs d'allumage.

Le système est contrôlé par le panneau ENG START, un ou les deux dispositifs A/B peuvent fournir ou participer pour accomplir le démarrage moteur.

II.3.1 STATIONS DE PRESSION ET DE TEMPERATURE

Les stations qui correspondent a l'écoulement de pression et température sont :

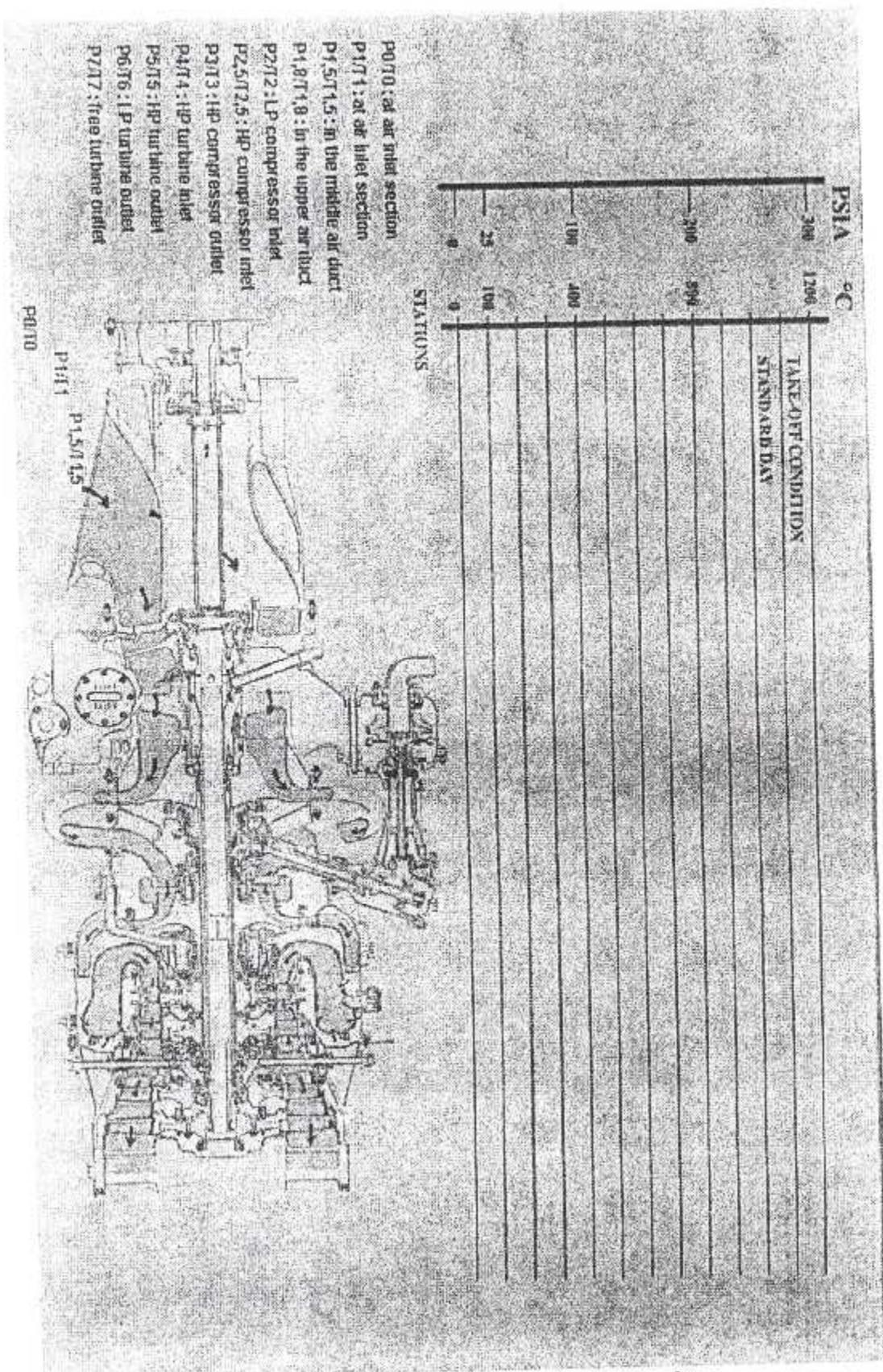


Figure (1) : les stations de pression et de température.

II.3.2. Les capots moteurs:

-La nacelle est désigné pour transmettre les force amené par les équipement de puissance, supporté le moteur et regrouper les élément de se dernier

-La nacelle comprend :

- Les capotages latéraux du moteur (pour faciliter les taches de maintenance).
- Carénage amovible (pour faciliter les maintenances légères et démontage moteur).
- Carcasse principale (boite au dessous d'aile), les assemblages de carénage.

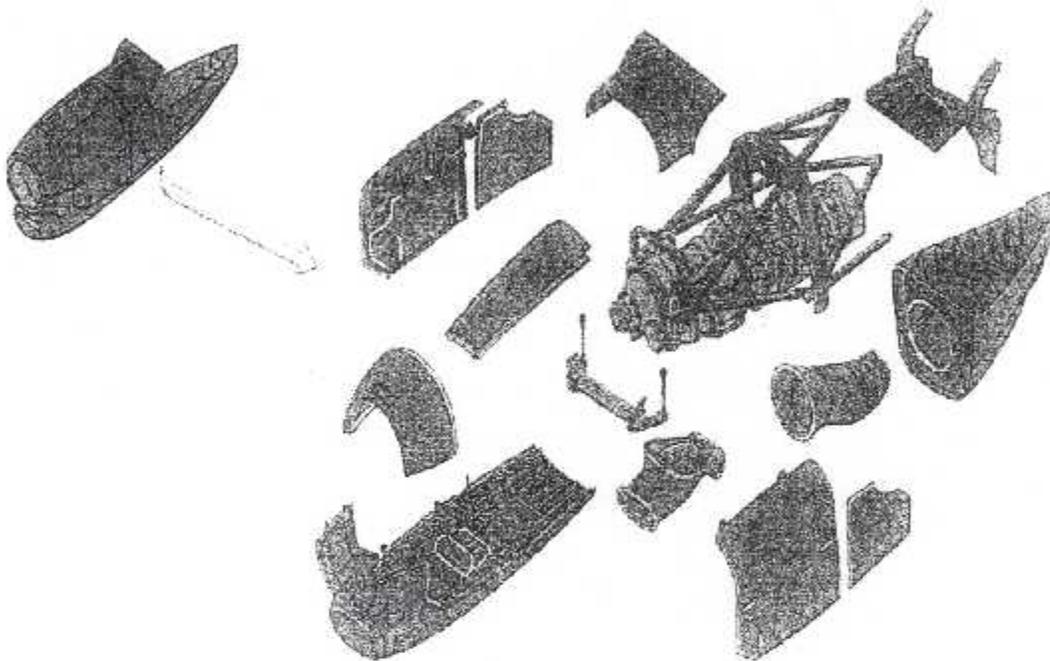


Figure (2) : les capots moteur.

-Deux capotages d'ouvertures pivotent suivant la courbe d'ajustage sur le support longitudinal attacher entre l'ajustage des supports frontaux supérieur et la monture intermédiaire.

-La fermeture des capots est munie par une attache rapide et chaque capot s'ouvre de bas ver le haut

-La course de chaque capot est limitée par une tringle télescopique, l'étanchéité capot est réalisée par des colonnes cachetées intégrées

-La structure des capots est faite par du carbone-nomex et couvert avec un filme de maille de bronze a la surface externe.

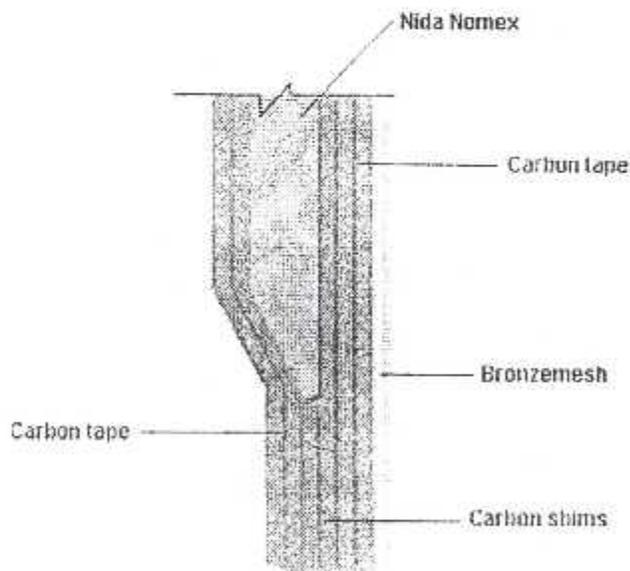
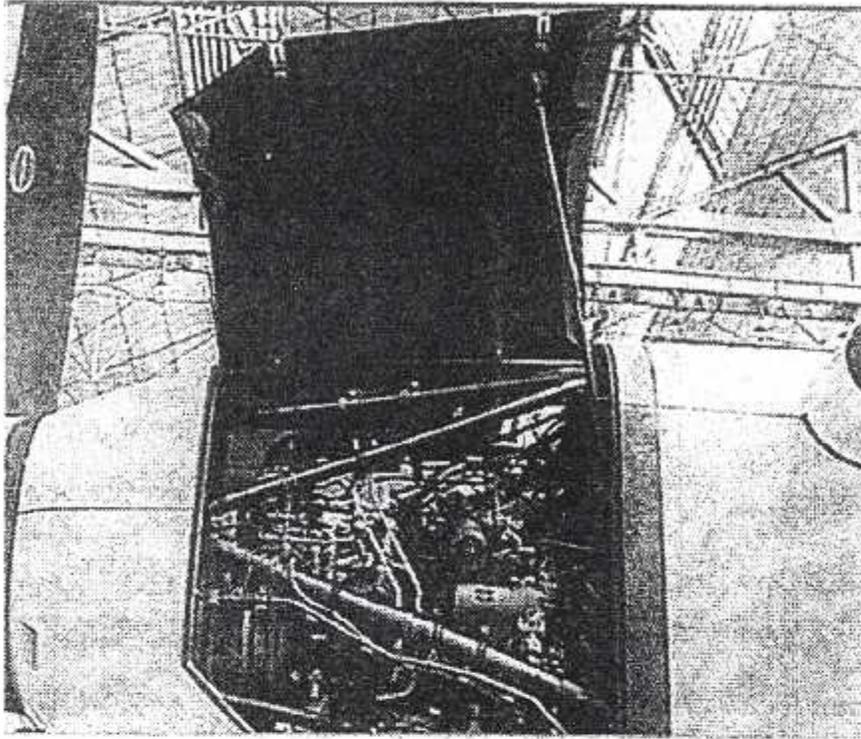


Figure (3) : la structure des capots.

- les carénages amovibles sont les sept panneaux suivants:

- Le côté arrière du capot: il est attaché par des boulons, et qui est fait par du carbone-nomex et couvert avec un film de maille de bronze à la face externe et qui est renforcé avec des bandes de titane sur le côté interne.
- La poutre centrale est à la face supérieure de la nacelle et qui se situe entre deux capots latéraux.

- Le capot supérieur arrière est verrouillé avec la structure, il est fait avec du kevlar-nomex, et leur coté interne et externe sont couvert avec un film d'alu - tisse.
- Le capot frontal supérieur est verrouillé avec la structure, qui est fait avec un alliage léger 2024, ainsi que sa surface externe qui est couverte avec un film de maille de bronze.
- L'entrée d'air du moteur est verrouillée avec le support du capot par un moyeu de construction de titane inoxydable, qu'elle est faite par du kevlar monolithe couvrerait avec des mailles d'aluminiums.
- Le capot d'entrée d'air est fixée avec le support frontale et la construction intermédiaire, la surface du capot de l'entrée d'air est faite avec du carbone-nomex d'où elle est supportée par la sous structure de titane, tout l'assemblage et couvert par un film extérieur de maille de bronze.

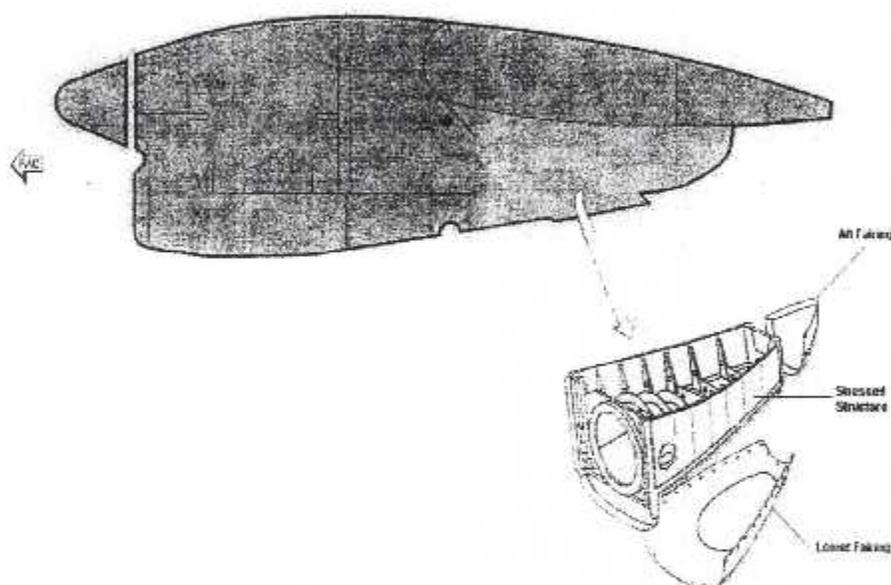


Figure (8) : la boîte sous l'aile.

-La boîte localisé sous l'aile (nacelle arrière) comporte les trois éléments suivants :

- Une forte structure sou forme d'une boîte renforcé faite par un alliage léger fixé avec la section inférieure d'aile.
- Le profilage inférieur est fait avec du kevlar-nomex.
- Le profile arrière fixé avec la structure est fait en kevlar-nomex.

-La boîte localisé sous l'aile reçoit des forces transmises par le support inférieur arrière, elle a un profil aérodynamique a l'arrière nacelle.

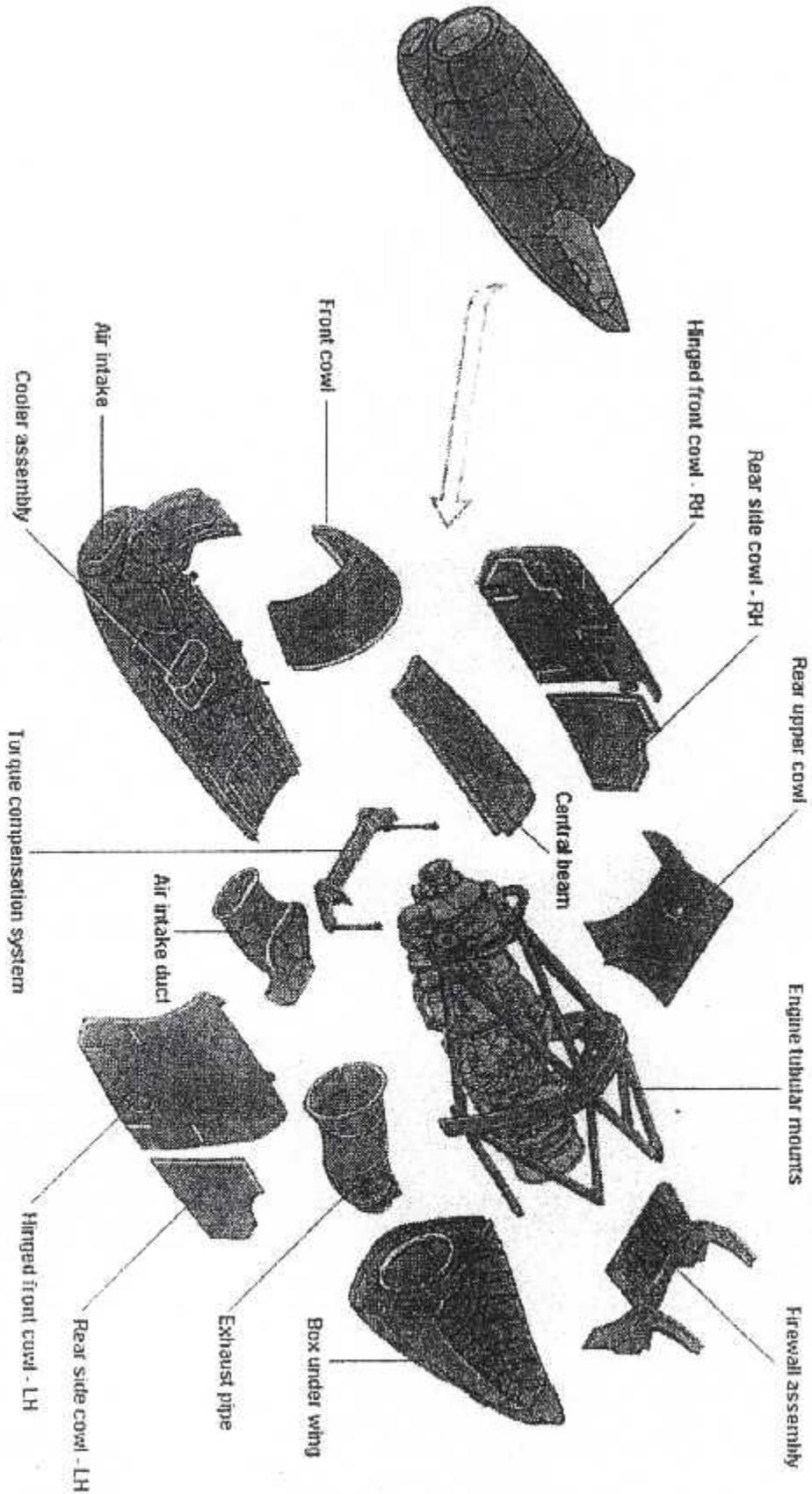


Figure (4): les capots moteur et système d'échappement.

II.3.3.L'échappement moteur:

-le système d'échappement moteur consiste deux parties:

Une pipe de jet et une autre d'échappement qui sont localisé entre le back moteur et la boîte mis sous l'aile.

-La pipe du jet est attachée avec le moteur par une bride avec 24 boulons, elle est faite en INCONEL 625 et désigné pour maintenir un jet moteur optimal.

-La pipe moteur sert à évacuer les gaz brûlés et à la ventilation moteur, ainsi pour limiter l'ascension de la température du coté extérieur de la buse.

-La buse est désignée pour résister a des vibrations acoustique de 130db sans anomalie.

L'enrobage interne de la pipe d'échappement est fabriqué avec une matière résistante au feu.

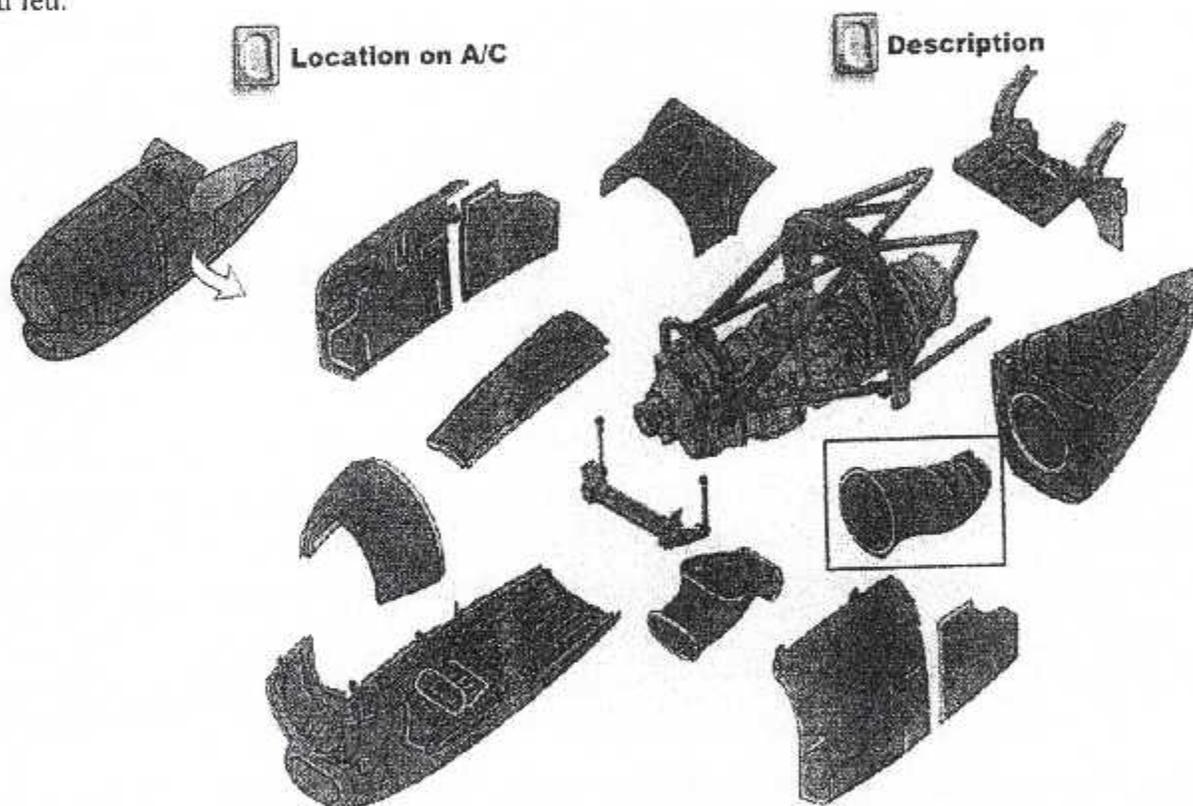


Figure (5) : l'échappement moteur.

II.3.4.Système sécurité et précomptions moteur:

Des avertisseurs sont installés pour suivre les comportements et l'avancement de fonctionnement moteur durant les phases de vole.

II.3.5.Description des modules moteur:

Les modules sont divisés en deux parties:

1. Les installations moteurs et les capotages.
2. Les organes de puissance moteur.

Les installations moteur comporte les capotage moteur, les bouteille anti-feux, et système d'échappement.

Ces installations, et capotage comporte ainsi des câblages électriques et système de drainage.

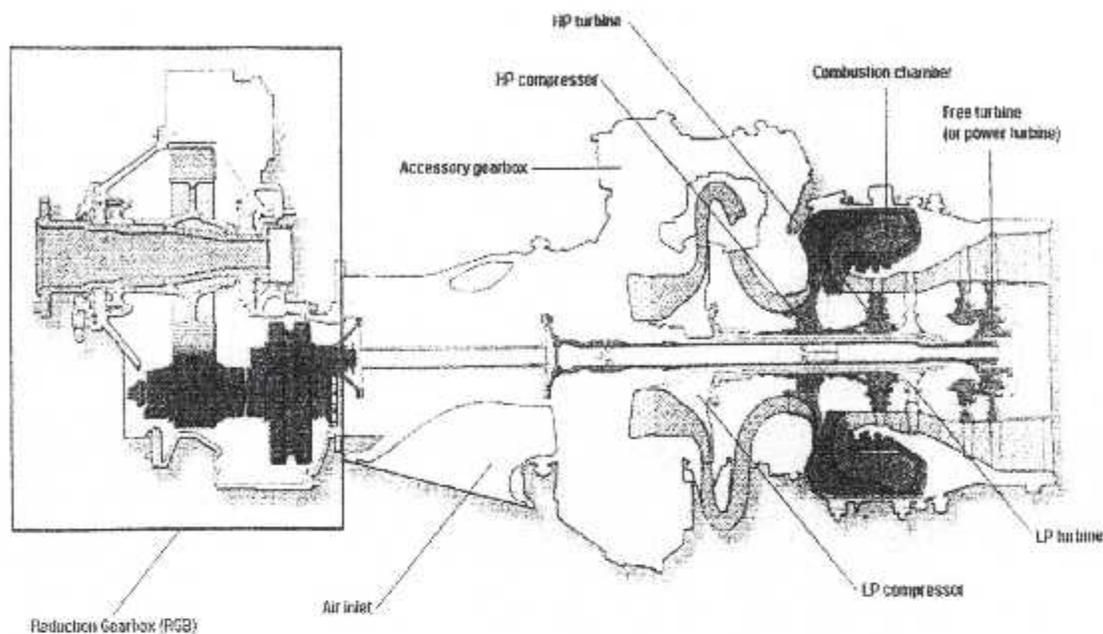


Figure (6) : modules du moteur.

II.3.6 Les supports moteurs:

- Le support arrière est mis à la face de la poutrelle d'ail, ou il y a 11 nervures sont installées à la poutre supérieure en surface, et 12 nervures ont poutre inférieure en surface.
- Le support de section est attaché à la boîte au dessous de l'aile.
- Le support moteur est renforcé par des composants structuraux sous forme de tube en titane en forme de "V".
- Les trois ajustages frontaux comprennent le moteur.
- Les quatre ajustements arrière falloir attaché les supports frontaux à travers l'intermédiaire d'un encadrement.

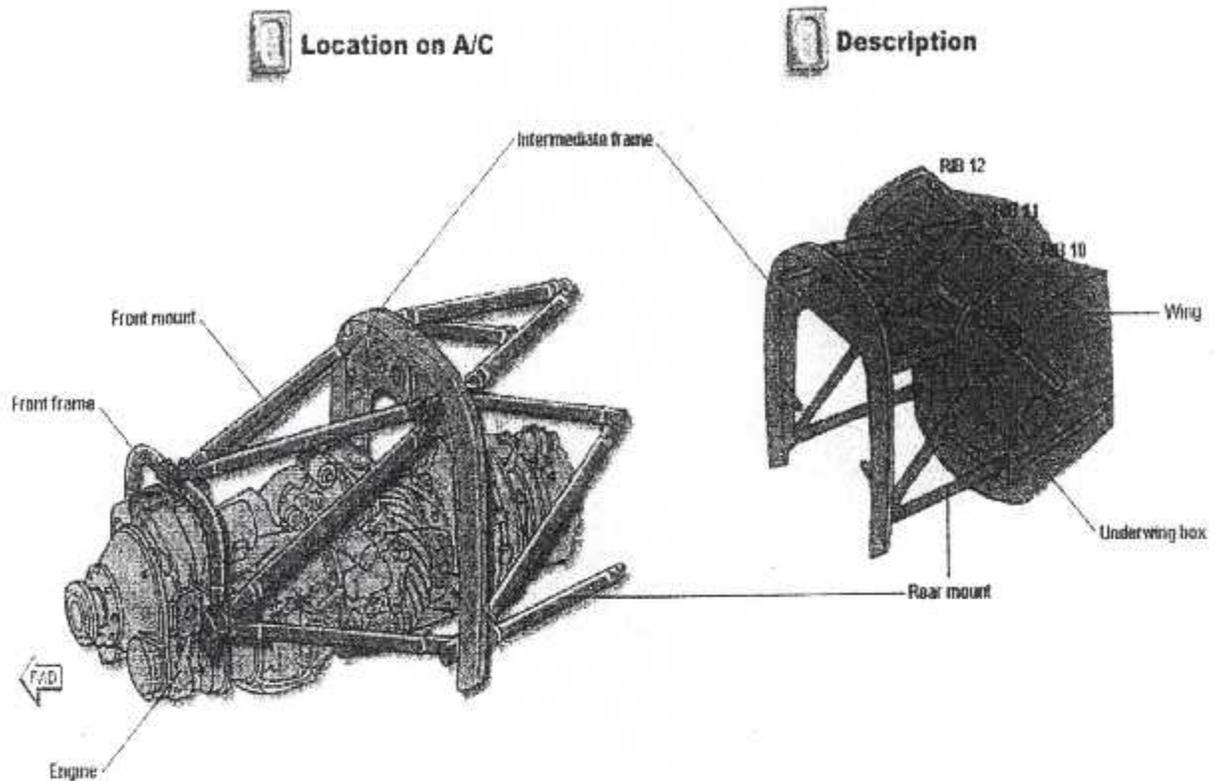


Figure (7) : les supports moteur.

- Pour chaque moteur les connections des supports sont munis par les attachements flexibles qui comprend :

- Deux supports à choc latéral frontal.
- Un support à choc frontal supérieur.
- Deux supports à choc latéral en arrière.

- chaque un des cinq supports assure la suspension à l'amortissement du moteur dans leurs supports.

- Les latéraux frontaux supports à choc son composé des attaches supports moteur et deux éléments flexibles, ces derniers est sécurisé par moyens de vice au centre par laquelle les boulons d'attachements support sont enfoncés.

- Les supports a choc frontales supérieur sont faite par la même philosophie que les latéral frontal, ainsi que les support a choc arrière.

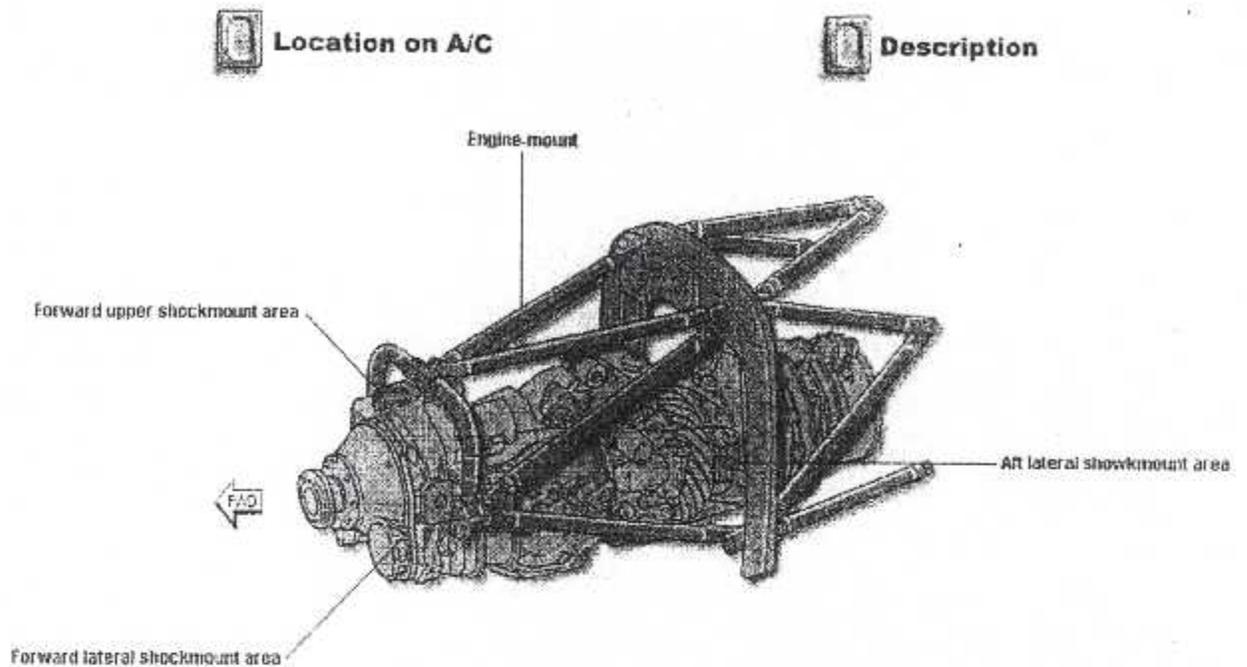


Figure (8) : les supports a choc.

- Ces boîtes comprennent deux éléments flexibles.
- Le système de compensation du couple est utilisé sur le moteur pour limiter la rotation angulaire.
- Le système est principalement composé par un tube à moment attaché au support du moteur, fixé au moteur à travers deux roulements.
- Le tube à couple est associé avec deux tringles par l'intermédiaire de deux leviers.

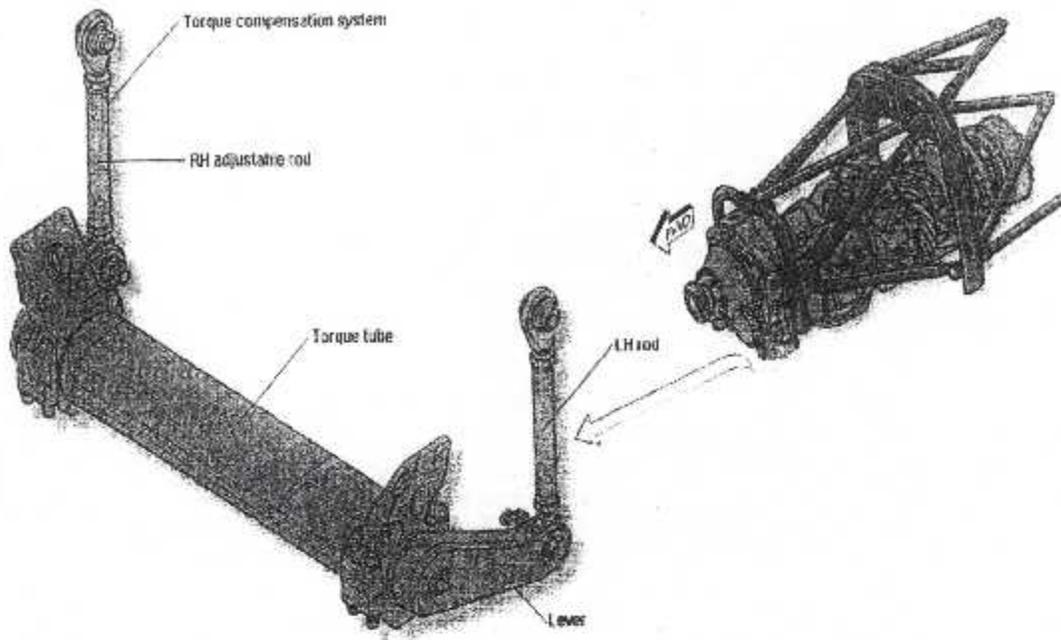


Figure (9) : système de compensation du couple.

II.3.7. Le système anti-feux:

-Les parois localisé au dessus de la chambre de combustion sont désigné pour empêcher l'arriver du feux au dessous d'aile.

-La cavité courbée à la section supérieure de la paroi anti-feux est capable de ramener un écoulement d'air a travers le moteur.

-L'uniformité de la paroi limite la zone du feux moteur, cela est assuré par :

- Le système de construction intermédiaire supérieur.
- La section de construction médiane.
- La paroi intérieure de la pipe d'échappement.

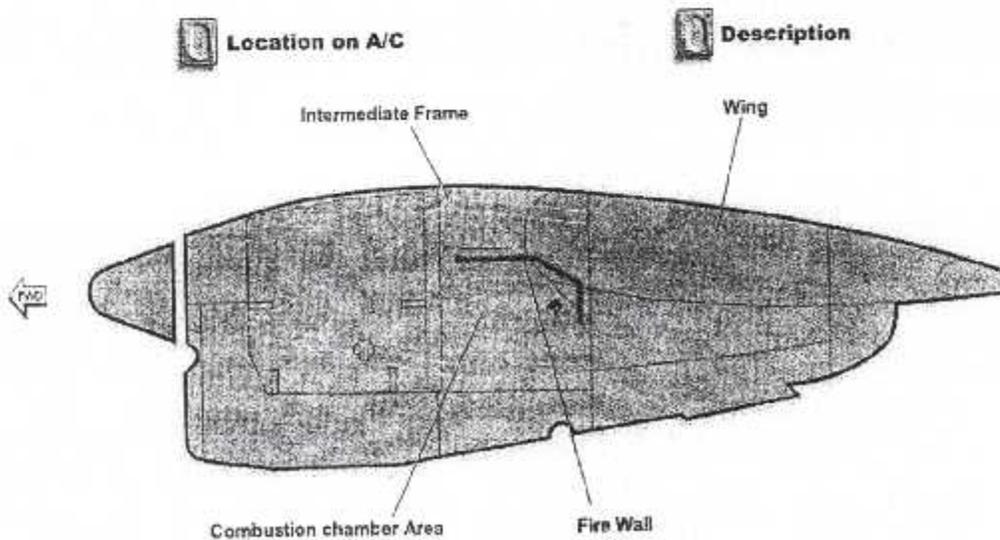


Figure (10) : le système anti-feu.

II.3.8 Les Harnes électrique moteur:

- Le système électrique fourni pour l'aéronef et les composantes moteur la puissance électrique nécessaire qui sert a :

- Contrôler les systèmes.
- L'indication des systèmes.
- La transmission des signaux électriques générés par diverses sondes.

- Il y a deux groupe d'Harnes:

- Les Harnes moteur.
- Les Harnes associés avec les supports.

- Les Harnes électriques moteur:

- La bande M: système de control allumage moteur, indication bas courant.
- La bande S: système indication de température d'huile et indication du couple.
- La bande P: circuit de puissance implanté aux électropompe et dégivrage propulseur.
- La bande G/A: alimentation et générateur d'énergie AC.

- Les Harnes associer avec les supports:

-Les supports électriques comprennent différentes bandes, il distribue la puissance électrique aux éléments suivants:

- bande M: système de dégivrage d'entrée d'air et freinage hélice.
- bande S: système de détection feux et les connections électrique.
- bande G/C: alimentation et génération d'énergie.

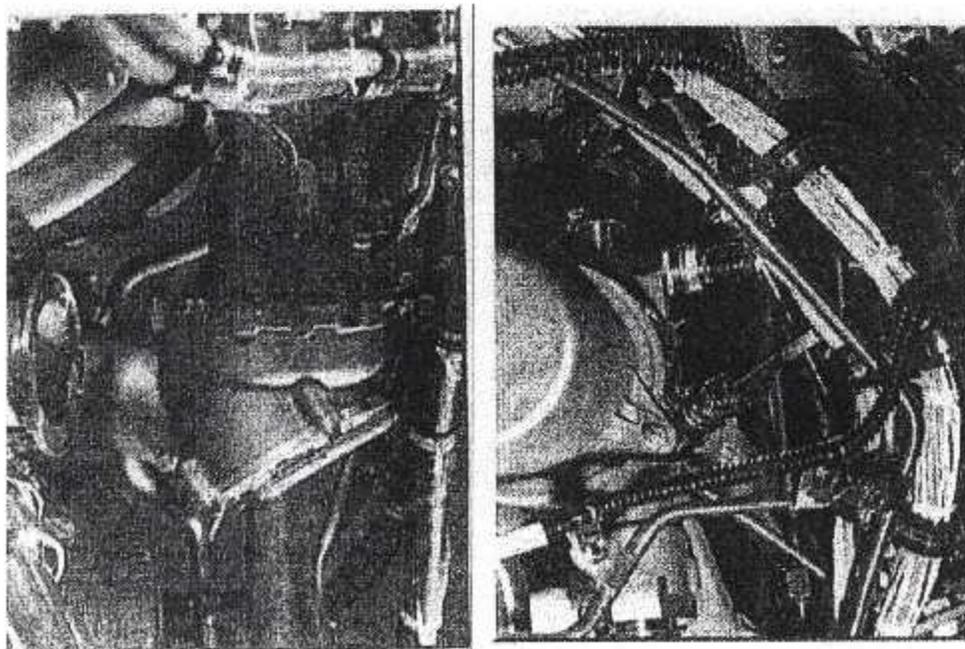


Figure (11) : les Harnes moteur.

II.3.9 Les drains moteurs:

Le système de drainage est composé par des lignes qui rassemblent les fluides (huile, carburant) par les accessoires moteurs, les interfaces qui fendent déviés le fluide.

La plus part des drain décharge le fluide directement par dessus a travers multi issue de drain :

-L'huile est déchargé sépara ment du carburant.

-Le moteur, les accessoires, les interfaces et l'hélice sont drainés par divers drain. Donc l'huile est déchargée à l'extérieur de la nacelle séparément du carburant.

-Les points de drainages moteur est ligne de carburant et l'enveloppe localiser au dessus de la paroi anti-feux et qui permet de décharger l'écoulement.

-Au rabattre moteur le carburant de buse est drainé vers l'écologique réservoir et in traduire au système d'approvisionnement moteur (après l'échangeur de chaleur), le réservoir écologique de carburant a un écoulement supérieur il se décharge a l'extérieur de la nacelle, donc chacun dépend de la configuration directement a travers le drain.

-Touts les flasques verticaux en capot inférieur est désigné pour permettre l'écoulement du fluide tous près de la porte localisée au point inférieur du capot.

II.4 Description moteur :

- Le moteur possède 7 roulements.
- Les manœuvres moteur sont assurées par des crochés attachés avec la RGB et avec la bride de générateur de gaz arrière.

II.4.1. La section d'admission d'air:

- La section d'admission d'air consiste la case d'admission frontale et la case d'admission arrière fixé avec l'ensemble, la case d'admission frontale est fixée avec la RGB.
- La EEC (Engine Electronic Control) et la AFU (Auto Feather Unit) sont montés sur le coté gauche de la case frontale d'admission compresseur.
- Le réservoir d'huile du moteur est une partie intégrée dans la case d'admission arrière.

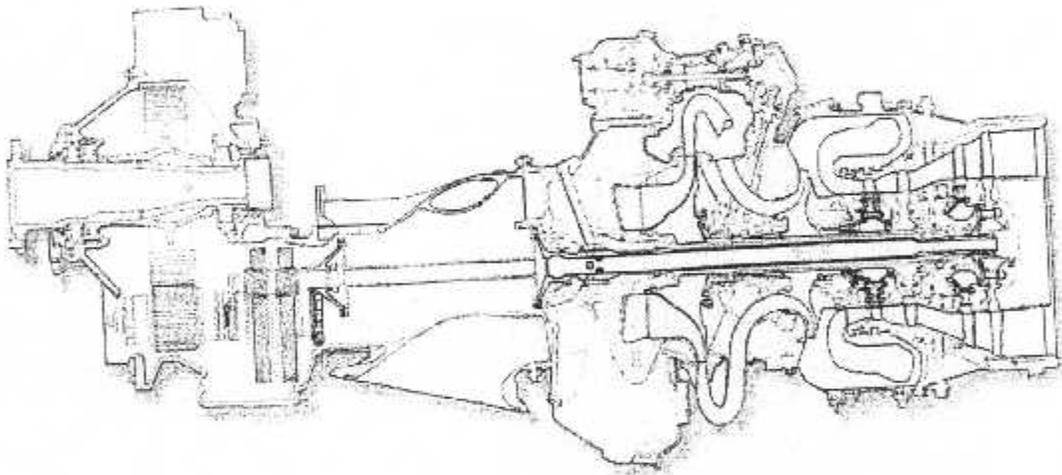


Figure (13) : la section d'admission d'air.

II.4.2. La section du compresseur et la boîte à engrenage d'accessoire

- La section du compresseur comprend une attelage basse pression LP, et une autre haute pression HP, qui sont indépendantes l'une par rapport à l'autre.
- Chaque compresseur LP et HP sont supportés par deux roulements, un roulement à bille et un autre à galets.
- A partir de l'arbre haute pression, une inclinaison chanfreinée (gear shaft transmit) conduit la boîte à engrenage d'accessoire AGB.
- La boîte à engrenage d'accessoire qui contient les éléments suivants:
 - Un démarreur/générateur DC.
 - Une pompe haute pression du carburant HP.
 - Une pompe de refoulement et de récupération d'huile.
 - Un dispositif de gazage centrifuge.

II.4.3. Section de combustion:

- L'espace de combustion est une chambre annulaire inversée qui permet d'accélérer les gaz d'éjection.

-Divers rampe de carburant sont monté sur toute la périphérie extérieure de la case générateur de gaz connecté avec 14 injecteurs lesquels fonts pénétrés le carburant dans la chambre, et on a deux allumeurs emplanté au niveau de la chambre.

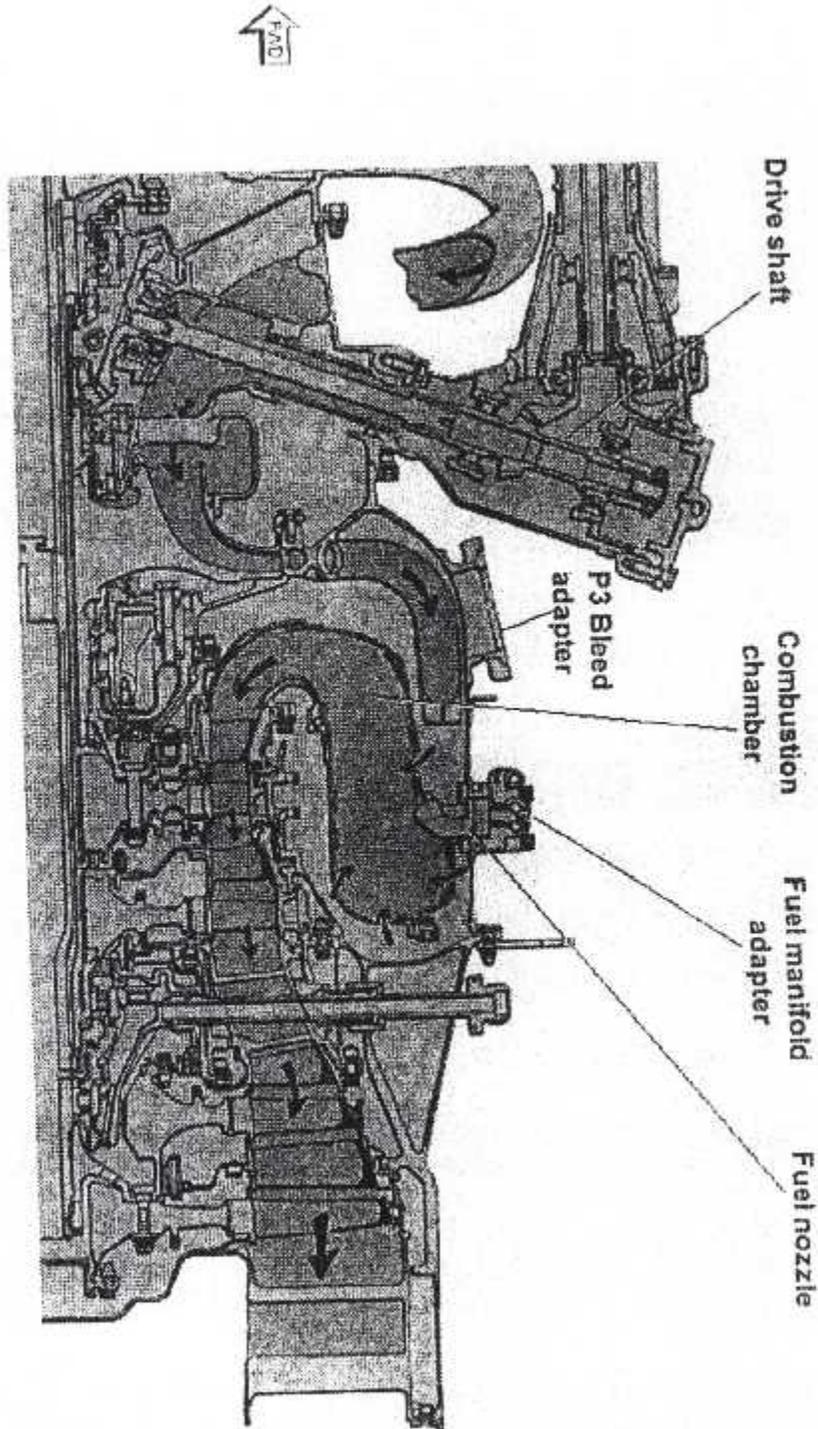


Figure (14) : la section de combustion.

II.4.4. Section turbine:

-La section turbine est composé par :

- Deux étages de turbine axiale basse pression et haute pression.
- Deux étages de turbine libre axiale.

-Les turbines basse pression et haute pression mène respectivement les compresseurs haute pression et basse pression, l'étage haute pression est incorporé avec la vanne de bague froide pour permettre d'augmenter la température d'admission turbine.

-Deux étages de turbine libre conduit la boîte a engrenage de réduction AGB a travers l'arbre de puissance qui est supporter par deux enroulements, la première a bielle et la deuxième a galle.

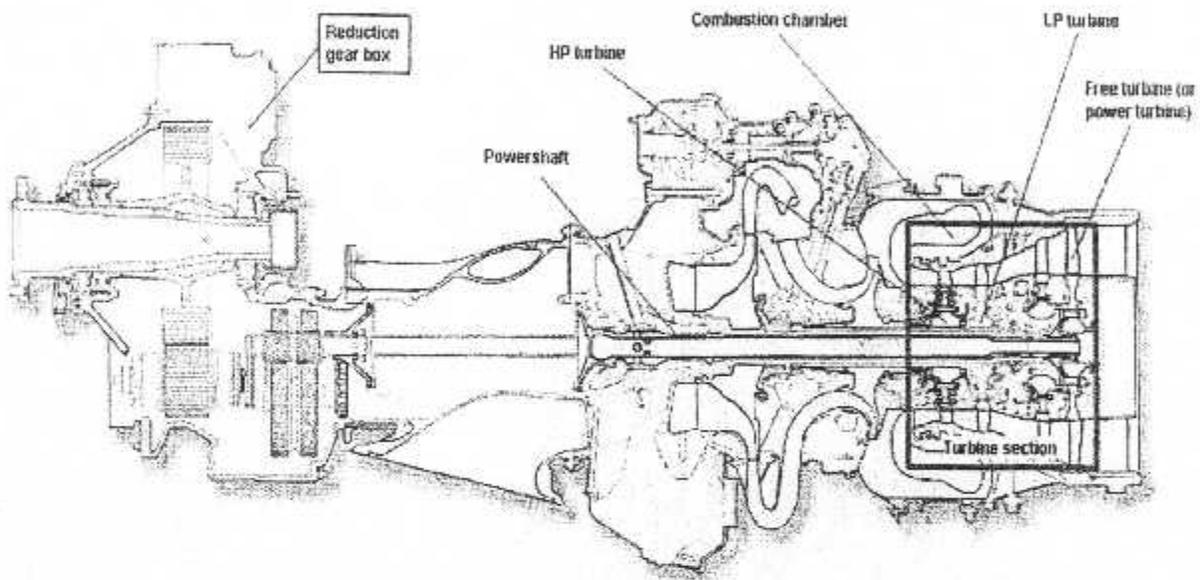


Figure (15) : la section turbines.

II.4.5 Description de la boîte a engrenage de réduction RGB:

- Les deux étages de turbine de puissance font engager la conduite de la RGB au côté gauche supérieur.

Les éléments installés sur la RGB sont :

- Le générateur ACW.
- Le frein hélice (uniquement sur le coté droite du moteur).

Les équipements installé sur le coté supérieur droite du moteur sont :

- La pompe électrique
- Régulateur de survitesse et la pompe haute pression.
- La valve du moule hélice PVM.

-Quand le moteur tourne, la turbine de puissance conduit l'arbre denté dans le sens de la montre

-L'arbre denté de puissance est engager avec le premier étage des engrenages hélicoïdaux, il tourne au sens inverse de la montre d'où

l'arbre d'hélice le guide; même l'arbre denté et la pompe HP an plus l'arbre de régulateur survitesse.

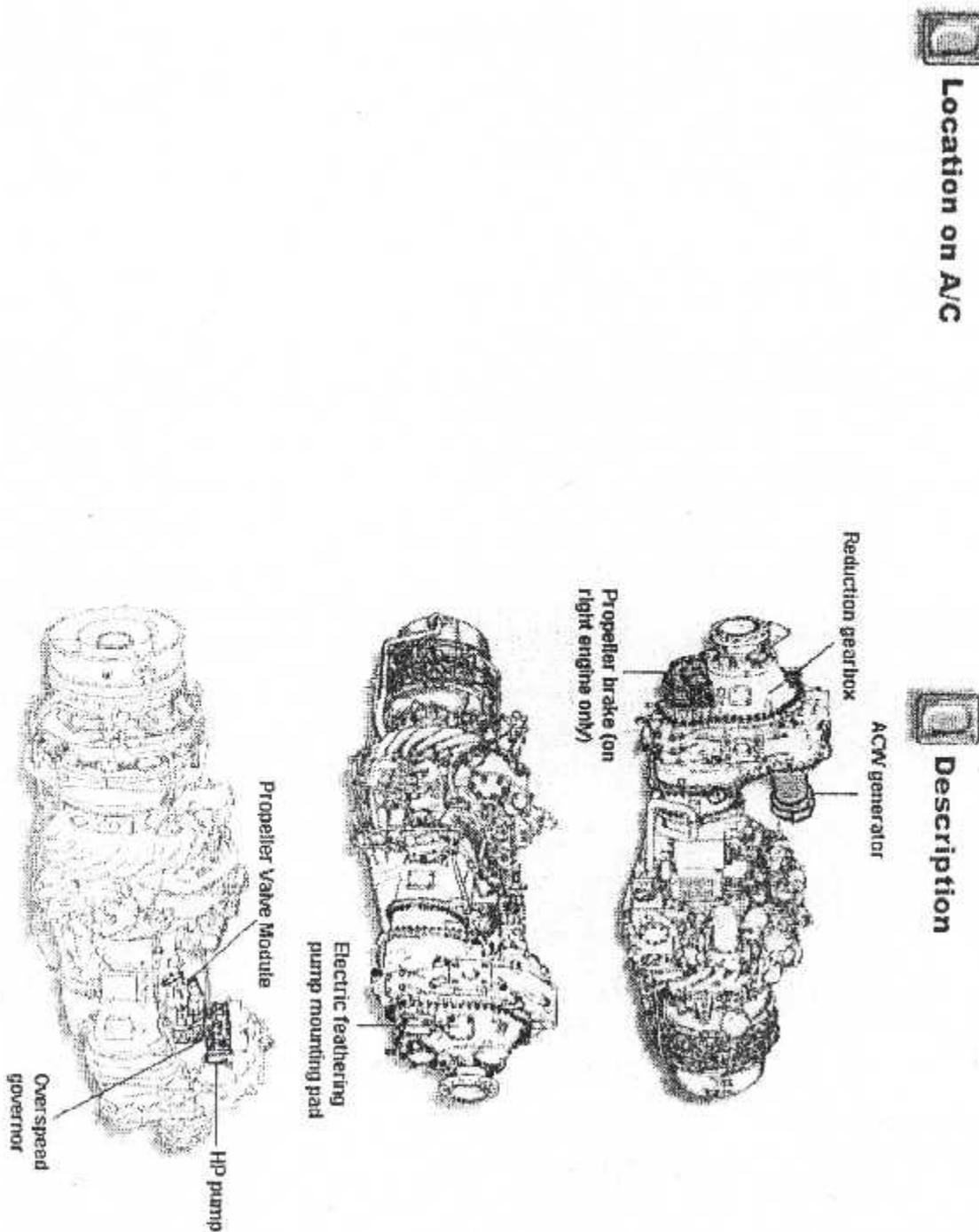


Figure (16) : la boîte a engrenages de réduction RGB.

II.4.6 L'HELICE :

L'hélice a pour rôle de fournir une force de traction en prenant un appui sur l'air à la façon d'une voile tournante. L'hélice installée sur l'ATR72-500 est une hélice à 6 pales type **Hamilton standard 568F**; elle est de type à pas variable entraînée par la turbine libre par l'intermédiaire d'un réducteur de vitesse RGB, elle est commandée hydro mécaniquement.

568F a pour référence :

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

6: le nombre des pales.

8: indique la taille de pied de pale.

F: le système d'hélice monté à bride.

Les caractéristiques principales de l'hélice du PW127F sont :

Diamètre	12,9ft (3,93m)
Poids	180kg (400lbs)
Rotation	Sens horaire (regardant de l'avant)
Vitesse de rotation	1200 RPM correspond à 100% NP
La plage de variation de pas	-14° à 78,5°
L'angle de mise en drapeau	78,5°
L'angle d'inversion de pas	-14°

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

- **6 pales** : chaque pale contient un réchauffeur en caoutchouc qui offre des possibilités de dégivrage.
- **Un moyeu** : transmet le couple du moteur aux pales contenant 5,28 litres d'huile pour la lubrification pour le mécanisme de changement de pas.
- **Un vérin** : pour le changement de pas.
- **Un cône** : c'est un carénage en aluminium qui couvre la dôme.
- **Une dôme** : contient le mécanisme de variation de pas.
- **Un cloison étanche** : il supporte le cône et contient les cibles pour la mesure de vitesse d'hélice.
- **Un tube** (pour transfert d'huile).
- **L'attache**ment d'hélice.

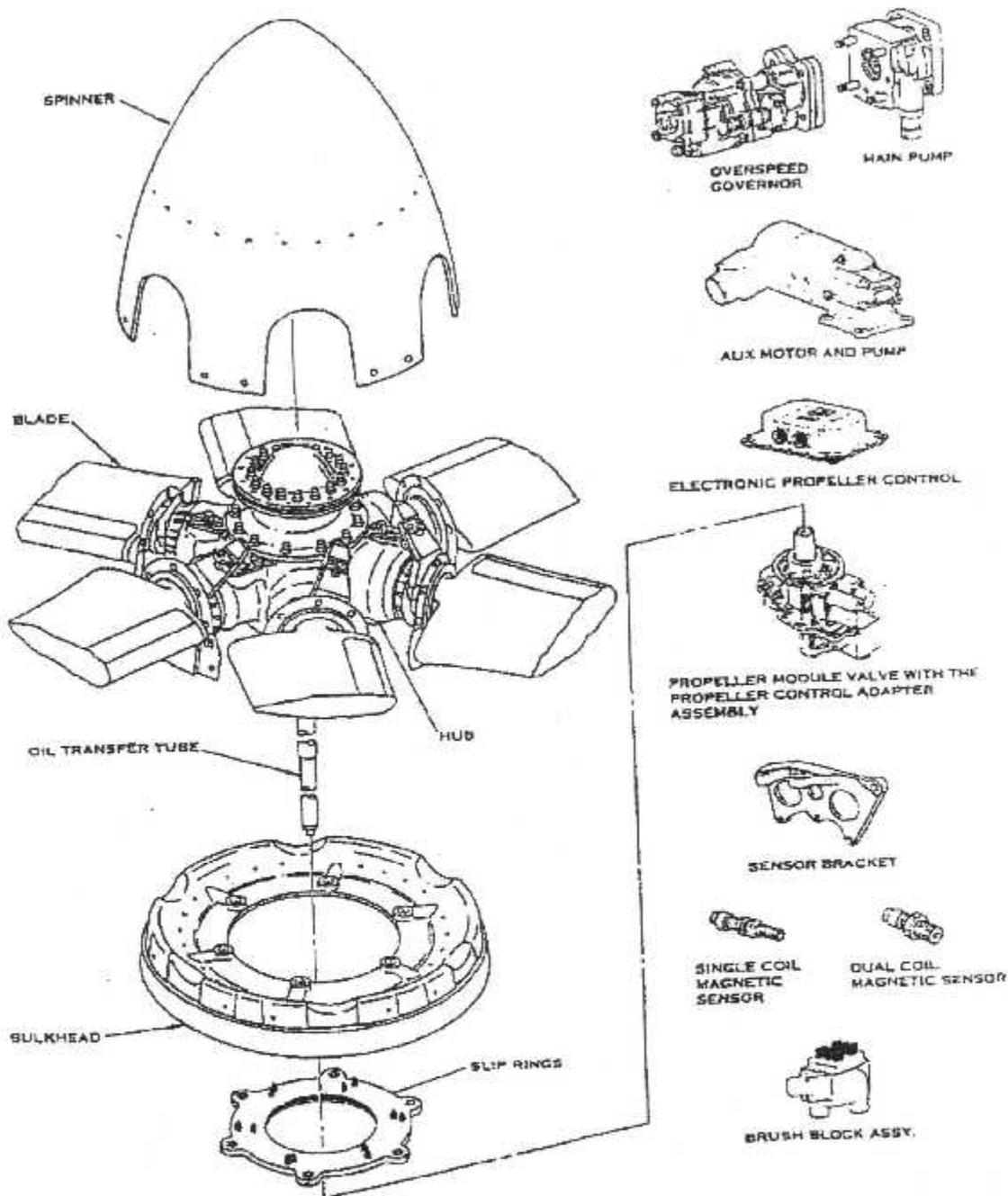


Figure (II.4.6) : L'hélice du PW127F de l'ATR72.

II.I DIFFERENTS SYSETMES DU MOTEUR PW127F :**II.I.1 LE SYSTEME CARBURANT :****II.I.1.2 Description du control carburant moteur:**

-Le système carburant moteur est capable de délivrer un débit de carburant correspondant à la position des leviers de puissance, et qui est compatible avec les opérations limitées du moteur.

-Le système carburant moteur comprend :

- Le filtre carburant est assemblé avec le radiateur.
- Un capteur de température à la sortie radiateur.
- Une pompe de refoulement HP.
- Unité hydromécanique de régulation de l'HMU.
- Le rafraîchisseur d'huile par carburant frais FCOC: fournie au débit d'huile frais a la RGB pour la lubrifier.
- Le diviseur: maîtrise le débit à ajouter entre la tuyauterie primaire et secondaire.
- Le réservoir écologique: rassemble le carburant au moteur, ce carburant sera mit a l'admission de la pompe au démarrage prochain moteur, et comme cela éliminer les pertes et la pollution.

-La HMU a deux fonctions:

- Régulé le débit de carburant délivré au moteur.
- Fournit une force haute pression de débit demandé pour le réservoir carburant de pompe injecteur.

La HMU est actionné par la EEC.

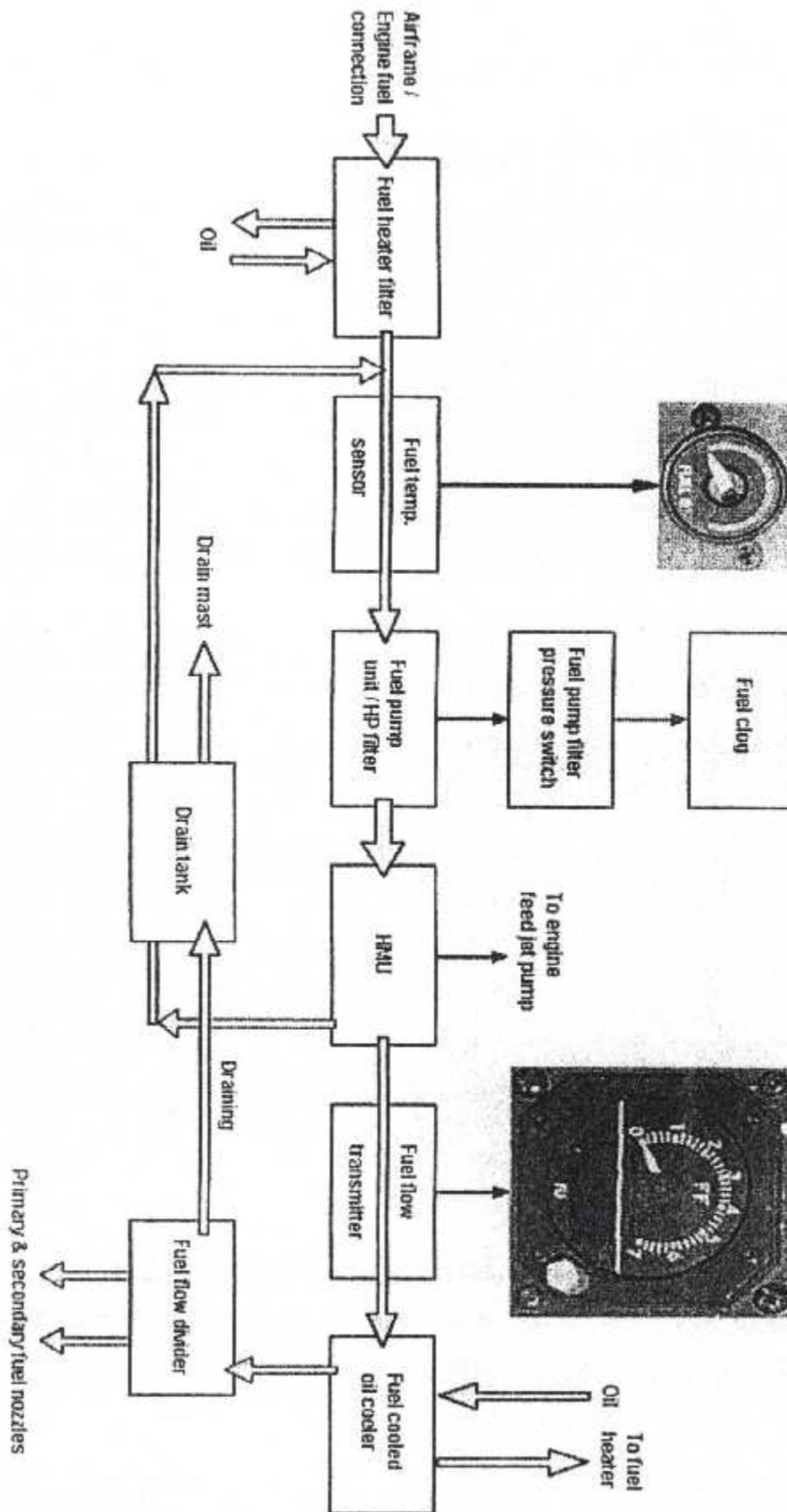


Figure (17) : système de control carburant.

II.1.1.3 Description du filtre et radiateur carburant:

L'équipement (filtre, radiateur carburant) est localisé au coté gauche du moteur juste au dessus du filtre d'huile.

L'unité (filtre, radiateur carburant) renferme:

- un filtre avec un clapet indépendant
- un échangeur de chaleur, radiateur (carburant, huile)

La sonde d'indication de température est mise à la sortie de cette unité.

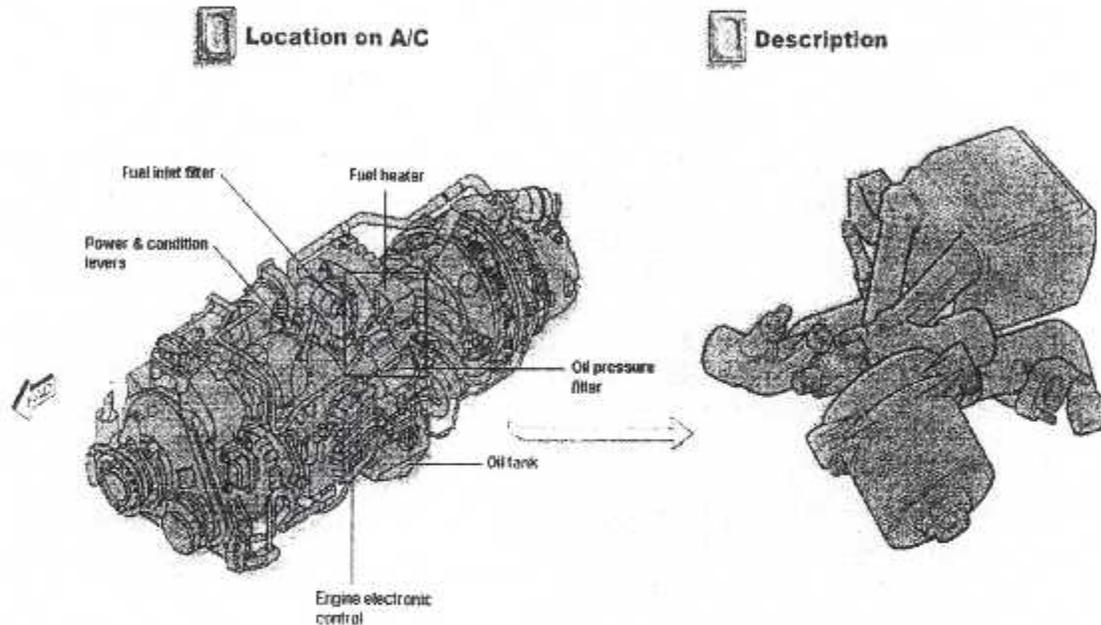


Figure (18) : bloc filtre et radiateur carburant.

II.1.1.4 La description de la pompe carburant:

-La pompe carburant est localisée derrière la HMU.

-L'assemblage pompe a carburant est composé de :

- Un filtre de 74 microns mit après les engrenages de pompe HP.
- Un eprom a engrenage de pompe.
- Un filtre de 10 microns localisé a la sortie pompe HP, et il contient un clapet qui s'ouvre à 45psi et un indicateur de colmatage par un poussoir.

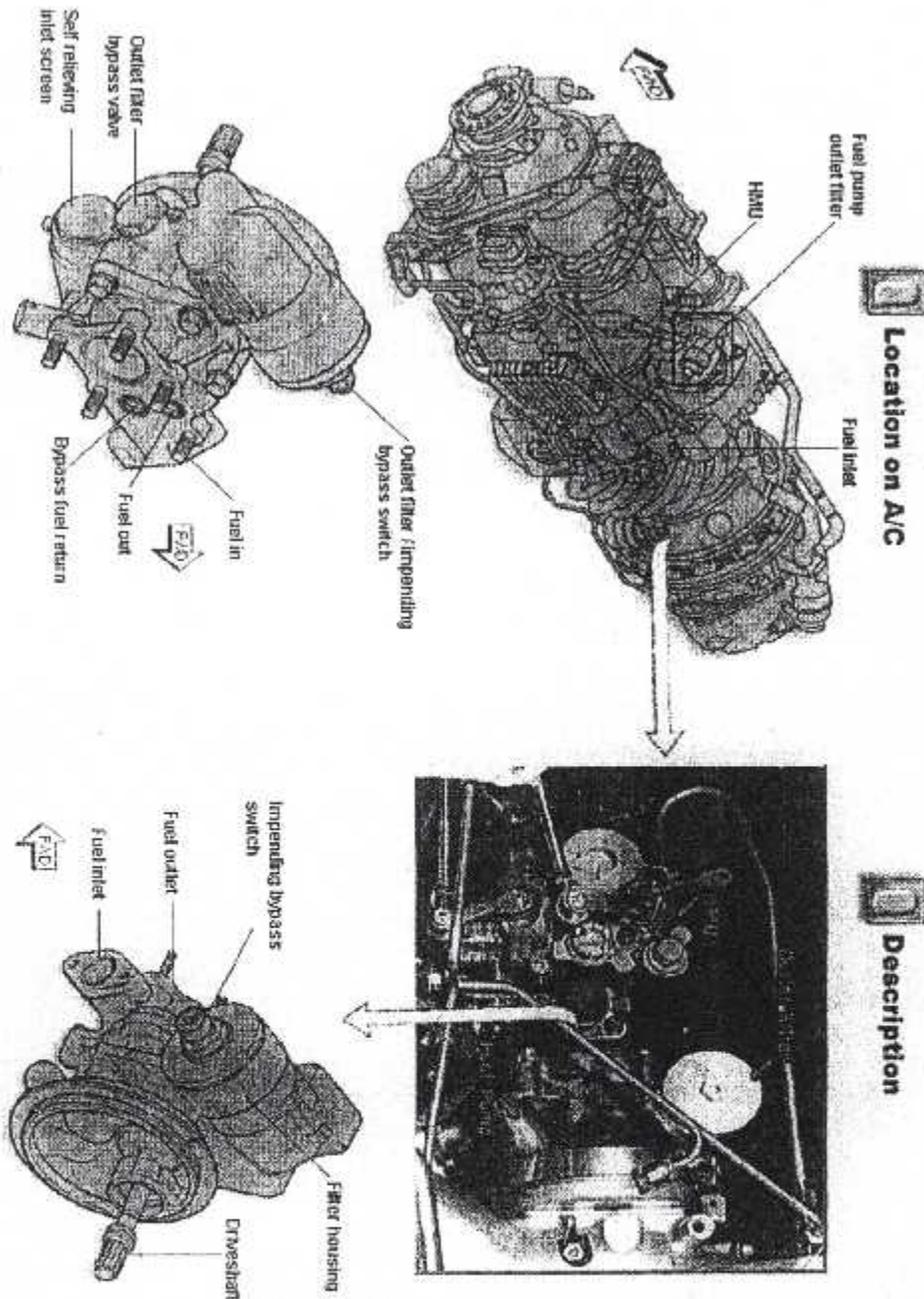


Figure (19) : la pompe carburant.

II.1.1.5 Description de l'unité hydromécanique HMU:

- L'unité hydromécanique est montée sur la pompe carburant.
- Le control d'écoulement de carburant est assuré par la HMU donc elle fournit la quantité nécessaire de carburant vers les injecteurs donc le dosage est assuré par cette dernière.
- Le carburant entre a la HMU avec un débit constant a travers la pompe HP, se débit est devisé par la valve, le clapet a trois débits, deux clapets débitent a la pompe et un vers les injecteurs par la voie du doseur (metring valve).
- La valve de régulation est actionnée pneumatiquement par un block servi pneumatique d'ou la pression de référence est p3 (sortie compresseur HP).

-Le control de pression p_3 est le résultat de la pression variable "py", quand le dispositif d'inversement du souffle fait déplacer le piston de la valve de régulation.

-La EEC control le moteur a engrenage situé dans la HMU. Le moteur fait la régulation de la pression PY pour assurer la modulation du débit carburant voulu. Le block du servo pneumatique est commandé par les leviers de puissance, le différentiel rotatif variable traducteur RVDT transmet les positions des leviers de puissance PLA au EEC.

-La HMU est commandée mécaniquement avec le leviers de condition a travers la PVM pour la fonction de fermeture carburant FS0.

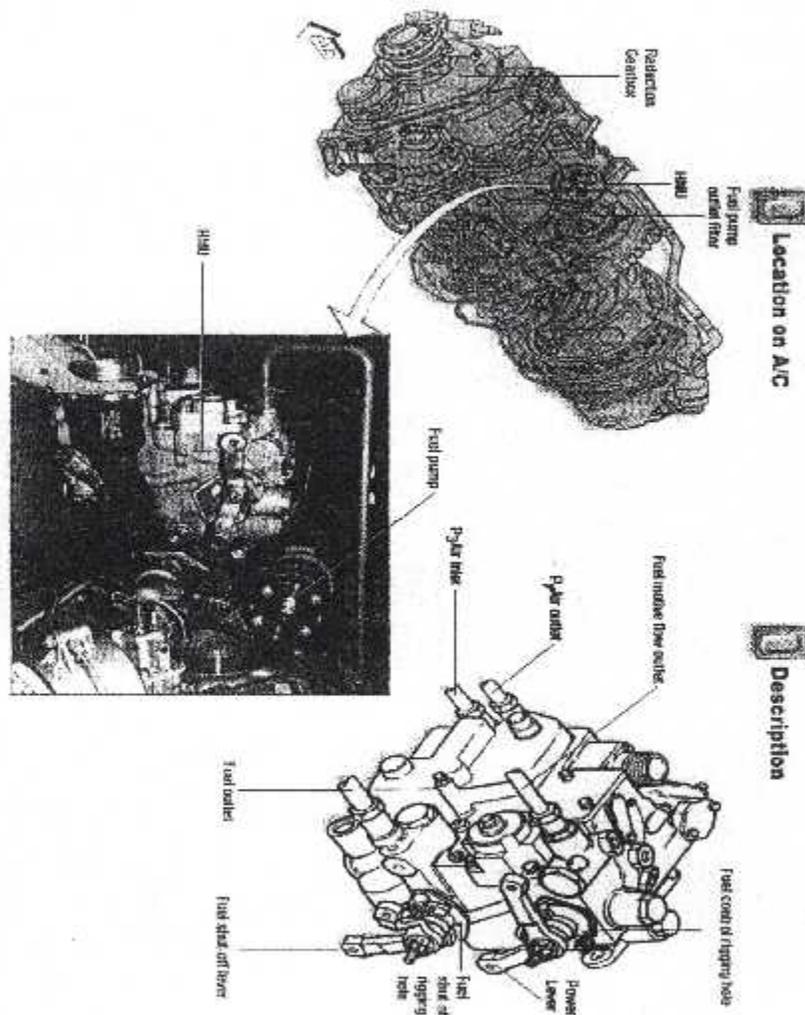


Figure (20) : l'unité hydromécanique HMU.

II.1.1.6 Description du control électronique moteur EEC:

- La EEC est localisée au coté gauche du moteur.
- Les opérations normales du control carburant sont commandées par la EEC.
- La EEC fait entrée des donné séparé, elle est comparée avec des références approvisionnées dans une mémoire, et à travers les résultats la EEC fait gérer le moteur a engrenage fixé avec la HMU pour ajusté le débit carburant demander pour avoir un N_h et une puissance adéquate, et la EEC approvisionne 28VDC canal1 et canal2.

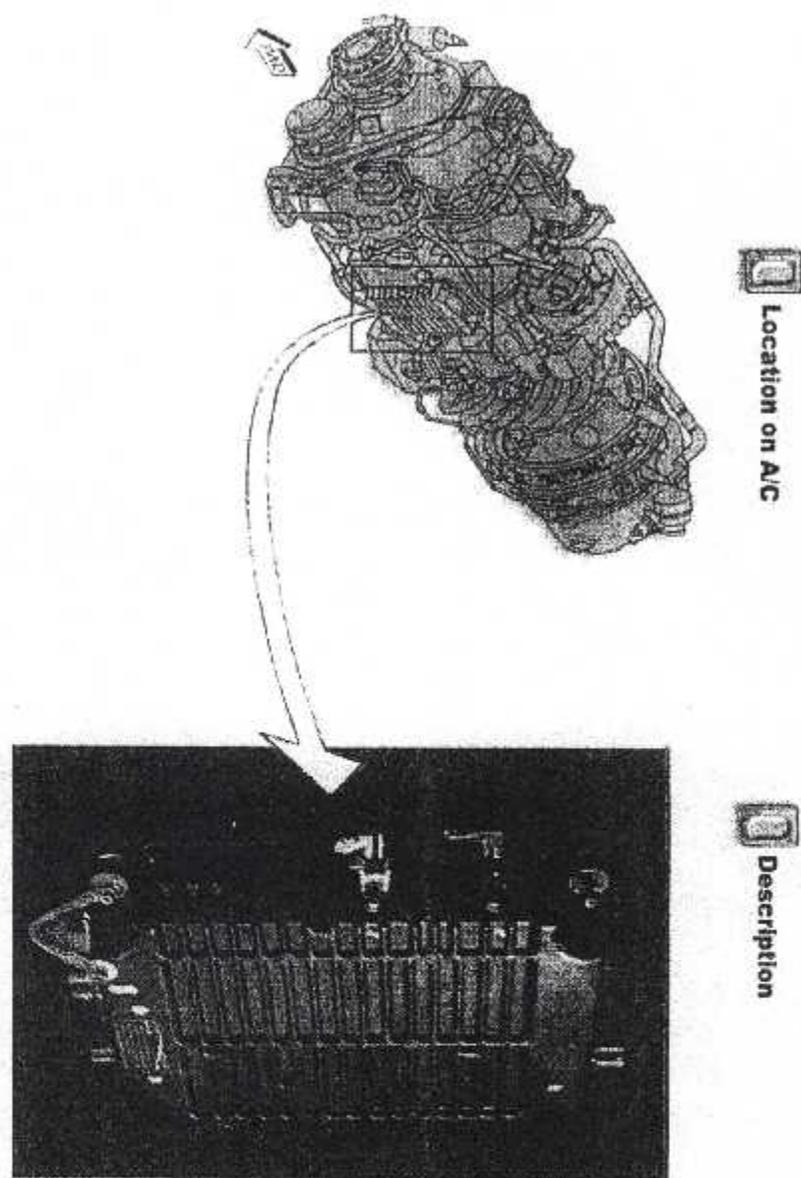


Figure (21) : l'unité de control électronique du moteur EEC.

II.1.1.7 Le débit mètre et usage indicateur:

- Le débit mètre est fixé au coté droit supérieur du moteur.
- Le débit mètre ne transmet pas n'importe qu'elle puissance électrique, l'écoulement maximal qui travers le débit mètre avec 700Kg/h.
- Le transmeteur et la turbine, et un aimant monté sur cette dernière (rotor), et chaque tour fait l'aimant génère une impulsion avec un dispositif fixe qui fait transmettre cette impulsion a l'indicateur.

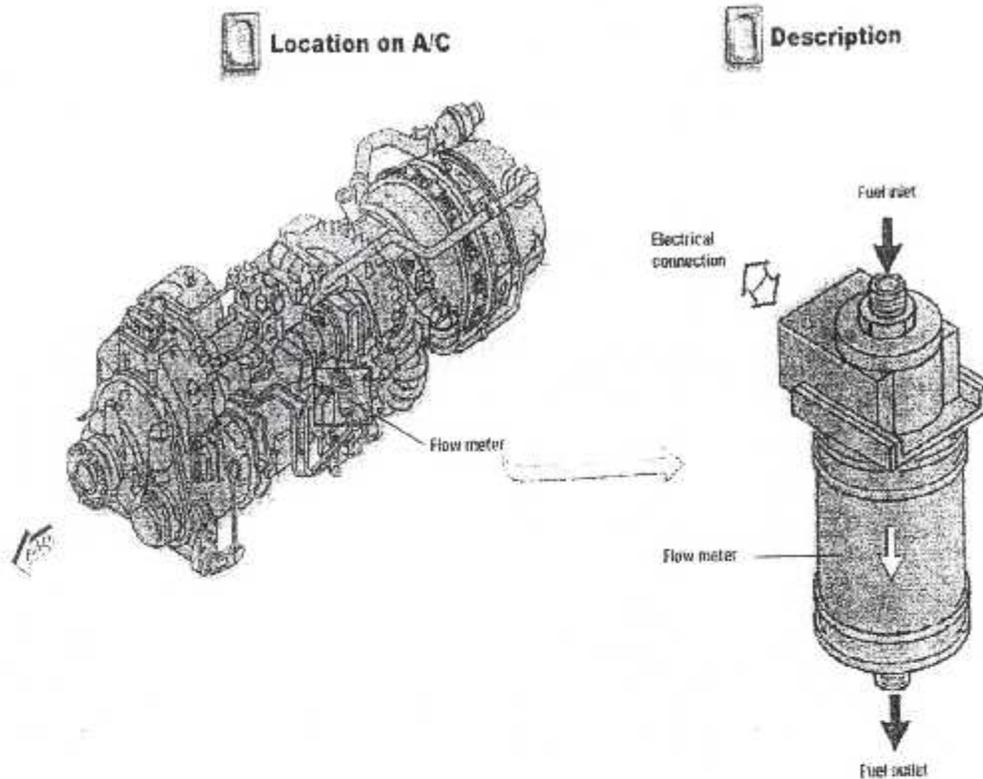


Figure (21) : le débit mètre carburant.

II.1.1.8 Opération d'échangeur de chaleur FCOC:

- Le FCOC est équipé d'un thermostat au niveau du clapet avec un élément thermique qui se dilate et se rétrécit avec la température correspondante.
- Si la température de sortie d'huile est supérieure à 81°C la valve est fermée.
- Si la température de sortie d'huile est inférieure à 70°C la valve est ouverte.

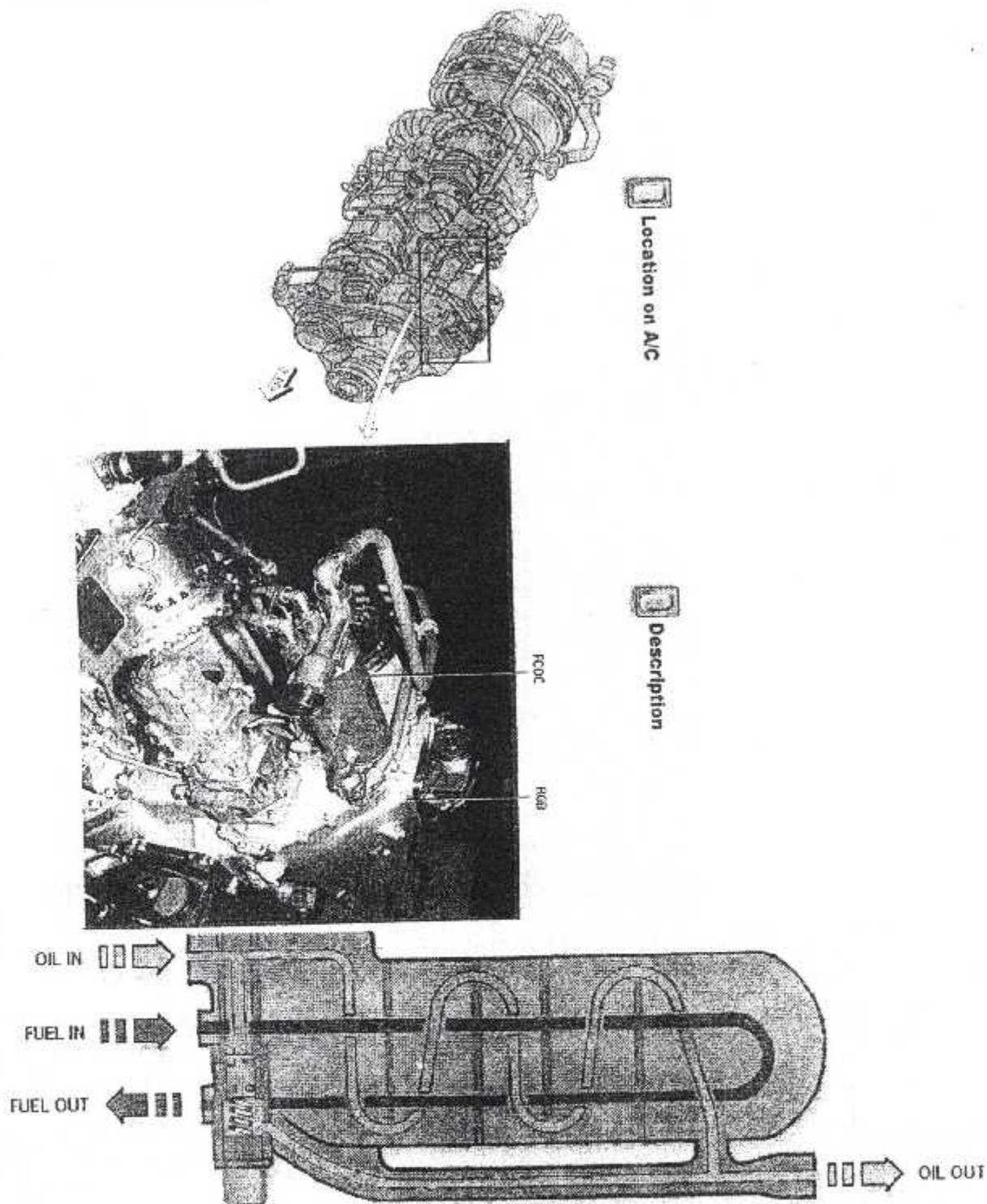


Figure (22) : l'échangeur de chaleur FCOC.

III.1.9 Description du diviseur et la valve de décharge:

- La valve diviseur et la valve de décharge sont montées à l'admission carburant, les raccords sont localisés à 6h de la position corps moteur.
- La valve de diviseur ajoute la quantité de carburant vers la HMU.

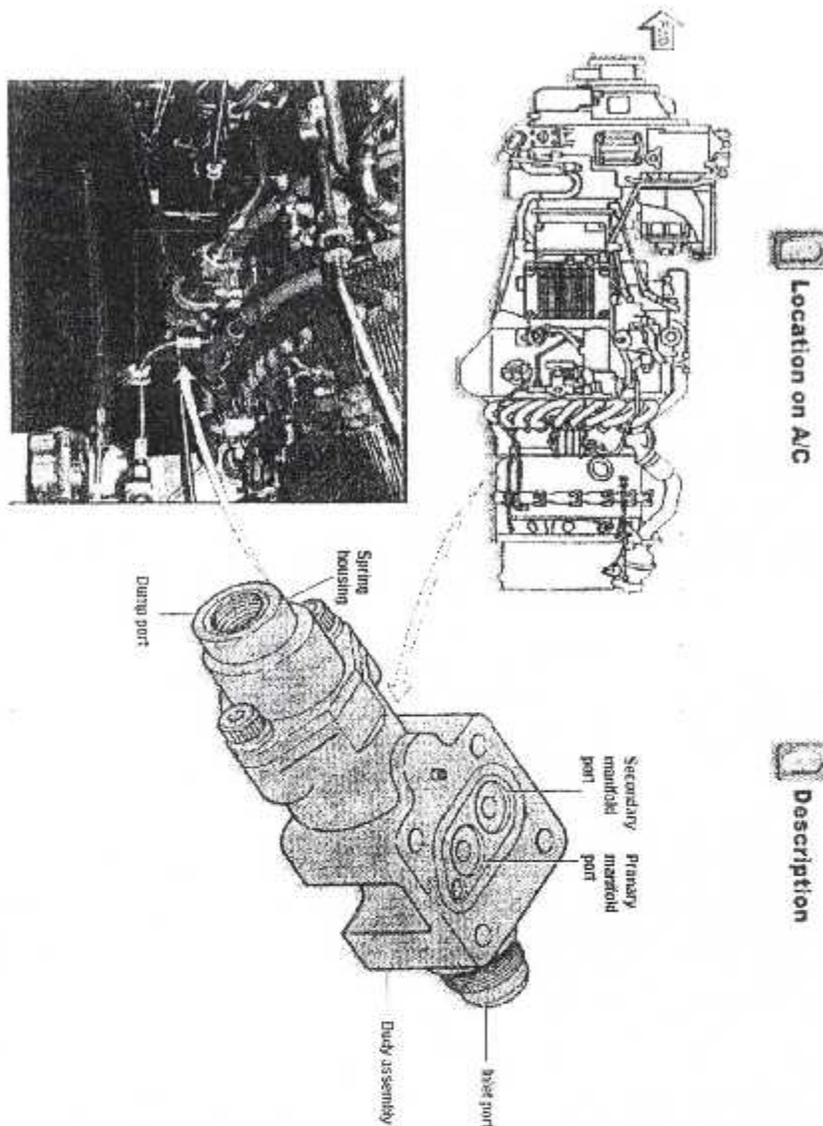


Figure (23) : le diviseur carburant.

II.1.1.10 Opération de diviseur et la valve de décharge:

-Au démarrage moteur l'admission primaire est ouverte, par contre la seconde est fermée. Le carburant est délivré par les buses primaires a 10psi.

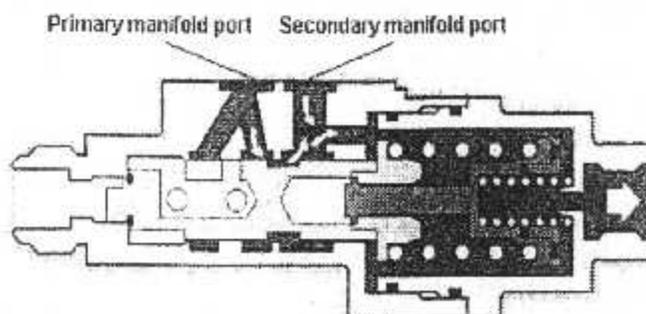


Figure (24) : la coupe de diviseur carburant.

II.1.1.11 Description de la fermeture de la valve de carburant HP:

- La valve de fermeture carburant HP est intégré avec la HMU.
- Le levier de condition transmet à travers le module valve hélice PVM la commande par une tringle vers la HMU et vers la valve fermeture carburant.
- Quand le levier de condition est à la position FS0:
 - la valve de fermeture carburant est fermée.
 - l'avertisseur du feu intégré avec le levier de condition est désactivé.
 - la pompe de mise en drapeau est désactivée.

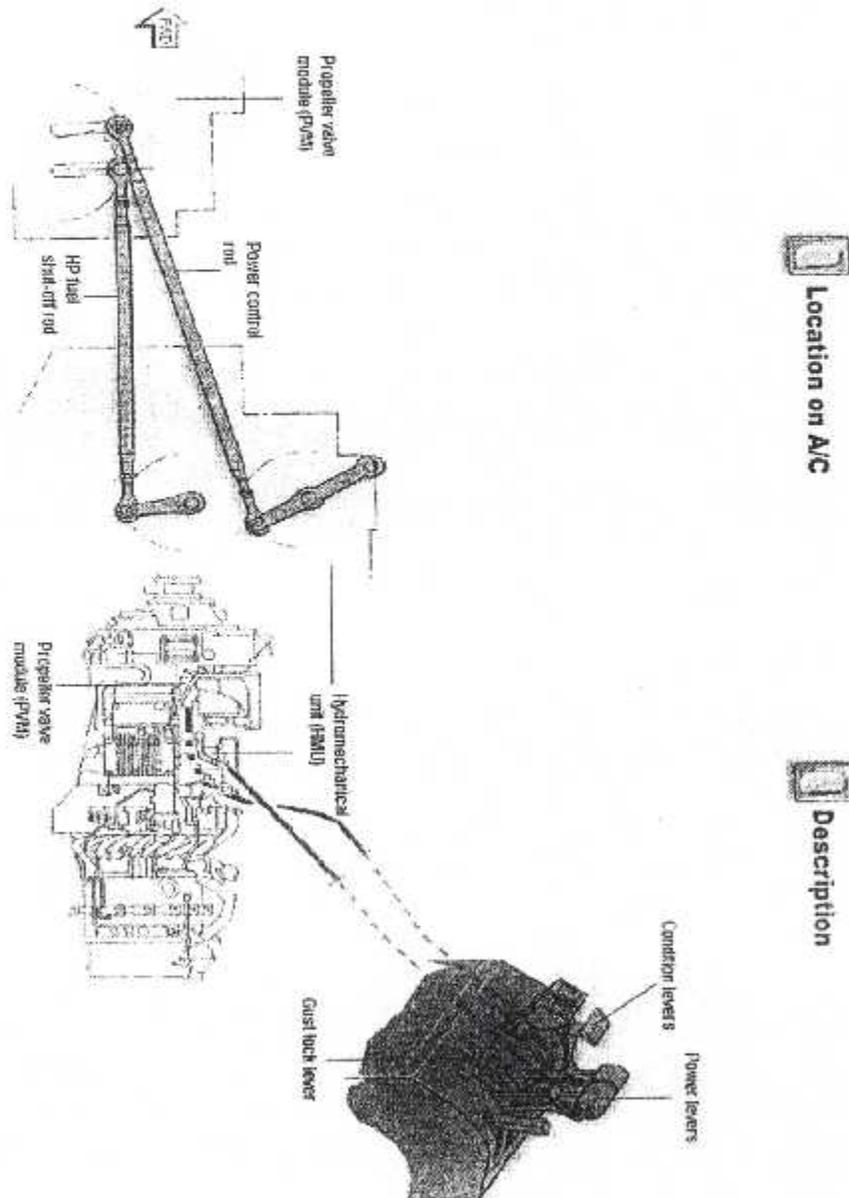


Figure (25) : la valve de fermeture carburant.

II.1.1.12 Buses carburant:

- 14 injecteurs carburant sont montés sur tous l'arrondissement de la section générateur de gaz, ils sont connectés avec la rampe primaire et secondaire
- 10 injecteurs sont connectés avec les deux rampes
- 4 injecteurs sont connectés seulement avec la rampe secondaire
- Les 10 injecteurs ont des orifices fixes qui correspondent au débit primaire, et un orifice annulaire qui correspond à l'écoulement secondaire.
- Les 4 injecteurs sont alimentée par le débit secondaire.

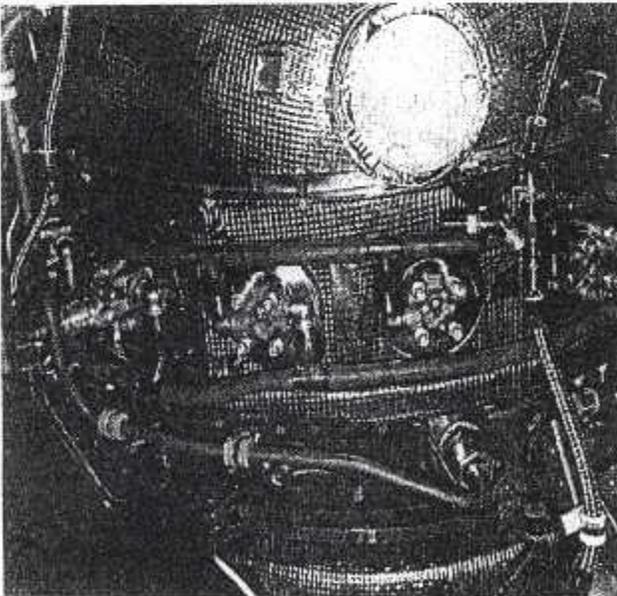
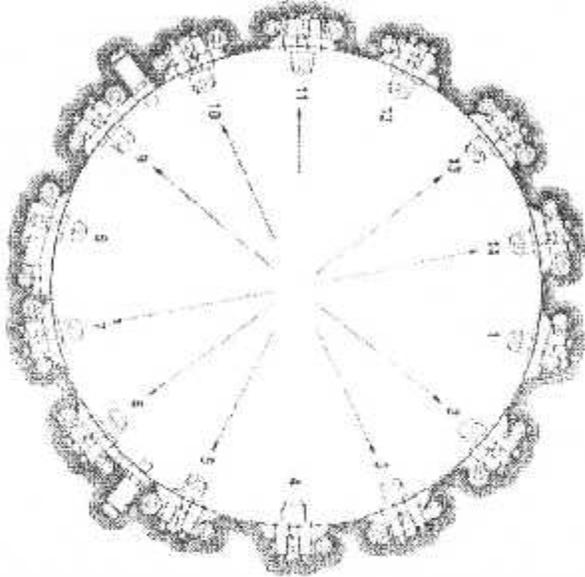


Figure (26) : les buses carburant.

II.1.1.13 Réservoir de drainage carburant:

-Le réservoir de drainage est installé au dessous du moteur en bas de la structure.

-A la fermeture basse, le carburant retourne au diviseur et a la valve décharge le carburant dans le réservoir et se dernier soulève le flotteur, qui ouvre l'orifice

-Quand le réservoir de drainage est vide, la valve anti-retour empêche le carburant de remplir le réservoir de drainage quand le moteur est éteint.

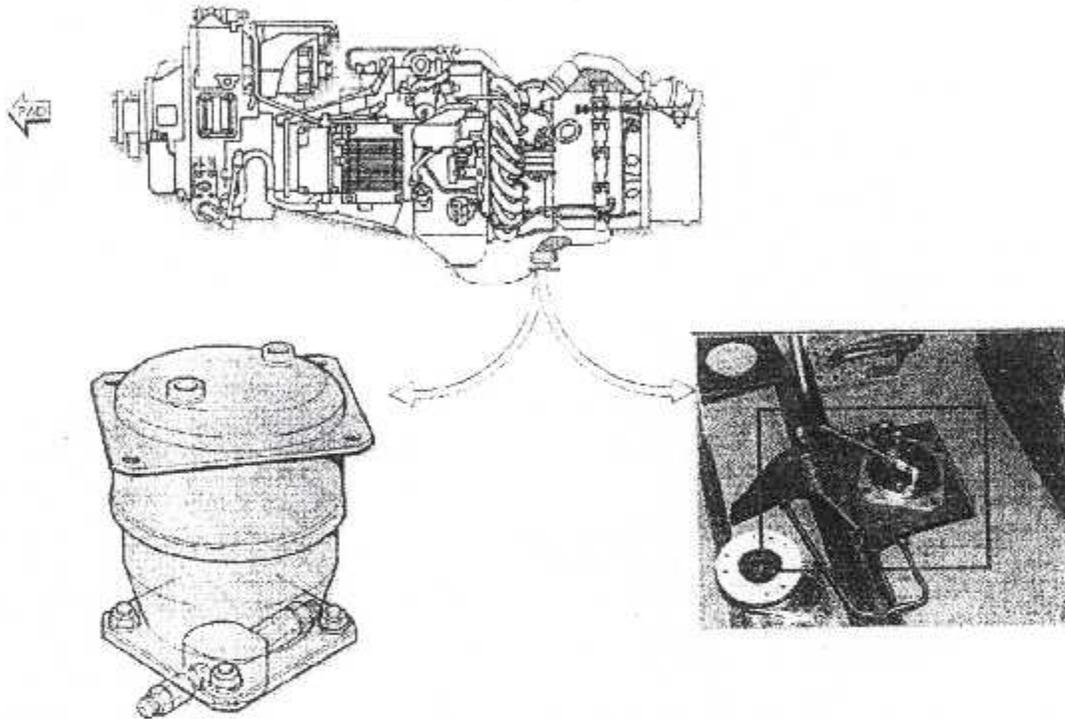


Figure (27) : réservoir de drainage carburant.

II.1.1.14 Description d'indicateur FF/FU:

-Le duel indicateur FF/FU est localisé au centre du panneau 4uv.

-L'indicateur FF/FU est composé par:

- Une aiguille qui indique le débit massique du carburant moteur, cette balance est graduée en Kg/h.1000.
- Un compteur FU avec une lecture digital, le carburant utilisé est indiqué en Kg. Cette valeur est calculée par intégration des paramètres débit carburant.
- Le bouton remet la valeur de FU du compteur a zéro.

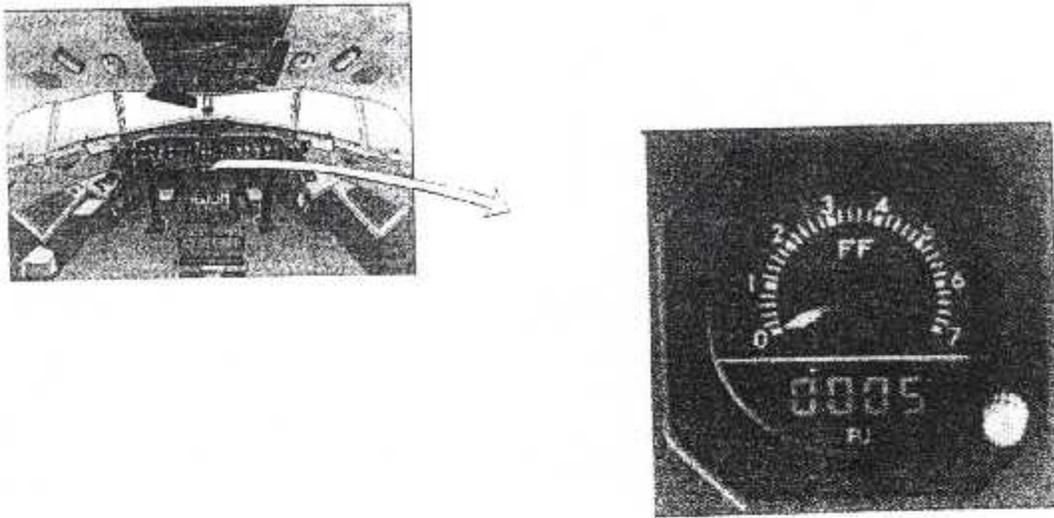


Figure (28) : l'indicateur FF/FU.

II.I.1.15 Description d'indicateur de colmatage :

- L'indicateur de colmatage carburant est localisé a la partie supérieur central du panneau
- Le filtre de 10 micron réunie un clapet de colmatage installé a la sortie de la pompe.
- L'indicateur de colmatage carburant est allumé quand le commutateur détecte une pression 25psi a la sortie de la pompe.

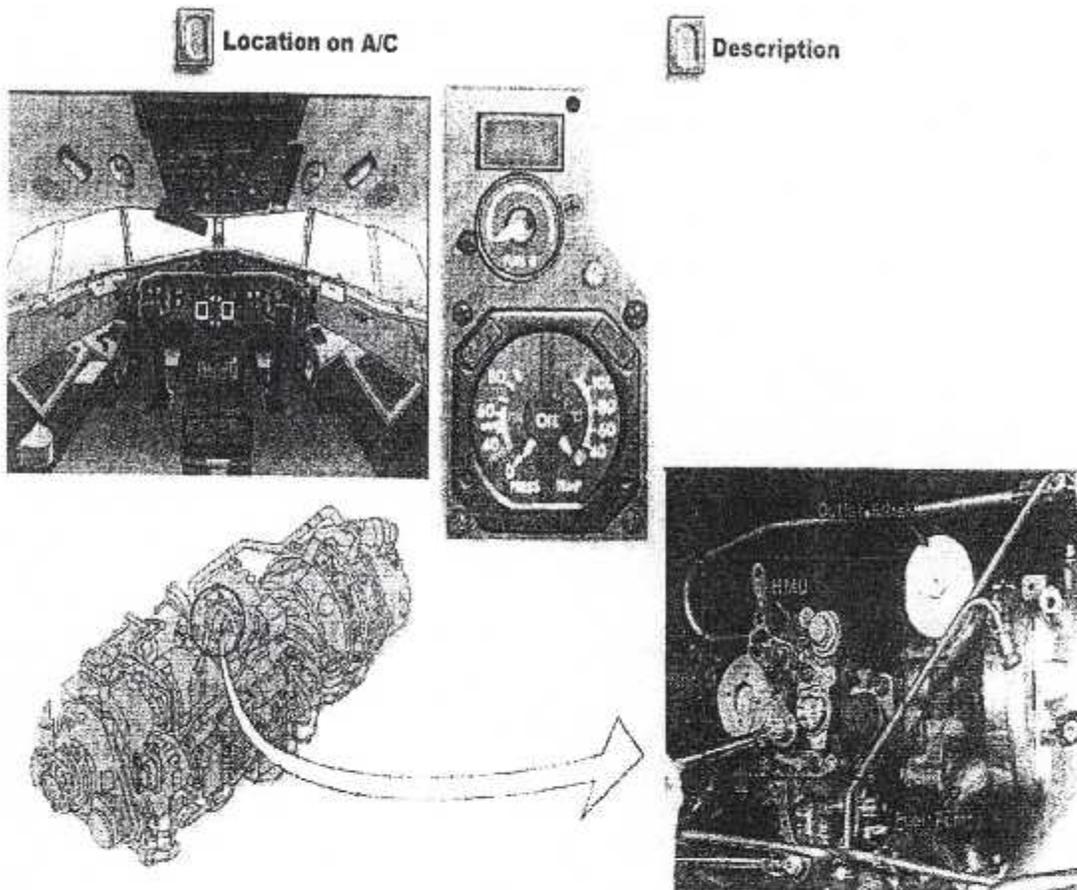


Figure (29) : l'indicateur de colmatage.

II.1.1.16 Description d'indicateur de température:

-L'indicateur de température carburant est située au centre de panneau d'instrument.

-Le détecteur de température carburant mit sur le coté gauche du moteur.

-L'indicateur de température carburant reçoit par le détecteur de température un signal qui est l'action des pulsations et levées d'aiguille de température de carburant.

-L'indicateur comprend trois secteur:

- Le secteur jaune pour -54°c à 0°c .
- Le secteur vert pour 0°c à 50°c .
- Le secteur jaune pour 50°c à 57°c .
- La touche rouge commence de 54°c et plus de 57°c .

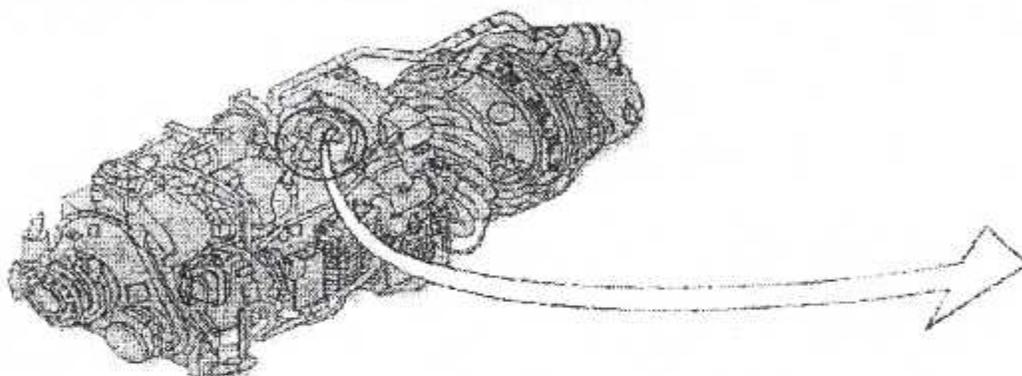
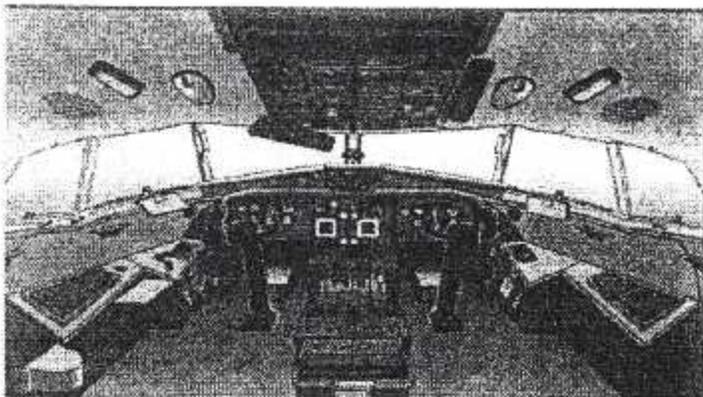


Figure (30-a) : l'indicateur de température.

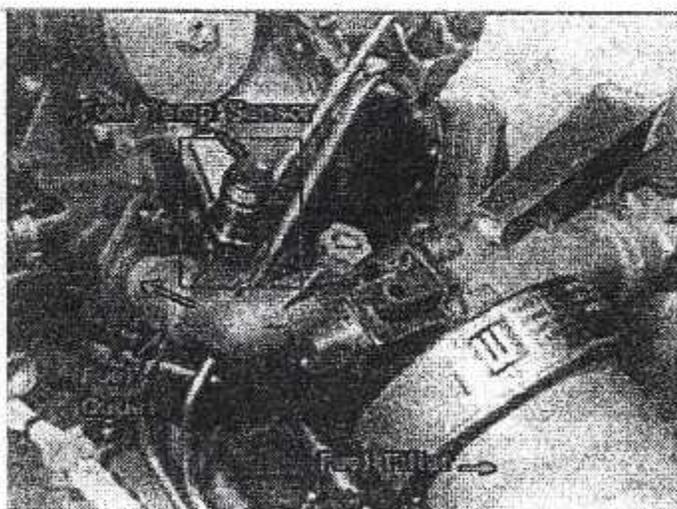


Figure (30-b) : la sonde de température.

II.II SYSTEME D'HUILE :**II.II.1 Description du circuit d'huile:**

Le système d'huile se compose des éléments suivants :

- Un réservoir d'huile principal.
- Une unité de pompe d'huile comportant une pompe de refoulement et deux pompe de récupération.
- Un radiateur d'huile refroidi par air ACOC.
- Une valve de régulation de pression.
- Un filtre de pression HP.
- Un radiateur d'huile refroidi par carburant FCOC.
- Une valve anti-retour "Chec Valve".
- Un transmetteur de pression d'huile.
- Une sonde de température d'huile.
- Un indicateur dual PRESS/TEMP avec un voyant de basse pression.
- Un commutateur de basse pression.
- Une alarme de basse pression d'huile.

II.II.2 FONCTIONEMENT DE SYSTEME D'HUILE :

Le système d'huile fournit d'huile pour la turbomachine (roulements, boîte d'accessoire AGB, la boîte à engrenage de réducteur RGB, les système hélice PVM, système anti- sur vitesse et pompe d'alimentation).

-Le système d'huile réduit la température et la pression, il a une capacité de réguler la lubrification de chaque élément du moteur aux conditions opérationnelles.

-L'huile est stockée au réservoir d'huile, lequel est intégré au carter d'entrée d'air situé au dessous du moteur à la ligne du centre, la capacité du réservoir est de 14litre (3,75usgal).La pompe à engrenage fournit d'huile frais à travers l'ACOC qui a pour rôle de régler la température d'huile. La valve de surpression retourne de l'huile au réservoir pour éviter les surpressions.

A partir de l'ACOC l'huile s'écoule à :

- La valve de régulation de pression qui régule la pression d'huile pour assurer une lubrification satisfaisante de roulements N°3 et 4, l'huile sous pression obtenue par la ligne de perçage vers les roulements N°6 et 7, si l'huile arrive avec surpression, la valve s'ouvre et fait connecté l'huile avec la ligne de retour pour maintenir une différence de pression delta ($p = 60 \pm 6$ psi au dessus de référence de pression de palier avec $N_h > 75\%$).
- Un filtre de refoulement qui est munie par un clapet pour assurer un débit adéquat en cas de colmatage filtre.

-Après le filtre, l'huile s'écoule en deux directions :

- Le FCOC le réchauffeur carburant qui a pour rôle de refroidir l'huile, ensuite vers la boîte à engrenage de réduction RGB.
- A l'intérieur de la RGB l'huile s'écoule dans un réservoir auxiliaire dans lequel est pressurisé et qui est souvent plain, puis passe vers la pompe électrique de mise en drapeau EFP, au régulateur de survitesse, vers la pompe HP (PVM pump); et aussi distribué vers le train réducteur "Gear Train".
- Dans l'enveloppe de la valve anti-retour, l'huile s'écoule en deux directions après la soupape de retenue :
- Une partie se dirige vers le palier 1et2 ainsi que l'AGB.
 - La deuxième partie se dirige vers les paliers 3, 4, 5, 6,7 après quel soit pas amortie a au niveau de la soupape de retenue donc l'huile atteint une pression de 46psi la vitesse du engrenage de pompe haute pression et entre 25et 30%.
- L'huile récupère par la RGB et les drains paliers par une cavité muni par un détecteur magnétique de récupération en bas de la RGB, l'huile s'écoule dans les pompe de récupération lesquels sont munie avec des clapet de colmatage pour refoulé l'huile une autre fois dans le réservoir.
- L'huile dans la AGB et le roulement N°1 est récupéré par gravité, la récupération des paliers 6 et 7 est assuré par la pompe de récupération.
- L'huile est rafraîchie par air, et par le dispositif ACOC; l'actuateur thermique control la température d'huile par le réglage des fopes, ces fopes seront fermé quand la températures d'huile sera inférieur a 71°C, quand les fopes se ferme il y a une entaille qui sort en face des fopes et admet un écoulement d'air a l'entrée d'air moteur.
- Pour le cas contraire l'actuateur thermique ouvre les fopes et l'air passe par le ACOC, ensuite rentre dans le compresseur LP.

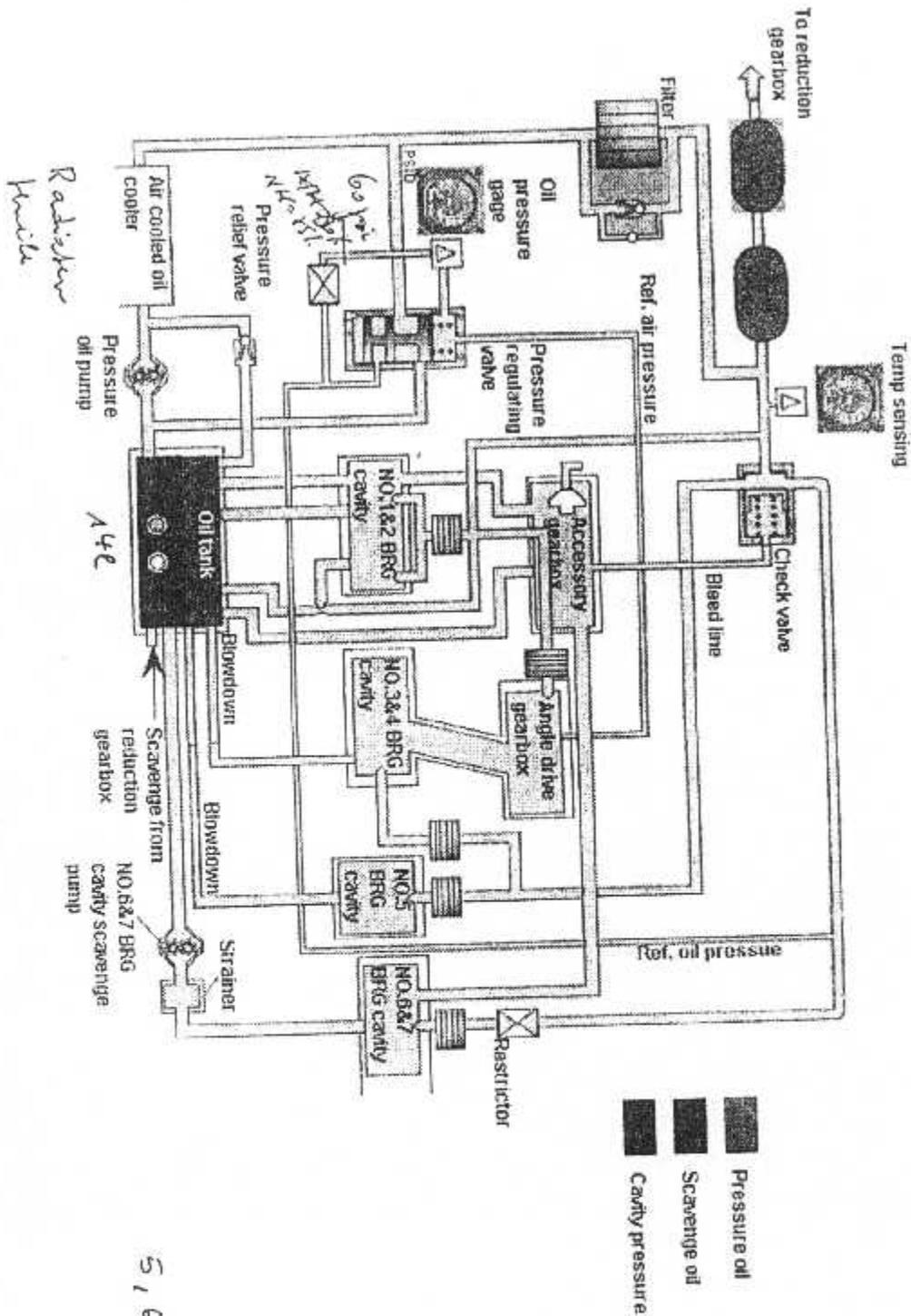


Figure (31) : le circuit d'huile moteur.

II.II.3 Description du réservoir d'huile principal:

- Le réservoir d'huile moteur est installé après l'entrée d'air de la turbomachine et qui est située au dessous du moteur au niveau de centre.
- La capacité du réservoir d'huile est de 14litres.
- Le réservoir contient:
 - Un bouchon en vert pour l'indication de quantité.

- Une part de drainage.
- Un capuchon de charge et décharge rapide sur le coté réservoir.
- Une crépine (reniflard) au fond du réservoir.
- Une soupape de retenue pour éviter le renversement de l'huile si le capuchon déplace.

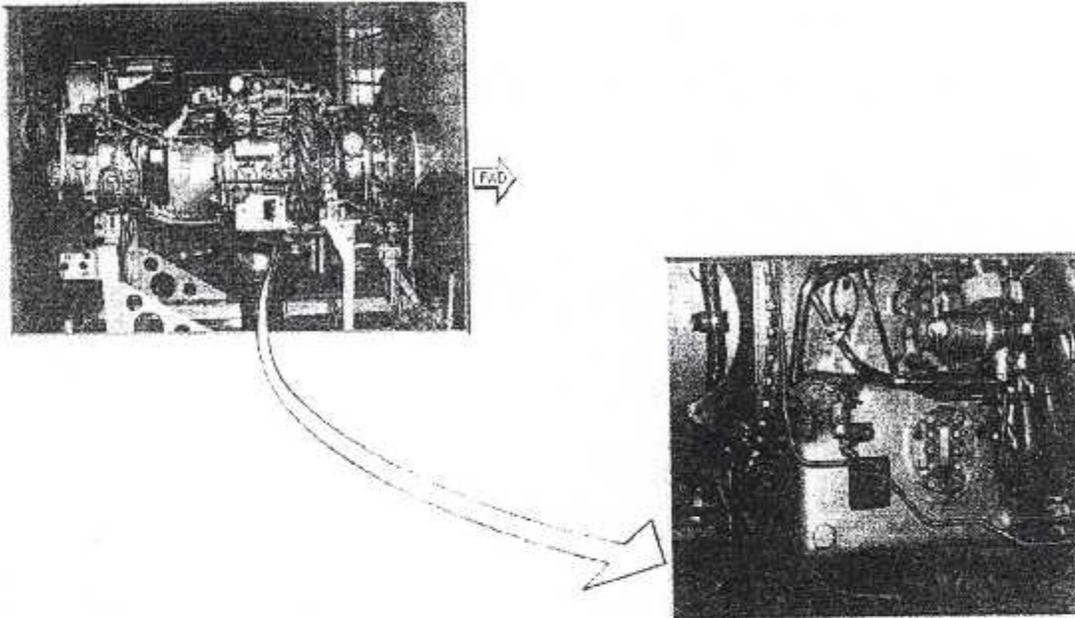


Figure (32) : le réservoir d'huile.

II.II.4 Description de pompe de bourrage d'huile:

- La pompe de bourrage d'huile est installée à droite motrice, ce dispositif contient une pompe de refoulement et deux pompes de récupération.
- Les engrenages de la pompe sont actionnés par la RGB.
- La haute pression soulage la valve de retour d'huile vers le réservoir pour éviter les surpression durant le démarrage frais.

 Description

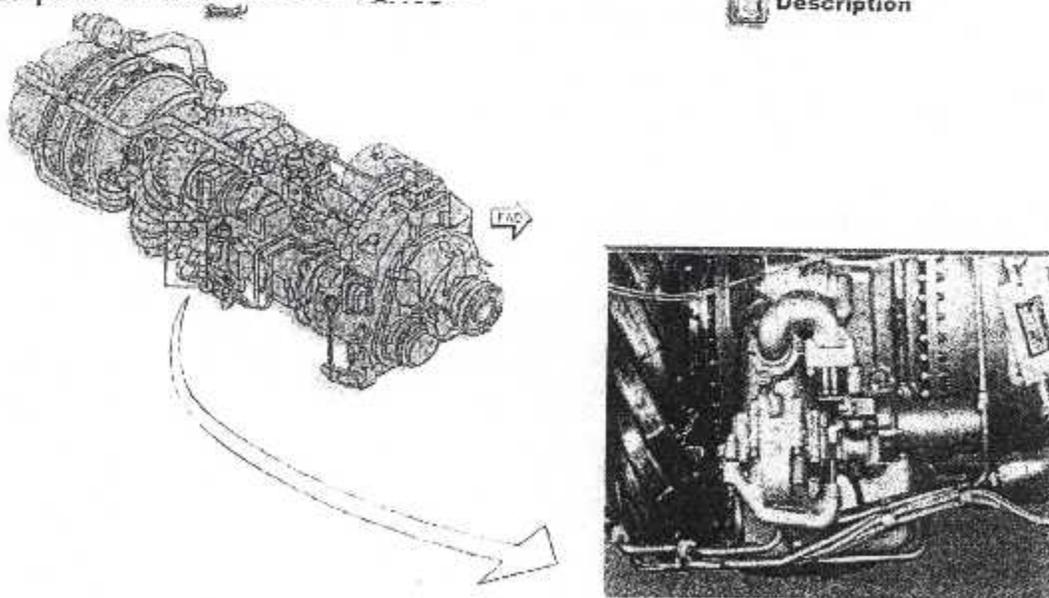


Figure (33) : la pompe de bourrage d'huile.

II.II.5 Description de la valve de soulagement de pression:

- La valve de soulagement pression est localisée au niveau de la pompe de bourrage à droite moteur.
- Elle évite les surpressions durant la phase de démarrage au températures basses
- Elle s'ouvre a 260psi et permet a l'huile de retourner au réservoir.

II.II.6 Description de rafraîchisseur d'huile par de l'air frais ACOC:

- L'ACOC est installé après l'entrée d'air du moteur, la conduite du clapet est capable de régler la température d'huile.
- L'ACOC est composé par une case en alliage d'aluminium et d'un block fin d'où la partie de passage d'huile est croisée avec le passage d'air
- la ligne de clapet est contrôlée par un thermostat, elle est capable de faire passé l'huile directement à basse température.

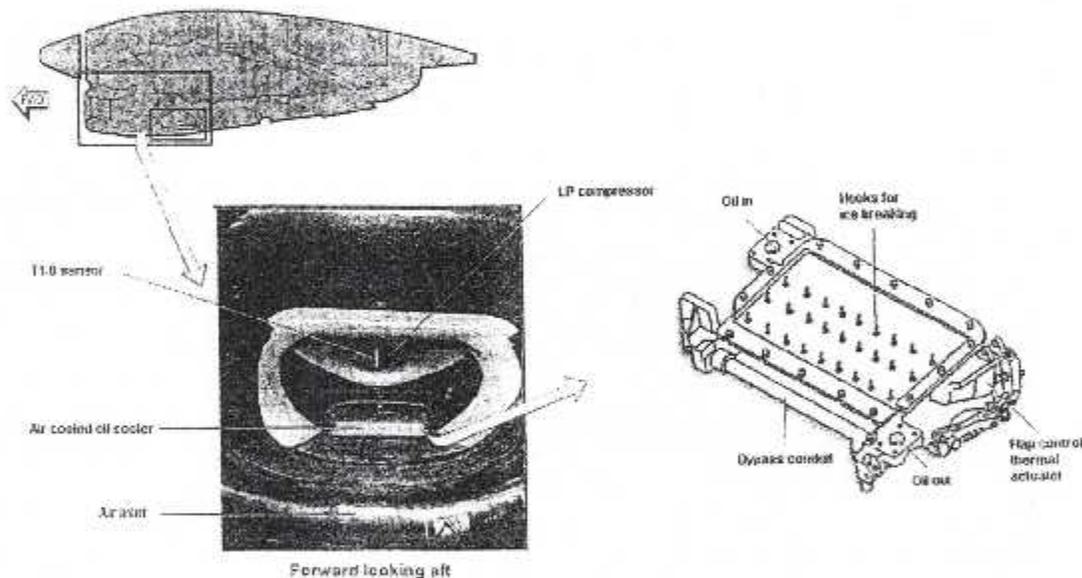


Figure (34) : le rafraîchisseur d'huile ACOC.

II.II.7 Description du système flapes:

- Les flapes sont positionnée à la sortie de ACOC au contour de la nacelle.
- Les flapes sont contrôlée par un actuateur thermique intégré avec l'ACOC qui est en contact avec l'huile a la sortie.
- la position d'ouverture des flapes dépend de la température d'huile, les flapes sont complètement fermée quand la température d'huile est inférieure ou égale à 71°C.

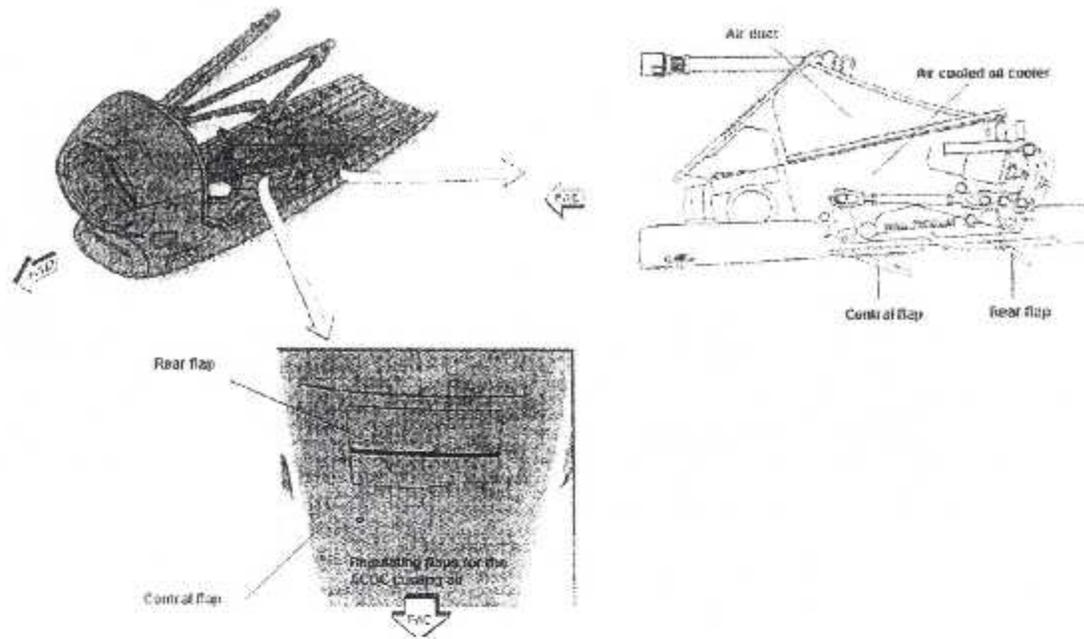


Figure (35) : le système flapes.

II.II.8 Description de la valve de régulation de pression:

- La valve de régulation de pression est au dessous du filtre d'huile principal sur le coté gauche du moteur.
- Elle est actionnée par le sigma GB, elle assure la régulation de pression d'huile pour une lubrification satisfaisante de roulement.

II.II.9 Description du rafraîchisseur d'huile par carburant (échangeur de chaleur) FCOC:

- Le radiateur FCOC est mis sur le coté gauche du moteur juste après le filtre à l'huile.
- Au niveau du radiateur la chaleur est transmise d'huile vers le carburant.
- Le FCOC fait la lubrification du RGB et les éléments tournants d'hélice.

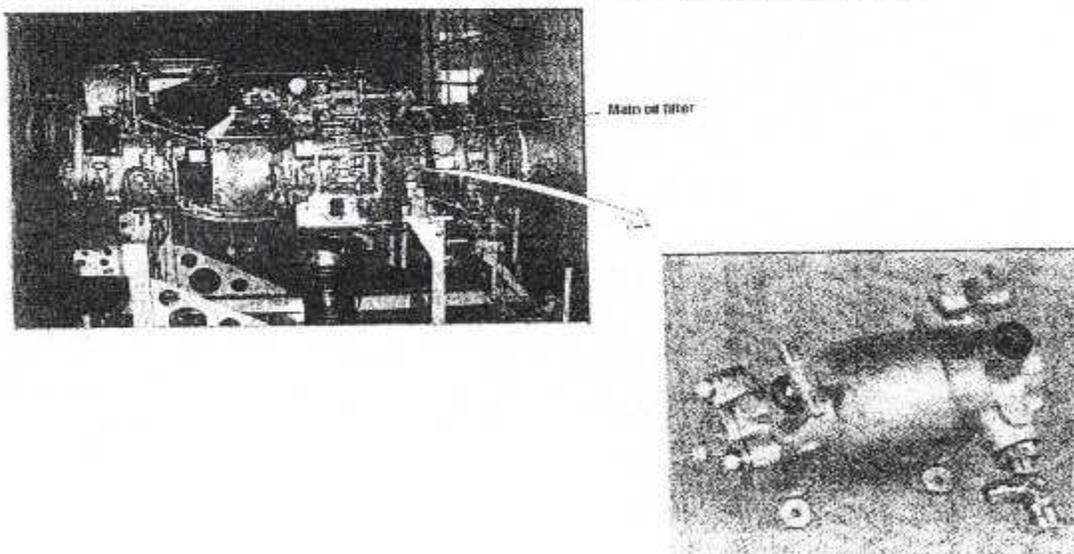


Figure (36) : la valve de régulation de pression.

II.II.10 Description de la soupape de retenue:

- La soupape de retenue est fermée au démarrage moteur.
- La soupape de retenue empêche les majeur d'huile après un temps la pression n'est pas amorcer, la pression d'huile atteint 46psi, la soupape s'ouvre et les paliers sont lubrifiés.

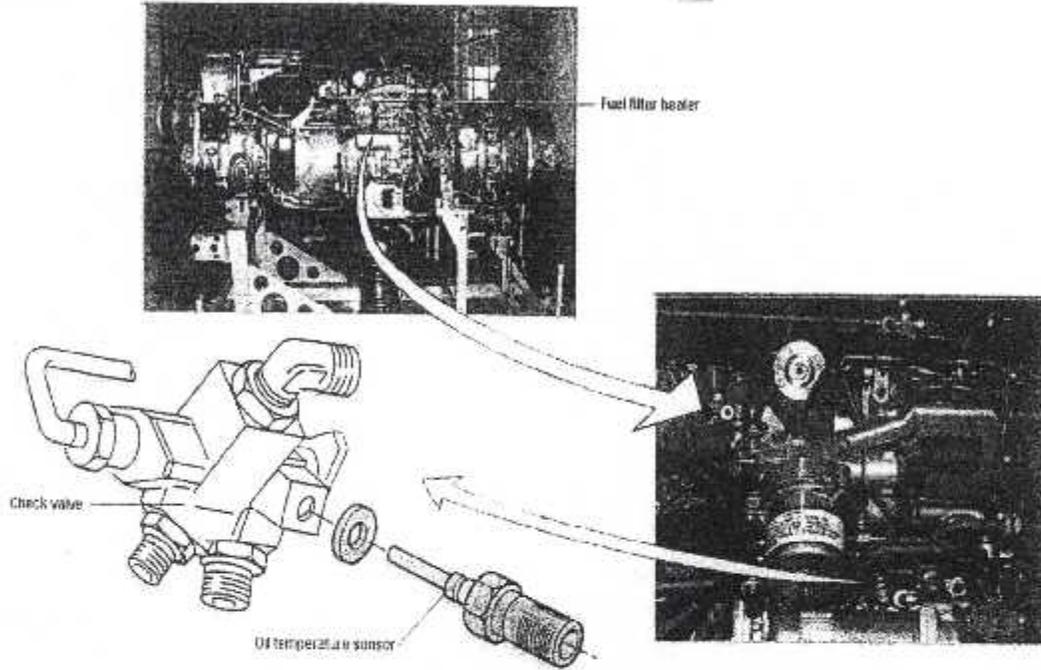


Figure (37) : la soupape de retenue.

II.II.11 Description du système de la soufflante d'air (dégazage):

- Le circuit de soufflage est situé sur le coté droit du moteur.
- L'air est utilisé dans les dispositifs des cavités dédale pour ventiler les bords supérieurs de cavité, plus les roulement.
- La soufflante centrifuge (dégazer) fait séparé l'air d'huile donc l'huile est drainée par la force centrifuge.

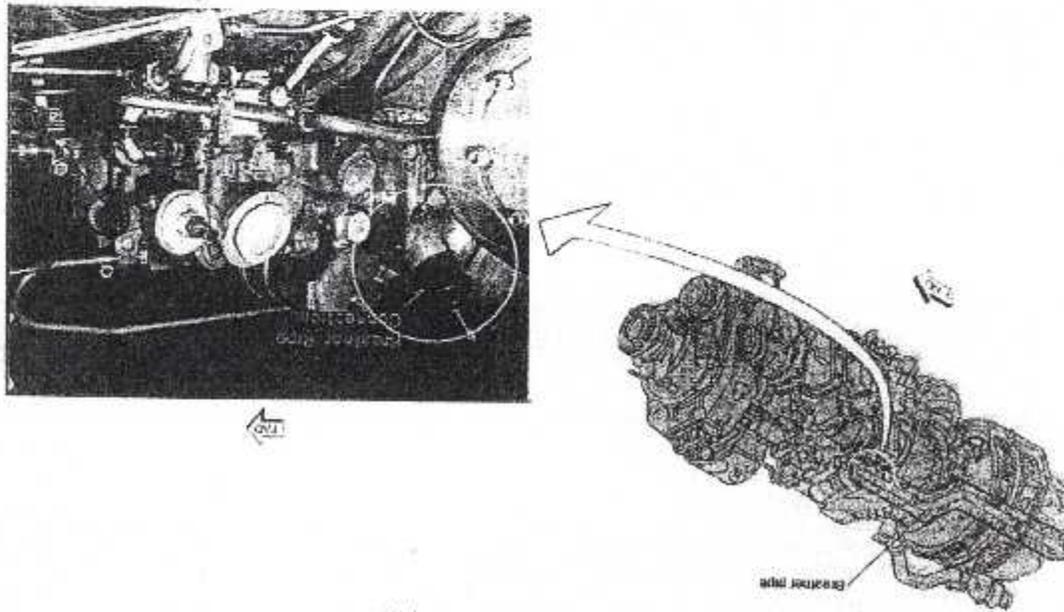
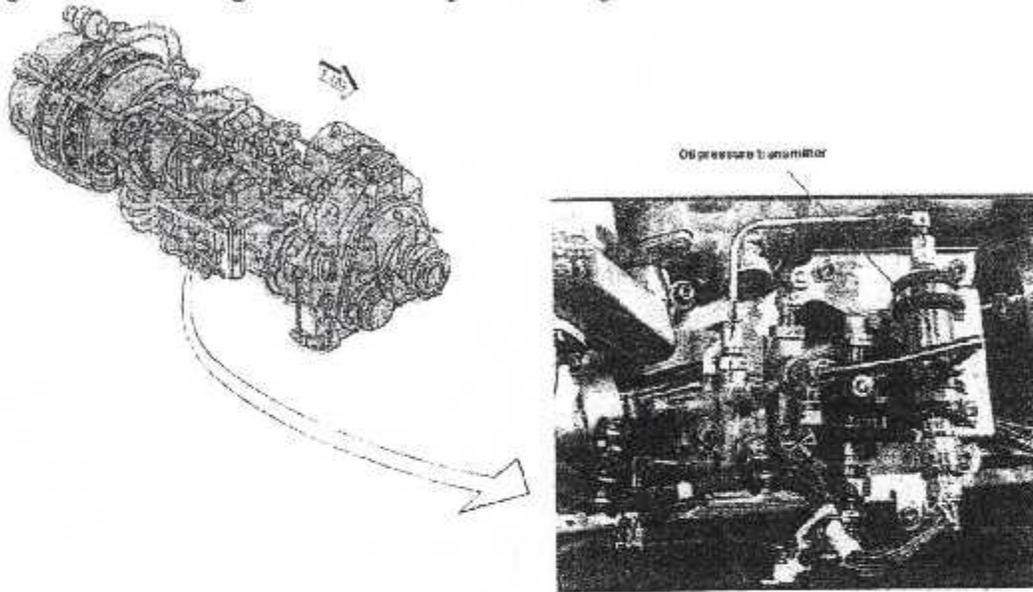


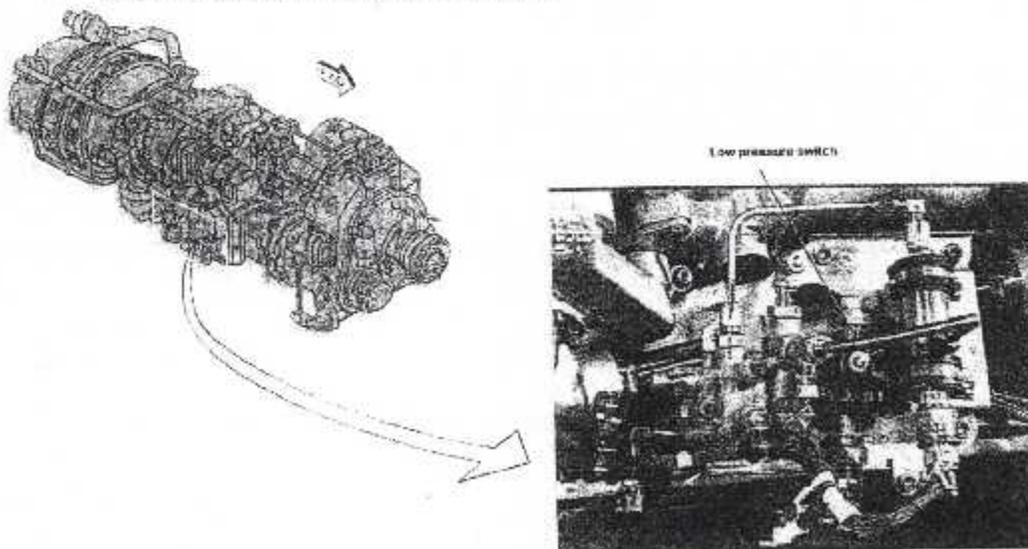
Figure (38) : système de dégazage.

II.II.12 Description du transmetteur de pression d'huile:

- Le transmetteur de pression d'huile est installé sur le coté droit du moteur.
- L'indicateur est gradué de 0psi à 90psi.
- Le signal de transmetteur varie linéairement avec la pression d'huile et au sens de température /pression et il est convertie et indiqué digitale ment, plus une alarme si la pression descend au dessous de 40psi.
- La gâchette fait un signal d'alarme au planché rouge clair.

**Figure (39) : transmetteur de pression d'huile.****II.II.13 Description des commutateurs de basse pression:**

- Le commutateur est installé sur le coté droit du moteur.
- Quand le commutateur détecte une pression inférieure de 40psi, il transmet un signal de basse pression vers les MFC lequel fournit un signal vers les avertisseurs suivants:
 - Moteur1/moteur2 an amorce.
 - Continuation de grande sonnerie répétitive.
 - Voyons vers, avertissement allumé.

**Figure (40) : commutateur de basse pression d'huile.**

II.II.14 Description de la sonde de température d'huile:

-La sonde de température d'huile est installé sur le coté gauche du moteur dans l'intersection du versement d'échangeur FCOC et le logement de soupape de retenue.

-L'indicateur de température est gradué de -20°C à 140°C .

-La résistance de la sonde varie linéairement avec la température d'huile et transmet le signal vers l'indicateur de température de pression lequel fait convertir le signal en une indication digitale.

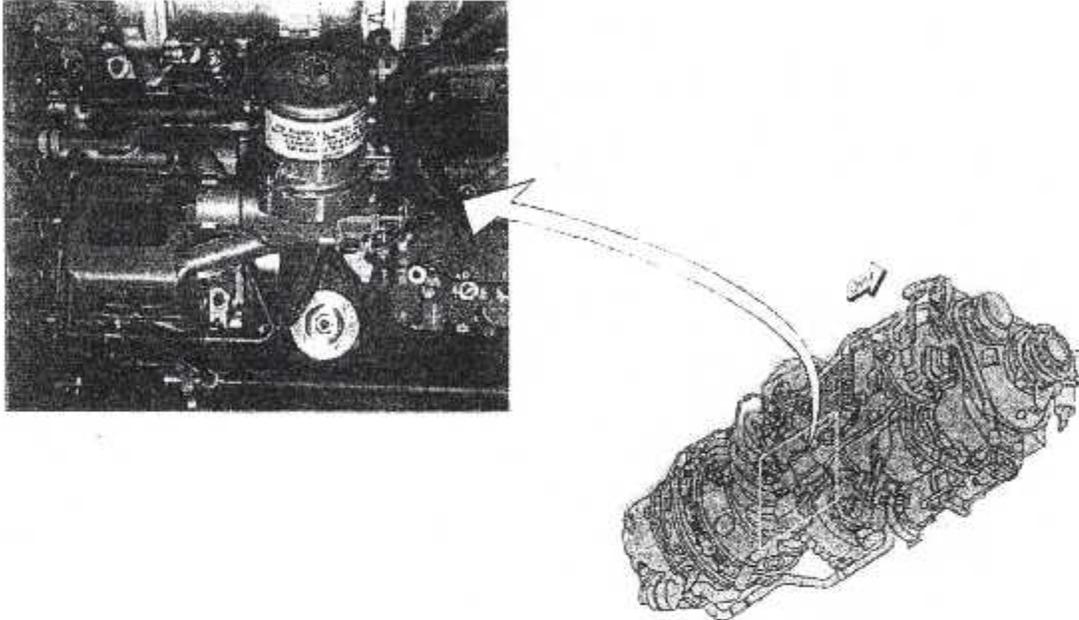


Figure (41) : la sonde de température d'huile.

II.II.15 Description d'indicateur de température de pression d'huile:

-Le système d'indication d'huile est composé par deux indicateurs température et pression pour chaque moteur et avec un rayon lumineux clair de basse pression.

L'indicateur reçoit les signaux par:

- La sonde de température.
- Le transmetteur de pression d'huile.

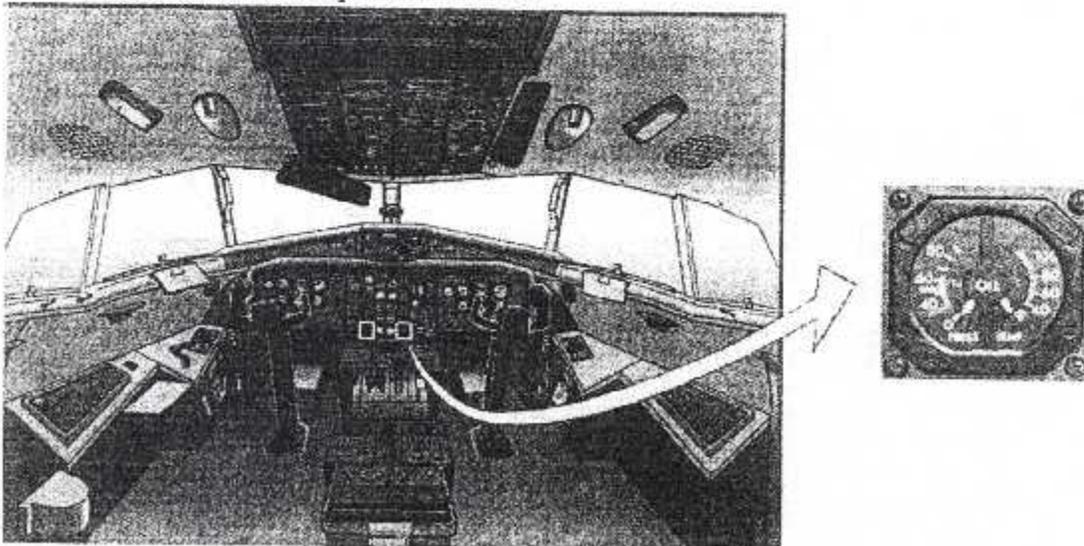
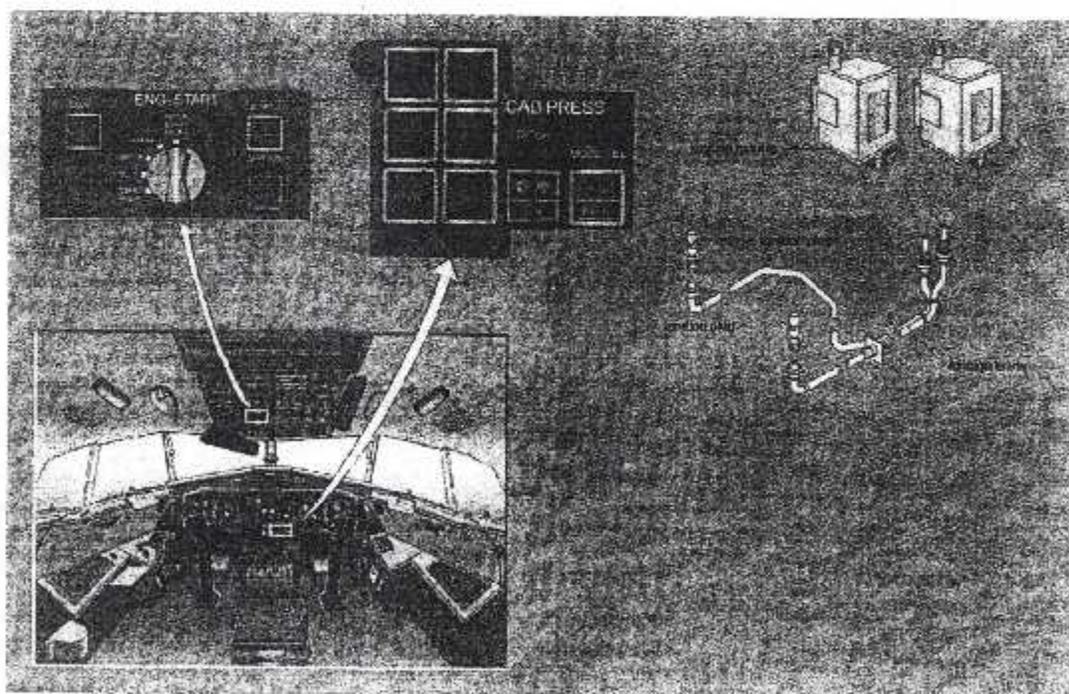


Figure (42) : indicateur de température et pression d'huile.

II.III SYSTEME D'ALLUMAGE ET DEMERRAGE :**II.III.1 DESCRIPTION D'ALLUMAGE ET DEMARRAGE :**

- Le système d'allumage assure une augmentation rapide d'inflammation du mélange air/carburant dans la chambre de combustion, il comprend:
 - Deux boites d'allumage.
 - Deux conduites d'allumage et deux allumeurs.
- Le système est contrôlé par le panneau ENG START
- Le système de démarrage est le système électrique permettant de faire démarrer les moteurs au sol et au vol.
- La puissance électrique du système de démarrage peut être fournie par la batterie principale d'aéronef, ou par le générateur de puissance externe ou par le deuxième moteur à travers le panneau de puissance électrique principal.
- Le système d'indication des pannes est monté au niveau de panneau au dessus de la tête.
- Les principales composantes du système sont :
 - Le panneau du ENG START.
 - Les BPCU, GCU.
 - Le contacteur de démarrage.
 - Le panneau démarreur / génératrice.

**Figure (43) : les panneaux de démarrage moteur.**

II.III.2 DESCRIPTION D'EXCITEUR D'ALLUMAGE

- Deux exciteurs de la combustion sont attachés sur le côté haut droite du moteur au moyen de support à choc.
- Les deux exciteurs sont cachetés, et allés parfaitement avec un connecteur, c'est le connecteur de la production.
- Le connecteur de l'entrée fournit à l'exciteur de l'ignition 28 VDC et le connecteur de la production est utilisé pour connecter le haut voltage pour chaque allumeur.
- Les exciteurs de l'ignition transforment les 28VDC dans les hautes pulsations du voltage. Chaque indépendant le circuit de la décharge secondaire a un bouchon et produit cent étincelles par minute.
- L'énergie a contenu dans l'étincelle (approximativement 2 joules), est déchargé aux allumeurs par une étincelle froide (basse intensité).

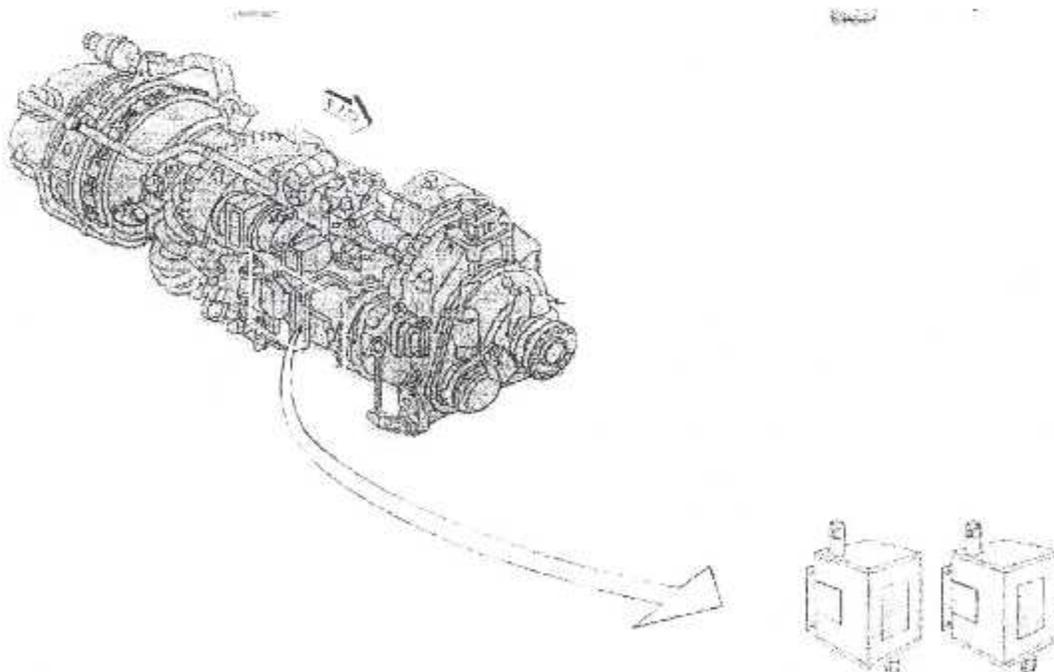


Figure (44) : les exciteurs d'allumage.

II.III.3 DESCRIPTION DES ALLUMEURS :

- Les allumeurs sont installés à 4 heures et 8 heures, à niveau de la chambre de la combustion et est adjacent aux lances du combustible.
- Chaque allumeur a une électrode centrale jointe dont la matière est semi-conducteur annulaire.
- Le développe potentiel électrique par l'exciter de l'ignition est appliqué à travers l'intervalle entre l'électrode central et la coquille.

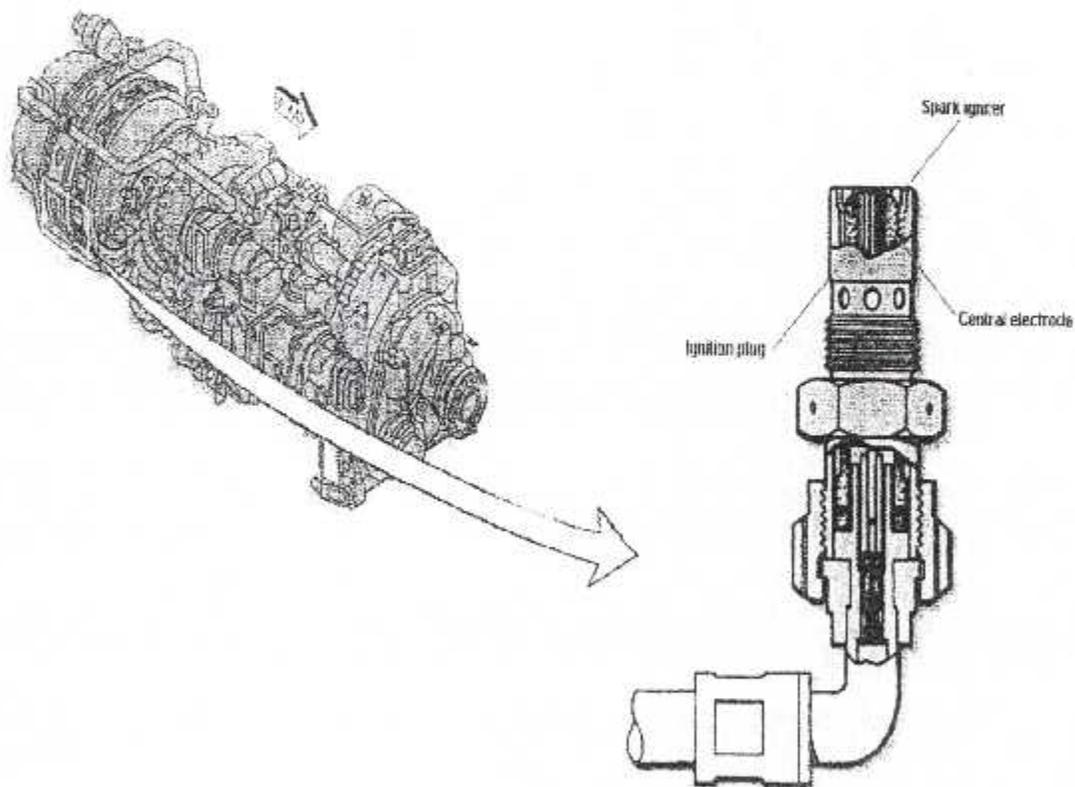


Figure (45) :l'allumeur.

II.III.4 DESCRIPTION DES RÔLES PRINCIPAUX DU HAUTE VOLTAGE :

- Les implications principales du voltage sont localisées à droite et en partie inférieure gauche du moteur.
- Deux implications principales identiques fournissent la haute distribution du voltage. Ils transmettent le pouvoir fourni par l'exciter de l'ignition à chaque allumeur.
- Ces implications principales sont faits d'un cuivre. Le noyau central est enfoncé dans le silicone et conduisais avec du plastique et un bouclier pour éviter des interventions.
- Chaque fin du câble est finis parfaitement avec un connecteur, ou il y a un rapport envoyant entre l'exciter de l'ignition et l'allumeur.

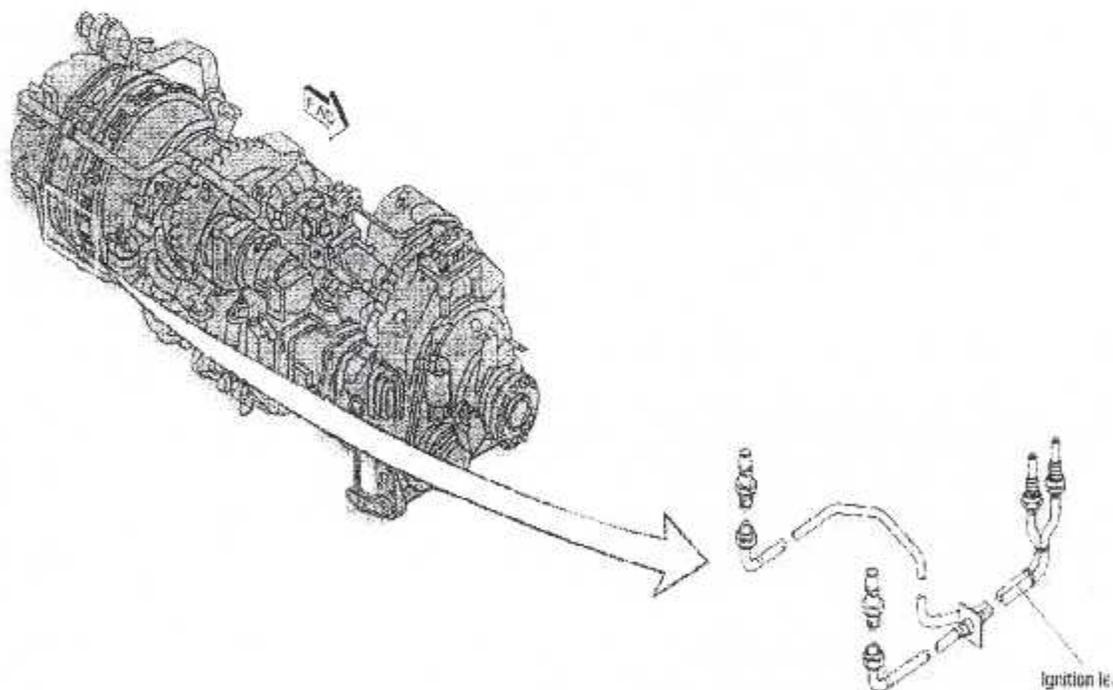


Figure (46): installation du haut voltage.

II.IV INDICATION

II.IV.1.DESCRPTION D'INDICATION :

- Les paramètres moteurs sont affichés en compartiment de vol par les indicateurs principaux au centre de panneau d'instrument.
- Les principaux paramètres moteurs sont :
 - Indication du couple TORQ.
 - Indication de vitesse hélice NP.
 - L'indication de la température interne turbine ITT.
 - L'indication de la vitesse de l'attelage haute pression NH et de basse pression NL.
 - L'indication débit carburant / débit utilisé FF/FU.
 - Indication de température d'huile / pression d'huile TEMP / PRESS OIL.
 - Indiction température carburant.

Les paramètres moteurs sont enregistrés en AIDS du FDAU.

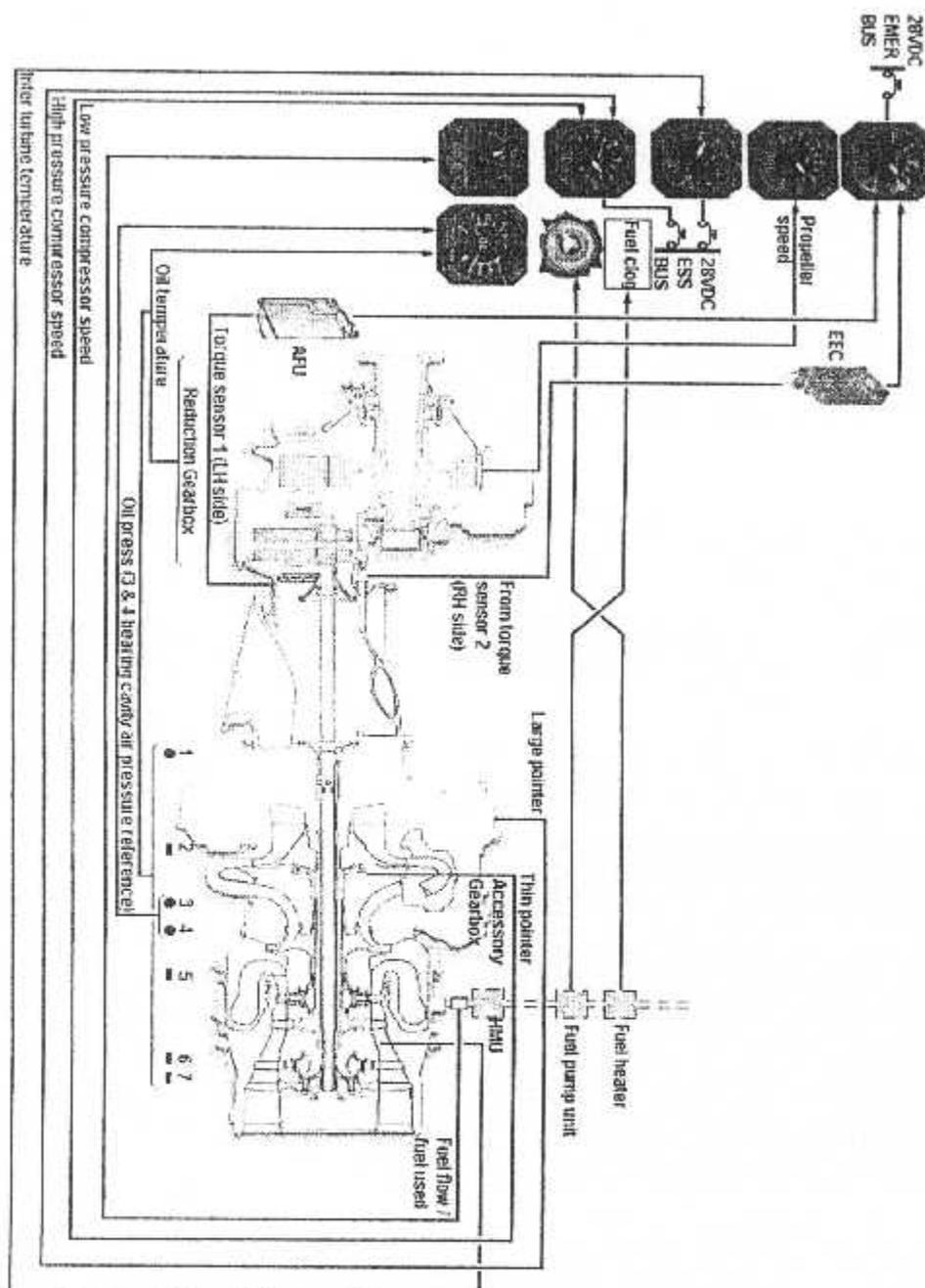


Figure (47) : les indications moteur.

II.IV.2 DESCRIPTION D'INDICATEUR ET CAPTEUR DU COUPLE MOTEUR:

- Le capteur du couple est localisé en RGB à 4h et a 8h par la vue de face
- Il y a deux arbres à couple localisé a la RGB.
- L'arbre de couple comprend deux tubes concentriques qui sont attachés à l'arrière.
- Le tube a couple est connecté avec les deux bouts par deux fils.
- L'ouverture entre les engrenages en tube à couple, et l'engrenage en référence de tube, fait changer proportionnellement le couple.

- Le premier capteur couple est monté sur la gauche de la RGB et le deuxième sur la droite.
- Chaque capteur du couple engagé à la RGB fait remonter les dentures de tube à couple et la référence de denture tourne.
- Chaque capteur détecte la différence entre les deux tubes à couple et les deux tubes de référence.
- La pulsation électromagnétique est générée quand les dents passent à travers le capteur de champ magnétique et transmet le signal à la AFU et EEC.
- Le capteur de couple coté gauche fournit toujours un signal du couple a la gage (ANALOG) et vers l'indication a travers la AFU.
- Le capteur du couple fournit deux signaux à la EEC:
 - Un signal pour la conduite d'indication du couple a le gage digital.
 - Un signal est utilisé pour tous dépassement.
- Le capteur de couple droit fournit un signal qui correspond a la puissance rationnel turbine NPT pour le EEC.
- Le capteur du couple construit un moyen résistif de température RTD pour la correction du couple de rigidité d'arbre due au changement de température.

• INDICATEUR DE COUPLE

1. Aiguille d'indication de la valeur couple.
2. Un affichage digital de la valeur de couple.
3. Un bouton poussoir de rectification pour tester l'indicateur.
Quand on pousse le bouton, l'aiguille se soulève jusqu'a 115 %.
4. Une punaise cible l'affichage optimal de valeur de couple procédé par la FDAU.

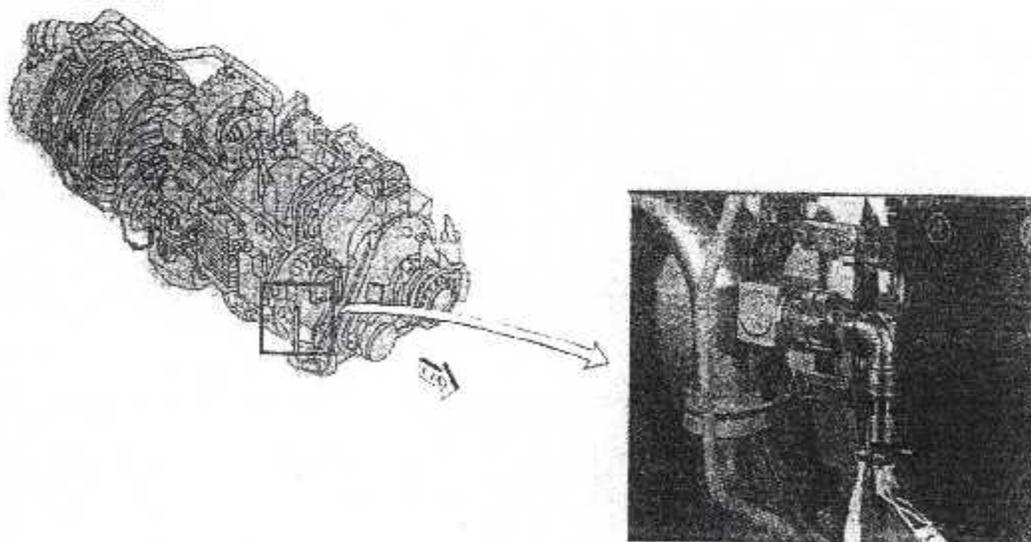


Figure (48) : capteur de couple moteur.

II.IV.3 DESCRIPTION D'INDICATION ITT Et THERMOCOUPLE :

- Neuf thermocouples sont localisés sur toute la périphérie de la case turbine LP.
- Un capteur thermique à l'huile de compensation de régulation T6, connecté en parallèle avec le thermocouple localisé a 3h de vue de face.
- Le thermocouple est connecté en parallèle d'ensemble et la boîte de liaison; la jonction thermocouple est garnie et le fil est fait en chromel.

- La valeur de sonde est calibrée pour chaque moteur et marqué au niveau de système data moteur.
- La sortie du signal corés pond avec la valeur moyenne obtenue par le thermocouple et elle est envoyée à l'indicateur ITT, pour l'affichage sous forme analogique et digital.

• **DESCRIPTION D'INDICATEUR:**

- (1) Aiguille d'indication de valeur ITT.
- (2) Un afficheur digital de la valeur ITT.
- (3) Un voyant d'alerte lumineux ambré; le CCAC est activé quand la température au niveau de turbine dépasse 800°C.
- (4) Un bouton poussoir pour le test d'indicateur; quand on presse ce bouton la valeur de 1150°C est affiché (éclairage voyant).

• **UTILISATION DU L'INDICATEUR ITT:**

Aussitôt que le mélange air / carburant s'enflamme la ITT croit mais il ne doit pas dépassé les limites.

LIMITES :

- La zone rouge : 765°C (la température limite durant le décollage).
- La zone rouge de lancement violent : 800°C (température limite au condition pénible).
- Le point rouge H : 715°C (température limite croisière).
- Point rouge : 840°C (température limite supporté pendant 20sec).
- Point rouge S : 950°C (température limite supporté pendant 5sec en démarrage moteur).

Si la ITT dépasse les limites, le moteur doit être stoppé immédiatement.

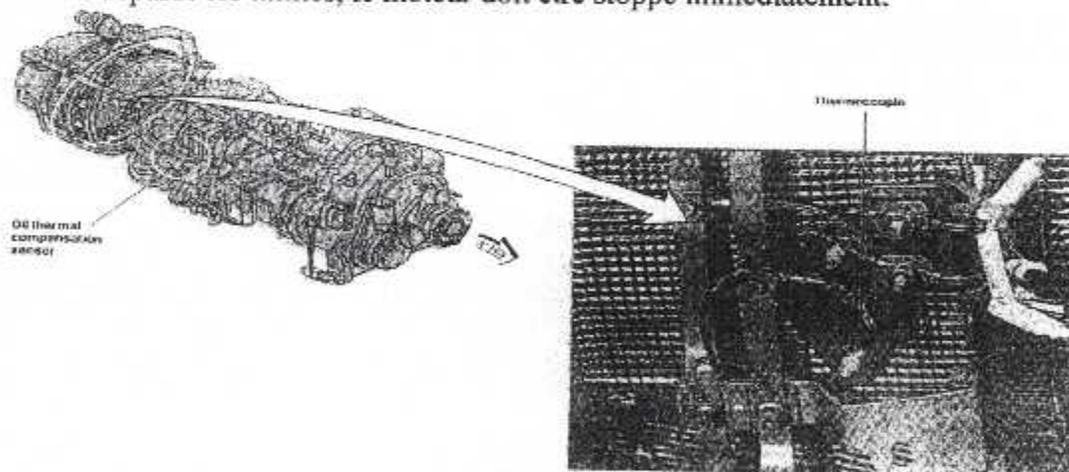


Figure (49) : capteur ITT.

II.IV.4 DESCRIPTION DES INDICATEURS ET CAPTEURS NH ET NL:

- Deux capteurs identiques NH1, NH2 sont localisés à l'AGB.
- Le transmetteur NL est positionné à 4h de la vue de face près de l'arrière droite latéral de 4 pipes diviseurs.
- Un capteur de vitesse est basé sur le principe de l'induction magnétique pour produire un signal électrique.
- Chaque capteur consiste une tringle magnétique et une bobine.

- La tringle a un champ magnétique naturel (flux), chaque enroulement fait passer un signal; le champ magnétique est interrompu et le courant est crée a travers la bobine.
- La fréquence du courant et interprété par l'indicateur en EEC et corés pend les RPM.

- **DESCRIPTION DES INDICATEURS NH-NL :**

- (1) -Aiguille d'indication de la valeur de NH.
- (2) -Aiguille d'indication de la valeur de NL.
- (3) -Indication digitale de NH.
- (4) - Un bouton poussoir pour tester l'indicateur, et quand il est pressé l'aiguille qui mante à la zone bleu jusqu'à 115 % et l'afficheur digital affiche 115 %.

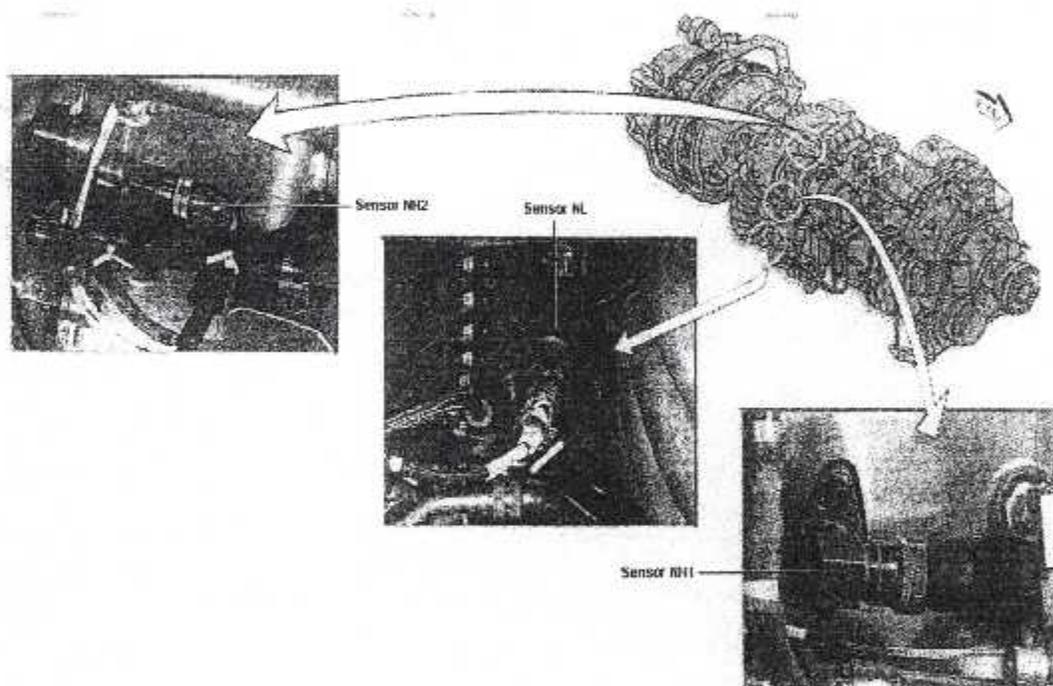


Figure (50) : les capteur de vitesse Nh et NL.

II.V SYSTEME D'AIR

II.V.1. Description du système d'air moteur:

La ventilation nacelle:

-Une ventilation correcte est nécessaire pour maintenir une température limitée acceptable à l'intérieur, et capable d'assurer une ventilation adéquate pour certains équipements générateur ACW, générateur DC.

II.V.2 Le système d'air moteur:

L'admission d'air est utilisée pour pressuriser les cavités de roulements, refroidir les parties internes du moteur et l'asservissement au niveau d'aéronautique.

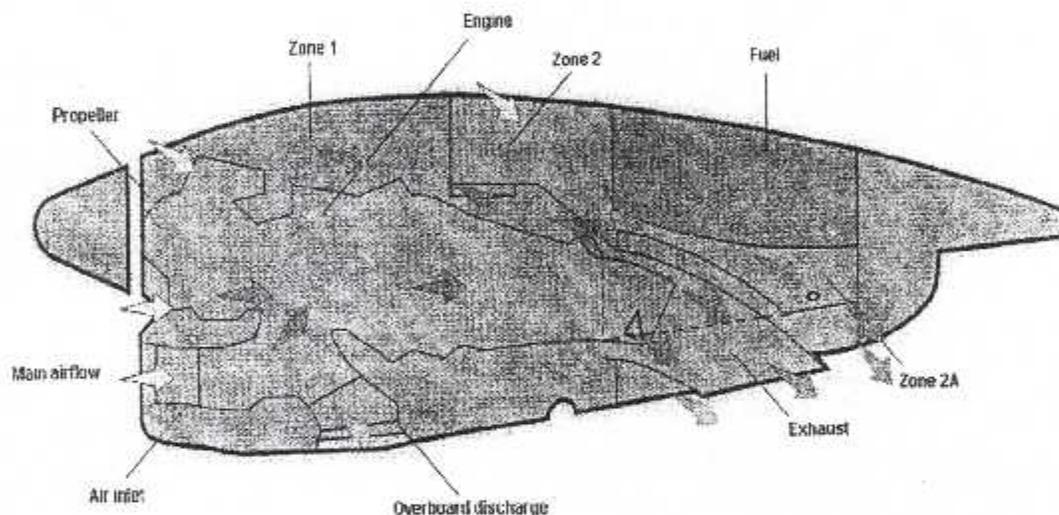


Figure (51) : système d'air moteur.

II.V.3 Description de ventilation nacelle:

-La ventilation nacelle est assurée par l'écoulement aérodynamique d'air à travers l'hélice, ainsi que par la ventilation créée par les gaz d'échappement.

-La nacelle est divisée par deux zones, la paroi anti-feu localisée frontalement et la case du corps moteur.

- Zone 1: enveloppe du moteur et ses accessoires.
- Zone 2 est divisée en deux sous zones et 2A, sont séparés par des parois.

-La zone 1 est la zone qui contient le moteur, RGB et les équipements installés sur AGB.

-L'entrée d'air est équipée par deux ouvertures latérales et une ouverture supérieure.

-La sortie est munie au niveau d'échappement par un dispositif qui effectue un jet moteur.

-La forme de ventilation au niveau de cette zone sert pour maintenir la température à 120°C.

-La ventilation du générateur ACW est faite dans la zone 1 avec une construction de conduite attachée. L'air s'écoule par la force frontale du générateur ACW, puis déchargé radialement à la face du générateur.

-La ventilation du démarreur générateur provient des ouvertures localisées sur le côté droit du capot.

-Pour éviter l'augmentation de température dans la zone 1, l'air permet au compresseur LP de décharger à l'extérieur de la nacelle par la voie d'assemblage articulé.

II.V.4 DESCRIPTIPON DE VENTILATION MOTEUR

- L'air qui provient a travers les étages du compresseur LP et HP est utilisé pour l'étanchéité des paliers, pour aider à la récupération d'huile. Pour le refroidissement interne du moteur ainsi que ces utilisations.

- L'air P3 est souvent utilisé pour la régulation carburant ainsi que pour le système anti-survitesse de l'hélice.

- L'air de refroidissement de l'étanchéité provient par la valve d'interruption située a la case interne du compresseur.

- Les joints de turbomachine utilisés pour empêcher le passage d'air et l'huile au niveau des cavités des roulements. L'air pressurisé est éjecté d'un seul côté du joint pour s'opposer à la pression d'huile du côté interne.

Ce principe est souvent utilisé pour maintenir une pression différentielle au système d'air.

- L'air pressurisé au niveau des roulements 1 et 2 provient de la valve d'interruption par la vois de la pipe externe de la case compresseur.

- L'air est ventilé vers la boîte a engrenages d'accessoires AGB.

- Les joints des roulements 3 et 4 sont pressurisés par l'air qui provient par la valve d'interruption à travers le passage interne.

- L'air est ventilé vers l'AGB.

- La cavité du roulement 5 reçoit l'air de la valve d'interruption a travers le passage interne et par la pression HP a l'arrière.

- L'air est utilisé pour la récupération d'huile par les cavités de roulement et pour la ventilation moteur à travers l'échappement.

- L'air d'étanchéité et de pressurisation des roulements 6 et 7 provient des issues au niveau d'arbre turbine de puissance, l'air est ventilé vers l'AGB.

- La case interne compresseur fournit de l'air pour :

- Le système d'air aéronaf.
- La référence d'HMU P3.
- La valve d'interruption d'air.
- La valve principale d'ailette.

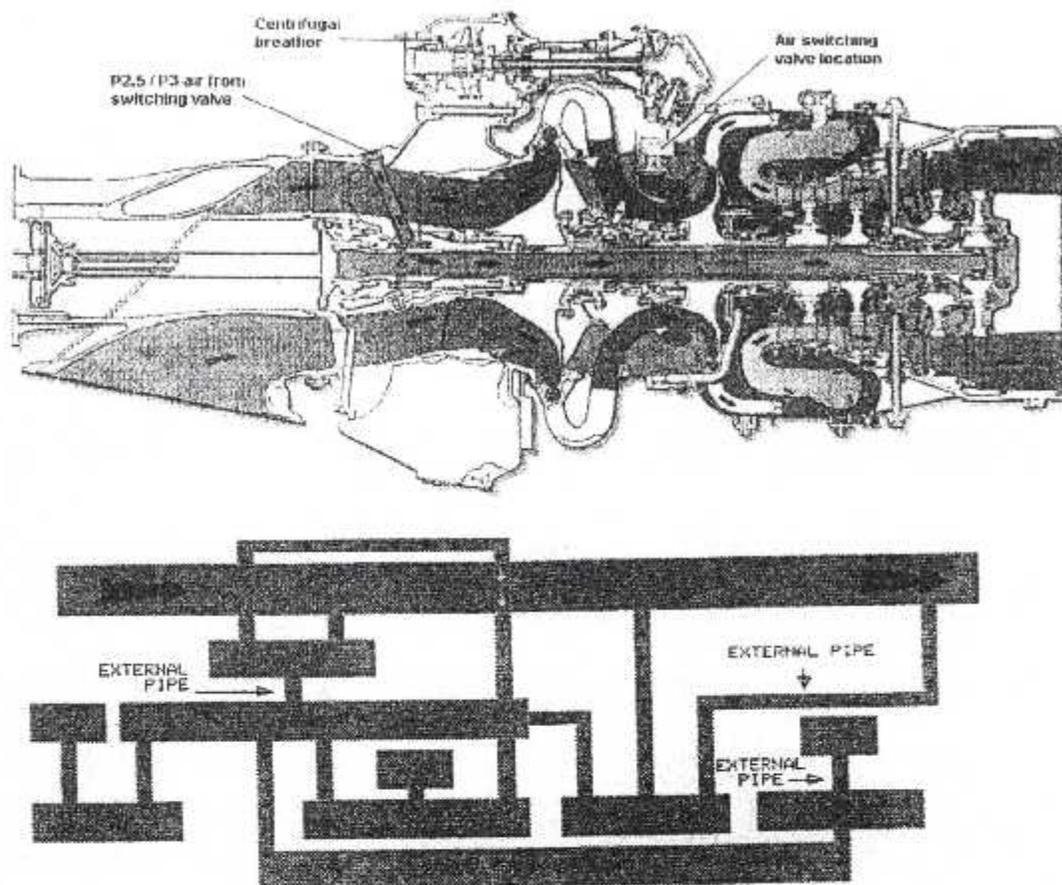


Figure (52) : système de ventilation moteur.

II.V.5 P 2,5 LA VALVE DE RETENUE :

- La valve de retenue est installée à la ligne d'ailette basse pression.
- La valve de retenue est un ressort de type papillon chargé fermé.
- Elle admet la pression P2,5 pour le conditionnement air aéronef est la pressurisation.

II.V.6 LA VALVE D'INTERRUPTION D'AIR

- La valve d'interruption est mise à la case interne compresseur.
- Les joints de roulement sont pressurisés par les pression P2, 5 et P3.
- La valve d'interruption d'air assure un débit d'air adéquate durant le démarrage par un débit directe P3 vers l'espace pressurisé par P2,5(durant la lever initial brusque P3 est toujours disponible pour pressurisé).
- La valve consiste une entrée et une sortie logement, un piston et un ressort soutenu par un couvert.
- P2, 5 est proportionnel a l'accroissement de NH, de 40 % a 45 % de NH, elle domine le ressort et pousse la valve, donc le piston monte et condamne P3. La pression 2,5 entre a la case interne du compresseur et remplace P3 au logement du ressort d'arbre de turbine de puissance située a l'enté arrière de la case.

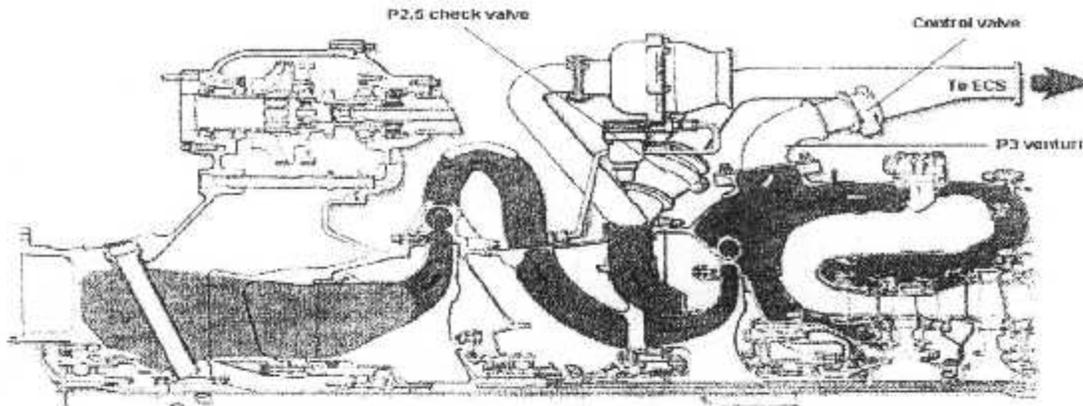


Figure (53) : la valve d'interruption d'air.

II.V.7 DESCRIPTION DE LA VALVE DE MANOEUVRE FUITE HBV :

Elle est installée à la pipe d'échappement, sa sortie est connecté avec le creux qui est situé au coté gauche supérieur nacelle.

- La HBV est une valve type à piston, l'air pressurisé opérationnel est contrôlé par la EEC.
- Elle effectue aux ailettes compresseur une basse pression P2,5 pour mener un accroissement adéquat de marge, une bonne solidité caractéristique moteur.

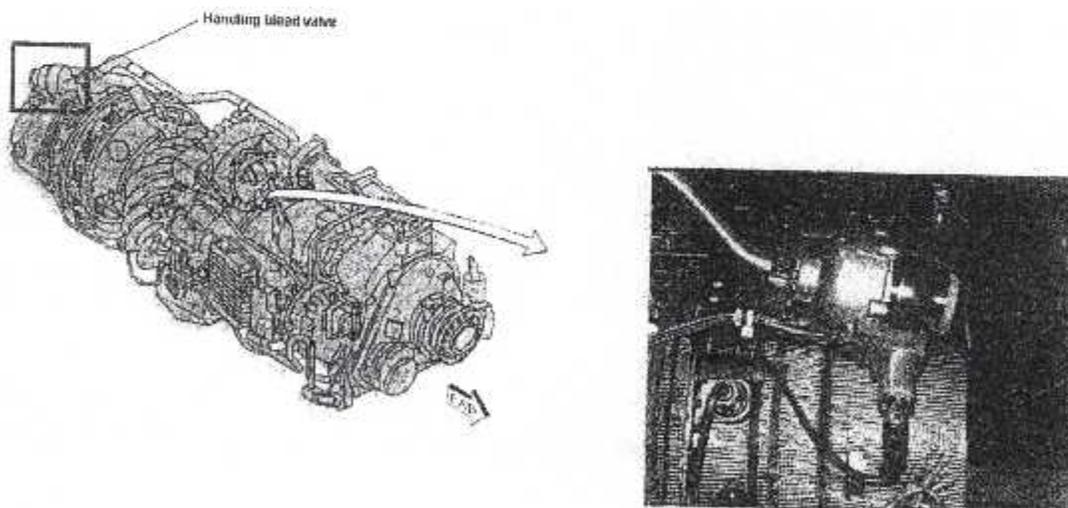


Figure (54) : la valve de manœuvre fuite.

II.VI LES COMMANDES DU CONTROL MOTEUR

II.VI.1 Description du control moteur:

-Le control de puissance de chaque moteur est assuré par :

- Le levier de puissance PL.
- Le levier de condition CL.

-Les leviers de puissance est localisé au centre du piédestal, ils contrôles le débit carburant jusqu'à une puissance maximale MAX PWR, revenant jusqu'au reverse REV et l'opération est réalisé a travers les hydromécaniques unité HMU passant par la EEC, elle actionne aussi les pales hélice a travers la valve module hélice PVM et par le control électronique d'hélice PEC.

Les leviers de puissance sont capables de faire la régulation automatique à travers le PEC.

- Chaque levier de puissance est connecté avec la HMU, et a travers une tringle de control de puissance vers la PVM qui agisse a travers la tringle.

-Les positions de leviers de puissance sont :

- Max reverse MAX REV.
- Ralentie sol GI.
- Ralentie vol FI.
- Décollage T0 repaire clair.
- Puissance maximale MAX PWR.

-Les positions de leviers de condition sont :

- Fermeture carburant FUEL S-O.
- Position de drapeau FTR.
- Auto position OVRD.
- 100% surmener OVRD.

-Les leviers de puissance et de condition transmetts leurs positions vers l'aéronef à travers les unités des microswitch installé au dessous du piédestal.

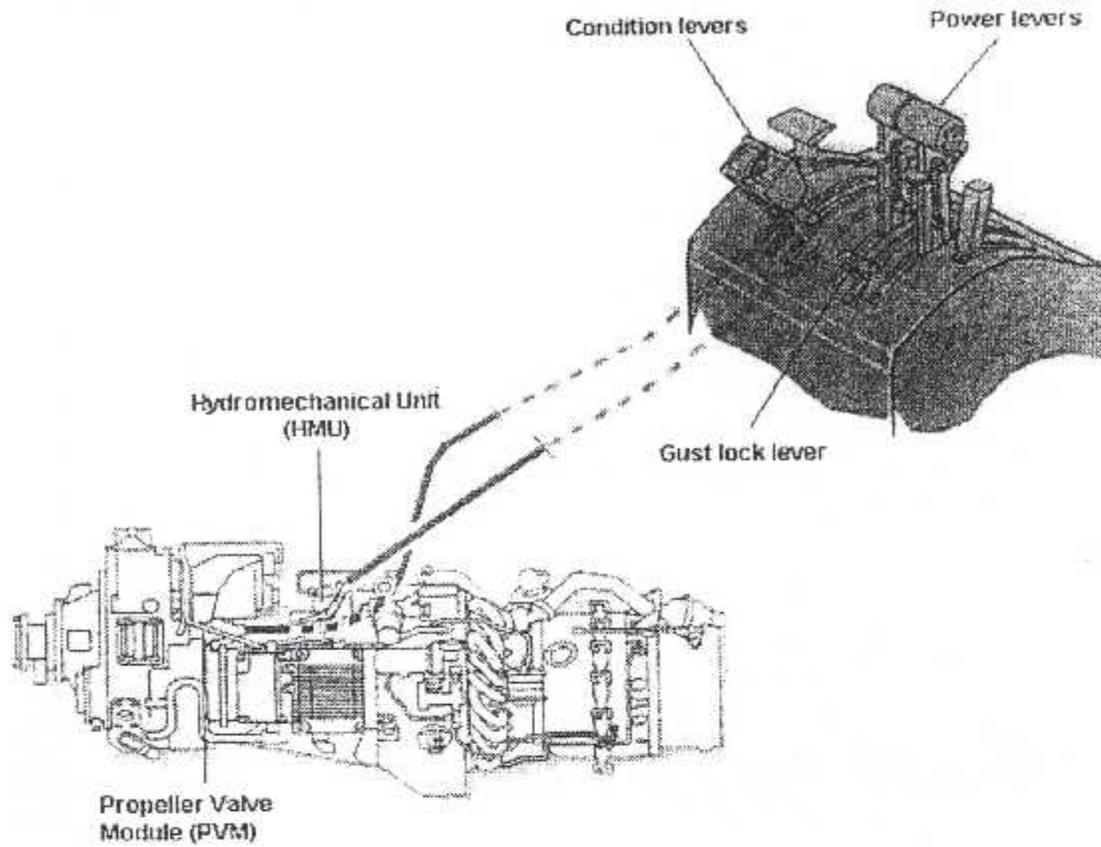


Figure (55-a) : système control moteur.

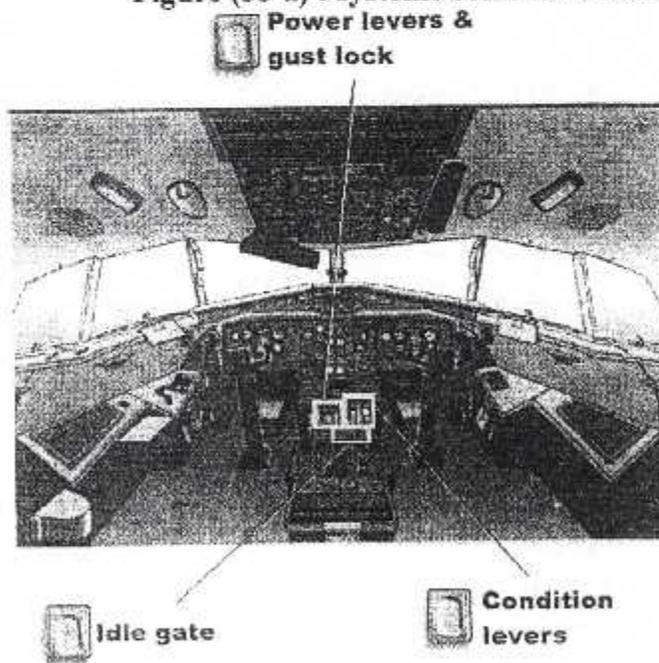


Figure (55-b)

II.VI.2 Description des étirements des câbles:

- Les leviers de puissance sont attachés avec l'unité des microswitch.
- Les microswitch transmettent des signaux à divers systèmes qui sont accordés avec les positions angulaires des leviers de condition et de puissance.
- L'effort de traction du câble est lié avec les leviers de puissance, et qui localise la fermeture du cadran électronique.
- Le câble passe par la partie supérieure du fuselage vers les ailes à travers des cloisons de connexions ensuite vers l'encadrement des câblages des ailes.

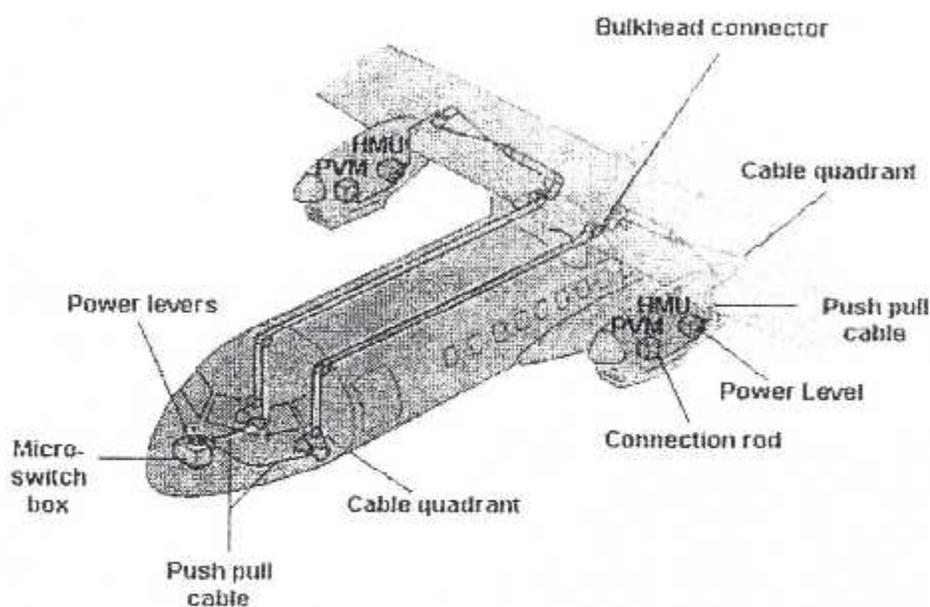


Figure (56) : les câbles d'étirement.

II.VI.3 Description du module de ralenti:

- Le module de ralentie est localisé au panneau de piédestal entre deux leviers de puissance PL.
- le manche de ralentie est réalisé pour prévenir l'angle de réduction au dessous de ralentie vol FI le plutôt possible au levier de puissance.
- Le manche de ralentie admet plus d'importance:
 - En vol: quand le signal de poussé apparaît ambré clair.
 - Au sol: quand le signal de tirage apparaît ambré clair.

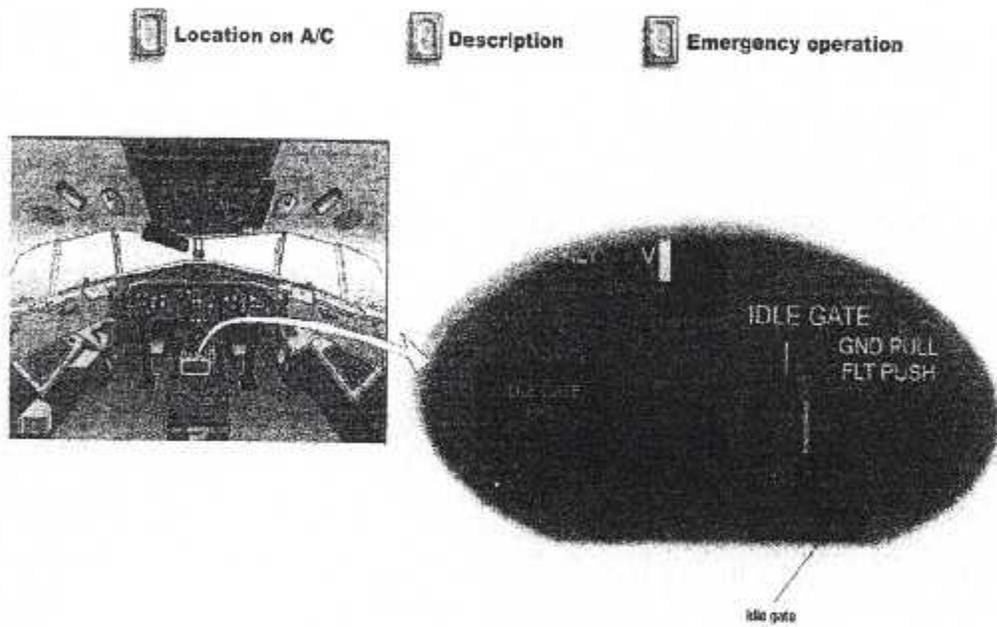


Figure (57: module de ralentie.

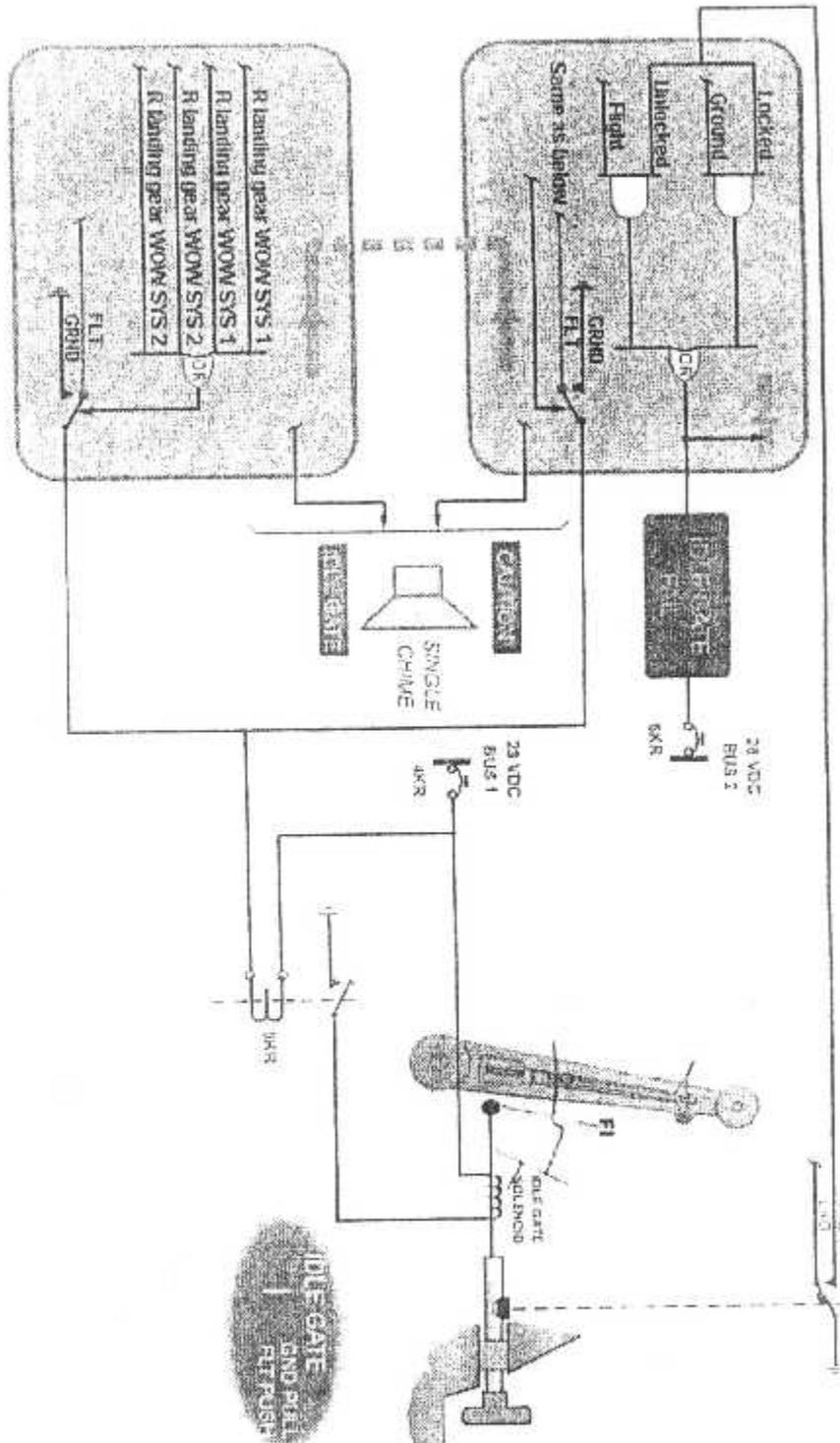


Figure (58): schéma de module de ralentie.

CHAPITRE III :
FONNCTIONNEMENT
DU MOTEUR P&W 127F

III.FONCTIONNEMENT DU MOTEUR PW 127F

III.1.PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT DU MOTEUR PW 127F :

Le moteur démarre en fonctionnant le starter / générateur ; et à l'aide de la boîte "AGB" et de l'arbre d'entraînement qui fait tourner le pignon conique cannelé qui est fixé au compresseur HP, le compresseur HP et la turbine HP vont tourner à leur tour; puis le carburant pulvérisé dans la chambre de combustion, là ou il est mélangé avec l'air entrant du compresseur centrifuge, les bougies d'allumage sont allumées et le mélange Air / carburant est enflammé, l'écoulement résultant des gaz expansible vers l'arrière entraîne les turbines HP et BP; qui sont reliée aux compresseurs HP et BP respectivement.

Les turbines tournantes vont faire tourner les compresseurs, ces derniers à leur tours vont aspiré de l'air pour le mélanger et le brûler avec le carburant, ceci engendre une expansion plus élevée et augmente la vitesse des turbines et des compresseurs centrifuges jusqu'à que les moteurs vont aboutir à la réalisation d'une vitesse autonome avec une combustion continue, les bougies peuvent alors être éteintes et le démarreur / générateur fonctionnera donc comme un générateur.

L'écoulement des gaz va entraîner également la turbine libre, qui va a son tour faire tourner l'hélice à travers le RGB; une augmentation supplémentaire de débit du carburant dans la chambre de combustion augmentera l'expansion des gaz, ayant comme résultat l'augmentation de la vitesse de la turbine et de compresseur.

Les rotors de la turbine HP et de la turbine libre tournent au sens horaire, et le rotor BP tourne au sens contraire par rapport au rotor HP.

III.2.COMMANDE DES ACCESSOIRES :

Un arbre incliné a pignon conique (5) transmet le mouvement a partir d'un pignon (4) fixé a la rouet (3), au pignon conique (2) de l'arbre d'accouplement (1).

La roue a aube centrifuge (8) est montée sur l'arbre du pignon (1), le pignon droit (14) entraîne l'arbre de la pompe de carburant (6) a travers le pignon (11) et un autre pignon droit (7) engrené avec le pignon (10) installé sur l'arbre d'entraînement de starter / générateur (9).

Les pompe d'huile est entraîné par l'arbre de transmission (13) a travers les engrenages (12) et (13).

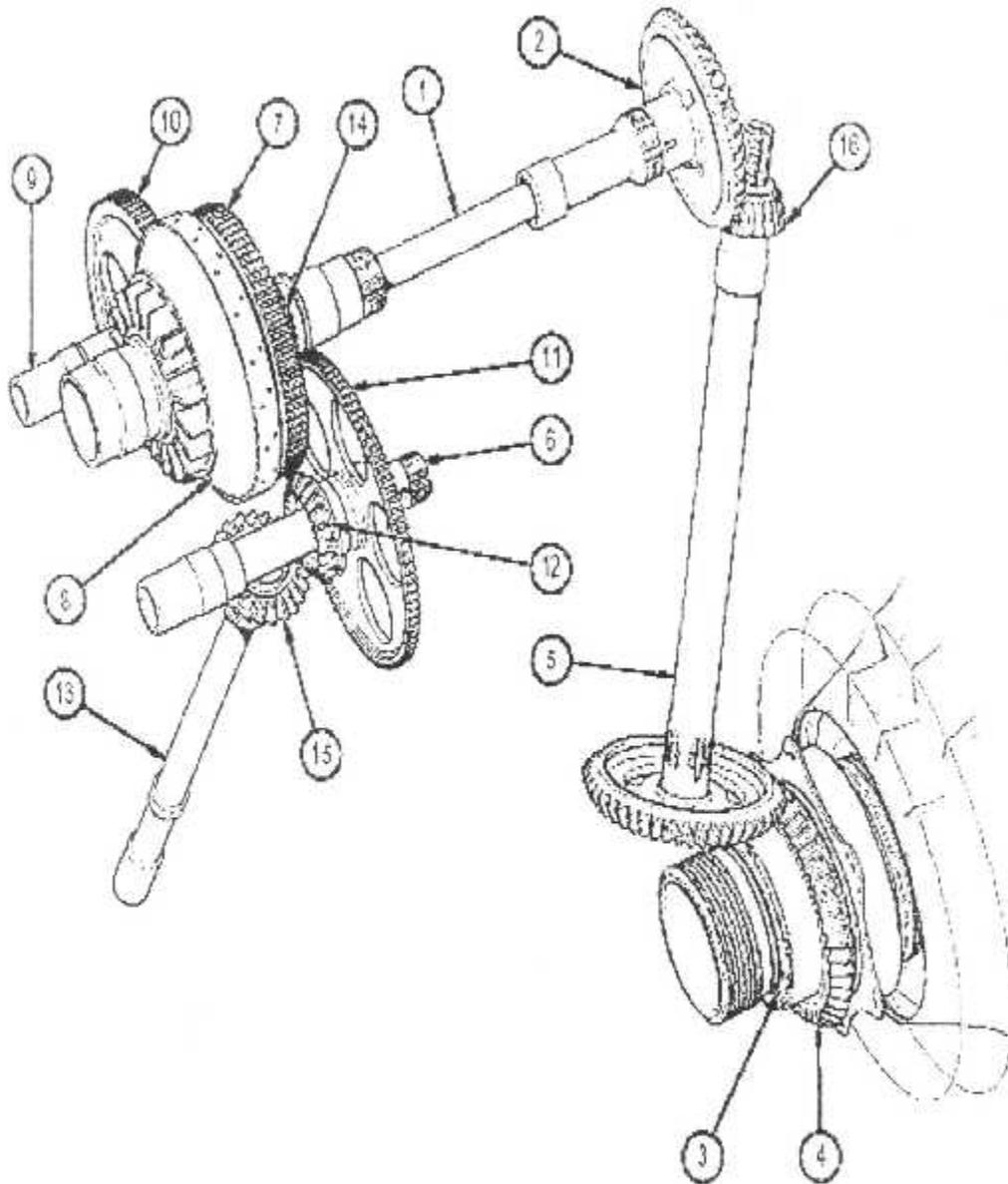


Figure (III.2) : pignons d'entraînement des accessoires

III.3 SYSTEME DE COMMANDE HELICE

Le système d'hélice comporte les éléments suivants :

PEC : Unité Electronique de Contrôle d'Hélice

Elle assure le contrôle de la boucle fermée au système du changement du pas
Détection.

Traité les défauts du système

PVM : Module de Valve Hélice.

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

PIU : Unités d'interface d'Hélice.

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

III.3.1.FONCTIONNEMENT D'HELICE

La commande d'hélice est réalisée par le levier de condition qui a 5 positions :

1) Position "FUEL S.O" :

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

2) Position "FTR" :

L'angle de pale est 78.5° , donc pas de traînée et pas de traction.

3) Position "AUTO" :

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

- 100 % NP pour To et MCT.
- 82 % NP pour CLB et CRZ.

4) POSITION "100 % OVRD" :

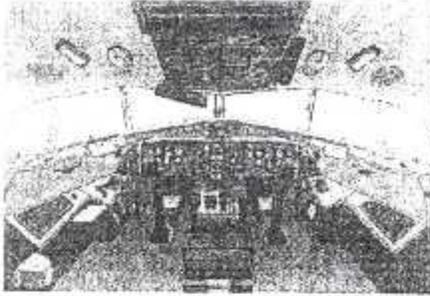
Le PEC par le PVM commande NP à 100 % est limités à 102 % par le régulateur
de survitesse.

5) Position "NP100 % auto sel" :

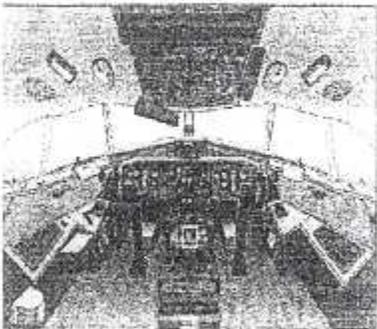
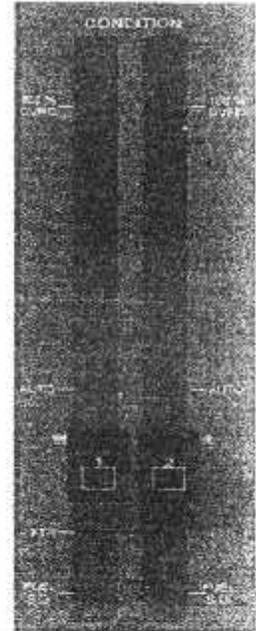
A la prise de terrain, la commande est réglée à :

- PL : FI.
- CL / AUTO.
- PWR MGT : To.

PW127F

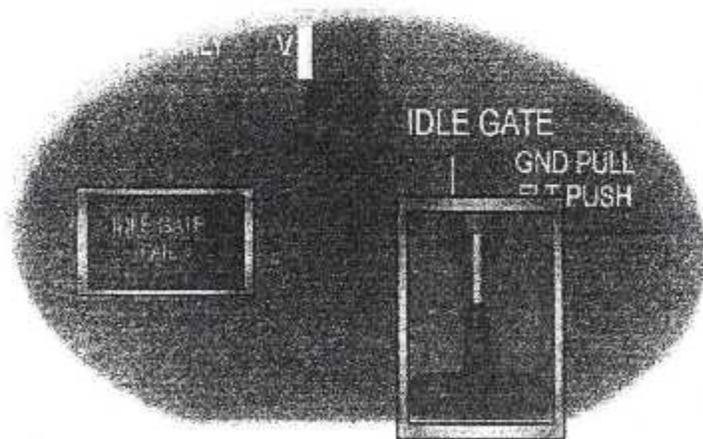


CONDITION LEVERS CONTROL



IDLE GATE PANEL

For more details, click on a button or an indicating light.





POWER MANAGEMENT PANEL
 For more details , click on a button or an indicating light.



III.4.LA MISE EN DRAPEAU D'HELICE :

La mise en drapeau d'hélice peut être effectuée :

- Manuellement, par le levier de condition, et pendant l'opération d'entretien.
- Automatiquement à la phase de décollage

III.5.LES SURVITESSES HELICE :

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

III.6.LE FREIN HELICE :

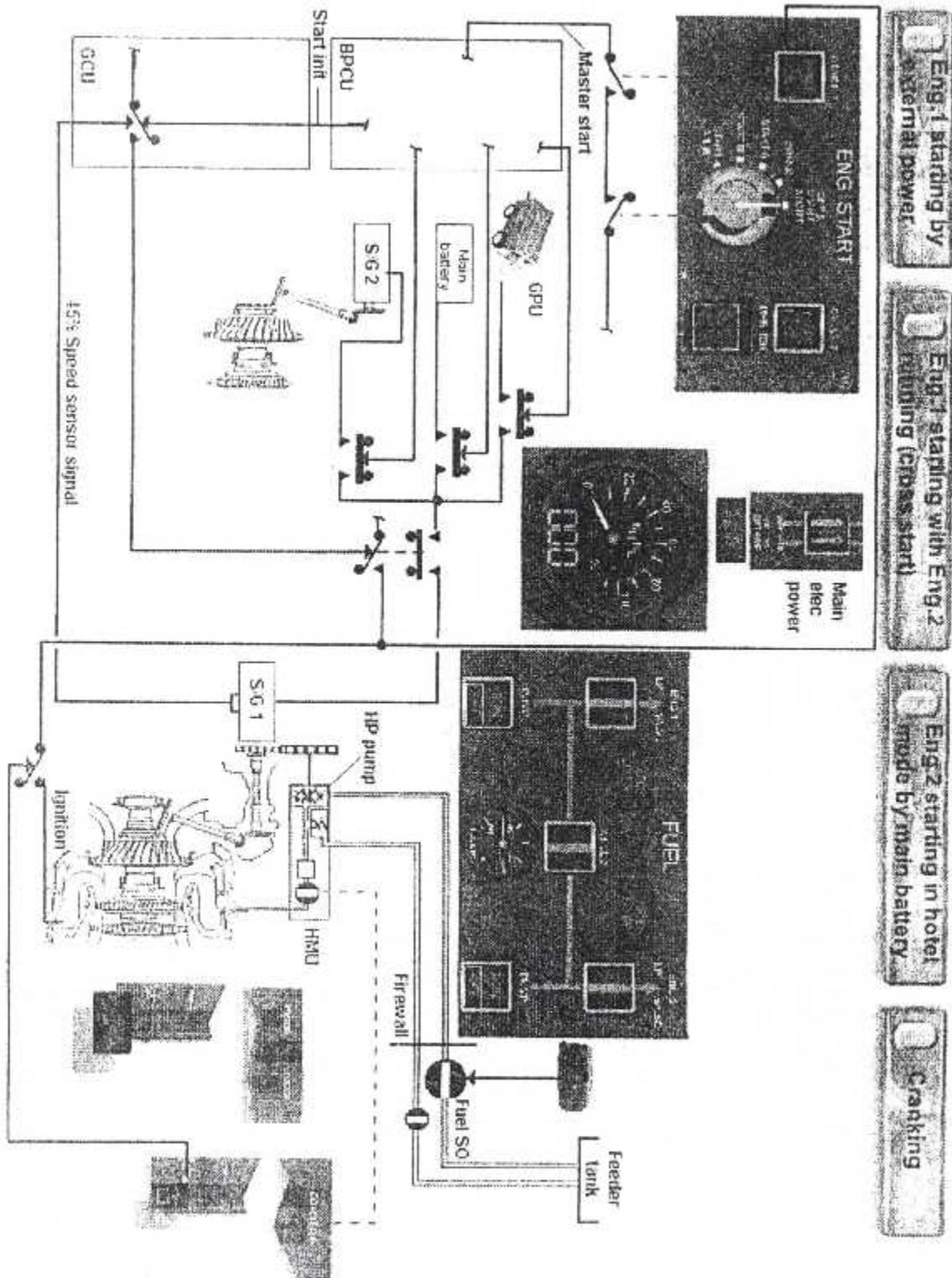
Le frein d'hélice est une unité hydromécanique, installé sur RGB de moteur droit, permettant l'immobilisation de l'hélice et de la turbine libre.

III.7 OPÉRATION DU DEMARRAGE MOTEUR

- Premièrement; pressant le bouton poussoir START1 qui fournit un signal du début du maître au BPCU qui produit au début un signal initial signalant au GCU.
- Le GCU ferme le contacteur du début, en conséquence le compresseur HP commence à tourner.
- À 10% de NH, le Levier de la condition est déplacé de "FUEL SO" à position "FTR". Cela cause la valve de l'arrêt du combustible d'ouvrir et le combustible s'écoule à la chambre de la combustion.
- En même temps, l'ignition est commencée, en causant le combustible / mélange de l'air s'enflamme.
- À 45% de NH le signal de la sonde de la vitesse du de S/G excite le contacteur du démarrage et la source du pouvoir. En conséquence les bougies sont excitées et le bouton "ON" lumière éteint, maintenant le moteur est soutenir la vitesse.
- **Ventilation sec:** Une ventilation sec pourrait être exécuté suivre une opération de l'interruption du démarrage pour aérer le moteur.

- **ventilation humide :** Une ventilation humide est utilisée pour vérifier les fuites du combustible possible, échec suivant ou tâches de l'entretien.
- Une opération de ventilation humide est près d'une ventilation sec :
 - * les allumeurs d'étincelle des circuits d'allumage doit être tiré (ne montré pas),
 - * le Levier de la Condition a pour être sélectionné à FTR à 10% de NH et courant du combustible dirigé.

- La dernière ventilation humide doit être suivi par une ventilation sec impérativement.
- Restaurez:
 - * ENG START sélectionneur rotatif à OFF&START ABORT,
 - * Levier de la condition à FUEL SO,
 - * la pompe du combustible fermé,
 - * Les disjoncteurs en position OFF.



PW127F

III.8 LES DONNEES D'ENTREES AVION

- **Sélecteur de mode commutateur manuel :**
Sélectionne la commande manuelle du moteur HMU.
- **Autofeather realy :**
Emet le signal Uptrim (retour) quand le moteur opposé est mis en drapeau.
- **Air data computer :**
Les signaux électriques transmis, de calculateur sont :
 - La température ambiant (OAT).
 - La pression d'altitude.
 - La vitesse aérodynamique corrigé (CAS).

III.9 LES DONNES DES SYSTEMES DE CONTROLES ET INDICATIONS MOTEUR :

ENG START : sélectionneur rotatif.

CRANK: Permet de tourner moteur.

START A: l'ignition seulement de l'exciteur A est fournie au sol.

START B: l'ignition seulement l'exciteur B est supplie au sol.

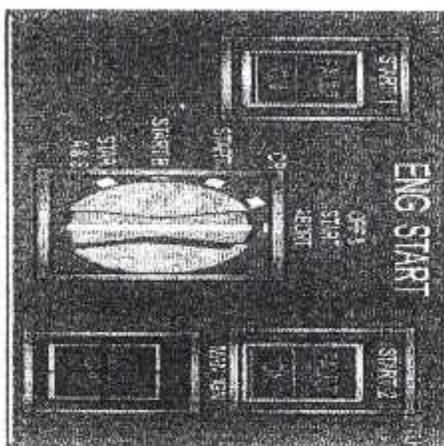
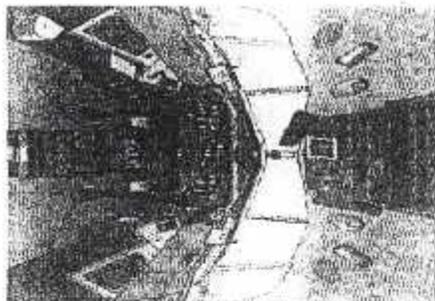
START A et B: deux exciteur de combustion sont allument.

START PB:actionnement de frein hélice.

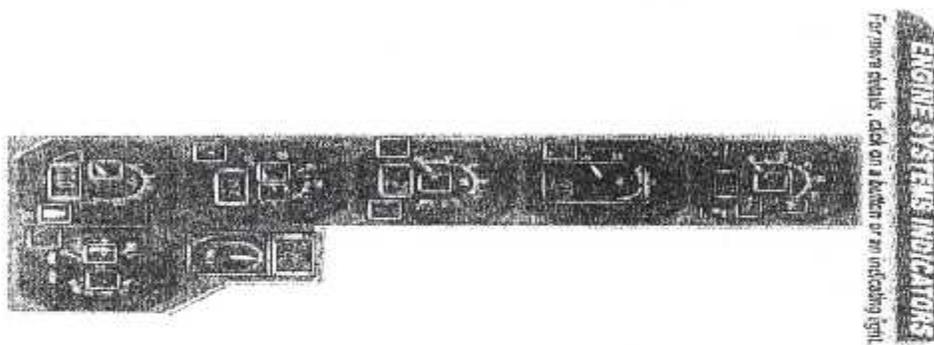
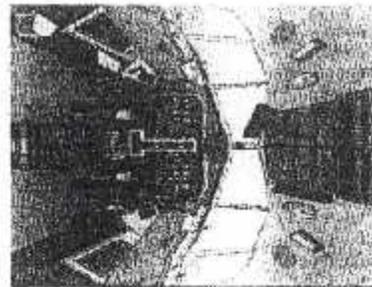
La FAULTE allumé ambré et le CCAS est activé si:

- les reliefs du starter ont engagé après 45%.
- GCU est absent pendant le commencement.
- Sur le moteur coté haut a droit quand le sélectionneur ENG START est dans la position START, le frein de l'hélice est actionné mais la serrure de la dérivation n'est pas engagée.

PW127F



ENGINE START PANEL
For more details, click on a button or an indicating light.



CHAPITRE IV :
MAINTENANCE
& SUIVI DU MOTEUR
P&W 127F

IV. la Maintenance DU MOTEUR PW127F

IV.1 - Généralités sur la Maintenance (Programme d'entretien):

Dans le domaine civil l'ensemble de cette analytique se déroule entre fabricant et compagnies avec participation des services officiels, l'approbation de l'ensemble du programme reste une responsabilité de ces services officiels.

On conçoit que cette analyse et les travaux qui se déroulent durant plusieurs années et conduisent à une justification détaillée de l'avion, des moteurs quant à la fiabilité et sont coût de maintenance.

D'un concept de révision générale, complète et bloquée, la philosophie de la maintenance s'est affinée et synthétisée pour l'ensemble de l'avion.

Actuellement pour les avions modernes, les concepts des compagnies civiles et les utilisateurs militaires sont proches; l'orientation générale vers la maintenance "Progressive, organisée avant la mise sur le marché des appareils, se généralise le concept d'un Schéma d'analyse logique impliquant la structure, les systèmes et le moteur aboutit à chercher la limite d'utilisation des pièces composantes, c'est à dire, à utiliser au maximum la fiabilité intrinsèque de conception.

Les objectifs d'un Programme d'entretien qui sont les suivantes :

- Empêcher la détérioration des niveaux de fiabilité intrinsèque et de la sûreté opérationnelle de l'avion.
- Assurer cette protection au coût minimum.

Alors, dans le thème de la maintenance, les éléments d'un avion sont classés suivant 03 catégories :

- **Matériel à "limite de fonctionnement" (HARD TIME LIMIT) :** Intervalle maximum pour effectuer des tâches d'entretien (Révision ou vue totale).

- **Matériel à suivi "Selon état" (en condition) :** Comportant des visites ou essais à caractère répétitif (éléments, systèmes, structure) permettant d'évaluer la dégradation de l'état sans dépose.

- **Matériel avec "surveillance en Service" (Condition MONITORING) :**

Pour les éléments non situés dans les catégories ci-dessus, leur surveillance est assurée par des moyens propres à l'utilisateur (contrôle statistique du comportement). Ces éléments ne nécessitent pas de systèmes de contrôle particulier et aucun entretien préventif n'est prévu.

IV.2. Analyse des moteurs:

Dans le domaine des moteurs, on trouve la même évolution générale que pour l'ensemble Cellule/ système: d'un concept de Révision générale; puis de potentiels partiels. La maintenance a pour objectifs la détermination et la surveillance de la fiabilité intrinsèque au niveau des pièces élémentaires ou des systèmes simples. Une conséquence de cette analyse et du suivi élémentaire

conduit à la définition d'amélioration de fiabilité par modification des pièces elles-mêmes ou changement des conditions d'emploi du moteur (Réduction des poussées ou en montée).

La fiabilité globale du moteur est mesurée par 2 critères :

- Taux d'arrêt en vol. moyenne sur 3 mois/ 100h.
- Taux de dépose moteur, moyenne sur 3 mois/ 100h.

D'autre part, la dégradation des performances du moteur est suivie statiquement : augmentation de la consommation de carburant, température,.....

Cette surveillance des performances devient une nécessité permanente : Analyse des gaz, instrumentations réacteur plus poussées et permanentes permettant une analyse en vol. Le coût d'entretien des moteurs conduit à des recherches très poussées dans le domaine de fiabilité des moteurs, les méthodes d'analyse, permettant d'évaluer les prévisions d'incidents par utilisation en partant :

- Des modes de rupture possible : fluage, fatigue, érosion...
- Des résultats d'essais de vieillissement au banc.
- Des données opérationnelles d'emploi : masse au décollage, temps de vol, structures des routes...

Et en faisant intervenir des modèles mathématiques de transfert de chaleur et d'analyse des Contraintes thermiques et mécaniques.

Dans des seuils d'inspections ou de sondage de certaines pièces sont établis par les utilisateurs font l'objet de remise en cause permanente en fonction des résultats trouvés.

IV.3.METHODE D'ENTRETIEN MOTEUR :

NOTA: L'intervalle de seuils est le temps spécifique, auquel l'inspection d'un module soit effectuée en cycles du vol, en heures de vol,....etc.

A. Avion a Utilisation Haute (plus de 1200 heure / an) avec des moteur maintenu sur le <<Hard Time >> :

1- Les moteurs sont maintenus sur un intervalle de seuil fixé d'inspection (Hard Time) en commun accord avec un programme de maintenance définit la documentation applicable d'entretien(MRB).

Si l'inspection de seuil et les intervalles d'inspection des sections chaudes (HSI) ne sont pas inclus, référer au programme recommandé par P&WC.

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

Les moteurs maintenus sur un intervalle fixé de l'inspection de seuil par des opérateurs a-y-on leur propre programme individuel dérivé du (MRB) et les programme recommandé par P&WC.Les opérateurs sont responsable d'avoir des programmes individuels qui peuvent contenir la révision avec escale et les intervalles de HSI approuvés par l'autorité compétentes de la navigation.

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

B. Avion a Utilisation Basse (moins de 1200 heures / an) avec des moteurs maintenu sur le <<Hard Time>> :

1- Les opérateurs qui interviennent dans la maintenance des avions a utilisation basse doivent se confirmer aux inspection périodique, tache d'entretien, fréquence et limite potentiel entre deux révisions successives.

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

C. Programme D'entretien Selon L'état :

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

2- Le programme d'entretien selon l'état (OCP), recommandé par P&WC comprend les inspections, les taches d'entretiens et les fréquences périodiques détaillé.

Un moteur considéré est habilité au programme d'entretien selon l'état si le nouveau où il n'a aucune heure de vol depuis la révision.

Le programme peut également être appliqué au moteur en service.

Nota :

Les heures accumulés doivent inclure les heures quand le moteur fonctionne dans le mode <<HOTEL>>.

Un moteur est dans le mode <<HOTEL>> quand l'hélice est stoppé (le frein d'hélice est ouvert <<ON>> et le moteur est utilisé comme une unité de puissance auxiliaire.

Les heures accumulées dans le mode <<HOTEL>> doivent être ajoutées aux heures de vol comme suite :

Heures totales = Heures de vol + Heures dans le mode <<HOTEL>>.

Alternativement; les heures totales peuvent être calculée comme suit :

Heures totales = Heures de vol + Heures dans le mode <<HOTEL>> ((NH-0,69)/0,12)

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

$$\begin{aligned} \text{Les heures totales} &= 5000 + 1000((0,69 - 0,69)/0,12) + 500((0,76 - 0,69)/0,12) \\ &= 5000 + 0 + 292 \\ &= 5292 \text{ HDV.} \end{aligned}$$

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

IV.4 INSPECTION NON PROGRAMMEE

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

Nota : Le control d'assurance de puissance ne doit pas être effectué sur des moteurs a-y-on des limitations excédés de fonctionnement (survitessse, sur chauffe...etc.) ou sur des moteur a-y-on des défaut pouvant s'accroître avec l'utilisation prolongé du moteur.

IV.4.1 SURVITESSE AU- DESSUS DES LIMITES :

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

- Si la survitesse de NH, NL ou NP était au-dessus des limites transitoire, déterminer et rectifié les causes de la survitesse,
Déposer la turbomachine et renvoyer le dans un atelier de révision pour lui effectue une inspection de survitesse selon les instructions de manuel de révision.
- Si la survitesse de NH était supérieur a la limite de décollage normal indiquer dans le manuel de vol, il faut effectue un control d'assurance de puissance.

IV.4.2 TEMPERATURE EXCESSIVE :

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

- Lorsque les température sont au-dessus des limites durant le décollage normal, on effectue la procédure énoncé pour le cas de la détérioration des performances.
- Température supérieur a 800°C : une turbomachine est remplacée a cause de la température excessive (supérieur a la limite), il doit être transporter a un atelier de révision pour que l'inspection / réparation soit effectue selon les instructions du manuel de révision.

IV.4.3 INGESTION DES MATERIAUX DURES (PIERRES, VIS, OUTILS...):

- Contrôler les roues compresseur HP et LP, pour déceler les dommages causés par des objets étrangers (FOD).
- Effectuer un control d'assurance de puissance.

IV.4.4 INGESTION D'IMPACTS DES OBJETS EXTERIEUR DOUX:

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

Augmentons le couples de rénovation (restauration); par conséquent, les opérateurs intervienne pour procéder a une inspection des section chaude (HSI).

Les actions demander sont :

- Le contrôle de la conduite de sortie de diffuseur LP, des roues compresseur LP et IIP dans le but de détecté les dommages causés par les objets étrangers (FOD) et les restes d'oiseaux ou de matériaux doux.
- Le contrôle des injecteurs des carburants et de la valve de commutation "P2.5/P3 SWITCHING VALVE".
- Effectuer un lavage de rétablissement des performances.
- Effectuer un contrôle d'assurance de puissance.

IV.4.5 STOPPAGE SOUDAIN D'HELICE :

Un arrêt soudain d'hélice se produit quand une hélice s'arrêtera de tourner, il est due au contact avec un objet dur (terre, équipement de service au sol,...). Pour cela il faut démonter le module réducteur de vitesse et l'envoyé a un atelier de révision pour une inspection qui doit être effectuè selon les instructions de manuel de révision.

IV.4.6 LES IMPACTS D'HELICE CAUSANT LE DOMMAGE STRUCTURAL DES PALES :

Le dommage structural des pales est important quand :

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

NOTE : Les dommages se produisent dans la pale quand :

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

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

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

IV.4.7 BAISSSE OU PERTE DE LA PRESSION D'HUILE :

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

- Contrôler le système d'indication du pression d'huile, s'il n'est pas satisfaisant on arrête le moteur et on effectue les opérations suivantes :
 - Tourner l'hélice par la main est détectée a l'oreille les bruits venant de réducteur de vitesse ou des roulements de la turbine libre.
 - Tourner le rotor HP est détecté les bruits venant à partir roulements, joints, pignon, compresseur et turbine HP.
 - Tourner l'attelage LP et écouter les bruits venants à partir joints, pignon, compresseur et turbine LP.
 - Si les bruits sont entendus, il faut remplacer le moteur.
 - Démonter puis inspecter le "Chip Detector" et le filtre d'huile de récupération et de refoulement, puis effectué la procédure pour les débris dans le système d'huile.
 - Si on ne trouve pas les débris, installer les filtres et le "Chip Detector".
 - Si la cause de baisse ou la perte de pression d'huile na pas été déterminée, vérifier et rectifié se qui suit :
 - Les fuites d'huile externe moteur.
 - Le niveau d'huile.
 - L'odeur du carburant dans l'huile.
 - Valve de régulation de pression d'huile.
 - Pompe de pression d'huile.
 - Contrôler la valve d'huile de renflement.
 - Pompe de récupération.
 - Si on ne trouve pas des débris, il faut faire tourner le moteur durant 10 minutes à 80 % de couple.

- Contrôler le "Chip Detector" et inspecter visuellement le filtre d'huile de refoulement et de récupération. Si on trouve des débris, il faut effectué la procédure utilisée en cas de présence de débris dans le système d'huile.
- Contrôler le niveau d'huile, s'il s'abaisse, on effectue les procédures utilisées en cas de la consommation d'huile élevée.
- Surveillé la consommation pour 65 HDV.
- Contrôler la turbomachine et le "Chip Detector" du RGB jusqu'à ce que les 65HDV seront excédé. Si on trouve des débris, il faut effectué la procédure utilisée en cas de présence des débris dans le système d'huile. Le moteur reste en service et les inspections seront effectuées conformément au programme d'entretien approprié.

IV.4.8 CARBURANT DANS LE SYSTEME D'HUILE :

- Remplacer le FCOC.
- Rincer le système d'huile et le radiateur d'huile.
- Vérifier le "Chip Detector" et les filtres d'huile pour la contamination en métal.

IV.5 INSPECTION / VERIFICATION MOTEUR :

Les instructions en détails de cet partie sont nécessaire a l'exécution des inspections non programmées des parties chaudes et des inspections boroscopiques.

IV.5.1 DUREES DE VIE DES COMPOSANTES DE ROTOR :

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

IV.5.2 DOMMAGES CAUSES PAR LES OBJETS ETRANGERS (FOD) AUX COMPRESSEURS HP ET LP :

A. COMPRESSEUR LP:

Inspectée visuellement la roue compresseur.

- Une recherche doit être effectué quand les roues endommagées sont trouvées, dans le but de déterminer la source de dommage; si le système d'entrée d'air a été fonctionné correctement, P&WC recommande d'effectué une inspection au niveau du compresseur LP quand l'endommagement de compresseur HP est trouvé.
- Des précautions doivent être prise pour assuré que d'autre dommage ne ce produise pas dans l'avenir.
- L'inspection de compresseur LP peut être effectué par un technicien qualifié en utilisant une source de lumière appropriés et en gardant la roue du compresseur LP par la conduite d'entrée d'air. L'utilisation d'un boroscope est facultative.

Procédure :

- 1) Inspectez la roue compresseur HP avant qu'on touche le compresseur LP endommagée et prévoir un changement ou non d'un moteur.
- 2) N'utiliser pas les machines a outils.

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

***Une entaille (NICK):** est une surface endommagée avec les bords pointus.

Les entailles et les bosselures doivent être surveillée par inspection visuelle ou en utilisant un boroscope.

B. COMPRESSEUR HP:

- On utilise un boroscope pour faire une inspection du compresseur (voir s'il présente des bosselures, des entailles, des usures ou des fissures).

IV.5.4. La description du 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 à travers la conduite d'admission d'air.
- Inspection à travers la porte arrière d'admission.
- Inspection à travers la porte de conduite de sortie diffuseur.

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

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

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

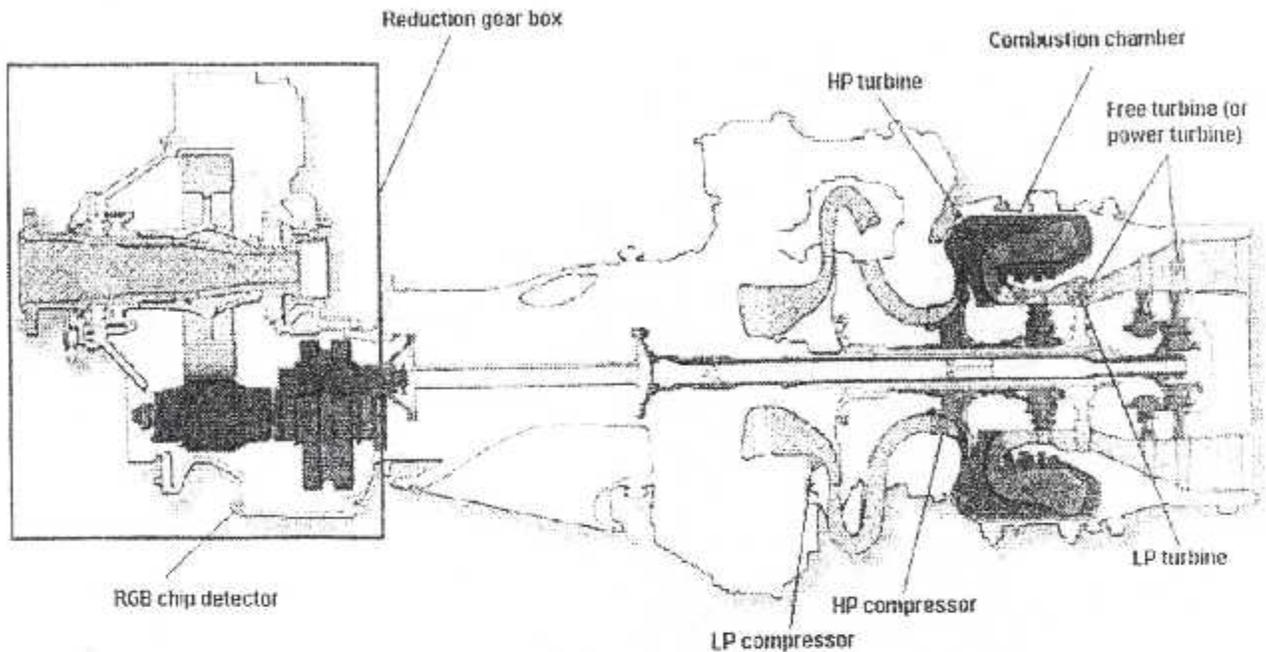
-les ailettes de turbine basse pression sont inspecté par l'enlèvement du thermocouple T6.

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

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

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

-La RGB est inspecté par boroscope à travers l'entrée d'arbre et à travers le logement de détecteur magnétique des débris (CHIP DETECTOR).



.Schéma principal des éléments moteur.

IV.5.5.ADAPTEUR DE COTE DE VISIONNEMNT

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

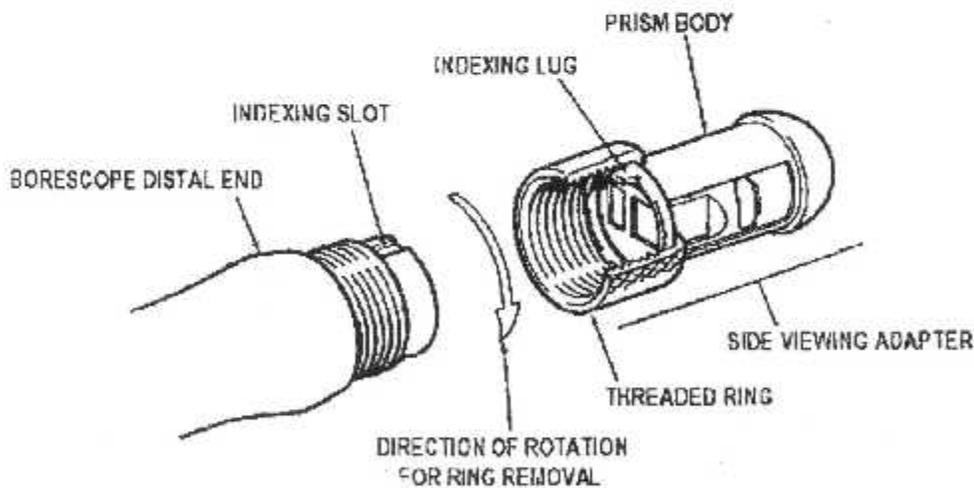


Figure (IV-1a) : adaptateur de cote visionnement.

IV.5.5.1 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.

IV.5.5.2 Caméra (appareil photo) :

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

IV.5.5.3 Tubes de guidage :

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

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

1. Inspection par l'entrée d'air

Procédure :

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

1.2. Inspection à travers l'orifice d'entrée d'air

- Enlever l'écrou (7) et le boulon (8).
- Déposer le boulon (1), la rondelle (2), le support (6), et le couvercle (3) en utilisant l'extracteur et le joint (5).
- Le soin extrême doit être pris pour assurer que les objets étrangers ne tombent pas dans les orifices ouverts.
- Enlever la conduite de sortie de diffuseur le plus accessible.
- Attacher l'outillage de fixation sur une surface commode.
- Fixer l'oculaire de boroscope au montage, relier la source lumineuse et insérer le fibroscope dans l'orifice d'inspection.
- Inspecter la roue du compresseur pour déceler les dommages.
- Déposer le fibroscope et l'outillage de fixation.
- Lubrifier le joint avec l'huile à moteur et l'installez sur le couvercle (3).
- Installer la rondelle (2), le support (6) et le boulon (1), le couple de boulon est de 32 à 36 lb.in (3,62-4,07 Nm).
- Installer le boulon (8) et l'écrou (7).
- Installer la conduite de sortie de diffuseur.

1.3. Inspection par l'orifice du conduit de sortie diffuseur

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

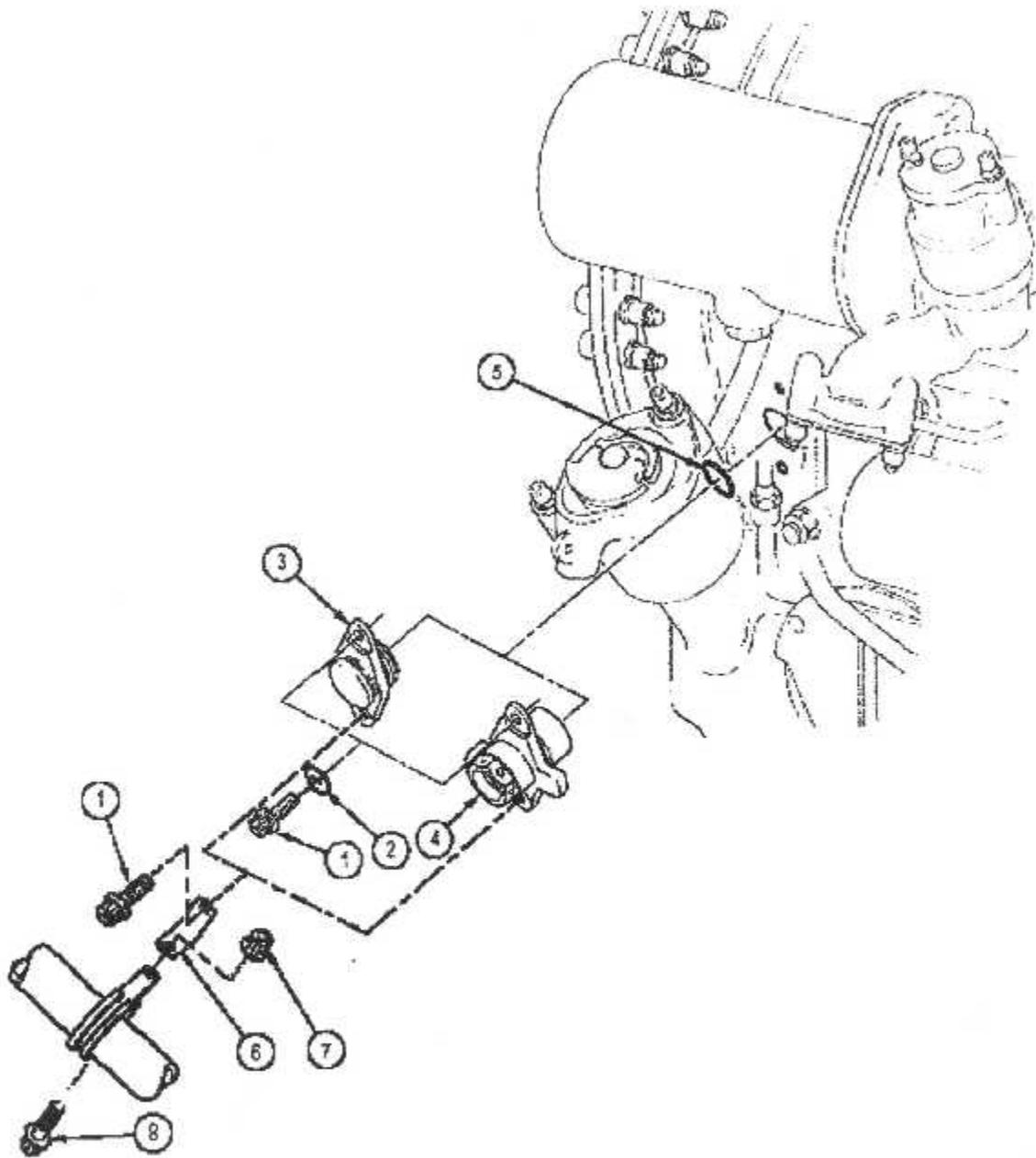


Figure (IV-1b) : Inspection a travers l'orifice du carter d'entrée d'air.

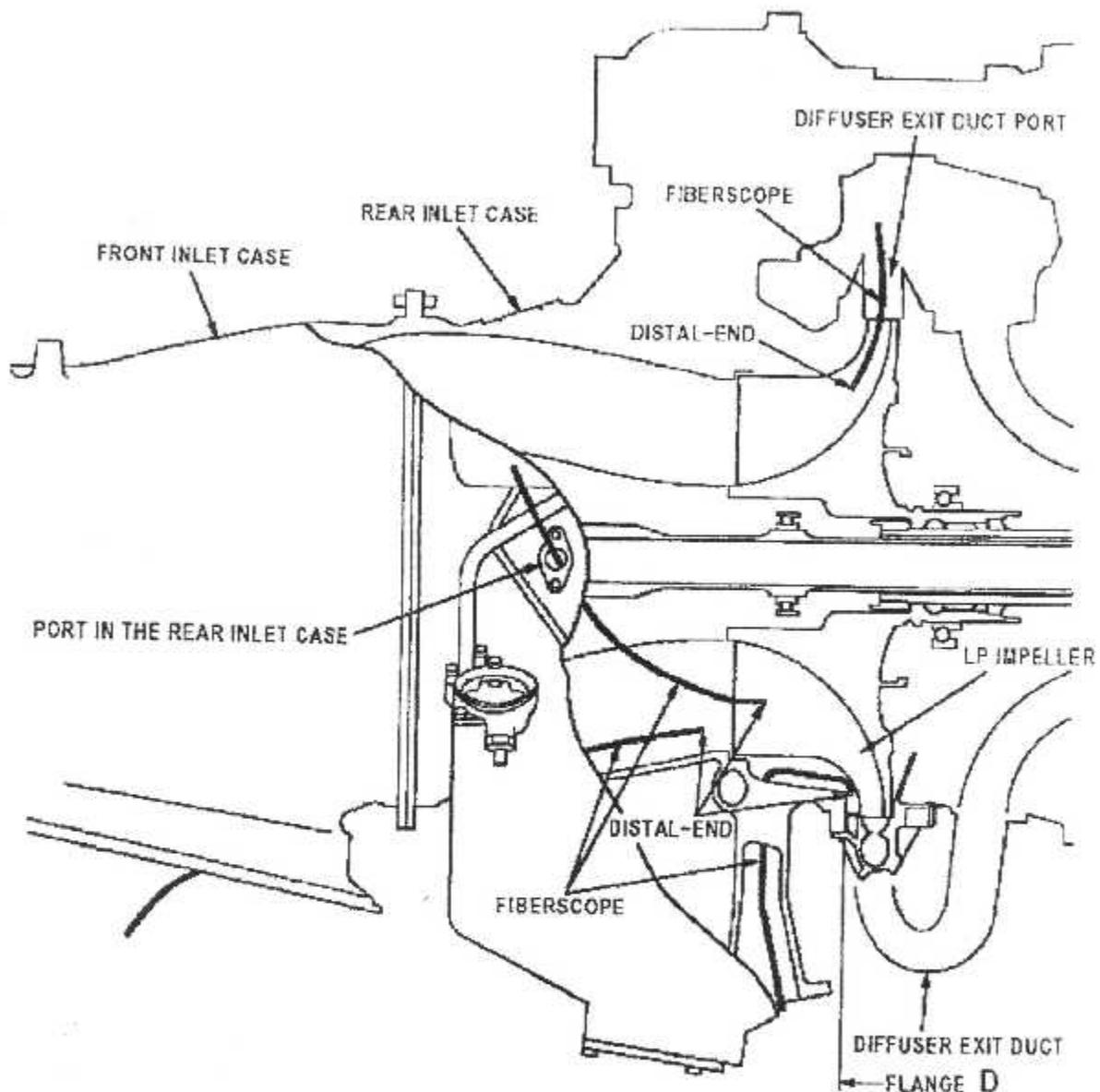


Figure (IV-2) : Inspection boroscopique du compresseur BP.

2. Inspection boroscopique du compresseur HP

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

- Installer le couvercle de démarreur / générateur.

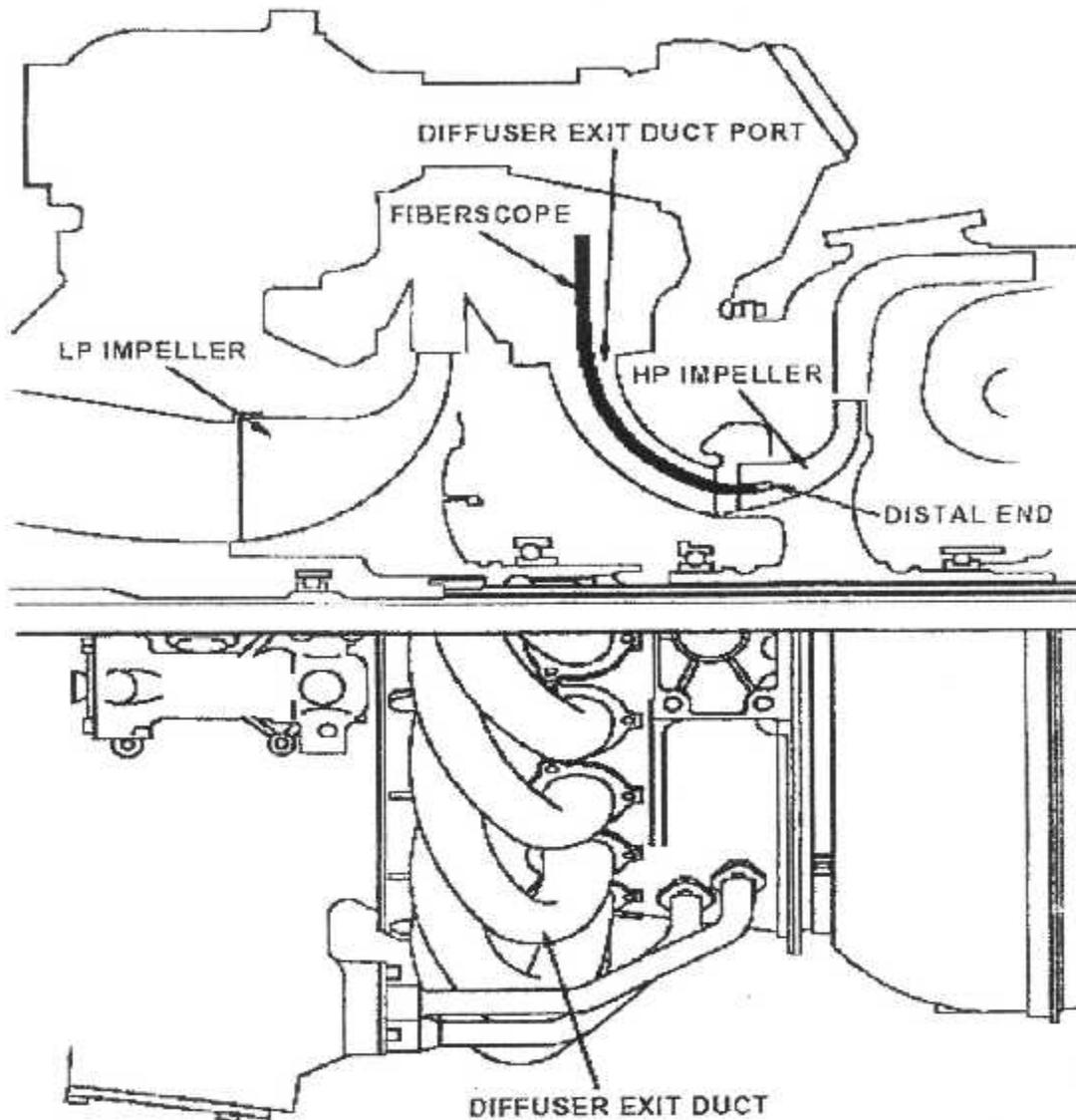


Figure (IV-4) : Inspection boroscopique du compresseur HP.

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

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

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

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

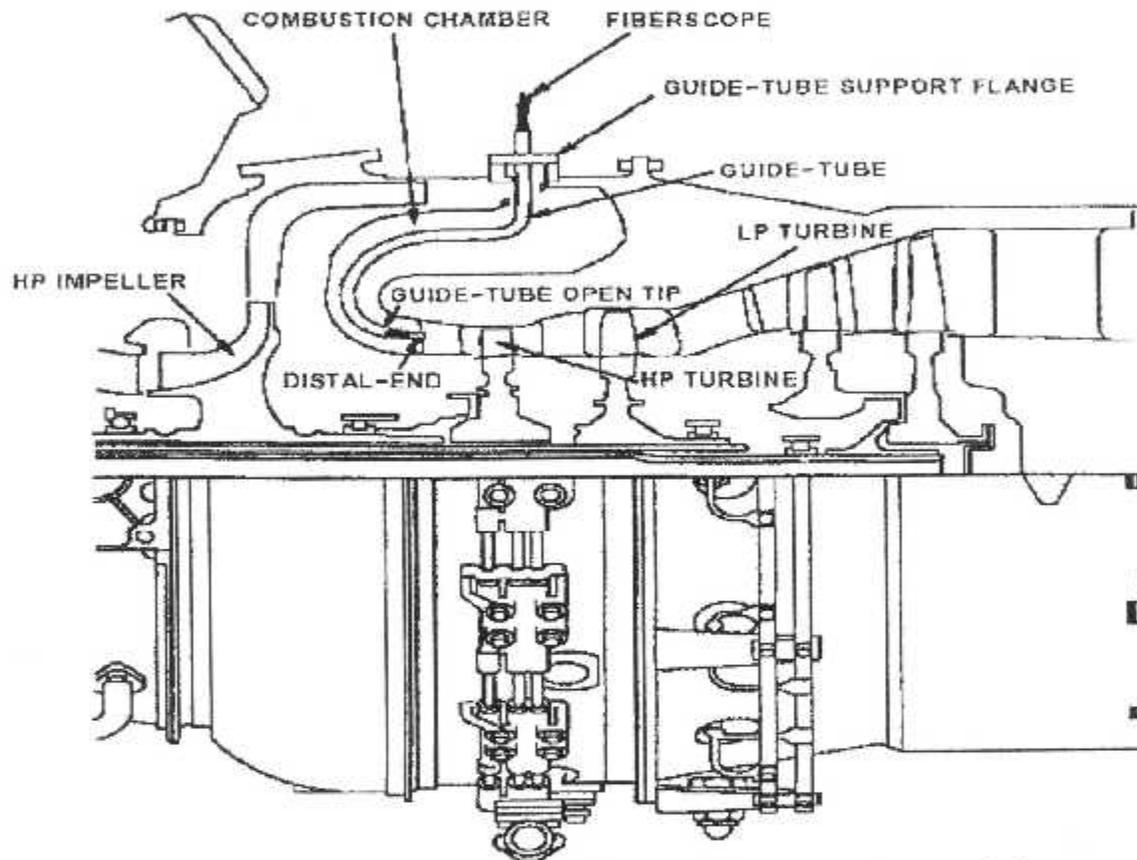


Figure (IV-5) : Inspection d'assemblage enveloppe de la chambre de combustion.

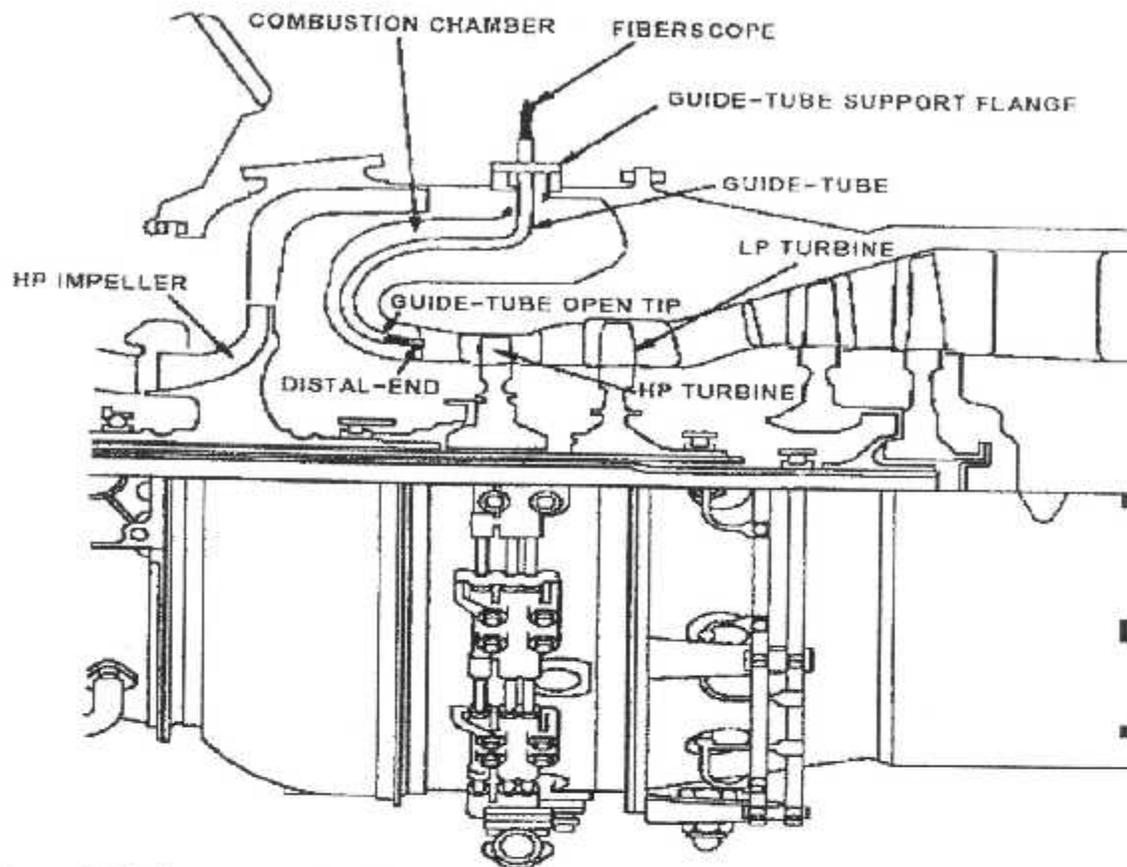
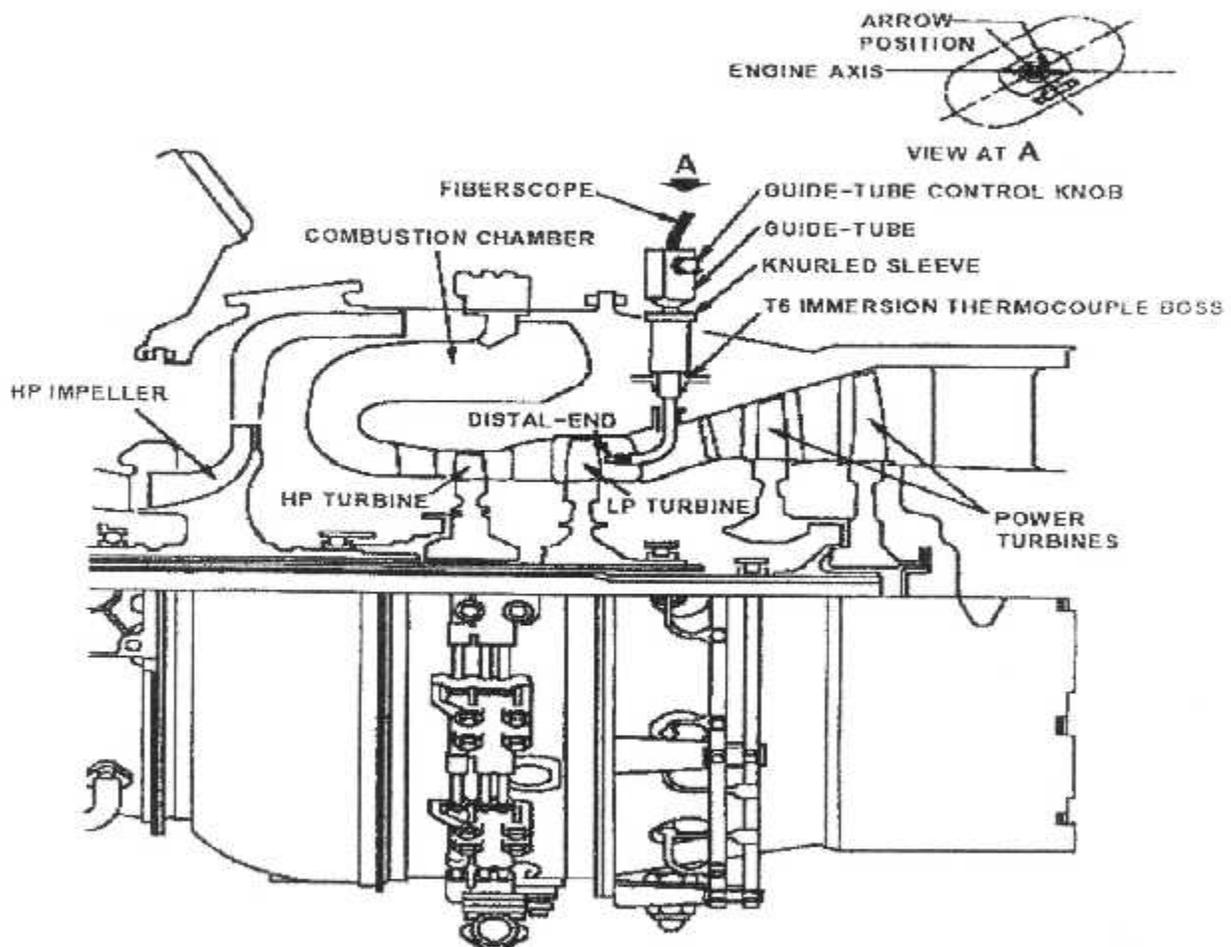


Figure (IV-6) : Inspection boroscopique du stator et des ailettes turbine HP.

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

- Déposer les adaptateurs et le thermocouple.
- Assurer que la température du moteur est inférieure à 66°C (150°F).
- Installer le tube de guidage flexible de la manière suivante :
 - Assurer que l'extrémité du tube flexible de guidage est droite.
 - Insérer le tube de guidage dans l'orifice du thermocouple.
- Attacher l'outillage de fixation à une surface commode.
- Fixer le viseur boroscopique au montage de fixation et relier la source lumineuse.
- Insérer lentement le fibroscope dans le tube de guidage, tout en regardant par le viseur, puis arrêter l'inspection dès que le bout distal traversera le tube de guidage.
- Tourner lentement le bouton de commande du tube de guidage, pour faire orienter le fibroscope vers les aubes de la turbine BP.
- Assurer que l'extrémité de fibroscope n'est pas entre les aubes de la turbine quand cette dernière est entraînée de tourner.
- Tourner le rotor de la turbine HP d'après les consignes suivantes :
 - Enlever la conduite de sortie de diffuseur et faire tourner la roue du compresseur BP en utilisant un poussoir.
 - Enlever l'entrée d'air et faire tourner la roue du compresseur BP manuellement.

- Inspecter la turbine BP pour détecter les dommages.
- Pousser le fibroscope lentement à travers le tube de guidage jusqu'aux ailettes du stator pour détecter les dommages. Ce qui suit doit être effectué pour inspecter l'ensemble du stator :
 - Enlever le fibroscope et leurs dommages.
 - Enlever le tube de guidage flexible.
 - Répéter les méthodes d'inspection aux orifices du thermocouple T6 restant.
- Installer la conduite de sortie du diffuseur ou d'entrée d'air.



Figures (IV-7) : Inspection boroscopique des ailettes de la turbine HP et l'assemblage stator.

3.2. Inspection boroscopique de l'assemblage stator et les aubes du 1^{ER} de la turbine libre

- Déposer le thermocouple T6 et les adaptateurs.
- Assurer que la température du moteur est inférieure à 66°C (150°F).
- Installer le tube de guidage flexible de la manière suivante :
 - Pour éviter les dommages internes insèrent le tube de guidage lentement et sans force.

- Assurer que l'extrémité du tube flexible de guidage est droite.
- Insérer le tube de guidage dans l'orifice du thermocouple.
- Attacher l'outillage de fixation à une surface commode, et fixer le viseur boroscopique au montage et relier la source lumineuse.
- Tourner lentement le bouton de commande du tube de guidage, pour faire orienter le fibroscope vers le stator de la turbine libre.
- Inspecter le stator de la turbine libre pour déceler les dommages.
- Inspecter les ailettes du 1^{er} étage de la turbine libre, tourner l'arbre d'hélice lentement et inspecter le stator de la turbine libre complètement comme suit :
 - Déposer le fibroscope et son outillage de fixation.
 - Déposer le tube de guidage flexible.
 - Répéter les méthodes d'installation, d'inspection et de dépôt pour les orifices du thermocouple T6 restant.
- Installer les thermocouples et les adaptateurs.

3.3. Inspection des ailettes du 2^{ème} étage de la turbine libre

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

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

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

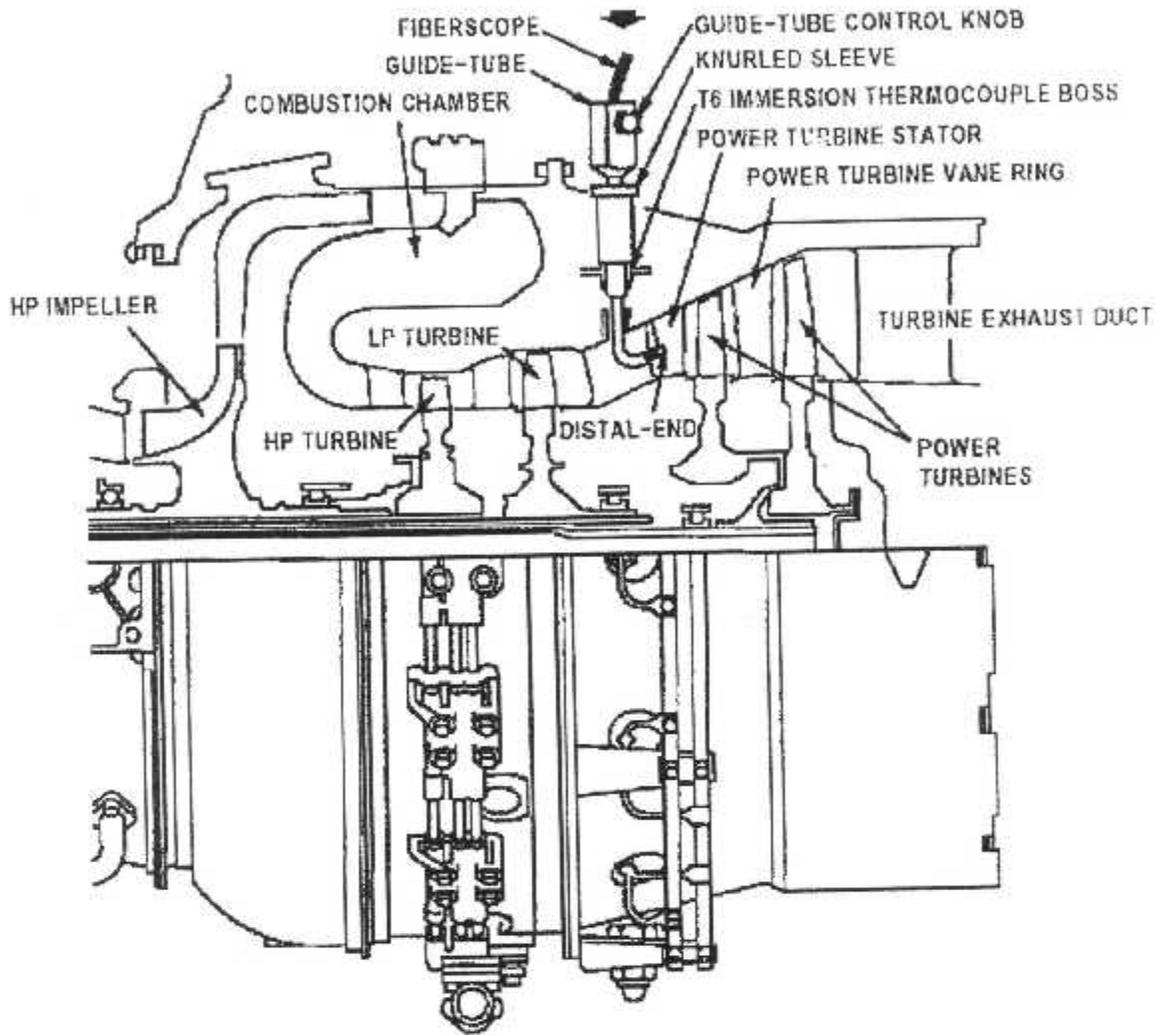
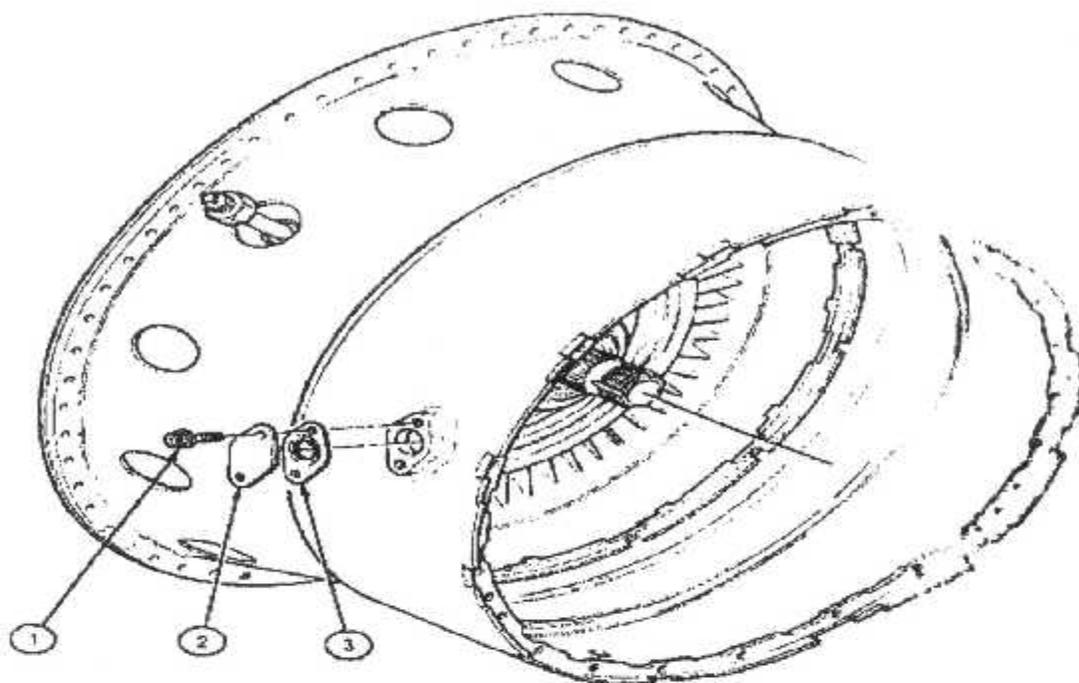


Figure (IV-8) : Inspection boroscopique de l'assemblage stator et les aubes du 1^{er} étage de la turbine libre.



ORIFICE D'INSPECTION BOROSCOPIQUE

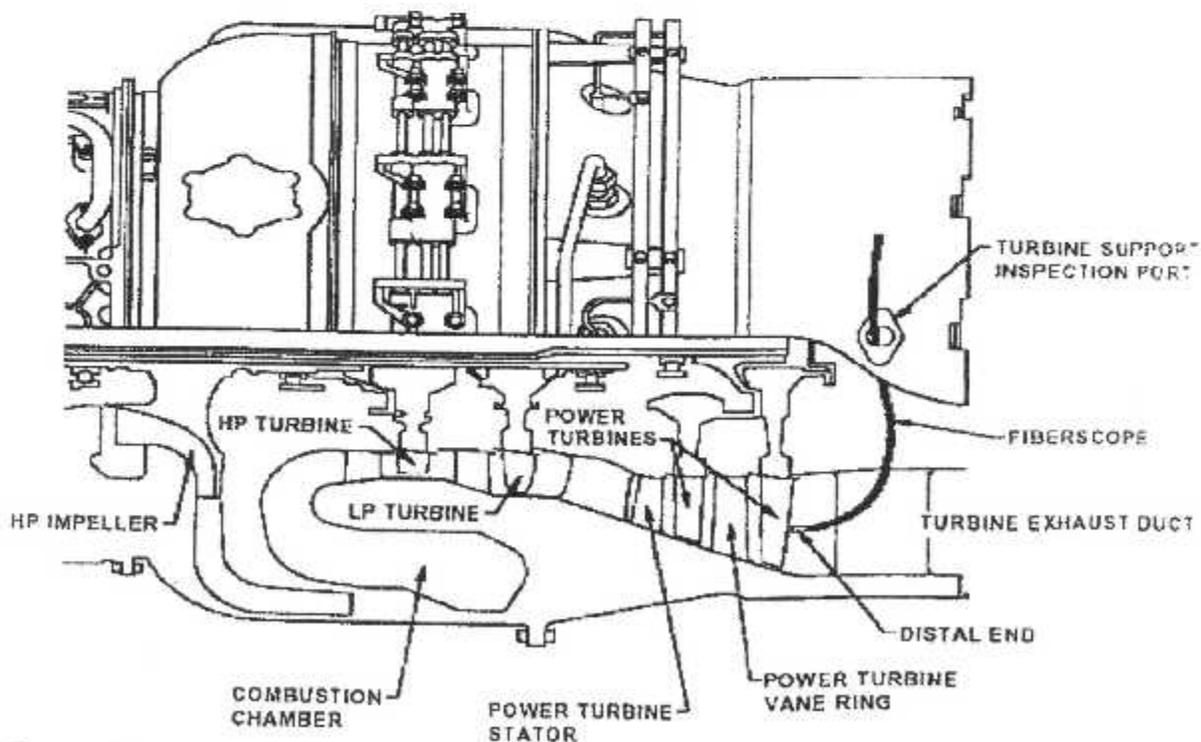


Figure (IV-9) : Inspection boroscopique des ailettes du 2^{ème} étage de la tub lib.

4.1. Inspection de l'arbre d'entrée RGB et le 1^{er} étage hélicoïdal

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

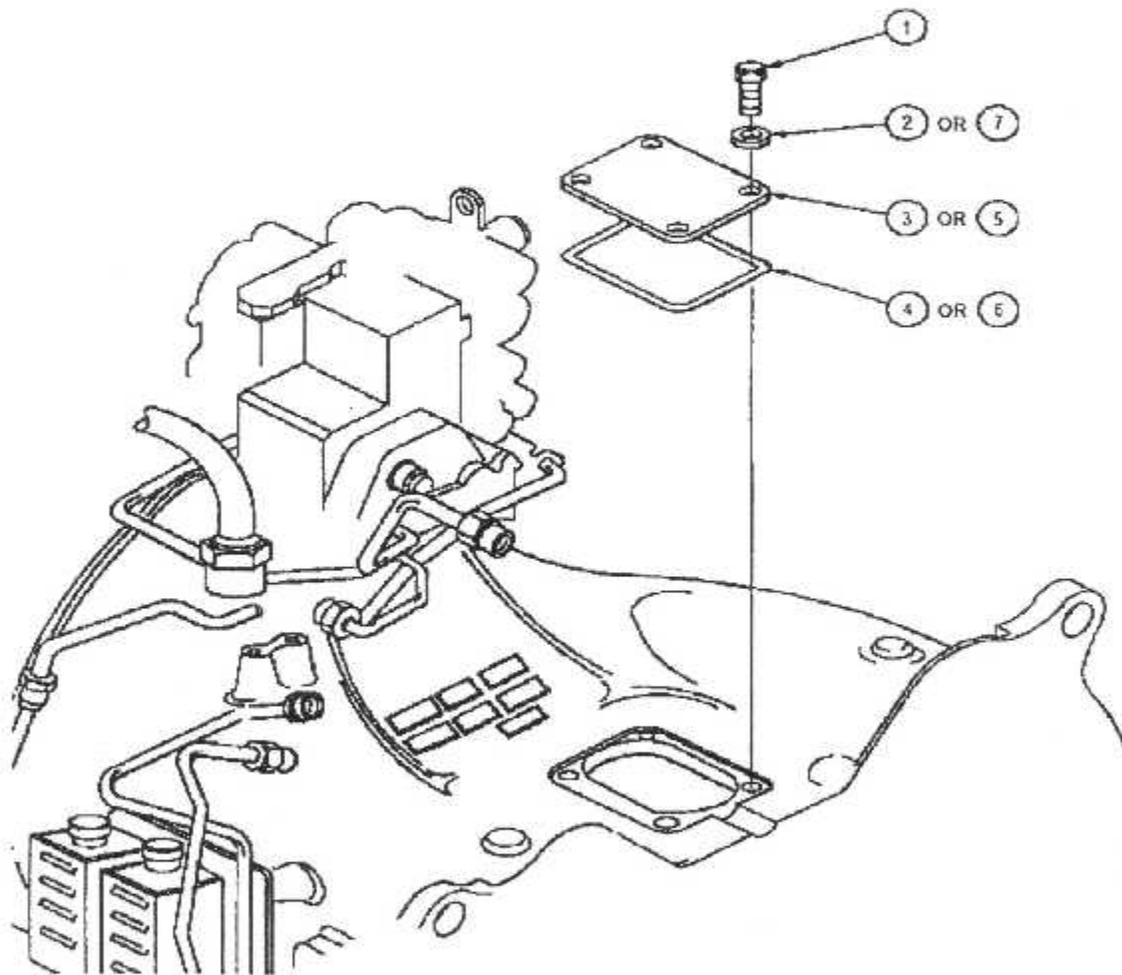


Figure (IV-10) : Couvercle d'orifice d'inspection des pignons d'arbre et de l'entrée RGB 1^{er} étage hélicoïdal.

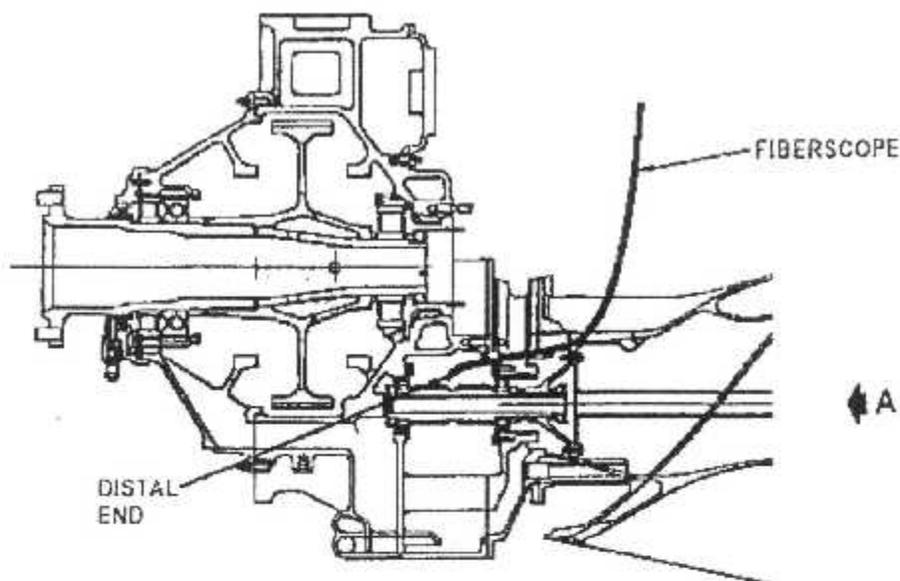


Figure (IV-11) : Inspection du pignon d'arbre intermédiaire.

4.2. Inspection du pignon de 2^{ème} étage RGB

L'inspection se réalise par trois méthodes :

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

5.1 Inspection des sections chaudes (HSI)

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

5.2. Chambre de combustion :

Les composantes 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 économique de programmer une HSI avant que les dommages deviennent importantes ou avant que les composantes qui ne peuvent pas être réparés doivent être remplacés.

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

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

5.3. Enveloppe interne de la chambre de combustion :

Les trous suivants sont acceptables :

- **Section a** : trou ayant un diamètre de 6,35 mm.
- **Section b** : trou ayant un diamètre de 12,7 mm.

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

5.4. Aube de la turbine HP :

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

Une augmentation du jeu de l'extrémité de la turbine peut augmenter la ITT/T6 et réduire la vitesse du rotor Nh.

Inspection :

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

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

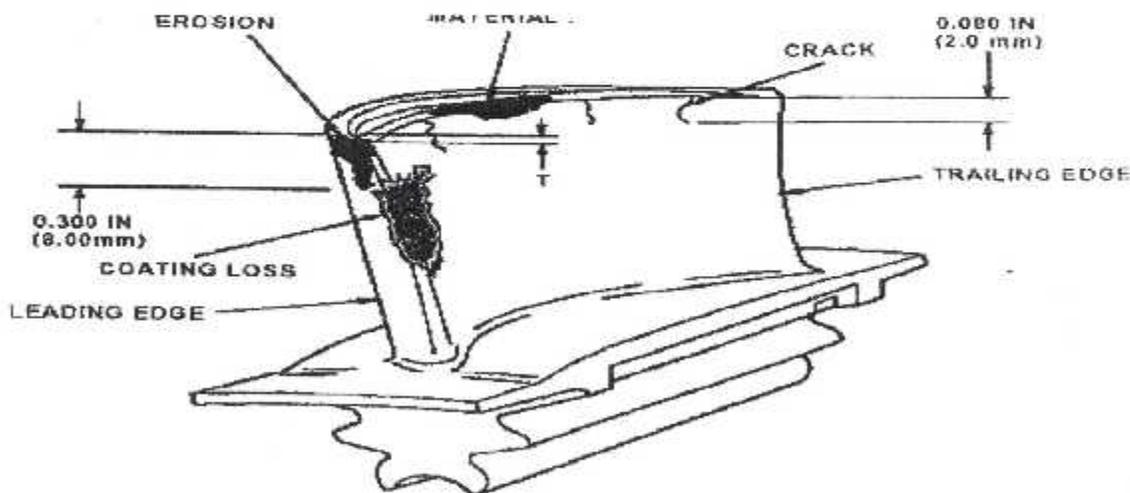


Figure (IV-12) : Extrémité d'ailette peut être réparé.

Les défauts dépassant ceux montés sur le schéma (IV-12) MAIS qui ne dépassent pas les défauts acceptables montrés dans le schéma (IV-13) sont acceptables pour plus de service, fournissent au moteur des performances qui sont dans les limites. Une inspection boroscopique répétée et un contrôle d'assurance de puissance qui doit être effectué à des intervalles qui ne dépassent pas les 600HDV dépendant de taux de progression et de niveau de détérioration VU.

Les passages d'air de refroidissement internes visible ou défaut de bord de fuite excédant ceux montrés sur la figure (IV-13) est non acceptable et un HSI est recommandé pour effectuer l'établissement du programme, le HSI peut être retardé pour un maximum de 100HDV.

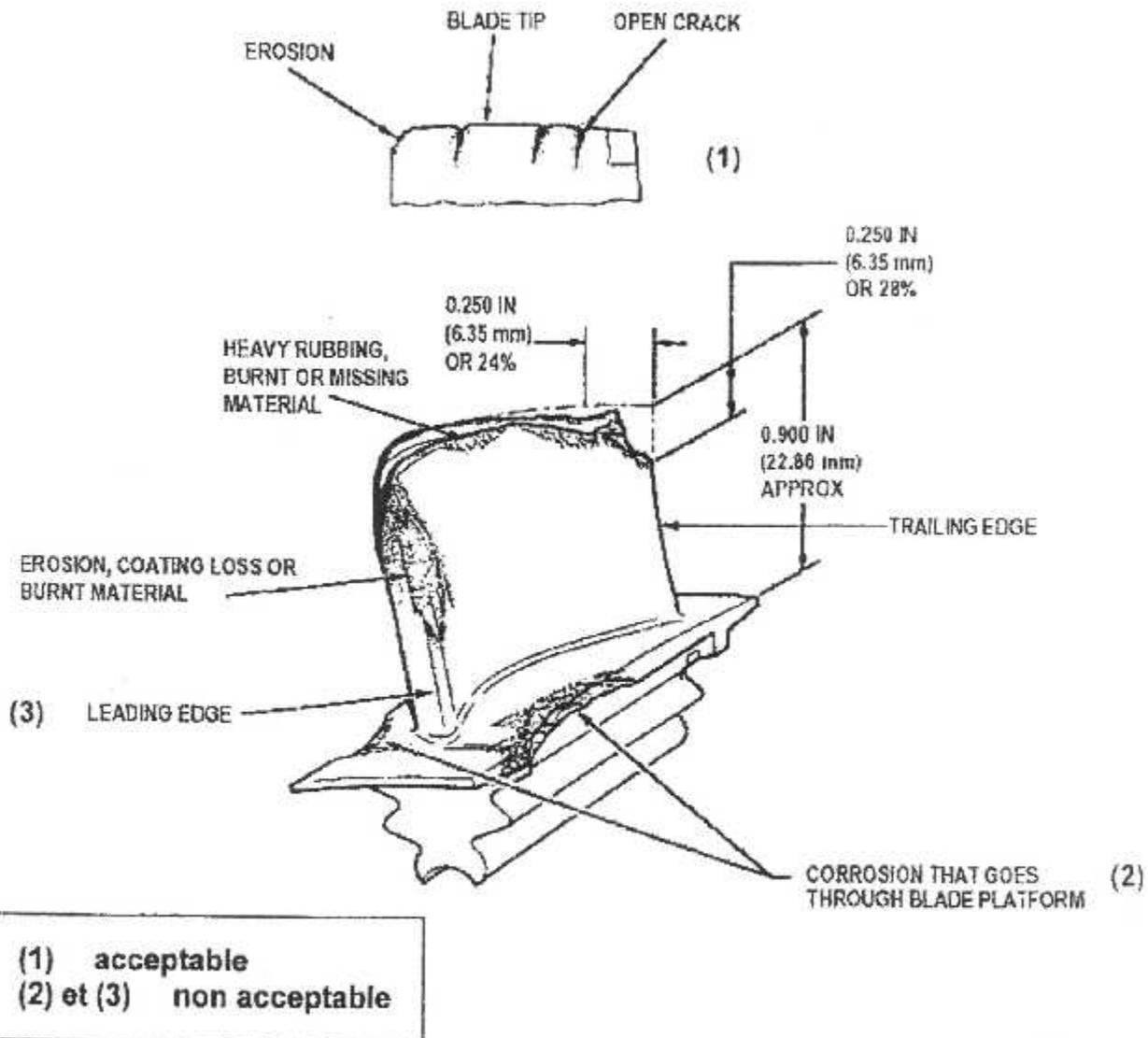


Figure (IV-13) : Limites du dommage de la turbine HP.

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

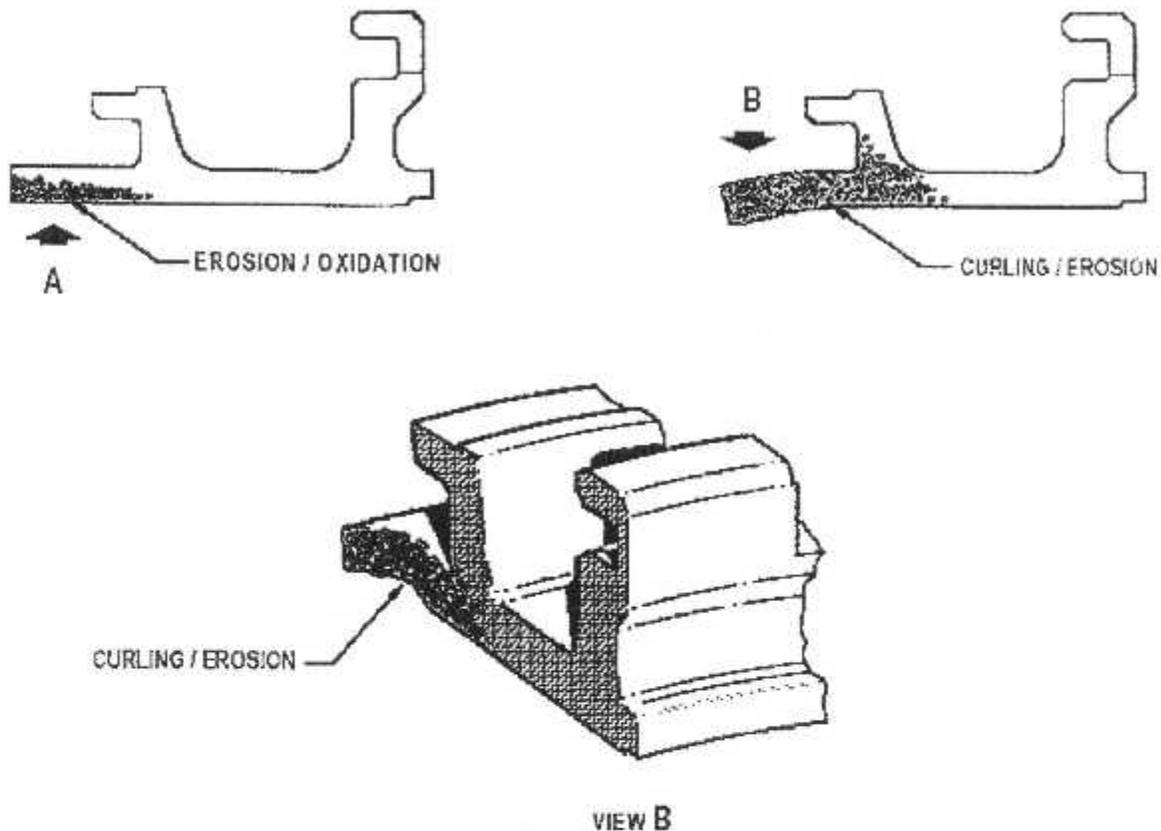


Figure (IV-14) : Dommages de la plate-forme de la turbine HP.

5.5. Stator du 1^{er} et 2^{ème} étage de la turbine libre

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

5.6. Ailette du première et deuxième étage de la turbine libre :

Un moteur peut être remis en service après une rupture des ailettes de la turbine libre, mais a une condition de lui subir une inspection afin de déterminer si les vibration reçu par les ailettes étaient largement suffisantes pour les endommagés. Il faut donc démonter le moteur est lui subir une révision dans l'atelier.

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

IV.5 SUIVI MOTEUR (COMPANIE AIR ALGERIE) :

Inspections périodiques, tâches de maintenance, limite de vie de révisions.

Programme de maintenance selon l'état recommandé par P&WC.

LA MOYENNE JOURNALIERE	6HDV	6HDV	6HDV	6HDV	6HDV	6HDV
IMMATRICULATION	7T-VUI	7T-VUJ	7T-VUK	7T-VUL	7T-VUM	7T-VUN
ANCIENNE IMMAT	F-OHGM	F-OHGN	F-OHGO	F-OHGP	F-OHGQ	F-OHGR
TYPE D'AERONEF	72-212A (500)	72-212A (500)	72-212A (500)	72-212A (500)	72-212A (500)	72-212A (500)
NUMERO DE SERIE MOTEUR 1	EB0022	EB0073	EB0081	EB0025	EB0089	EB0107
NUMERO DE SERIE MOTEUR 2	EB0023	EB0024	EB0031	EB0072	EB0090	EB0108
1er VOL	01/08/2000	17/10/2000	07/12/2000	01/07/2001	09/10/2001	01/01/2003
LIVRAISON A AIR ALGERIE	26/11/2003	17/12/2003	17/12/2003	24/02/2004	25/11/2003	22/12/2003
INSPECTION VISUEL D'INDICATEUR By-pass DE FILTRE D'HUILE PRINCIPAL 65HDV	06/12/2003	28/12/2003	28/12/2003	06/03/2004	05/12/2003	03/01/2004
VERIFICATION DE RENFORT DE FILTRE D'HUILE PRINCIPALET DE RECUPERATION 100HDV	11/12/2003	03/01/2004	03/01/2004	11/03/2004	10/12/2003	08/01/2004
INSPECTION VISUEL DU By-pass DU FILTRE DE RECUPERATION D'HUILE 125HDV	16/12/2003	07/01/2004	07/01/2004	15/03/2004	14/12/2003	12/01/2004
REJETER LE FILTRE D'HUILE PRINCIPAL (NON NETOYABLE) INSPECTE ET NETOYE LE FILTRE D'HUILE PRINCIPAL ET DE RECUPERATION (NETOYABLE) VERIFICATION D'INDICATEUR By-pass 1250HDV	26/06/2004	13/07/2004	13/07/2004	24/09/2004	25/06/2004	22/07/2004

SURVEILLANCE ET CONTROL OPERATIONNEL DE CONSOMMATION D'HUILE ET VERIFICATION DE NIVEAU D'HUILE 1500HDV	07/08/2004	01/08/2004	01/08/2004	05/11/2004	12/08/2004	03/09/2004
--	------------	------------	------------	------------	------------	------------

• **CONDITION EXTERNE :**

<ul style="list-style-type: none"> • INSPECTION VISUEL RGB ET LE CARTER D'ENTRÉE D'AIR ARIERE POUR LA COROSION. • INSPECTION VISUEL D'ENROBAGE DE RECHAUFFEUR D'HUILE CARBURANT. • INSPECTION VISUEL HMU, TUYAUTERIE D'HUILE ET DE CARBURANT • INSPECTION VISUEL DE TUYAUTERIE DE DECHARGE ET LES CONDUITES DE SORTIE DIFFUSEUR. • INSPECTION VISUEL DES CABLE ELECTRIQUE ET D'ALLUMAGE. 600HDV	10/03/2004	31/03/2004	31/03/2004	07/06/2004	09/03/2004	05/04/2004
INSPECTION VISUEL ET BOROSCOPIQUE DU COMPRESSEUR CENTRIFUGE BP. 1250HDV	26/06/2004	13/07/2004	13/07/2004	24/09/2004	25/06/2004	22/07/2004
INSPECTION VISUEL D'ASSEMBLAGE DISQUE ET ROTOR 1600HDV	23/06/2004	17/08/2004	17/08/2004	21/11/2004	28/08/2004	19/09/2004
REPLACER LE ROULEMENT DE	16/01/2004	07/02/2004	07/02/2004	15/04/2005	15/01/2004	12/02/2004

FREIN HELICE 2500HDV.						
<ul style="list-style-type: none"> INSPECTION BOROSCOPIQUE DES AUBES FIXES DE LA TURBINE HP REMPLEMENT DE L'UNITÉ DE CONTROL D'HELICE PEC 3000HDV 	19/04/2004	09/05/2004	09/05/2004	18/07/2005	19/04/2004	16/05/2004

• Composants :

INSPECTION BOROSCOPIQUE DE L'ENVELOPPE EXTERIEUR DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION 500HDV	17/02/2004	10/03/2004	10/03/2004	18/05/2004	16/0/2004	15/03/2004
---	------------	------------	------------	------------	-----------	------------

• Système de carburant :

INSPECTION ET NETOYAGE DE FILTRE DE CARBURANT BP DU RECHAUFFEUR CARBURANT 600HDV	10/03/2004	31/03/2004	31/03/2004	07/06/2004	09/03/2004	05/04/2004
RESTAURER LES INJECTEURS DE CARBURANT 1000HDV	11/05/2004	05/06/2004	05/06/2004	12/08/2004	16/05/2004	10/06/2004
INSPECTION DU FILTRE HP DE LA POMPE CARBURANT PLUS LE NETOYAGE 1250HDV	26/06/2004	13/07/2004	13/07/2004	24/09/2004	25/06/2004	22/07/2004

CONCLUSION

Conclusion

Sous la lumière de cette étude expérimentale nous avons pu prendre connaissance d'un des nouveaux turbopropulseurs qui est le **PW127F** équipant l'**ATR72-500**, ainsi que ses équipements constituants, ses différents systèmes, ses modes de fonctionnement et finalement sa philosophie de maintenance.

Le turbopropulseur **PW127F** a des avantages particuliers qu'un autre moteur, sont :

- Une légèreté importante et un encombrement minimal.
- Génération permettant la tentative des nouvelles critères en prenant l'angle de vision en matière de fiabilité, durabilité, d'économie d'exploitation et moins polluants.
- utilisation des derniers matériaux.
- Il comprend un système de surveillance.
- Une souplesse d'exploitation grâce à un entretien simplifié.

En dernier temps, nous souhaitons que cette expérience servira au futur étudiant qui veuille achever le parcours de l'**IAB**.

NOTATIONS

ma	: Débit masse d'air	(kg / sec)
mc	: Débit masse carburant	(kg / sec)
V	: Vitesse	(m / sec)
CH	: Consommation horaire	(kg / heure)
W / a	: Puissance sur arbre	(Watt, Kwatt)
C	: Couple	(m.Newton)
Th	: Traction hélice	(Newton)
P	: Pression statique	(Pascal)
T	: Température statique	(°Kelvin)
ρ	: Masse volumique	(m^3 / kg)
Pi	: Pression d'impact, ou totale, ou d'arrêt	(Pascal)
Ti	: Température d'impact (totale ou d'arrêt)	(°Kelvin)
a	: Célérité du son	(m / sec)
M	: Nombre de Mach	

ABBREVIATION

ABBREVIATION	SIGNIFICATION
AC	Courant alternatif
ACOC	Radiateur d'huile refroidie par air
AGB	Boite d'accessoire
AIR SWITCHING VALVE	Valve de commutation à air
ATPCS	Système de contrôle automatique de la puissance de décollage
AFU	Unité de mise en drapeau automatique
AUTO FEATHER	Mise en drapeau automatique
BP(LP)	Basse pression
BPCU	Unité de contrôle de puissance de bus
CAP	Panneau alertant l'équipage
CHECK VALVE	Clappé anti-retour
CHIP DETECTOR	Bouchon magnétique
CL	Levier de condition
CLB	Montée
KRANKING	Mise en marche
CRZ	Croisière
DC	Courant directe ou continue
EEC	Unité de contrôle électronique
ELECTRIC FEATRING PUMP	Pompe électrique de mise en drapeau
ENG START	Démarrage moteur
ESHP	Puissance équivalent sur l'arbre (brute)
FCOC	Radiateur d'huile refroidie par Carburant
FF/FU	Débit carburant /carburant utilisé
FI	Ralenti au vol
FEATHER (FTR)	Mise en drapeau
FOD	Dommmages causés par les objets étrangers
FUEL CLOG	Colmatage

FUEL S.O	Arrêt de carburant (coupé de carburant)
GCU	Unité de contrôle général
GI	Ralenti au sol
GREEN ARC	Arc vert
HBV	Vanne de décharge (dispositif anti-pompage)
HDV	Heures de vol
HMU	Unité hydromécanique (régulateur du moteur)
HP	Haute pression
HSI	Inspection des sections chaudes
IBV	Valve de décharge d'inter compresseur
ITT (T6)	Température d'entrée turbine
MCR	Poussée de croisière maximale
MCT	Continu maximum
MFC	Computer multifonctions
MRB	Documentation applicable d'entretien
NH	Vitesse de rotor HP
NL	Vitesse de rotor BP
NP	Vitesse d'hélice
NPT	Vitesse de la turbine libre
OCP	Programme d'entretien selon l'état
ORANG ARC	Arc orange
OVERD (OVERRIDE)	Accélération
PEC	Unité de contrôle de l'hélice
PIU	Unité d'interface de l'hélice
PL	Manette de gaz
PVM	Module valve hélice
P&WC	Pratt et Whitney canada
RED MARK	Marque rouge
RED POINT	Point rouge
RED/WHITE HATCHED MARK	Marque hachurée rouge /blanc
RGB	Réducteur de vitesse
RPM	Révolution par minute
SHP	Puissance sur l'arbre

STEPPER MOTEUR	Moteur pas à pas
TO (Take-off)	Décollage
VDC	Volt (s), courant direct

ANNEXE

Correspondance

Unités US – système métrique

Grandeur	Appellation		Correspondance
Masse	Livre	lb	1lb = 0,453kg
Longueur	inche ou pouce	In	1 in = 25,410 ⁻³ m =25,4mm
	Foot=12in	ft	1ft = 0,3048m
	Nautic mile	NM	1NM=1852m
Vitesse	Foot/sec Knot(NM/h)	Ft/s kt	1ft/sec=0,3048m/sec 1kt=0,51m/s=1,85km/h 1m/s ≈ 200ft/min ≈ 2kt
	RPM; rotation par minute	RPM	1RPM = 1tr / min
FORCE	Livre force	lbf	1lbf=4,45Newtons
Travail, énergie, couple	Inche.livre force	In lbs	1in.lb=0,113m.N =0,113joule
PUISSANCE	Horse power	HP ou SHP ou BHP	1HP=550lb ft/sec 1HP=0,745Kw 1HP=1,014CV
Pression	POUND/square inche	PSI	1PSI=6894Pascal =69Hpa [100psi ≈ 7bars]
Température	°Fahrenheit	°F	1°F=(C.9/5)+32 1°C=(1°F-32).9/5
	°Rankine	°R °R	°R=°F+460 °R=0,555°k
	°Kelvin	°R	°K=°C+273
Contenance	US GALLON	USG	1USG=3,78litres 1USG=0,83IG(imperial Gallon)

REFERENCES

BIBLIOGRAPHIQUE

- [1] PROPULSEURS AERONAUTIQUE, P.LEPOURRY et R.CIRYCI.30MARS 1989.
- [2] MAINTENANCE TRAINING NOTES (ATR TRAINING CENTRE-ATA70, ATA60)18JUN2003.
- [3] MANUEL DE RECHERCHE DE PANNE "TSM".
- [4] AIRCRAFT MAINTENANCE MANUEL "AMM".
- [5] ENGINEERING "AIR ALGERIE".
- [6] LE TURBOPROPULSEUR, P.LEPOURRY, 1990.
- [7] INITIATION DE LA PROPULSION, COTE1824.

LES SITES INTERNET :

www.atr.fr

www.atraircraft.fr

Abstract

L'élaboration de ce travail nous à permet de connaître la technologie des différents systèmes d'un des nouveau moteurs et d'avoir une idée sur la souplesse de sa maintenance et sont suivi plus ces performances et sa affabilité sur l'environnement.

The elaboration of this equipment in venture to take of different systems before again motors and ventured head are qt see of flexibility in maintenance and before followed the more abbreviation performances and the affability above environment.

إن تحضير هذا العمل قد سمح لنا بمعرفة التكنولوجيات المستعملة على مختلف أعضاء هذا المحرك الجديد و أخذ لمحة على ليونة الصيانة المتبعة وعلاماته المعروف بها في إطار التشغيل العادي، و يتميز هذا المحرك النفاث المعرف بدافع عنفي بأجهزة تحافظ على البيئة و هذا من مزاياه.