

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

DEDICACE

Mes chère parents pour leur encouragement et leur sacrifices.

Mes chère frères et sœurs spécialement AYOUB.

Mon neveu ABDELMADJID (Abdo).

Toutes la famille qui se soit de proche ou de loin.

*Mes frères et amis de la cité et du Bled : Abdelwahab, Djaffer,
Lakhdari, Mabrouk, Chikhi, El-hadj, Ismail, Said, Abdelatif,
Abihoriaira, Hanini, Lelicen, Abdelmadjid, Nadji, Missaoui,
Nedjmaoui, Ghrouamssa, Boumediène, Kaddour, Youcef, Hama,
Djellol, Mustapha, Aissa, Abdelmalek,*

Tout les collègues de promotion et de l'institut.

Mes amis de Ghardaia et Metlili, de l'Est et l'Ouest.

Ceux et celles qui occupent une place dans mon cœur.

A Mon Binôme NABIL et toute la famille BENABDELAZIZ.

D. AZZEDINE

Dédicaces

Je dédie ce travail à mes chers parents qui ont veillée sur moi durant toutes mes années d'études

*A mes chers frères et sœurs surtout le petit
WALYD (BALBASSOR) et NICHEM (PIKATCHOU)*

A ma tante et toute sa petite famille

Ames amis de Blida C2 SOUMAA :

*Abdelkader, abdelidjebbar, boudali, fouzi, yassine(noufikha), redha goumida,
mohammed zaaim, khaled zaaim, halim, tarik, abdelmadjid, belkacem, dahou,
aïssam, lotfi, el-djemai, lamine, smail setif, omar, bachir, hamada, lakhsidar
derbali, moh berken, adlen, soufian (pilote), ali (Giggs), yassine la France, razik,
rachid le pompier, aliouan abdelkrim*

A mes amis d'ORAN :

*Dino, lakhsidar, abdelmadjid, aek (et la famille Mehali), toufik et la famille
bousbaa, samir, tayeb, abdelghani, mokhtar bouafina.*

A mon binôme AZZEDINE et toute la famille DJEBRIT



BENABDELAZIZ NABIL



REMERCIEMENTS

Ce travail est le résultat de beaucoup de volonté, nous remercierons dieu pour nous avoir donné le courage de le terminer.

Nous remercierons beaucoup nos patrons pour leur bienveillance sur nous.

Nous remercierons nos profs de l'institut nous remercierons les membre de jury pour l'honneur qu'il nous ont accordés en acceptant juger notre travail.

On remercie les responsable de l'institut de l'aéronautique, ainsi que les enseignant qui ont contribué à la formation de cette promotion.

Remerciement spéciale

A

FERRADJ SENHARIB

MELLAHI RACHID

BESSIS MOHAMED

Sommaire

I- Dédicaces.....	
II-Remerciements.....	
III-sommaire.....	
IV- Introduction.....	
I) Description générale de l'avion King Air B200.....	1
I-1- Introduction.....	1
I-2- Description de l'avion King Air B200	2
I-3- Caractéristiques de l'avion King Air B200.....	2
I-2- Description du turbopropulseur PT6A-41.....	5
II-2-1 -Carter d'entrée du compresseur.....	7
II-2-2- Le compresseur.....	7
II-2-2-1- Rotor et Stator.....	10
II-2-2-2- Vanne de décharge du compresseur.....	11
II-2-2-2-1- Généralités.....	11
I-2-2-2-2- Description et fonctionnement.....	11
I-2-3- Carter du générateur de gaz.....	13
I-2-4- Chambre de combustion.....	15
I-2-5- Turbines.....	17
I-2-5-1- Introduction.....	17
I-2-5-2- Aubage distributeur de turbine-compresseur.....	17
I-2-5-3- Turbine compresseur.....	19
I-2-5-4- Baffle entre turbine.....	19
I-2-5-5- Aubes du distributeur de la turbine de puissance.....	19
I-2-6- Canal d'échappement.....	20
I-2-7 Réducteur.....	20
I-2-8- Boîte de transmission d'accessoires.....	26
I-2-8-1- Introduction.....	26
I-2-8-2- Description.....	26
I-2-9 Ecoulement des gaz dans le moteur.....	29

I-2-10 Concept modulaire du moteur	31
I-3 - Caractéristiques du turbopropulseur PT6A-41.....	33
I-4- Caractéristiques géométriques et énergétiques du PT6A-41.....	34
I-4-1- Définition générales sur les performances.....	34
I-4-1-1- Puissance.....	34
I-4-1-2- Expression de la puissance sur l'arbre (w/a).....	34
I-4-1-3 Expression de la puissance spécifique (Wsp).....	35
I-4-1-4 Puissance mécanique.....	35
I-4-1-5- Puissance équivalente weq.....	35
I-4-1-7- Taux de compression.....	36
I-4-1-8- Vitesse de rotation N.....	36
I-4-1-9- Expression du rendement hélice.....	36
I-4-1-10- Expression de rendement globale.....	37
I-4-1-11- Puissance nominale.....	37
I-5- Régimes de fonctionnement.....	38
I-6- Les performances du PT6A-41.....	39
I-6-1- Puissances du PT6A-41.....	39
II-1- Circuit de lubrification.....	40
II-1-1 – système d'alimentation.....	40
II – 1-2- système de récupération.....	40
II-1-3- système de Purgation.....	42
II- 1- 4 –Jauge et capsule du remplissage.....	42
II- 1- 5- Détecteur magnétique de limaille.....	44
II –2- Commandes Moteur / hélice.....	46
II - 2 – 1- Généralités.....	46
II- 2- 2-Hélice.....	46
II- 2- 3 – Régulateur d'hélice.....	48
II – 2- 3 – 1- description.....	48
II – 2- 3- 2 – Fonctionnement du régulateur principal :.....	49
II – 2- 4- Butée de petit pas.....	50

II - 2 - 4 - 1- Description.....	50
II - 2 - 4 - 2 -fonctionnement à la butée petit pas.....	52
II - 2 - 5 Regulateur de survitesse.....	54
II-2-6- Manettes d'hélice.....	56
II-2-7- Système démise en drapeau automatique.....	58
II-3- Circuit d'allumage.....	59
II-3-1- Position des bougies.....	59
II-3-2- Allumage automatique (Système de secours).....	59
II-3-3- Température de fonctionnement.....	59
II-3-4- Constitution du système.....	60
II-3-5- Courant d'alimentation.....	60
II-3-6- Altitudes de fonctionnement.....	60
II-4-2- Anti-givrage des hélices.....	66
II-4-2-1- Description et fonctionnement.....	66
II-4-2-2- Fonctionnement.....	66
II-4-2-3- Système manuel de sécurité.....	67
III- CIRCUIT DE CARBURANT.....	70
III-1- Distribution.....	70
III-1-1- Description et fonctionnement.....	70
III-2- Circuit Moteur.....	74
III-2-1- Description.....	74
III-3 -2 Echangeur.....	77
III-4- Pompe de carburant.....	77
III-5- DESCRIPTION FCU.....	82
III-5-1 - généralités.....	82
III-5-2- Section de dosage.....	84
III-5-3- Section de puissance / Régulation N_g et Enrichissement.....	84
III-5-4- Section de calcul.....	84
III-5-5- Régulation N_f (Hélice).....	86
III-6.1 Fonctionnement FCU et Demarrage.....	88
III-6-2- Accélération.....	90

III-6-3- Régulation.....	91
III-6-4- Compensation Altimétrique.....	91
III-6-5- Décélération.....	91
III-6-6- Poussée inversée.....	92
III-6-7 - Limitation de survitesse.....	93
III-6-8- Arrêt moteur.....	93
IV- Recherche de panne.....	94
- Bibliographie.....	107

Introduction

La company PRATT & WHITNEY a aujourd'hui marqué une étape important dans son histoire qui est de 72 ans dans le monde de la technologie des turbines à gaz avec la livraison de son 50 000 moteurs à un client (Raytheon aircraft).

Sa gamme de production comporte six catégories des moteurs :

- Les deux versions de turbopropulseur légendaire PT6.
- Le turbopropulseur PW 100.
- Le turbofan JT15D.
- Le turbofan PW300.
- Le turbomoteur PW 200.
- L'unité de puissance auxiliaire (APU) PW910A.

Le moteur PT6 étant le turbopropulseur principal dans son domaine, il est disponible sous 30 models avec des différentes puissances de 475 CV à 1970 CV.

50 000 moteurs PT6 son livré à Raytheon Aircraft seulement, il est utilisé pour propulsé plus de 15 000 avions à l'échelle mondiale on not par exemple :

Beechstarjet 1 , De Havilland Dash 7, Shorts 330 , King Air C90 et 1900D, King Air 200, King Air B200 ,..... etc.

Vue à l'importance donnée par les constucteurs des avions au niveau mondiale nous présentons dans se travail une étude descriptive et de maintenance du circuit carburant de turbopropulseur PT6A-41 pour illustré les qualités de construction du point de vue maintenance.

Pour cela on a divisé notre travail en quatre chapitres, le premier comporte une description générale du l'avion King Air B200 et le moteur PT6A-41, le deuxième chapitre contient les défferants systèmes du moteurs, le troisième chapitre concerne le circuit carburant (description, fonctionnement et maintenance) et le dernier chapitre la recherche de panne.

CHAPITRE I :

*DESCRIPTION GÉNÉRALE DE L'AVION B 200
ET DU MOTEUR PT6A-41*

1) Description générale de l'avion King Air B200 :

1) Introduction :

Après sa fondation en 1932 Beech aircraft corporation (devenue filiale de Raytheon aircraft company en 1980) par Walter.H et Olive Ann Beech. La maison Beech aircraft met sa premier pas dans le monde de l'industrie de l'aviation par son premier model 17 le Beechcraft classic "Staggerwing" qui est conçue particulièrement pour le voyageur d'affaire et qui a fait un grand succès.

Après Raytheon aircraft avait lancé une large gamme des avions on not :

- Le model 18, le Baron 55(B55).
- Le King Air 90 (90% du marché dans sa classe).
- Le Beechcraft 99 air liner et le premier King air 200 en 1974 qui apporte des nouvelles normes expédients le confort du passager (2000 avions délivré model 200s).
- Le 1900 air liner, le King air 300, le Beechjet, le Beechjet 400A.

Et le King Air 350 en 1989 qui est le plus confortable et le plus capable et confortable, plus de 5000 avions du model King Air sont vendus.

Dans ce travail on va donnée une présentation de l'avion King Air B200 qui est équipé de deux turbopropulseur de type PT6A-41 de PRATT& WHITENY, ce turbopropulseur va être le sujet de notre étude par la description de son circuit carburant.

I.2 Description de l'avion King Air B200 :

L'avion Beech 200 du King Air est un avion léger, propulsé par deux turbopropulseurs PRATT & WHITNEY de type PT6A-41. Construit par RAYTHEON AIRCRAFT COMPANY (USA).

Il comporte deux moteurs portés sur les ailes, cet avion est pressurisé pour atteindre des hautes altitudes (35000 ft.).

Ces dimensions sont les suivants : (voir fig. 1. 1)

- Hauteur : 4,57 m.
- Largeur : 16,61 m (entre les extrémités des ailes).
- Longueur : 13,34 m.
- Surface des ailes : 28,15 m.

Son dièdre est positive : 7°

Cet avion est à usage multiple qui est :

- Voyageurs.
- Cargo.
- Ambulance.

I.3 Caractéristiques de l'avion King Air B200 :

Ce type d'avion a les caractéristiques suivantes :

- Propulsion 2 Turbopropulseurs PRATT & WHITNEY PT6A-41.
- Vitesse de croisière....260 Kts (482 Km/h).
- Altitude de croisière.....35000 ft. (10500 m).

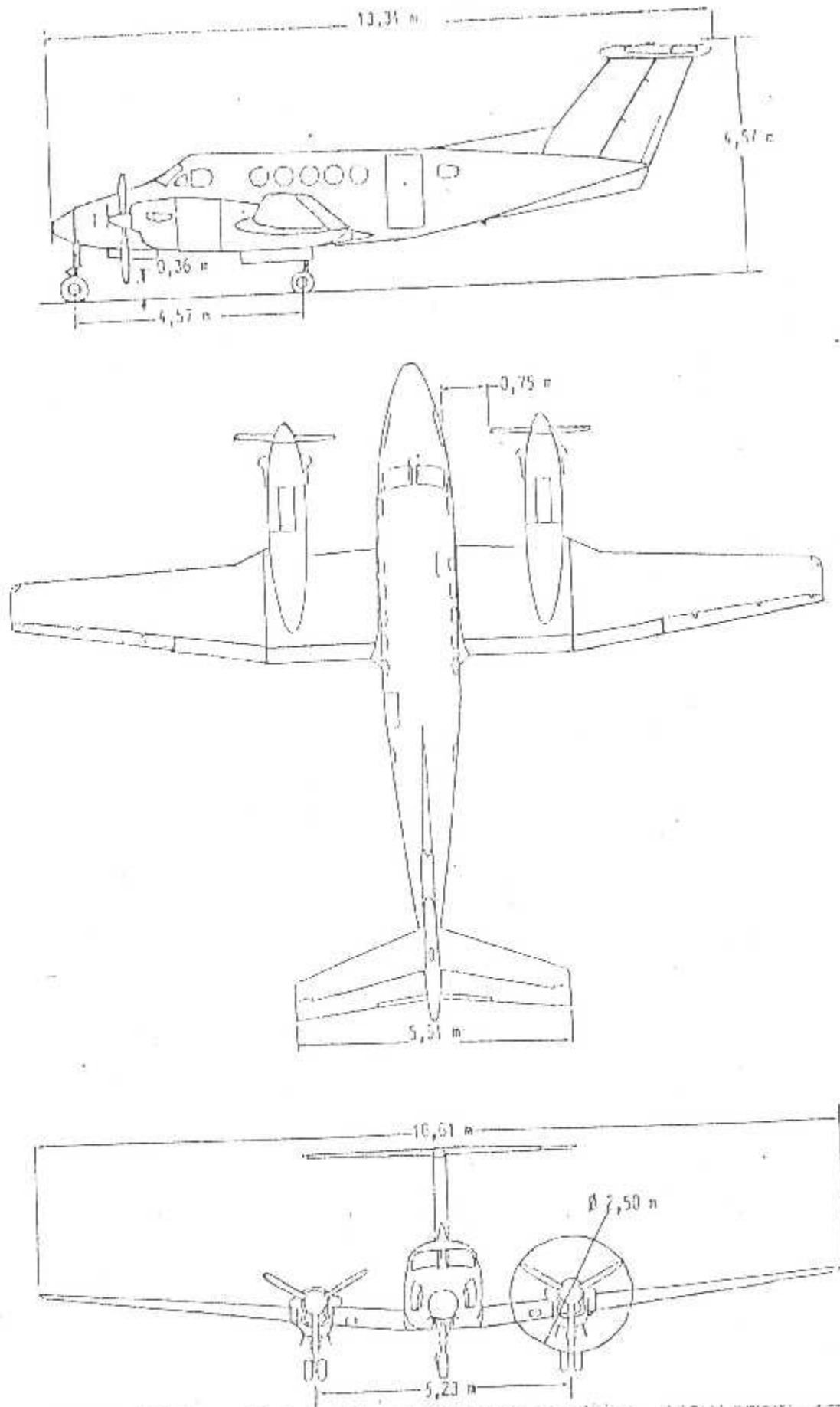


Fig I.1
Dimensions de l'avion B200

- Vitesse Max.....545 Km/h à 7620 m d'altitude.
- Masse à vide.....10400 Lbs. (4717,5 Kg).
- Masse au décollage.....12500 Lbs. (5670 Kg).
- Version cargo.....900 Kg.
- Rayon d'action Max.....2100 nm (3890 Km, sans ravitaillement).
- Plotonomie6h.
- Nombre de passagers.....13.
- Piste accessible..... 1000 m.
- Equipage de vol 2 pilotes .
- Equipage médical..... 1 médecin + 1 paramédical.
- Carburant ;
 - Par réservoir principal de carburant : 193 gallons.
 - Par réservoir auxiliaire de carburant : 79 gallons.

I.2 Description du turbopropulseur PT6A-41 :

Le moteur PT6A-41 est un turbopropulseur léger à turbine libre et écoulement renversé. Il utilise deux turbines à gaz indépendantes:

Une entraîne le compresseur dans la section du générateur de gaz et l'autre entraînant le réducteur de vitesse d'hélice.

La section du moteur PT6A-41 (voir fig. I.2) comporte les organes principaux suivants:

- 1) Carter d'entrée d'air compresseur.
- 2) Le compresseur.
- 3) Carter du générateur de gaz.
- 4) Chambre de combustion.
- 5) Turbines.
- 6) Canal d'échappement.
- 7) Réducteur.
- 8) Boîte de transmission d'accessoires.

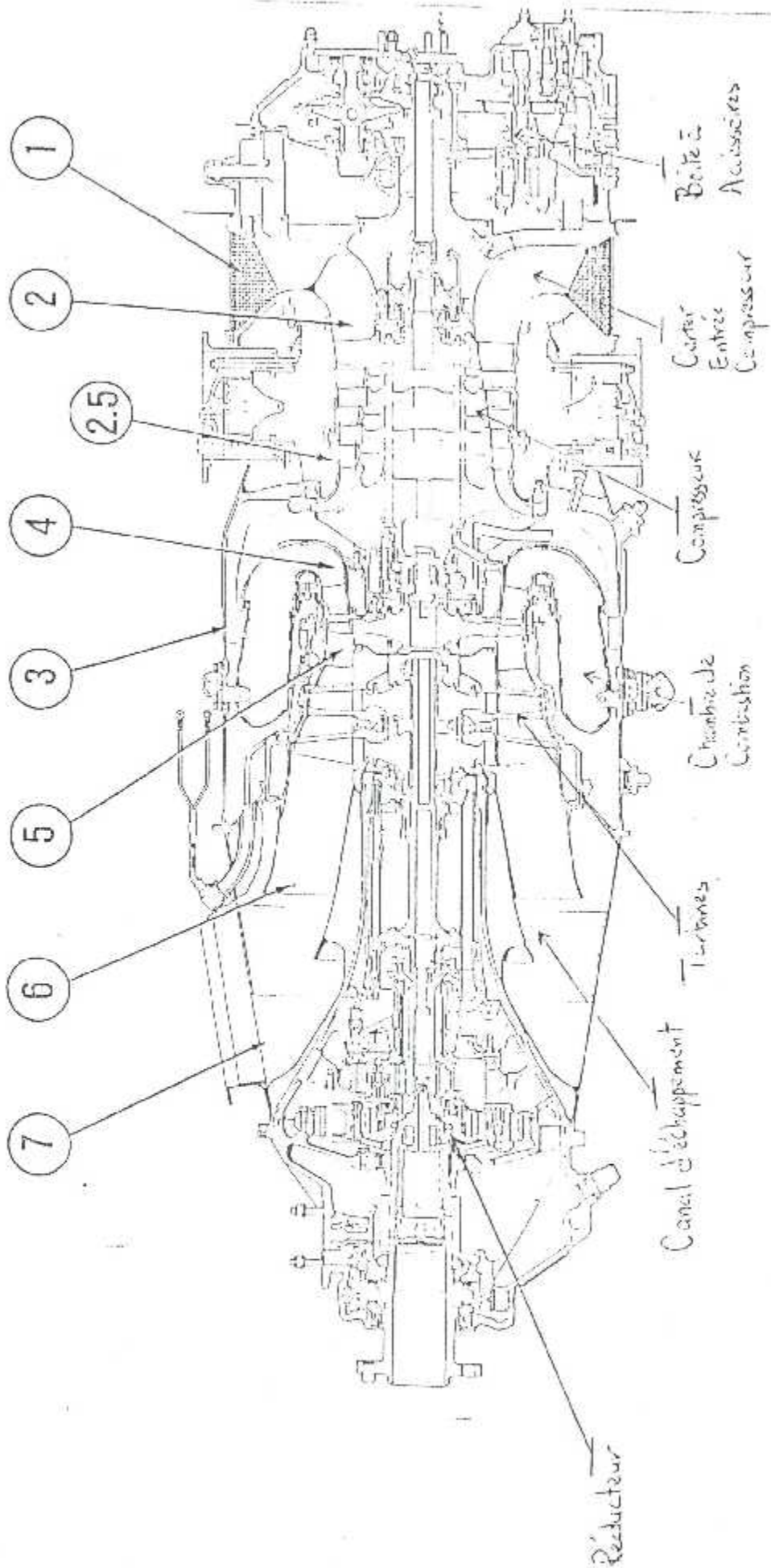


Fig I.2

Les organes du moteur

II.2.1 Carter d'entrée du compresseur :

Le carter d'entrée compresseur (voir fig. I.3) est constitué d'un moulage circulaire en alliage d'aluminium, la section avant forme une chambre de tranquillisation annulaire pour le passage d'air vers le compresseur.

La section arrière forme un compartiment creux qui est utilisé comme un réservoir d'huile.

E6

Une grille en acier de forme circulaire est boulonnée autour de la région du carter d'entrée d'air pour empêcher l'entrée des corps étrangers dans le compresseur.

Le filtre d'huile, l'enveloppe de filtre, le clapet anti-retour et la valve de dérivation sont installés à la position (3 h) sur le carter. Le clapet anti-retour localisé à l'orifice de sortie de la pompe d'huile. Une plaque de fermeture avec entretoise téflon est boulonnée au carter pour retenir le filtre et l'enveloppe du filtre, un tube est installé entre le centre du carter d'entrée et le diaphragme de la boîte de transmission d'accessoires pour fournir la lubrification à l'arbre d'accouplement d'entraînement d'accessoires.

II-2-2- Le compresseur :

Le compresseur du turbopropulseur PT6A-41 est situé à l'arrière du carter de générateur de gaz (voir fig. I.4). l'ensemble du rotor est composé de 3 étages axiaux et 1 étage centrifuge, tourne dans l'assemblée du stator qui est maintenu par des boulons au carter du générateur de gaz à l'extrémité avant et étanché par des labyrinthes d'étanchéité à l'extrémité arrière dans l'entrée du compresseur.

Les vannes de décharge sont montées sur le carter du générateur de gaz à la position (9 h) et (3h), ces vannes se ferment à basses pressions de $P_3 / P_{2,5}$.

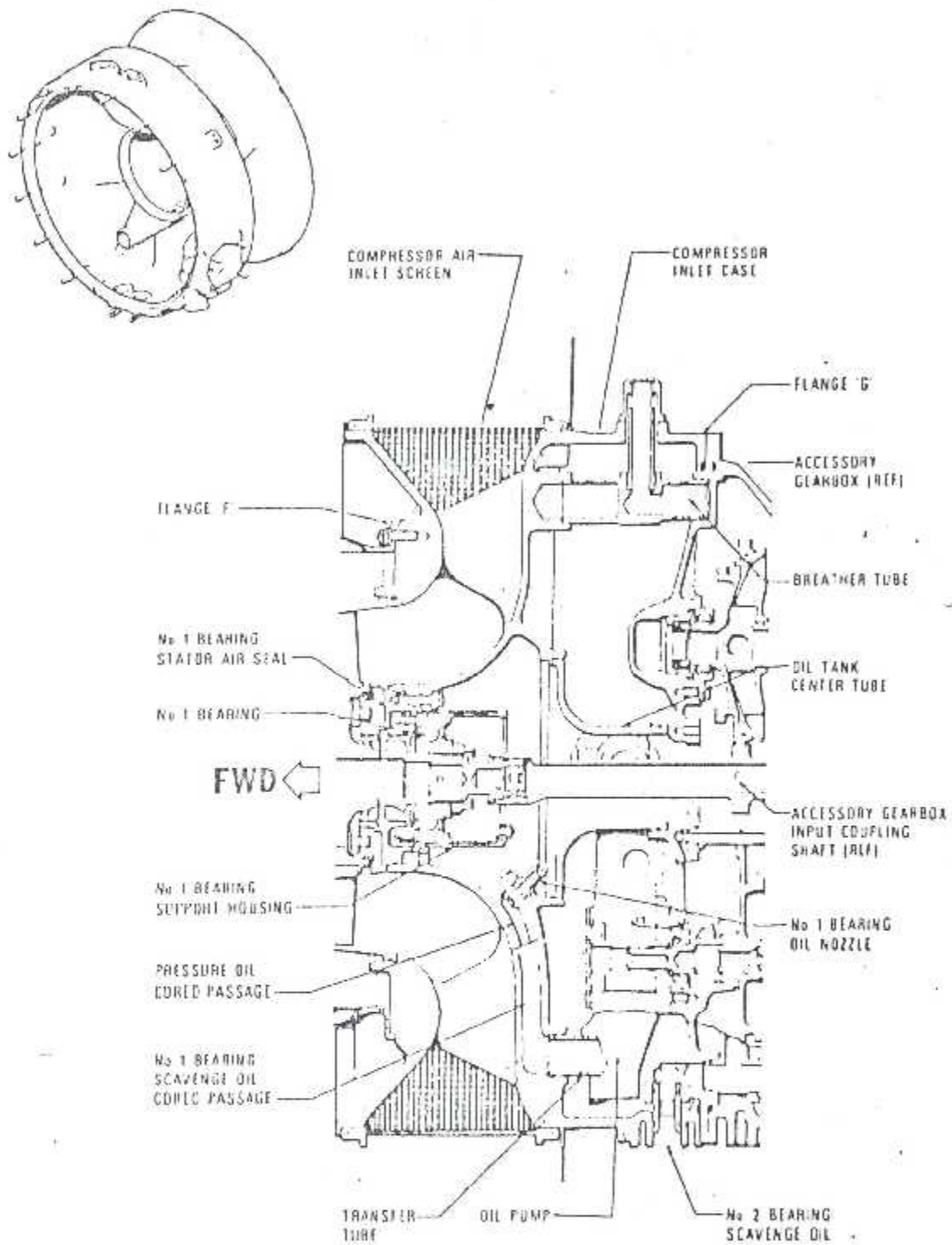


Fig I.3

Carter d'entrée Compresseur

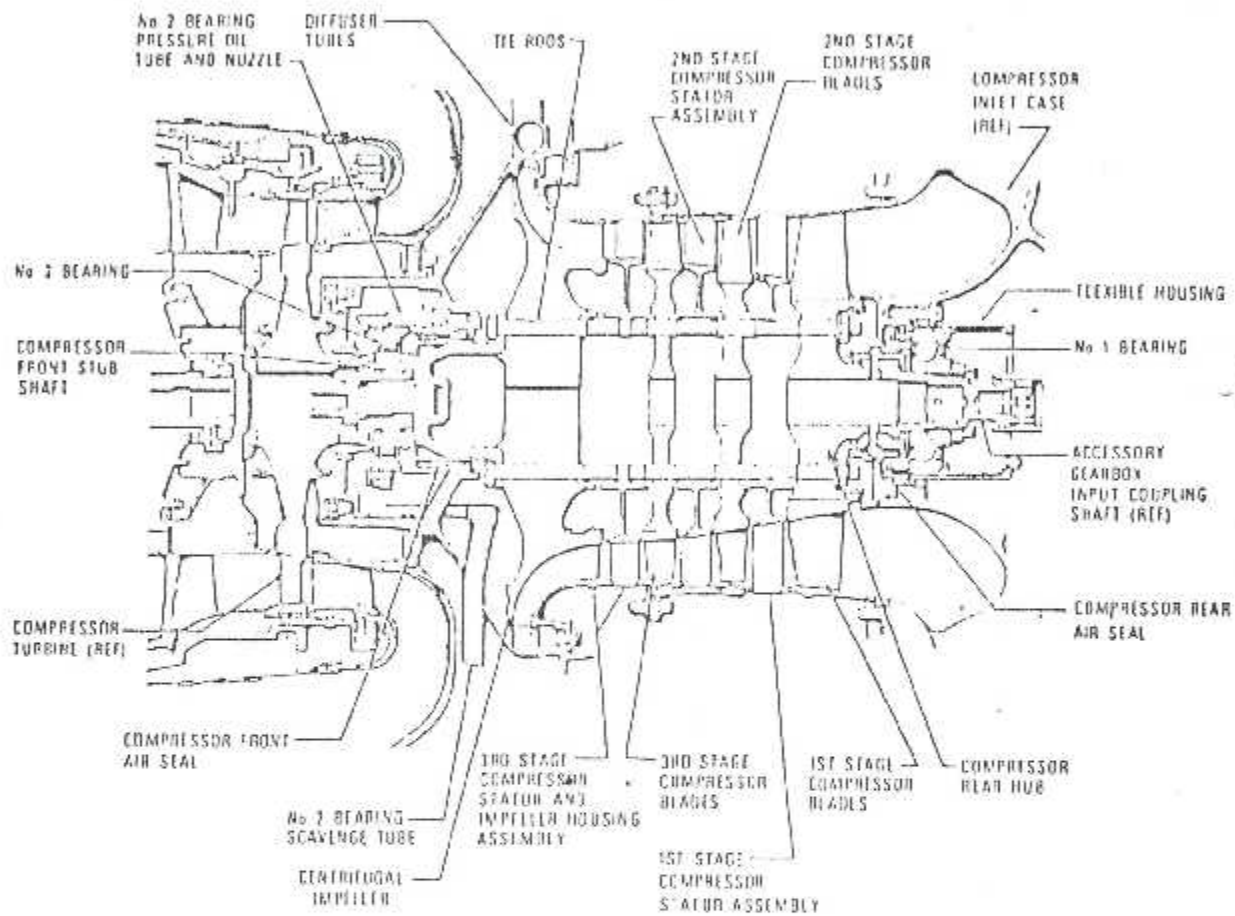


Fig I. 4

Le Compresseur

II-2-2-1- Rotor et Stator :

Le rotor de compresseur se trouve dans l'extrémité arrière du carter du générateur de gaz.

Le rotor se compose de 3 étages axiaux, 3 entretoises entre-étages et un seul étage centrifuge.

Les 16 ailettes de premier étage sont à base de titanium, alors que les 36 ailettes du deuxième et du troisième étage sont à base de l'acier inoxydable.

Les ailettes du rotor sont fixées à des rainures en forme de queue d'oiseau aux bouts de disque.

Le jeu entre les encastrlements des ailettes et les rainures produisent le bruit caractérisant le ralentissement du compresseur. Le déplacement axial des ailettes est empêché par les entretoises placées entre les disques du rotor.

La section du profil des ailettes du premier étage est différente de celle du second et troisième étage.

Le premier et le troisième étage du stator sont fixés ensemble, quand au deuxième étage est retenue entre le premier et le troisième étage. Le troisième étage est fixé au carter de la roue à aube centrifuge (compresseur centrifuge).

La pression P2, 5 (entre-étages) est renvoyés dans la chambre de la vanne de décharge qui se trouve dans le carter du générateur de gaz à travers des trous situés dans le troisième étage du stator.

Le carter du compresseur centrifuge est fixé sur une circlips coniforme, tandis que le premier étage du stator est fixé sur une bride à la face avant du carter d'entrée compresseur.

Un arbre court, creux et cannelé intérieurement à coextrinites est conçu pour assurer l'accouplement entre le compresseur et la boîte de transmission d'accessoires.

II-2-2-2- Vanne de décharge du compresseur :

II-2-2-2-1- Généralités :

Le pompage est un phénomène de conditionnement instable qui intéresse non seulement le compresseur, Lorsque le pompage est rencontré, il faut l'ajuster pour sortir de la condition de pompage et ultérieurement vérifier le moteur, et pour cela le moteur PT6A-41 est muni d'un dispositif anti-pompage (vanne de décharge du compresseur).

I-2-2-2-2- Description et fonctionnement :

Au régime NI faible, les étages axiaux du compresseur produisent plus d'air comprimé que ce que l'étage centrifuge peut utiliser. Des vannes de décharge compresseur compensent cet excès d'air aux faibles régimes par prélèvement ou mise à l'air libre de l'air de l'étage axial afin de réduire la contre pression sur l'étage centrifuge, cette détente de pression permet d'éviter le décrochage compresseur de l'étage centrifuge. (Voir fig. I.5)

Les vannes de décharge compresseur situées à raison d'une de part et d'autre de celui-ci sont des pistons pneumatiques qui mesurent la différence de pression entre les étages axiaux et centrifuge. En regardant vers l'avant la vanne à basse pression est située à 9 H et la vanne haute pression à 3 H.

Ces vannes ont pour fonction de prévenir les décrochage et pompage compresseur à faibles régimes NI.

Au bas régime NI, ces deux vannes sont ouvertes. Au NI de décollage et de croisière, au dessus de 90 % approximativement, les deux vannes de décharge sont fermées. Si ces deux vannes compresseur restaient bloquées fermées un

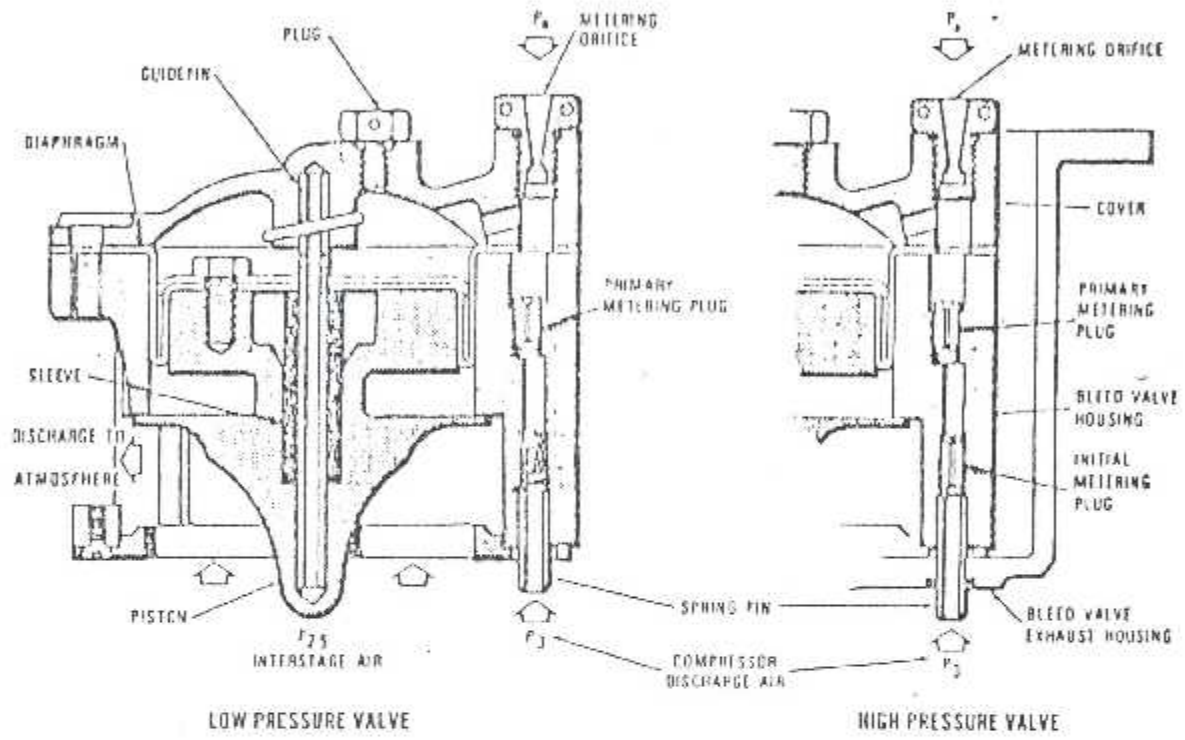


Fig I.5-
Vanne de décharge

décrochage compresseur se produirait lorsqu'on afficherait la puissance de décollage.

Si l'une ou les deux vanes restaient bloquées ouvertes la température ITT s'élèverait et le couple diminuerait tandis que N1 resterait constant. (voir fig. I.6).

I-2-3- Carter du générateur de gaz :

Le carter de générateur de gaz est localisé entre l'arrière du carter du compresseur et l'avant du canal d'échappement (Voir fig. I.7).

Le carter est constitué de deux sections en acier inoxydable fabriquée dans une seule structure et est couvrée par une couche d'aluminium pour augmenter sa résistance à la corrosion, l'arrière de la section interne est utilisé pour loger le rotor et l'ensemble de stator du compresseur.

Le diviseur se trouve au centre de la section du carter, il a comme but de diminuer la pression statique de l'air déchargé du compresseur et de diriger à travers les aubes de redresseur vers la chambre de combustion.

L'air de pression P3 déchargé par le compresseur est dirigé par un tube du diffuseur approximativement à la position (4h) et vers un dirigeant (boss) au position (5 h) dans le carter, pour le contrôle de pression du régulateur de carburant (FCU).

Une tuyère de ventilation (vent pipe) est placée à la position (8 h) sur le carter pour diriger l'air P3 vers la vanne de décharge. La section avant du générateur de gaz forme le carter externe de la chambre de combustion.

La forme du carter est cylindrique pour supporter les tubulures des 14 injecteurs. La valve de drainage avant et arrière sont au position (6 h) tandis que les bougies d'allumage sont placées au position 4 H et 9 H.

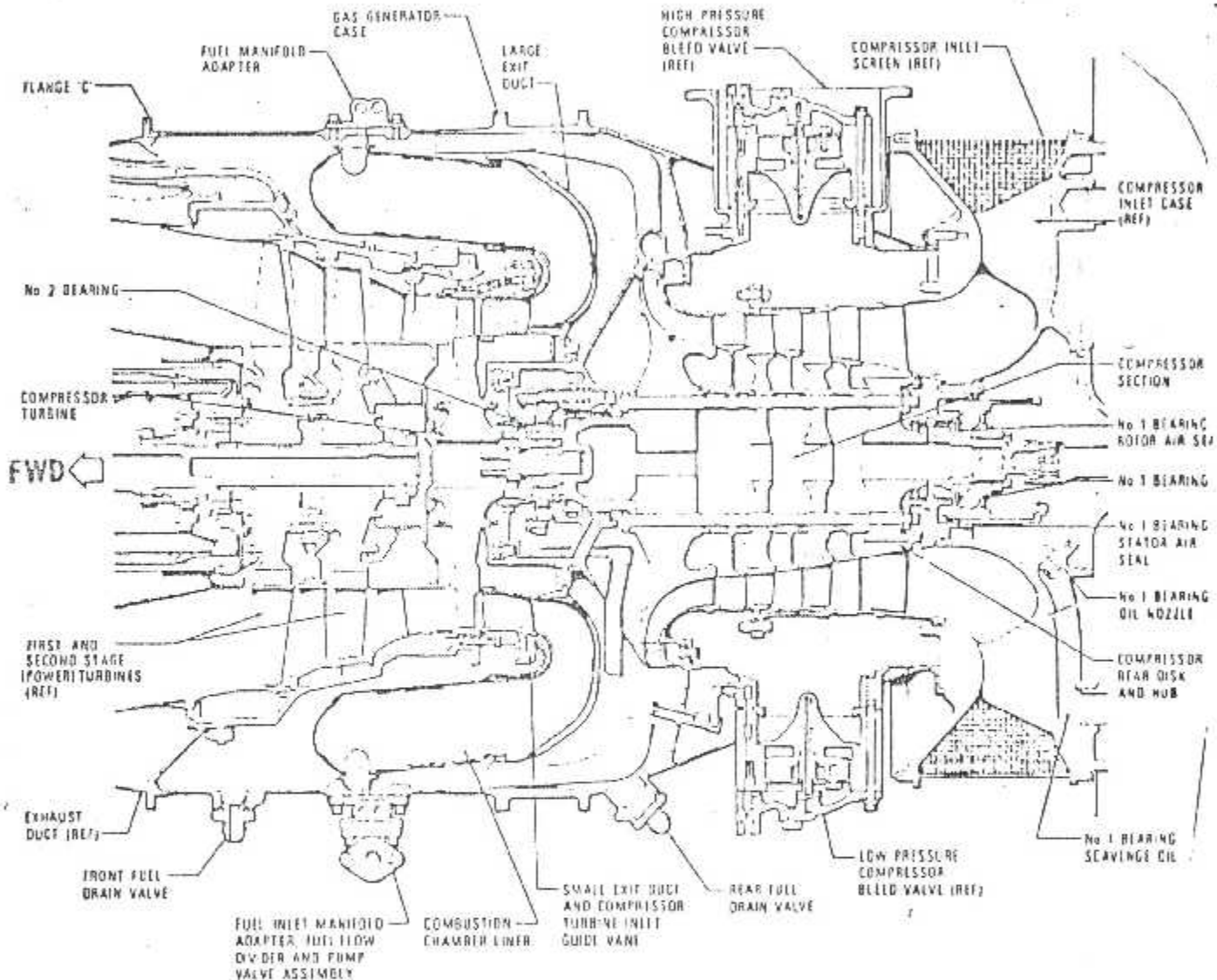


Fig I.7
Carter du Generateur de Gaz

Les bougies d'allumages et les injecteurs du carburant passent à travers le carter et l'enveloppe externe de la chambre de combustion.

Les gaines des injecteurs sont utilisées pour supporter l'extrémité avant de la chambre de combustion. Trois coussinets sont fixés sur le carter de générateur de gaz à la position 4 H, 8 H et 12 H pour fixer le moteur à l'aile.

I-2-4- Chambre de combustion :

C'est une chambre annulaire à écoulement inversé (voir fig. 1.8) des séries de perforations sont disposées pour permettre à l'air de pénétrer dans la chambre de combustion de telle façon que les meilleurs rapports carburant / air soit obtenue pour le démarrage et une combustion soutenue. Celle-ci est constitué d'une pièce circulaire en acier inoxydable comportant les tubulures des 14 injecteurs et de leurs rampe double d'alimentation ainsi que les tubulures pour les clapets de drainage avant et arrière, et d'autre pour les bougies d'allumage.

La direction de l'air est contrôlée par des anneaux de refroidissement spécialement place en face de certaines séries de perforations de la chambre. L'extrémité avant de la chambre en forme de dôme est supportée à l'intérieur du carter du générateur de gaz par 14 gaines des adaptateurs d'injecteurs (voir fig. 1.9).

Tandis que l'extrémité arrière est supportée par les conduites de sorties. Les conduits de sortie petit et grand, forment un tube annulaire qui inverse le sens de l'écoulement des gaz à 180° et procure un sortie à proximité immédiate des aubes distributrices de turbines.

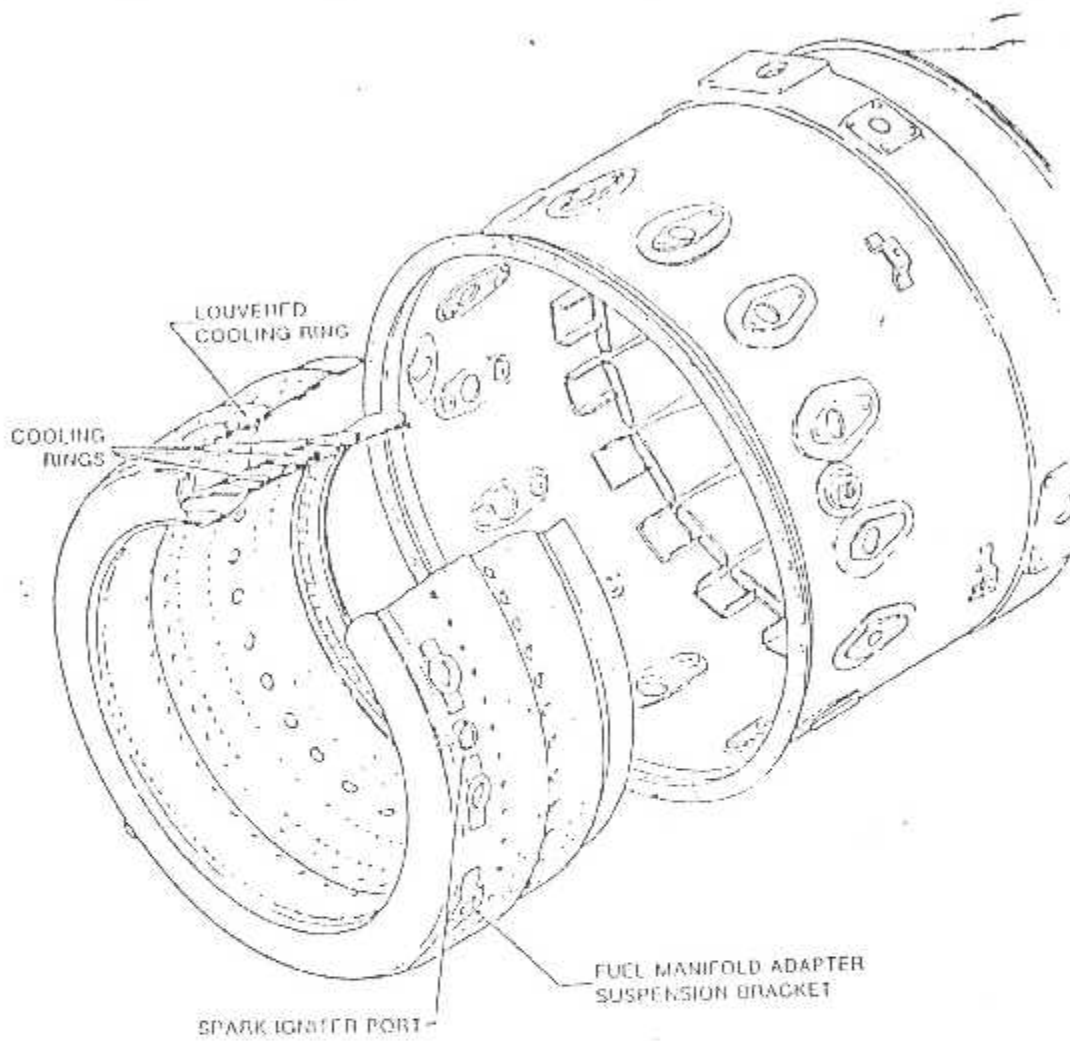


Fig I.8

Chambre de Combustion

I-2-5- Turbines:

I-2-5-1- Introduction:

Le moteur PT6A-41 comprend deux turbines (voir fig. I.10), une pour la section du compresseur et l'autre pour la section de puissance. La turbine-compresseur est liée avec l'arbre avant de compresseur alors que la turbine de puissance est liée avec l'arbre de la turbine de puissance qui entraîne le réducteur.

Chaque turbine est constituée d'un montage d'aubage de distributeur (diffuseur) qui dirige l'écoulement du gaz à sa turbine associé à l'angle le plus efficace.

La turbine de compresseur tourne à l'intérieur du carter de carénage qui comporte les 09 segments pour déploiement les bouts d'ailettes.

L'aubages su distributeur de la turbine de puissance et le baffle entre-étages forment l'ensemble du stator de la turbine de puissance. Le carter est fixé à son extrémité avant ensemble du stator de la turbine de puissance avec l'aubage (anneau) de contenance.

Le début du gaz dans la chambre de combustion est dirigé vers la section de la turbine du moteur par le tube annulaire entre le petit et le grand canalisation de sortie de gaz, le tube change la direction de l'écoulement des gaz de 180° pour fournir un début vers l'avant à travers la turbine compresseur et la turbine de puissance.

I-2-5-2- Aubage distributeur de turbine-compresseur :

L'ensemble comprend 29 aubes en acier fondu placé entre la conduite de sortie de la combustion et la turbine-compresseur. Les aubes dirigent les gaz sur les ailettes de turbine-compresseur à l'angle optimum pour entraîner la turbine.

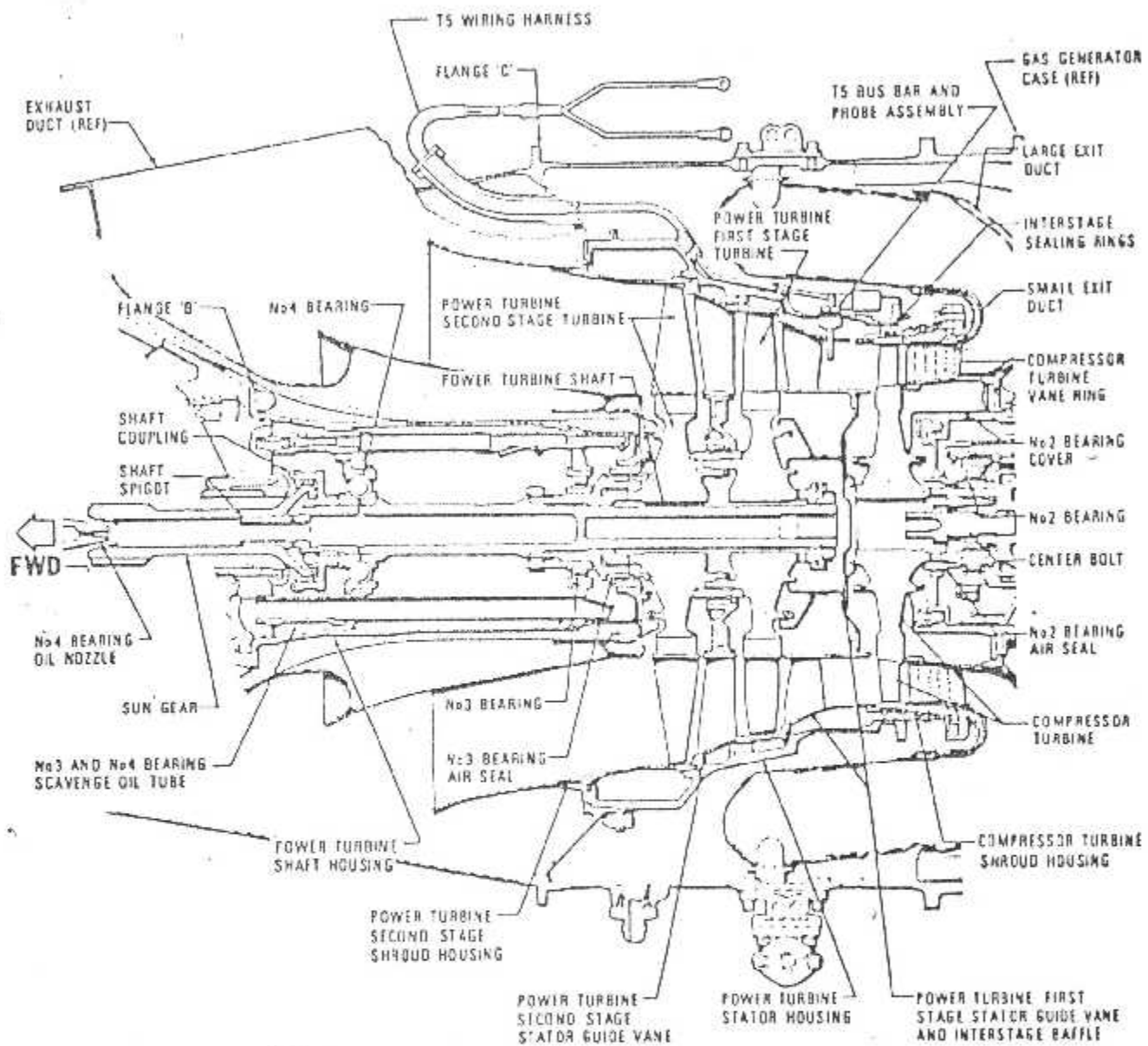


Fig I.9

Les turbines

I-2-5-3- Turbine compresseur :

La turbine compresseur fait tourner ce dernier de droite à gauche. Cette turbine comporte le disque, les ailettes et les poids d'équilibrages. Le disque porte une rainure circonférentielle qui sont fixés dans des encoches en sapin usinée dans la périphérie extérieur du disque avec les rivets. Les ailettes sont un alliage d'acier fondu et comporte des amputes avertissent de frottement.

I-2-5-4- Baffle entre turbine :

La turbine compresseur est séparée de la turbine de puissance par un baffle qui prévient la dissipation des gaz et par conséquent la transmission de chaleur aux faces des disques de turbine.

Le baffle est fixée et supporté par l'aubage de turbine de puissance, sa partie centrale comporte des petites ailettes sur les faces avant et arrière. Celles-ci s'ajustent sur les rotors du labyrinthe correspondant, usinée sur les faces respectives des disques de turbine pour procurer le contrôle du début d'air à travers le centre perforé du baffle.

I-2-5-5- Aubes du distributeur de la turbine de puissance :

L'ensemble est constitué de deux disques un de 43 ailettes et l'autre de 47 ailettes et les poids d'équilibrage. Il entraîne le train d'engrenage du réducteur par l'intermédiaire de l'arbre dans le sens de rotation d'une montre. Le disque est assemblé par des connecteurs à l'arbre de turbine qui est fixé par un seul boulon central et une rondelle-frain

La carter d'arbre de la turbine de puissance supporte l'arbre et les deux roulements. Les ailettes turbine de puissance sont différentes des ailettes turbine-compresseur en ce quelles sont fixée par ajustage en sapin dans le disque et tenue en position par rivets tubulaire

I-2-6- Canal d'échappement :

Le canal d'échappement est une plaque conique tronquée avec deux orifices opposés, en alliage de nickel pour résister aux hautes températures, comme le montre le (fig. 1.10)

Les gaz d'échappement pénètrent au canal depuis la turbine de puissance avec efficacité maximum.

Un couvercle en acier inoxydable / aimant-isolant, installé entre le cône interne du canal d'échappement et l'enveloppe de l'arbre de la turbine de puissance pour le transfert de chaleur des gaz d'échappement vers les roulements de l'arbre de la turbine de puissance et la section arrière du réducteur.

I.2.7 Réducteur :

Le réducteur (boîte de transmission de réduction). Localisé à l'avant de moteur. Il est constitué de deux carters en alliage de Magnésium. (Voir fig. I. 12)

La boîte de transmission de réduction contient deux étages d'engrenages planétaires des entraînements d'accessoires, un couple-mètre et un arbre porte hélice.

Le premier étage du réducteur et le couple-mètre sont logés dans le carter arrière. Tandis que le deuxième étage de réducteurs, (les entraînements d'accessoires et l'arbre porte hélice) sont logés dans le carter avant. Le couple (torque) de la turbine de puissance est transmis à travers l'arbre court et creux en acier ayant des engrenages droites à l'extrémité avant et un cannelure externe à l'extrémité arrière.

Les cannelures externes sont liées avec les cannelures internes à l'arbre de la turbine de puissance et sont fixés par deux bagues de la retenue.

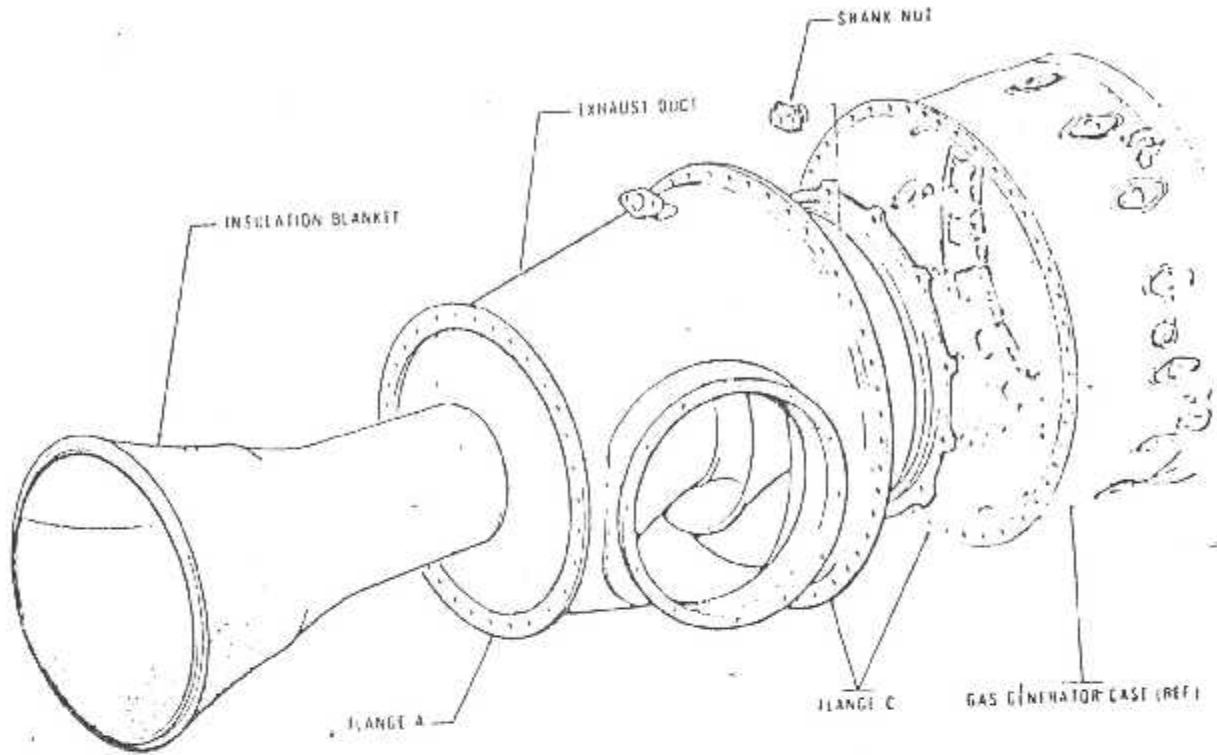


Fig I. 10
Canal d'Échappement

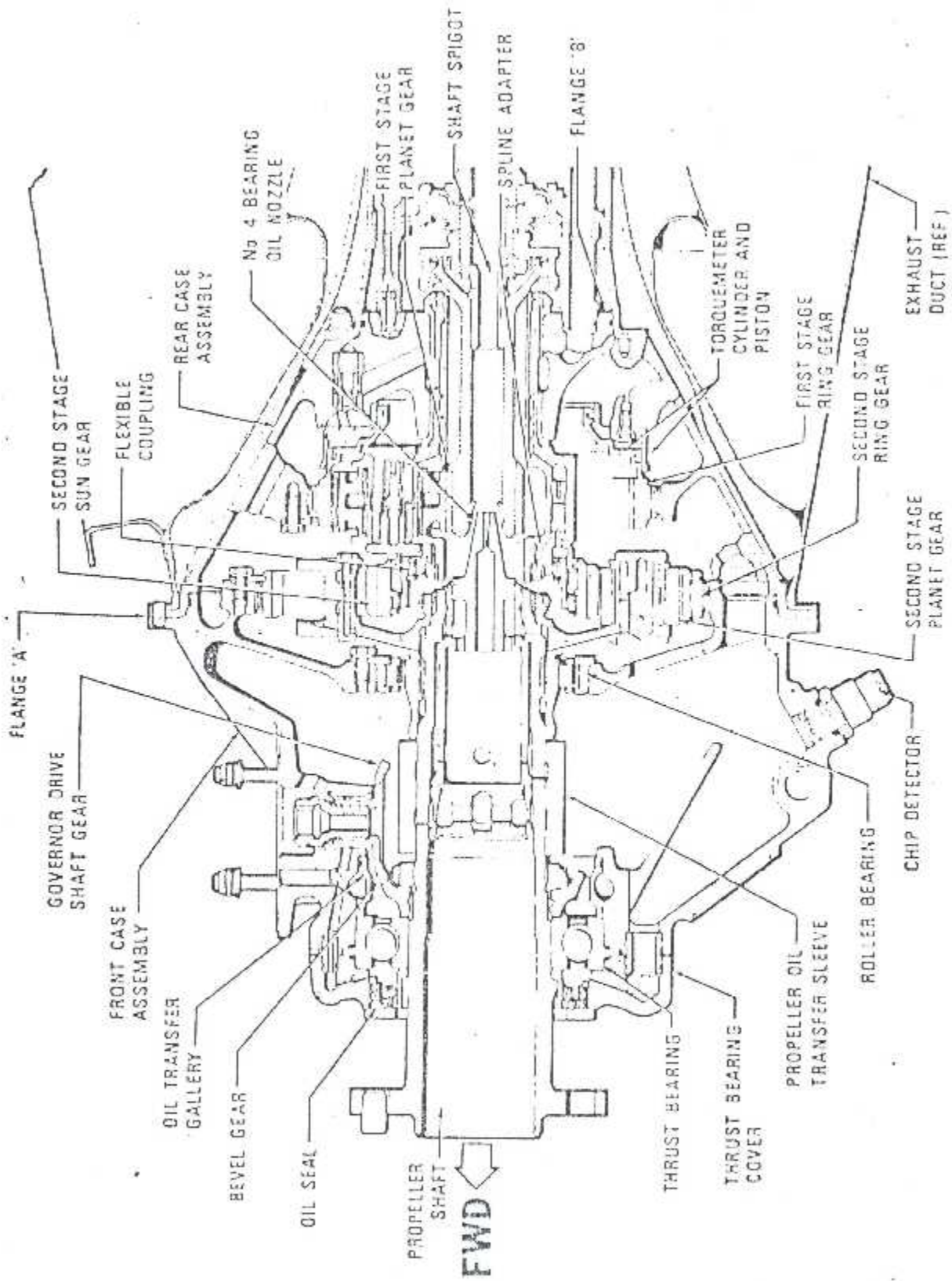


Fig I. 11
Le Réducteur

La couronne dentée du premier étage est fixée par des dents hélicoïdales au carter du réducteur. Le couple développé par la turbine de puissance entraîne à travers le pignon solaire et les trois pignons satellites à la couronne dentée. Ce dernier se déplace axialement entre le carter et les trois planteurs de fixation. Ce déplacement est transmis au couple-mètre pour mesurer le couple du réducteur du moteur. Le second étage du réducteur est logé dans le carter avant, la partie interplanétaire du premier étage est attaché avec le pignon solaire du second étage par un accouplement élastique (flexible) pour amortir tout vibration entre les deux masses rotatives.

Le pignon solaire du second étage fait tourner 5 pignons satellites, la couronne dentée du deuxième étage est localisé sur le carter avant maintenue par trois plateaux de fixation. Le roulement à rouleaux support la partie deuxième étage et l'arbre porte hélice.

La cage interne du roulement est localisée sur la circonférence du support du deuxième étage, tandis que la cage externe est localisée a un tissu dans le carter avant. Un tube de transfert et un gicleur d'huile montée avec joints d'étanchéité sont fixés dans le trou central de l'arbre porte-hélice par un segment d'arrêt (pour fournir la lubrification du roulement). L'huile sous pression est appliquée au tube de transfert par la manche de transfert. L'enveloppe du manche est alimentée par deux sources d'huile indépendante par deux tubes du transfert. L'huile sous pression du moteur est appliqué a la section arrière du carter pour lubrifier le roulement et les roulements du porteur de second étage, quand l'huile du régulateur d'hélice est appliqué a la section avant du carter pour fournir la puissance hydraulique au servo-système du pas d'hélice. Les accessoires sont entraînée par un pignon conique qui montée a l'arrière du roulement de poussé de l'arbre port-hélice. Les arbres d'entraînements a partir de pignon conique, transmet la puissance rotationnelle vers trois coussinets dans le carter avant du rédacteur.

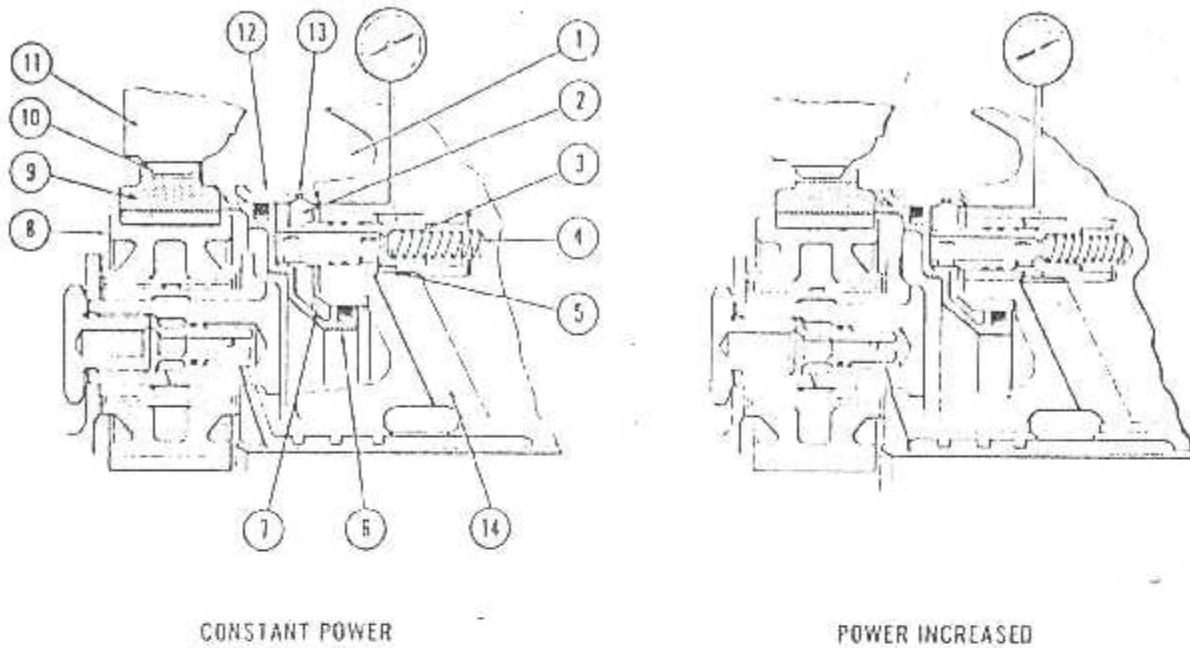
Ces coussinets sont localisés aux positions 12h, 13h et 9h approximativement.

Les charges de la traction d'hélice sont absorbées par le roulement à bille qui est localisé sur la section avant de l'arbre port-hélice. La cage externe de roulement est fixée au carter avant du réducteur.

Le couple-mètre (voir fig. 1.9) est un appareil hydromécanique, installé à l'arrière du premier étage du réducteur. Le couple-mètre fournit une indication exacte du rendement de puissance du moteur et constitue d'un cylindre, un piston, les labyrinthes d'étanchéité, un ressort et une valve plongeur (plunger valve). La rotation de la couronne dentée est effectuée par des dents hélicoïdales. Les dents hélicoïdales déplacent la couronne dentée et le piston du couple-mètre axialement. Le piston déplace la valve plongeur dans le sens à comprimer le ressort, ouvre l'orifice de dosage et permet l'augmentation du débit d'huile sous pression dans la chambre de couple-mètre. Le mouvement du piston continu jusqu'à la pression d'huile dans la chambre de couple-mètre est proportionnel à l'absorption du couple par la couronne d'entrée. Tout changement au niveau de puissance du moteur recycle la séquence jusqu'à un état d'équilibre est atteint (arrivé) encore.

Les verrous hydrauliques sont prévenues par le continuement du déchargement d'huile depuis la chambre du couple-mètre vers le puisard du réducteur à travers un petit orifice de décharge à la sommet du cylindre de couple-mètre à cause de la pression ambiante externe et la pression dans le réducteur peut être varié et affecté le pression totale sur le piston de couple-mètre, la pression interne est mesurée

La différence entre la pression du couple-mètre et la pression interne du réducteur indique exactement le couple être produit.



- 1 Gearbox Oil Pressure
- 2 Torquemeter Pressure
- 3 Valve Plunger
- 4 Spring
- 5 Metering Orifice
- 6 Torquemeter Piston
- 7 Torquemeter Chamber
- 8 First-Stage Planet Gear
- 9 First-Stage Ring Gear
- 10 Helical Splines
- 11 Rear Case
- 12 Torquemeter Cylinder
- 13 Bleed Orifice
- 14 Engine Oil Pressure

Fig I.12
le Couplemètre

I-2-8- Boîte de transmission d'accessoires :

I-2-8-1- Introduction :

La turbine compresseur fournit aussi la puissance nécessaire à l'entraînement d'accessoires. L'entraînement est réalisé par une chaîne mécanique d'engrenage prennent le mouvement sur l'arbre liant la turbine au compresseur (voir fig. I .14). La chaîne mécanique d'engrenages du moteur PT6A-41 comporte 6 pignons (voir fig. I. 15).

I-2-8-2- Description:

La boîte de transmission d'accessoires localisé à l'arrière du moteur est constitué en deux pièces en alliage du Magnésium.

Le carter avant forme un diaphragme d'étanchéité d'huile d'accessoires aussi il support la pompe d'huile, le clapet de surpression de quel est fixé à la face avant par 4 boulons, les roulements avant du pignons d'entraînement d'accessoires et les joints d'étanchéité. Le centre du diaphragme est lubrifiée à travers le réservoir par le tube de carter d'entrée. Le diaphragme est fixé au carter arrière de la boîte de transmission par 4 vis à tête conique et les écrous du blocage qui sont localisé aux positions 3h, 4h, 7h et 8h.

Le carter arrière forme l'enveloppe de la boîte de transmission, aussi il support les roulements arrières du pignons d'entraînement et les joints d'étanchéité. L'arbre d'accouplement est accouplé avec le moyeu arrière du compresseur par cannelure.

La pompe de récupération d'huile interne est montré au fond du compartiment de la boîte de transmission et entraînée par le pignon N°4. Le role de cette pompe est de récupérer l'huile du lubrification des roulements et de la retenue vers le réservoir.

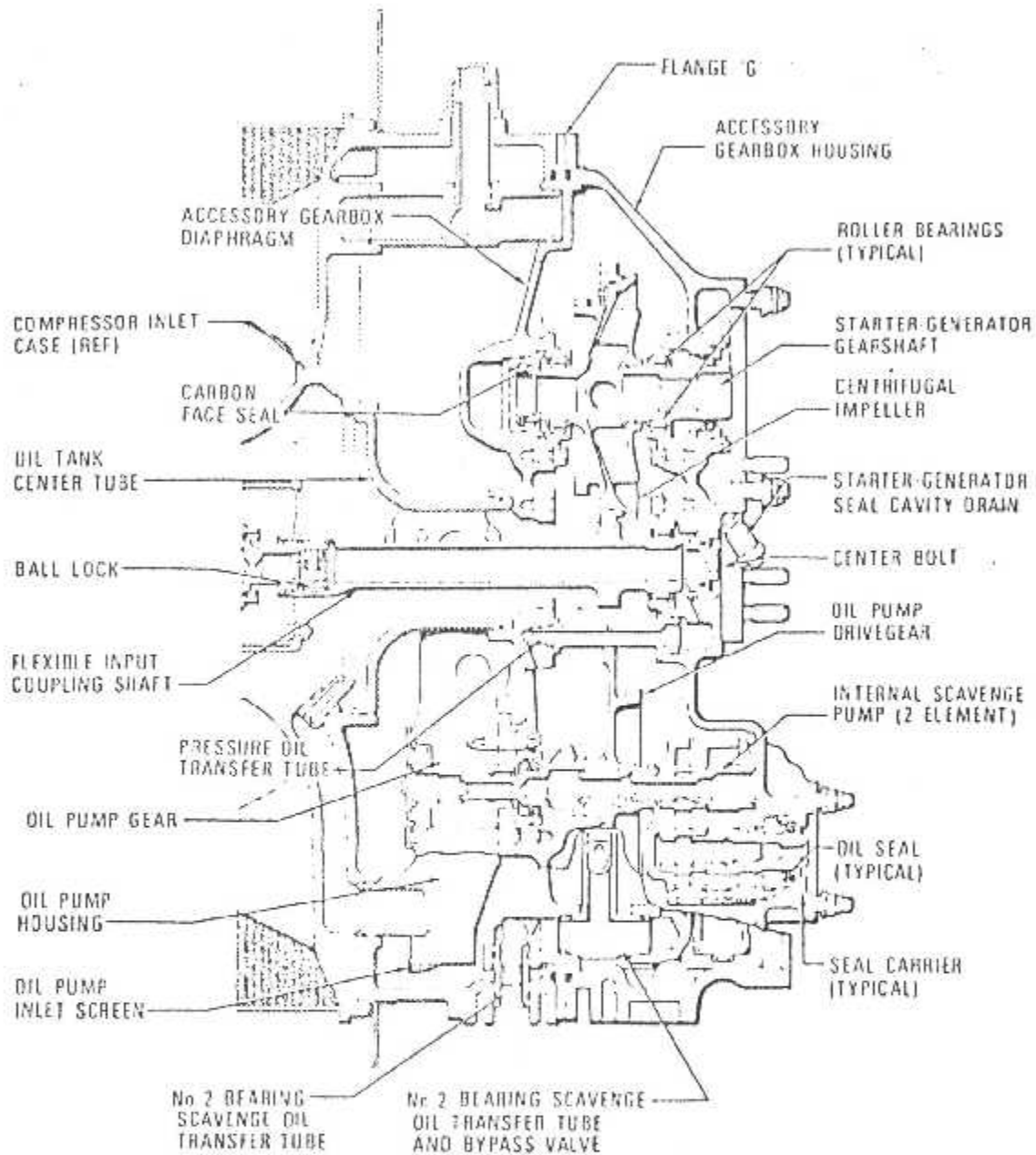
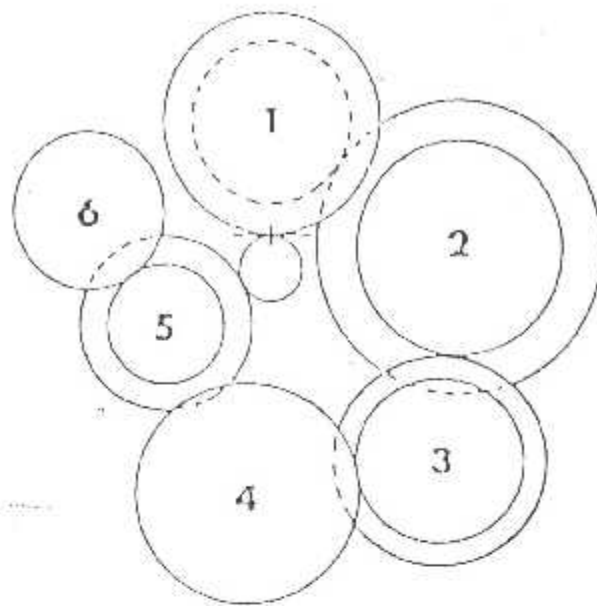


Fig I.13
Boite de transmissions d'accessoires



AS VIEWED FROM REAR

DRIVE		RATIO	MAX. RPM
A	Input (100% N_G)	1:1	37,500
1	Starter-Generator	0.2931:1	10,991
2	Fuel Pump/FCU	0.167 :1	6,262
3	Internal Oil Scavenge and Pressure Pumps and Tacho-Generator	0.1121:1	4,203
4	External Oil Scavenge and Optional Vacuum Pump/Accessory	0.1019:1	3,821
5	Optional Accessory	0.3207:1	12,028
6	Optional Accessory	0.2041:1	7,654

- NOTES:**
1. All engines equipped with gears 1 through 4
 2. Optional gear 5 provided with female spline
 3. Optional gear 6 requires gear 5 to complete train

Fig I.14
Les pignons de boîte d'accessoires

Tous les pignons d'accessoires sont supportés sur le roulement à rouleaux avec exception du roulement avant de l'arbre d'entraînement du démarreur du moteur (strater- générateur).

Une capsule de remplisseur du réservoir et le jauge sont localisés au position 11h sur la boîte de transmission d'accessoires.

1-2-9 Ecoulement des gaz dans le moteur :

L'air pénètre dans le moteur par une chambre annulaire constituée par le compartiment d'admission du compresseur pour être ensuite dirigé vers le compresseur. Ce dernier comporte trois étages axiaux suivis d'un étage unique centrifuge, le tout étant regroupé dans un seul ensemble.

L'air comprimé passe à travers des diffuseurs qui orientent l'écoulement à 90°. L'air diffusé passe en suite à travers des vannes de redressement puis dans l'anneau qui entoure l'enveloppe de la chambre de combustion.

Environ 25% de l'air se mélangent au carburant pour alimenter la combustion, les 75% restant sont utilisés pour centrer la flamme dans la chambre et refroidir le moteur.

Le flux d'air est dévié de 180° lorsqu'il se mélange au carburant, le mélange air/carburant est allumé et les gaz chauds vont se détendre dans les turbines.

Les gaz de combustion s'échappent de la chambre de combustion en sens opposé dans la gaine d'échappement et pénètrent dans le canal de la turbine du compresseur, par les aubes directrices, vers l'étage unique de la turbine d'entraînement du compresseur.

Les aubes directrices permettent de s'assurer que le flux des gaz de combustion attaque les aubes de la turbine sous une incidence correcte, avec une perte d'énergie minimum, les gaz sont ensuite dirigés vers l'avant pour entraîner la turbine de puissance, cette dernière est constitué de deux étages, entraîne l'arbre de l'hélice à travers un réducteur.

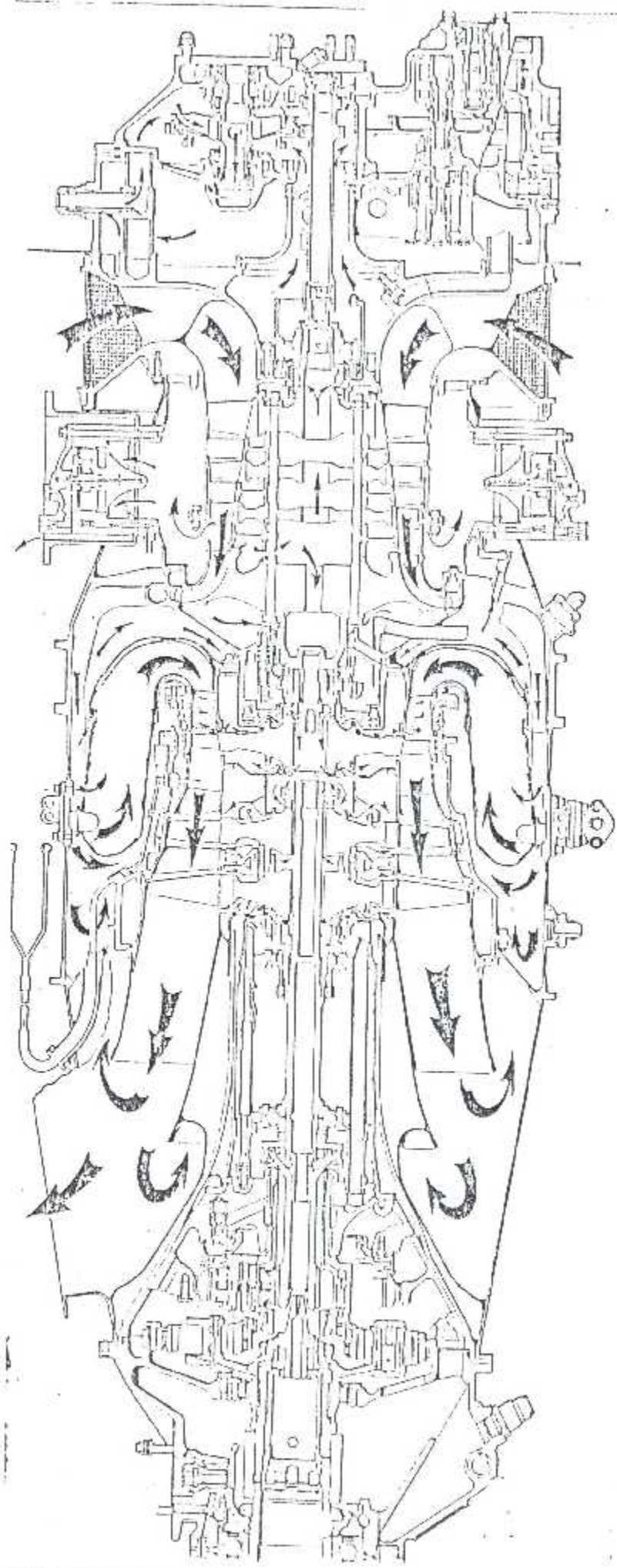


Fig I.15
Ecoulement des gaz dans le moteur

A peu près la moitié de l'énergie de combustion récupérée dans la turbine du compresseur et le reste dans la turbine de puissance.

Les turbines du compresseur et de puissance sont situées au centre du moteur, leurs arbres étant opposés, cette disposition facilite l'assemblage et les procédures d'inspection.

Les gaz d'échappement de la turbine de puissance traversent une gaine annulaire vers l'extérieur par deux orifices opposés.

I-2-10 Concept modulaire du moteur :

Du fait de son principe de conception modulaire, à turbine libre, le moteur comporte essentiellement deux modules : Un générateur de gaz et Un module de puissance (fig. I. 16).

Le premier renferme le compresseur et la section de combustion, il admit l'air au moteur, lui apporte de l'énergie par la combustion du carburant et produit les gaz requis pour entraîner le compresseur et les turbines de puissance.

La section de puissance a pour but de convertir l'écoulement des gaz provenant du générateur de gaz en action mécanique pour entraîner l'hélice : cette énergie s'obtient par une boîte d'engrenages planétaires intégrale qui convertit l'énergie cinétique de la turbine de puissance, à régime élevé et faible couple en énergie à faible régime et couple élevé, requis par l'hélice.

Le taux de réduction de l'arbre de la turbine de puissance à celui de l'hélice est d'environ 15 à 1.

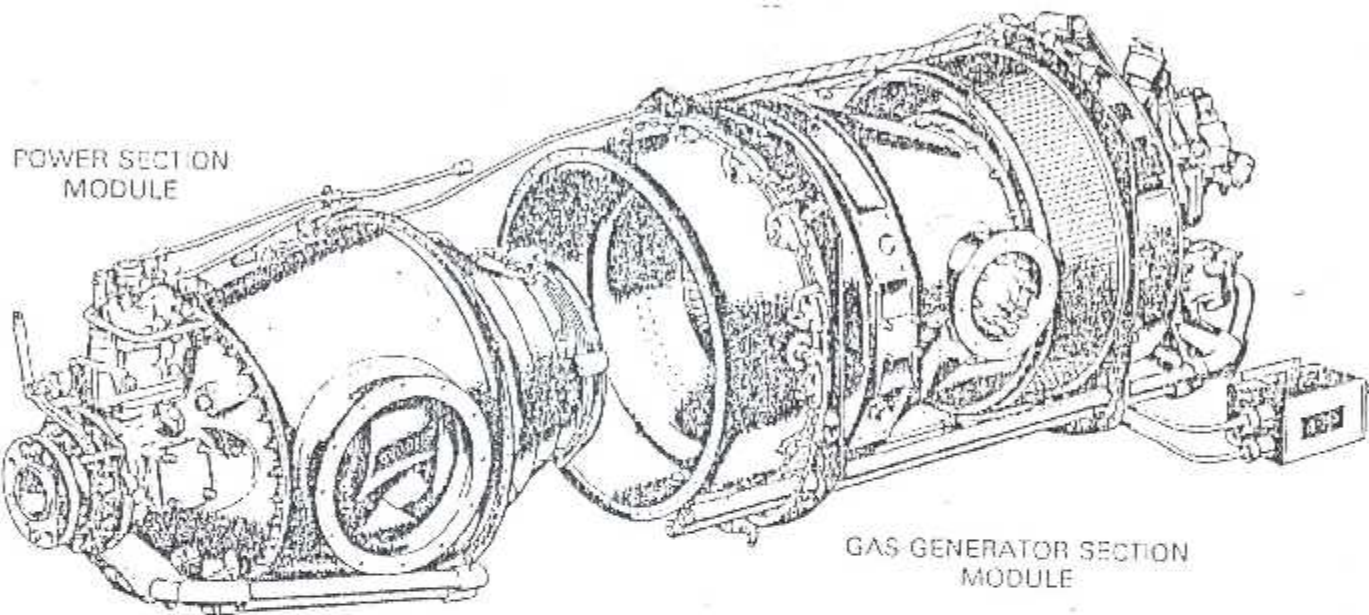


Fig I.16
Concept modulaire du moteur

1.3 Caractéristiques du turbopropulseur PT6A-41 :

Caractéristiques du moteur PT6A-41,

Type de moteur	Turbine libre
Type de chambre de combustion	Annulaire
Taux de compression	9
Rotation de l'arbre de compresseur	Sens anti-horaire (vers l'avant)
Rotation de l'arbre d'hélice	Sens horaire (vers l'avant)
Rapport de réduction de l'arbre hélice	15 à 1
Consommation d'huile max.	0.2 lb/hr (0.0907 Kg/hr)
Régime du générateur de gaz 100% N1	37 500 tr/min
Régime max. continue	
du générateur de gaz 101.5% N1.....	38 100 tr/min
Diamètre du moteur à température ambiante.....	48,26 cm
Longueur à température ambiante.....	157,48 cm
Poids.....	136,4 Kg

I-4- Caractéristiques géométriques et énergétiques du PT6A-41 :

I-4-1- Définition générales sur les performances :

I-4-1-1- Puissance :

La puissance est la performance essentielle d'un moteur fournissant de l'énergie mécanique sur un arbre. Rappelons que la puissance est le travail effectué dans le temps; c'est à dire le produit de la force par la distance sur le temps.

Dans le cas d'énergie mécanique sur un arbre donnant naissance à un mouvement de rotation, la puissance est le produit du couple par la vitesse angulaire de rotation.

I-4-1-2- Expression de la puissance sur l'arbre (w/a) :

La puissance sur l'arbre est de la forme $P = C.\omega$, avec ω est la vitesse angulaire exprimé en rad/s.

D'autre par, entre la vitesse angulaire de rotation exprimé en tr/min, nous avons la relation :

$$\boxed{\omega = 2.\pi.N / 60} \quad \text{d'ou} \quad \boxed{w = 2.\pi.N.C / 60.}$$

Le couple et le régime étant mesurés sur l'arbre porte hélice, donc :

$$\boxed{w = 2.\pi.C.NH / 60}$$

Avec, C : couple de l'arbre porte hélice

NH : régime de l'arbre porte hélice.

Dans cette expression, la puissance s'exprime en Watt ou Kw, le couple en mètre Newton et le régime hélice en tours par minute.

Certaines motoristes utilisent l'ancienne unité le cheval vapeur (1cv = 736 watts).

Sur les moteurs PT6, la puissance sur l'arbre (Shaft horse power SHP), est exprimée en SHP ou HP.

I.4.1.3 Expression de la puissance spécifique (Wsp) :

La puissance spécifique est la puissance sur l'arbre rapportée aux débits masse traversant le moteur soit :

$$W_{sp} = \{(w/a) / (m_a + m_c)\} \quad \text{Exprimée en [Kw/Kg.S}^{-1}\text{]}$$

I.4.1.4 Puissance mécanique :

La puissance mécanique est le rapport entre la puissance développée par le moteur (w/a) à la masse du moteur :

$$W_m = (w/a) / \text{masse} \quad \text{Exprimée en [Kw/Kg]}$$

I-4-1-5- Puissance équivalente weq :

On appelle puissance équivalente la somme de la puissance sur l'arbre (w/a) et de la puissance de la poussée résiduelle, ou bien c'est une notion développée par les motoristes afin de tenir compte de la poussée résiduelle fournie par les turbopropulseurs. Pour la catégorie des PT6, la poussée résiduelle (Jet Thrust) exprimée en Lbs est fonction de la puissance recueillie sur l'arbre (SHP); ISHP fournit environ 2.5 Lbs. de poussée résiduelle, d'où l'expression de la puissance équivalente statique ESHP (Equivalent Shaft Horse Power).

$$ESHP = SHP + (\text{Jet thrust})/2.5 \quad \text{ou} \quad weq = w/a + (Fred. Vp)/1000$$

Avec ESHP exprimé en HP (horse power) CV

SHP exprimé en HP (CV)

Jet thrust exprimé en Lbs

W_{eq} : KW

W/a : Kw

F_{red} : Newton

V_p : m/s

I-4-1-6- Consommation spécifique C_{sp} :

C'est la quantité de carburant nécessaire pour produire l'unité de puissance pendant l'unité de temps, c'est à dire le rapport entre la consommation horaire et la puissance sur l'arbre, nous avons donc :

$$\boxed{C_{sp} = C_h / (w/a)} \quad \text{Exprimée en [Kg / h.Kw] ou Gr / Cv.h}$$

C_h : est la quantité de carburant injecté dans la chambre de combustion par heure.

I-4-1-7- Taux de compression :

Ce paramètre caractérise le fonctionnement du compresseur. C'est le rapport de sa pression de sortie sur sa pression d'entrée.

I-4-1-8- Vitesse de rotation N :

C'est la vitesse de l'attelage compresseur-turbine. Elle s'exprime en tour/min ou en pourcentage.

I-4-1-9- Expression du rendement hélice :



L'hélice se présente comme une machine : en effet, elle reçoit de la part du moteur la w/a et transforme cette puissance en puissance propulsive. L'hélice

fournit une traction (poussée) T permettant à l'aéronef d'atteindre la vitesse V_p soit donc :

$$P_p = T \cdot V_p$$

Le rendement hélice est donc :

$$\eta_H = (T \cdot V_p) / (w / a)$$

I-4-1-10- Expression de rendement globale :

La puissance de départ est obtenue à partir de la combustion du mélange carburant/ air, c'est donc la puissance calorifique qui rappelle à pour expression :

$$C_P = m_C \cdot P_{CI}$$

Le PT6A-41 restitue la puissance sur l'arbre w/a : Nous avons donc :

$$\eta_g = (w / a) / (m_C \cdot P_{CI})$$

En rappelons que $CH = 3600 m_C$, et que $C_{sp} = Ch / (w / a)$, il vient :

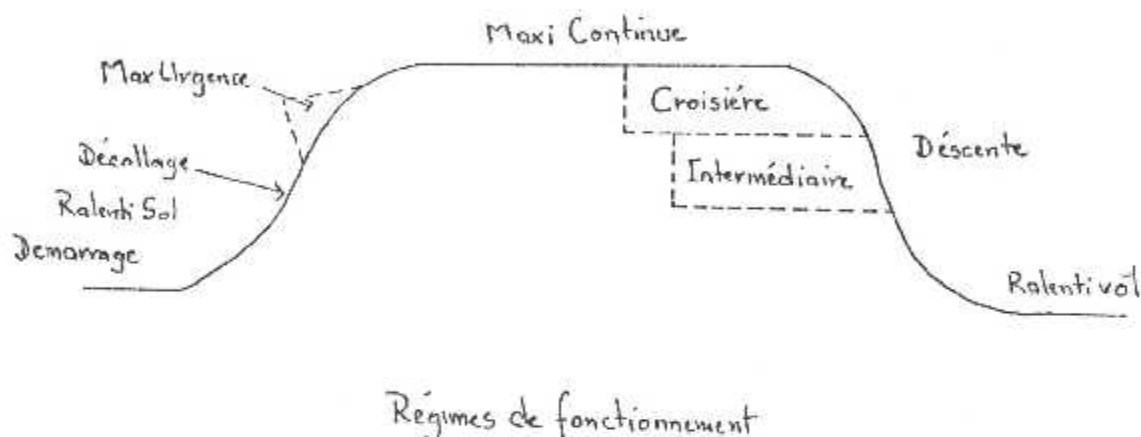
$$\eta_g = 3600 / (C_{sp} \cdot P_{CI})$$

I-4-1-11- Puissance nominale :

La puissance nominale est la puissance indiquée à un régime donné pour un type de moteur.

I-5 Régimes de fonctionnement :

Ils sont en fonction de l'adaptation du moteur sur un appareil. Certains régimes sont limités dans le temps et parfois aussi en nombre d'utilisations. Le schéma ci-dessous illustre un profil d'utilisation quelconque à titre d'exemple :



Les régimes sont en principe définis au point fixe en atmosphère standard au niveau de mer et sous des conditions maximales de vitesse de rotation et de température des gaz.

- Le régime de décollage est en général limité à des périodes d'utilisation continue de 5 minutes.
- Le régime maxi d'urgence est limité à 2 minutes et demie. Pour un bimoteur, il tient compte de la panne d'un moteur au décollage.
- Le régime intermédiaire d'urgence est limité à 30 minutes (par fois 1h), pour un bimoteur, il tient compte de la panne d'un moteur en vol.
- Le régime maxi continu est le régime max utilisable sans limitation de temps.

I-9- Les performances du PT6A-41 :

Condition D'utilisation	ESHP	SHP	Hélice (T/Min)	Poussée Jet (lbs)	Consommation Spécifique (lb /eshp /hr)
Décollage (5 Min) & max. Continu	903	850*	2000	134	0.591
Montée Max. Et Croisière Max	903	850**	2000	134	0.591

(Sortie statique niveau mer – atmosphère standard)

* Jusqu'à +41°C (+106°F) de température ambiante pour 2000T/min.

** Jusqu'à +29°C (+84°F) de température ambiante pour 2000 T/Min.

I-6-1 Puissances du PT6A-41 :

$$SHP = 850 CV$$

Puissance moteur sur arbre au décollage déterminée par le régime et le couple

$$ESHP = 903 Cv$$

Puissance équivalente sur l'arbre au décollage déterminée par la puissance sur l'arbre et le la poussée d'échappement (poussée du Jet).

A decorative scroll-shaped frame with a double-line border and curled ends, containing the chapter title.

CHAPITRE II :
DIFFERENTS CIRCUITS MOTEUR.

II-1- Circuit de lubrification :

Le circuit de lubrification du moteur PT64-41 à une double fonction (Fig II.1). La première consiste à refroidir et lubrifier les roulements et les paliers moteur. La seconde a pour but d'alimenter en huile le régulateur d'hélice et le système d'inversion de pas.

II-1-1 – système d'alimentation :

Le réservoir principal d'huile abrite une pompe à engrenage entraînée par le moteur, un régulateur de pression d'huile et un filtre. Le réservoir est intégré au carter d'admission compresseur, il est situé à l'avant de la boîte d'accessoires.

Lorsque l'huile sous pression sort du réservoir, elle traverse les capteurs-de pression et de température montés sur le carter d'accessoires arrière au à proximité de celui-ci.

L'huile passe ensuite dans les différents logements des roulements et dans le carter avant et vas vers le système de régulateur de pas d'hélice par l'intermédiaire d'une tuyauterie de transfert d'huile externe située sous le moteur.

Lorsque le régime du générateur de gaz supérieur à 72% N_1 , lorsque les températures d'huile se situent entre 60°C et 71°C, les pression d'huile normale sont suivantes :

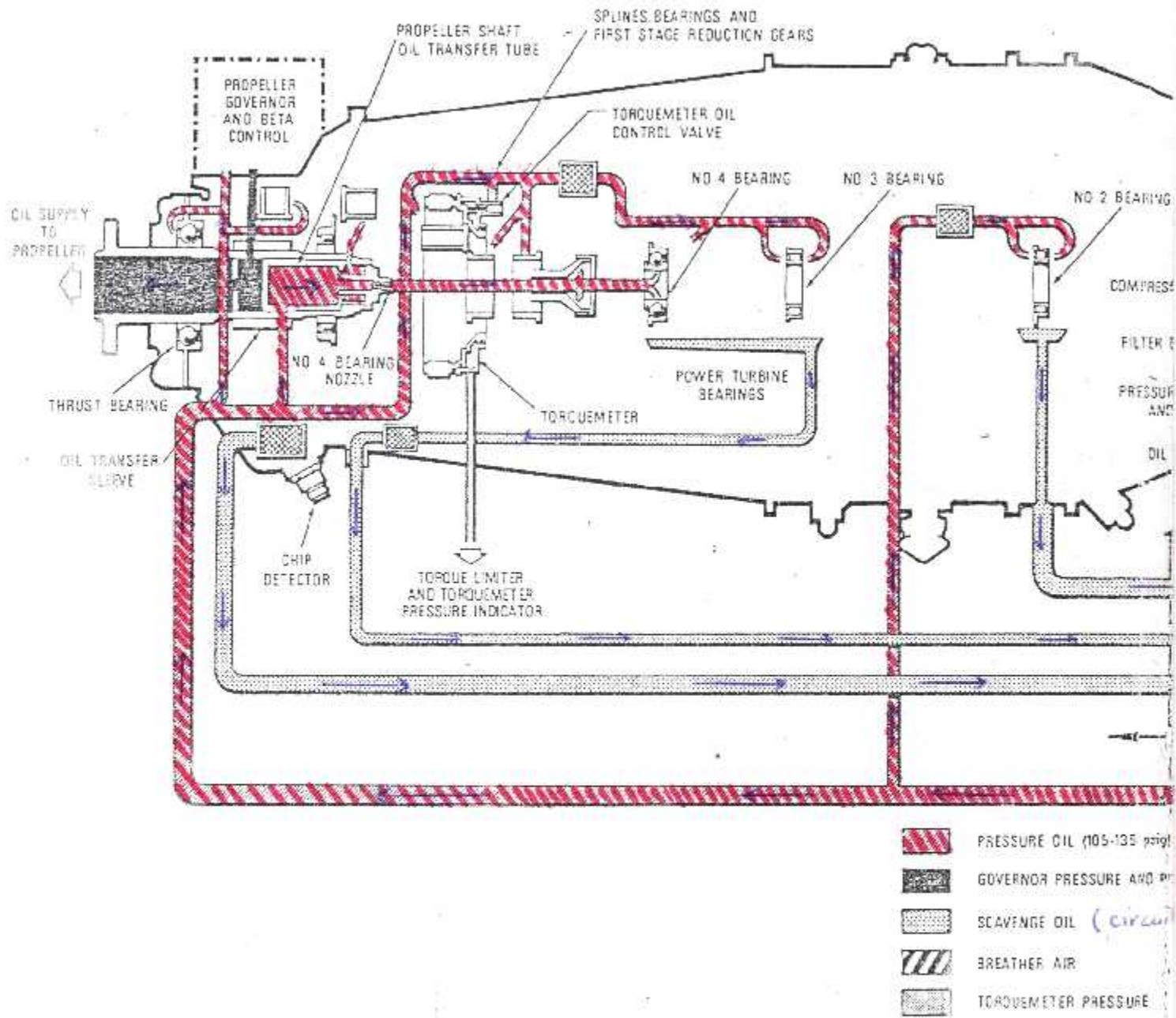
105 à 135 PSI En dessous de 21000 ft.

85 à 135 PSI à 21000 ft et au – dessus.

II – 1-2- système de récupération :

L'huile de récupération revient du carter avant et des logements des roulements et de système de renversement de pas aux pompes de récupération à engrenage situées dans le carter d'accessoires par 3 canalisations externes, et après avoir traversé les canalisations externe situé sous le moteur, le radiateur est commandé par thermostat pour maintenir la température d'huile souhaitée.

PRATT & WHITNEY CANADA
 MAINTENANCE MANUAL
 MANUAL PART NO. 3021442

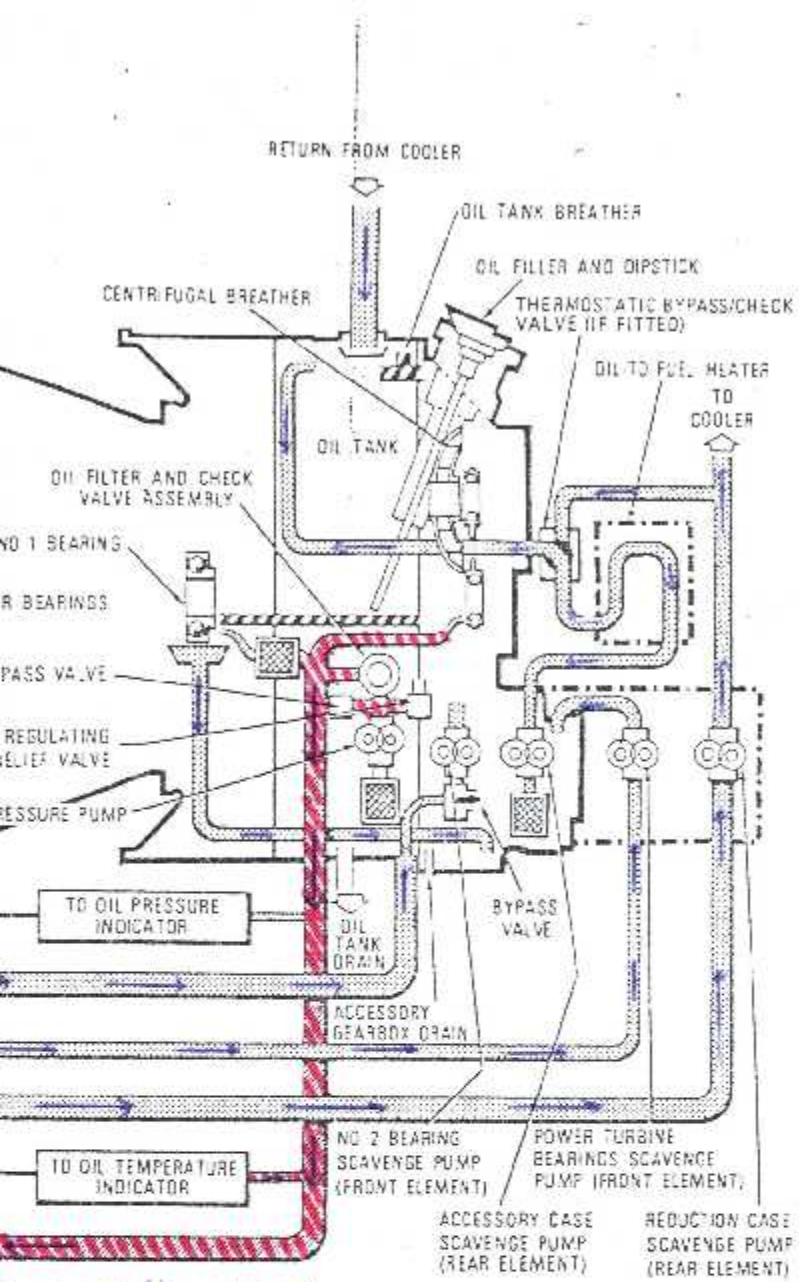


3741

Engine Lubrication System Schematic
 Figure 1.1

75-00-05

Page 5
 Nov 5/85



(circuit d'alimentation)

PELLER SUPPLY OIL

(recuperation)

Un autre ensemble, monté à l'extérieur, l'échangeur thermique huile /carburant, récupérer la chaleur de l'huile moteur pour chauffer le carburant avant qu'il ne pénètre dans le circuit moteur.

II-1-3- système de Purgation :

L'air qui se trouve dans les compartiments des roulements, dans la boîte de transmission d'accessoires et dans le réducteur, déchargé à travers le reniflard centrifuge qui est installé dans la boîte de transmission d'accessoires.

Le reniflard centrifuge sépare l'huile récupérée de l'air ou cet huile va être décharger au réservoir.

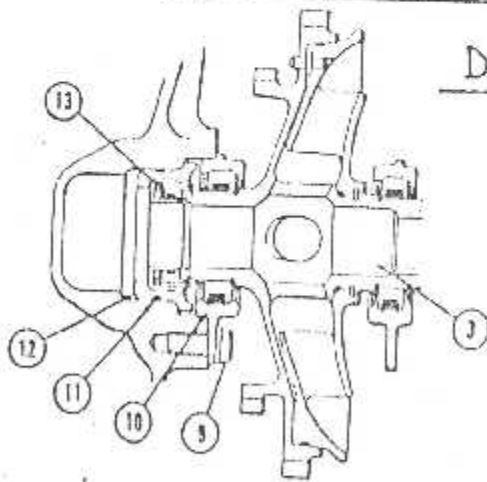
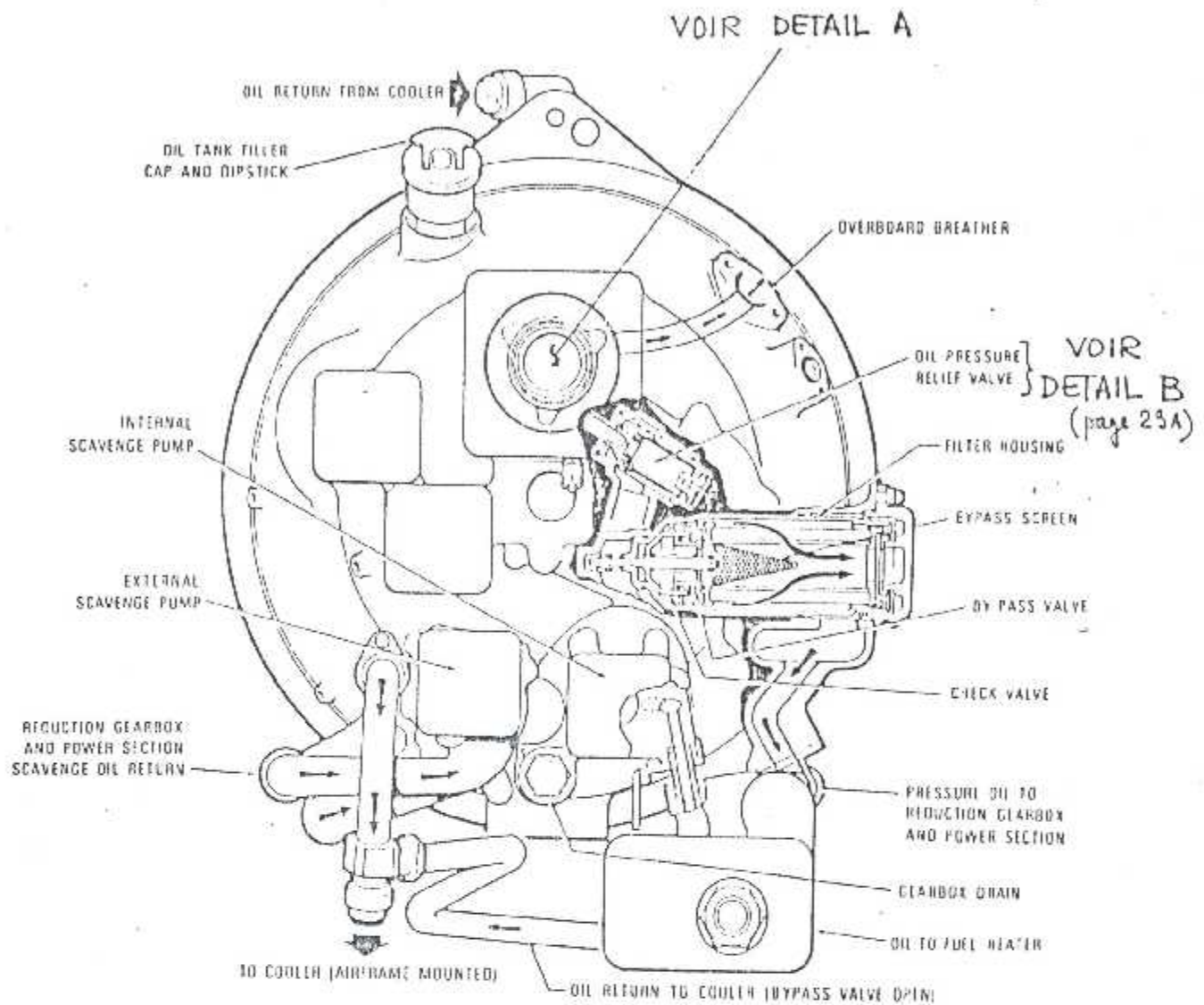
Le reniflard centrifuge constitué d'une enveloppe en alliage d'aluminium, l'enveloppe du roue à aube assurée à la face arrière de l'arbre d'entraînement du starter génératrice par un circlips. Le couple de rotation est transmis de l'arbre d'entraînement vers la roue par 3 épingles.

L'air de reniflard coule radicalement intime à travers l'enveloppe de la roue tournante, ou les particules d'huile dans le reniflard sont se parées par la force centrifuge, jetés à l'extérieur et égouts librement dans le puisard de la boîte de transmission. L'air circule en avant et dans le passage de diaphragme d'accessoires, puis il passe à travers un tube de transfert vers le reniflard centrifuge (Fig II -2 voir detail A)

II- 1- 4 –Jauge et capsule du remplissage :

Le réservoir d'huile comporte un bouchon de remplissage avec jauge à main intégrée. Le bouchon et la jauge sont fixées au col de remplissage, qui traverse le carter de la boîte d'accessoire " le diaphragme", pour atteindre le réservoir.

Les repères de la jauge indiquent le nombre de US quarts d'huile manquants (Fig II - 3).



DETAIL A

- 3. Starter-Generator Gearshaft and Centrifugal Impeller
- 9. Bolts and Tabwashers (Typical)
- 10. Flanged Roller Bearing (Typical)
- 11. Preformed Packing
- 12. Seal Carrier
- 13. Carbon Seal and Carrier

Fig II 2 Systemede purgation.

Le circuit d'huile moteur a une capacité totale de 3,5 US gallons, dont 2,3 gallons pour le réservoir. La consommation maximum, est d'un quart pour dix heures d'utilisation. Elle peut tomber à un quart par cinquante heures. Le jauge indique un quart en – dessous du plein lorsque le niveau d'huile est normal.

II- 1- 5- Détecteur magnétique de limaille :

Un détecteur magnétique de limaille est installé à la partie inférieur de chaque boîte de transmission avant moteur (Fig II-4). Ce détecteur commande un voyant rouge au panneau d'annonceurs, " L CHIP DETECT " (détection limaille gauche) ou " R CHIP DETECT " (détection limaille droite) pour alerter le pilote de la contamination d'huile, et le prévenir d'une panne moteur éventuelle ou imminente.

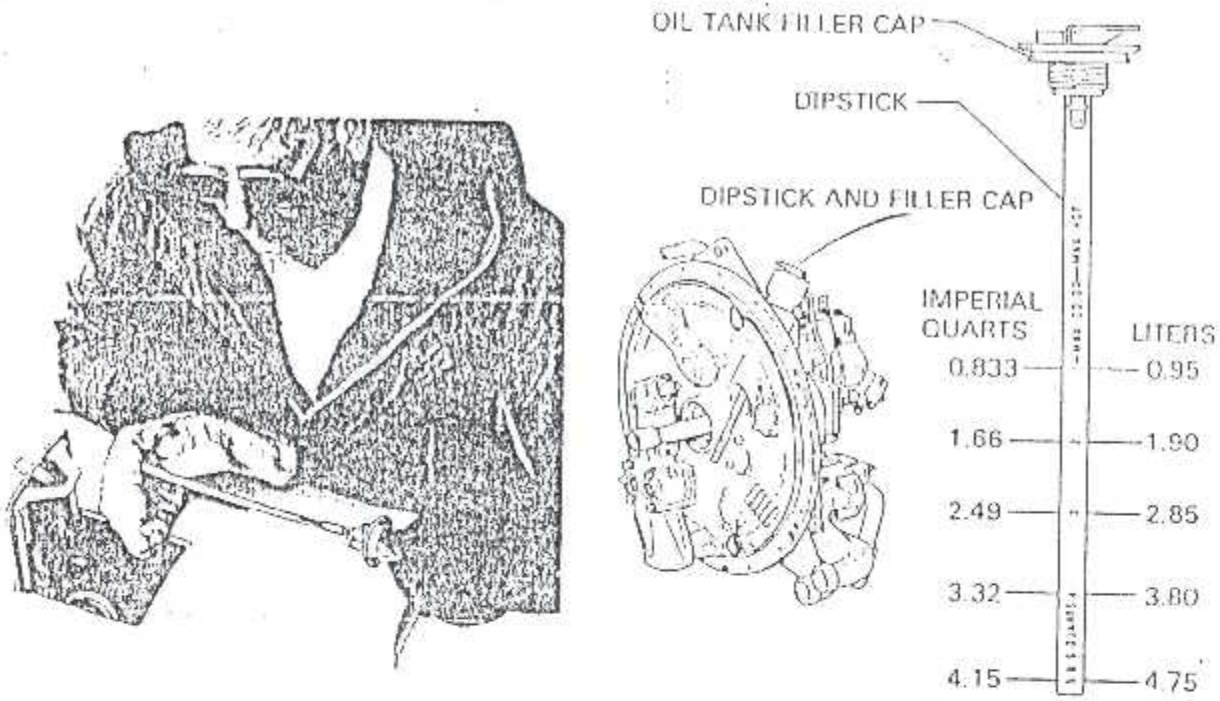


Fig II. 3 - Jauge et capsule de remplissage.

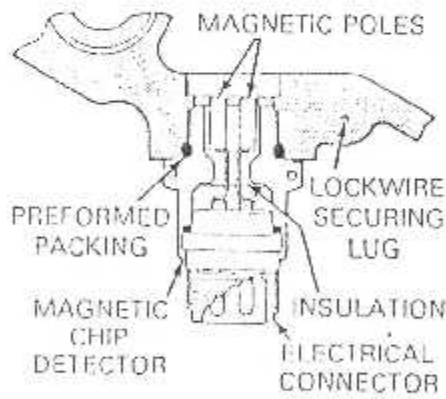


Fig II. 4 - Détecteur magnétique de limaille.

II -2- Commandes Moteur / hélice :

II - 2 – 1- Généralités :

Une connaissance approfondie du système d'hélice est essentielle pour utiliser au mieux le groupe motopropulseur.

Le respect des paramètres de sécurité de l'un et de l'autre permet de prolonger la durée de vie des moteurs et de voler en toute sécurité.

Le PT6A-41 possède un système de renversement de poussée et de control d'hélice qui consiste à faire contrôler une hélice hydraulique de 3 pales à piston isodrome par un régulateur d'hélice (Fig II- 5).

Le régulateur d'hélice cumule les fonctions de régulation normale d'hélice, de valve (BETA) de renversement et de régulation de puissance de la turbine motrice (N_1).

II- 2- 2-Hélice :

Fixée sur l'arbre porte – hélice. L'hélice comprend un moyeu qui supporte les pales et renferme un système hydraulique.

Le mouvement des pales (pas) est contrôlé par un piston hydraulique monté sur le devant du moyeu, ce piston est relié par billette sur le bord de fuite de chaque pied de pale. Des contrepoids sur chaque pale et des ressort de mise en drapeau tendent à diriger le piston vers la position drapeau ou grand pas.

Ce mouvement est contre carré par la pression d'huile régulée par le régulateur hélice. Une augmentation de pression d'huile régulée déplacera les pales vers la position " petit pas " (augmentation de RPM).

Une diminution de pression d'huile régulée laissera les pales revenir vers la position "grand pas" (diminution de RPM) sous l'influence des ressorts et des contrepoids.

Le piston est aussi connecté par 3 biellettes à ressort sur le plateau arrière de l'hélice. Le mouvement de ce plateau est transmis par un bloc et par l'intermédiaire du levier de reverse vers la BETA valve de reverse (sur le régulateur d'hélice).

On utilise ce mouvement pour contrôler le pas de l'hélice depuis la butée petit pas normal jusqu'à la position plein reverse.

II- 2- 3 – Régulateur d'hélice :

II – 2- 3 – 1- description :

Le régulateur réalise trois fonctions. En vol normal le régulateur agit comme un système à vitesse constante, maintenant la vitesse d'hélice sélectionnée par le pilote en faisant varier le pas des pales pour l'adapter au couple moteur en réponse des différentes conditions de vol.

Pendant les bases vitesses, le régulateur peut être utilisé pour sélectionner le pas nécessaire (contrôle BETA). Dans cette zone BETA, la puissance moteur est ajustée par le FCU, et la section régulateur de la turbine motrice (N_T) du régulateur d'hélice va maintenir une vitesse de turbine motrice légèrement inférieure au RPM choisi par le pilote.

En utilisation normale (avant), la fonction du régulateur est de gaver l'hélice et la pression d'huile pour diminuer le pas que les contrepoids et les ressorts tendent à augmenter.

Le régulateur principale peut conserver tout le régime sélectionné d'environ de 1600 à 2000 tours / minute.

On suppose que l'avion est en croisière normale, à un régime d'hélice de 1700tours / minute. Si le pilote met son avion en descente sans modifier la puissance, sa vitesse augmentera. L'angle d'attaque des pales d'hélice diminue ce qui en réduit la traînée, augmentant ainsi le régime. Si l'hélice est a pas variable, et équipée d'un régulateur réglé à 1700 tr/min, le régulateur détecte cette « vitesse » et augmente l'angle de pale .Cette augmentation ramène le régime à 1700 tr/ min, c'est à- dire à

la valeur choisie. De la même manière, si l'avion passe de la croisière à la montée sans modification de puissance, le régime d'hélice tend à décroître, ce qui provoque une réaction du régulateur en diminution de l'angle de pale, le régime revenant ainsi à sa valeur d'origine.

De cette manière, le régulateur confère des caractéristiques de "**vitesse constante**" à l'hélice à pas variable.

Toutefois, dans certaines circonstances, le régulateur principal ne peut conserver le régime choisi. Imaginons par exemple le cas d'un avion en approche à l'atterrissage avec un régulateur réglé à 1700 tr/min. Au fur et à mesure que l'on réduit à la fois la puissance et la vitesse, une situation de sous-vitesse apparaît ; qui provoque la diminution de l'angle de pale par le régulateur pour revenir au régime choisi. Si l'angle de pale pouvait être diminué jusqu'à 0° degré, voir même à l'inversion, l'hélice créerait une telle traînée que le contrôle de l'avion en serait réduit de manière critique. L'hélice se comportant comme un disque de grand diamètre masquerait l'écoulement d'air autour des surfaces de l'empennage ce qui provoquerait une tendance brutale à piquer.

Afin d'éviter des acrobaties aussi intempestives, un dispositif doit empêcher le régulateur d'afficher des angles trop faibles pour maintenir la sécurité. Au fur et à mesure que cet angle est réduit par le régulateur, il finit par atteindre la "**butée de petit pas**" et reste fixe sans pouvoir continuer à réduire le pas. C'est la raison pour laquelle le régulateur ne peut rétablir le régime, qui chute en – dessous de la valeur affichée.

II – 2- 3- 2 – Fonctionnement du régulateur principal :

Les manettes d'hélices règlent le régulateur principal entre 1600 et 2000 tr/min, et celui –ci est installé à la partie supérieur du réducteur moteur, qui à deux fonctions.

Il peut sélectionner tous régimes constant dans la plage des 1600 à 2000 tr/min et également mettre l'hélice en drapeau. Il agit par commande de l'alimentation en huile du mécanisme d'hélice (Fig II – 6).

La pompe est un organe important, du régulateur principal d'hélice. Elle est entraînée par l'arbre N_p et élève la pression d'huile moteur de sa valeur normale à environ 375 PSI. Plus le volume d'huile envoyé dans le dôme d'hélice est important, plus le pas d'hélice est faible et plus le régime est élevé. Toutefois les ressorts et contrepoids centrifuges s'efforcent d'obtenir la mise en drapeau, la commande d'hélice consiste donc à équilibrer des forces opposées.

Un presse-étoupe de transfert est situé sur l'arbre N_p . Il permet à l'huile d'entrer et de sortir du dôme d'hélice, refaisant ainsi en permanence le plein d'huile chaud du mécanisme de pas.

Le régulateur principal comporte un jeu de contrepoids rotatif entraîné par l'arbre d'hélice, sa fonction consiste à comparer le régime de l'hélice au régime de référence affiché. Ces contrepoids sont reliés à une valve pilote se mouvant librement, plus les contrepoids tournent lentement par rapport au régime de référence affiché, plus la position de valve pilote est basse. Si l'hélice et les contrepoids tournent plus rapidement, la force centrifuge accrue fait monter la valve pilote dans le régulateur.

La position de cette valve détermine la quantité d'huile envoyée au mécanisme de pas.

II – 2- 4- Butée de petit pas :

II – 2- 4 – 1- Description :

Sur de nombreux types d'avions, la butée de petit pas est simplement placée à la limite de débattement de petit pas due à la construction de l'hélice. Mais, avec une hélice à inversion de pas, l'extrémité du débattement dans le sens de petit pas est au-delà de 0° , au angles d'inversion ou de pas négatif. Par conséquent,

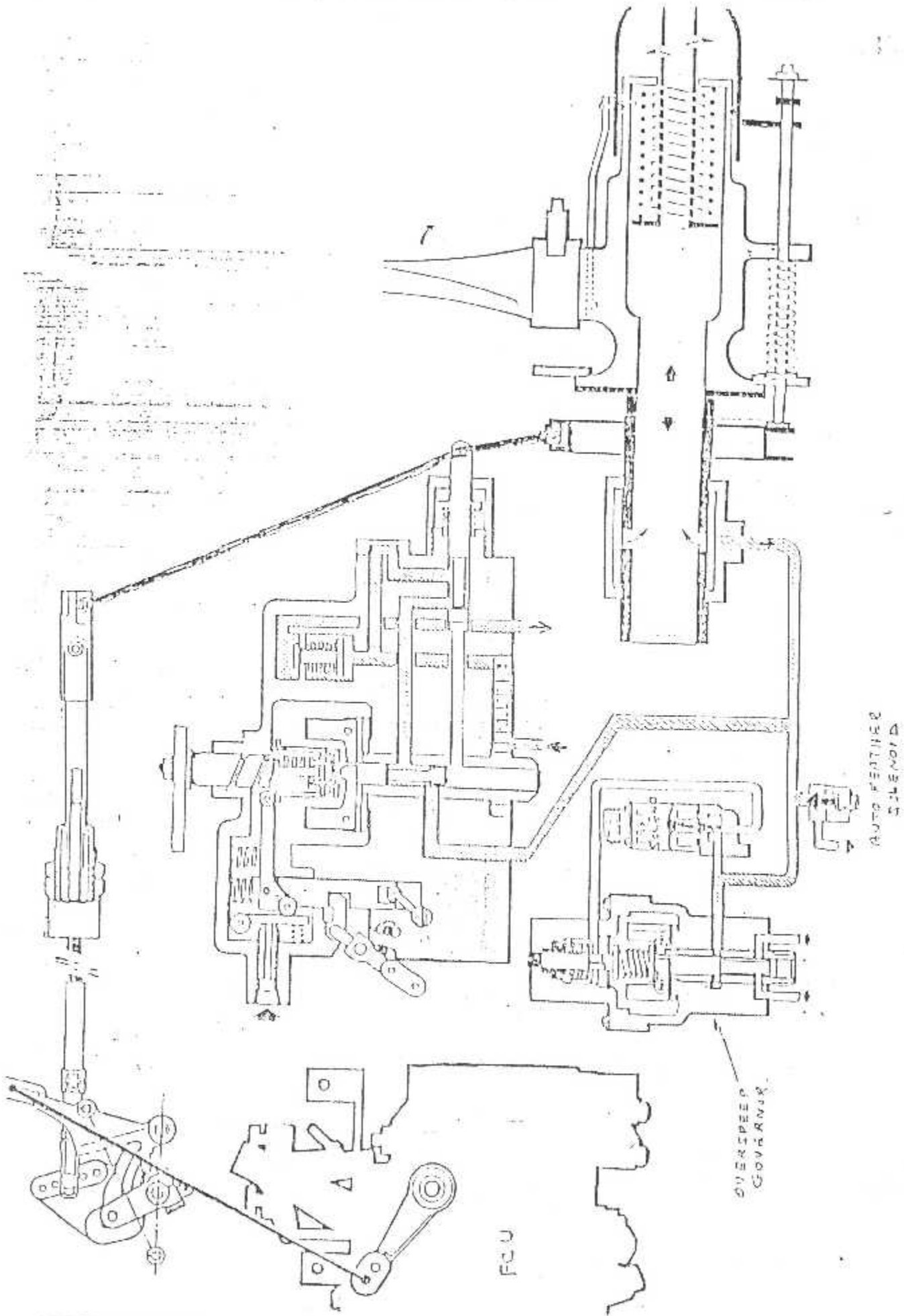


Fig II. 6. Régulateur d'hélice.

la butée de petit pas de cette hélice doit être conçue de manière à pouvoir être déplacée ou repositionner lorsque l'on souhaite obtenir l'inversion.

La position de la butée de petit pas est commandé à partir poste de pilotage par la manette des gaz, chaque fois que celle-ci est sur IDLE (ralentie) ou au-dessus, cette butée est placée à un angle de pale de 18° . Mais si on amène la manette des gaz à l'arrière IDLE (ralentie), on repositionne progressivement la butée à des angles de pales inférieurs à 18° .

II -2 - 4- 2 -fonctionnement à la butée petit pas :

La position de l'hélice de petit pas est déterminée par une butée hydraulique à surveillance mécanique (Fig II-7).

Le servo piston d'hélice est relié par trois tiges coulissantes à l'anneau de reverse monté à l'arrière de l'hélice.

Un bloc-balai en charbon glissant sur le connecteur transfère le mouvement de ce dernier par la manette d'inversion d'hélice à la valve Beta du régulateur. Le mouvement initial vers l'avant de cette valve bloque l'admission d'huile à l'hélice. La poursuite du mouvement vers l'avant vide l'huile de l'hélice dans le puisard du réducteur.

Une butée mécanique limite le mouvement vers l'avant de la valve Beta. Un mouvement vers l'arrière de celle-ci n'a aucune influence sur la commande normale de l'hélice.

Lorsque celle-ci tourne à un régime inférieur à celui qui a été sélectionné au régulateur, la pompe du régulateur envoie de l'huile sous pression au servo piston et diminue le pas des pales d'hélices jusqu'à ce que l'anneau de reverse amène la valve Beta à une position qui bloque l'arrivée d'huile à l'hélice, empêchant ainsi toute nouvelle variation de pas.

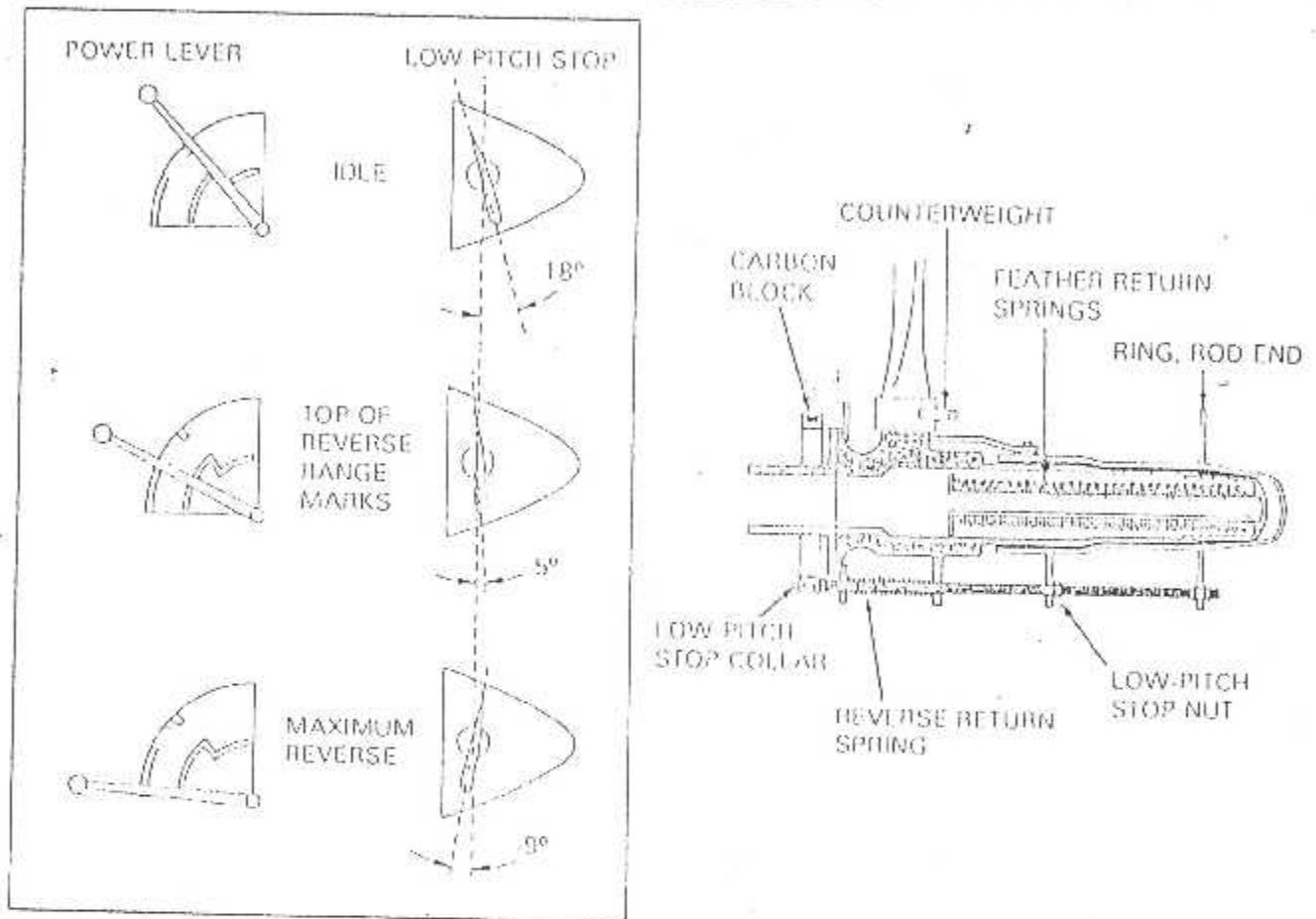


Figure II-7. Schéma de la butée de petit pas

II-2-5 Régulateur de survitesse :

Le régulateur de vitesse protège le système contre des régimes excessifs d'hélices en cas de défaillance du régulateur principal. Du fait que l'hélice du PT6 est entraînée par une turbine libre, indépendante du compresseur une survitesse peut se manifester rapidement en cas de défaillance du régulateur principal.

Le point d'utilisation du régulateur de survitesse est réglé à 4% au-dessus du régime maximum du régulateur principal. Du fait que le régime maximum d'hélice sélectionné au régulateur principal est de 2000 tours /minute, le régulateur de survitesse est taré à 2080 tours /minute.

Si ce régime est atteint, le régulateur de survitesse commencera à augmenter le pas d'hélice pour empêcher le régime de continuer à monter. Du point de vue du pilote un tachymètre d'hélice stabilisé à environ 2080 tours /minute, indiquerait une panne du régulateur principal et le fonctionnement correcte du régulateur de survitesse.

Pour les essais, on peut ramener le point de réglage de ce régulateur à 1870 tours / minute approximativement.

II-2-6 Régulateur limiteur de carburant :

Le régulateur de turbine de puissance ou régulateur de carburant peut également contrôler la survitesse, et il est réglé à 6% au-dessus du régime sélectionné pour le régulateur principal.

En cas de survitesse, le régulateur de turbine de puissance réduit la pression pneumatique admise à la commande carburant. Ceci permet de diminuer le débit de carburant et donc de ralentir l'ensemble moteur.

Dans tous les cas, les limites de survitesse d'hélice sont d'importance très critique. La limite maximum est de 2200 tours / minute, pendant 5 secondes.

Un régime soutenu au-dessus de 2000 tours/minute, indique une panne du régulateur principal. On peut continuer le vol jusqu'à 2080 tours/minute, dans la mesure où le couple est limité à 1800 ft-lbs (248.4 m/Kg).

Les régimes supérieurs à 2080 tours/minute ne sont pas autorisés. Ils correspondent à une panne, tant du régulateur principal que du régulateur hydraulique de survitesse.

II-2 -7- Manettes des gaz :

Les manettes des gaz (deux premières manettes du côté gauche) sont installées sur le secteur monté au centre du piédestal et sont interconnectées mécaniquement, par l'intermédiaire d'une boîte à cames, à la commande carburant, à la valve Beta et au mécanisme d'asservissement ainsi qu'au régulateur de la turbine de puissance (N_f).

Le secteur des manettes des gaz permet à celles-ci de se déplacer dans la plage de poussée avant (Alpha), du ralenti à la poussée maximum et dans la plage de Beta / inversion, du ralenti à l'inversion maximum. Un cran ménagé sur ce secteur, à la position IDLE (Ralenti) interdit tout déplacement par inadvertance de cette manette dans la plage Beta /inversion. Le pilote doit soulever les manettes le cran pour afficher Beta ou l'inversion.

La fonction des manettes des gaz dans la plage de poussée avant (Alpha) consiste à établir un régime de générateur de gaz par l'intermédiaire du régulateur N_f correspondant à un débit de carburant qui produira et maintiendra le régime N_f sélectionné.

Dans la plage Beta, les manettes des gaz permettent de réduire l'angle de pale d'hélice, ce qui diminue la poussée résiduelle d'hélice.

Dans la plage d'inversion, les manettes des gaz remplissent les fonctions suivantes :

(1) sélection d'un angle de pale proportionné au déplacement vers l'arrière de la manette.

(2) sélection d'un débit de carburant qui entretiendra la puissance en inversion sélectionnée.

(3) faire passer le régulateur de turbine de puissance (N_T) de son régime normal de 106% à une plage se situant entre 93% et 97%. Par conséquent, le régime, dans la plage d'inversion, est commandé par le régulateur de turbine de puissance N_T agissant

par l'intermédiaire du FCU, qui limite le débit et, par conséquent, le régime en fonction de la position de la manette.

II-2-8 Manettes d'hélice :

Le régime d'hélice dans la plage du régulateur principal de 1600 à 2000 tours /minute, est affiché par la position des manettes de commande d'hélice.

Ces manettes, pour chaque moteur, sont situées entre les manettes des gaz et les manettes d'étouffoir, sur le secteur du piédestal central.

La position en butée avant affiche un régime de 2000 tours / minute au régulateur principal. En butée arrière, au cran de mise en drapeau, ce régulateur est réglé à 1600 tours/minute. On peut sélectionner des positions intermédiaires de régime, à l'aide des manettes d'hélices, le régime s'affichant au tachymètre, en nombre de tours par minute.

Un cran à la position de grand pas empêche d'amener par inadvertance la manette dans la plage de mise en drapeau, indiquée par les bandes blanches peintes sur les fentes de manettes du secteur.

En position de drapeau complet les manettes agissent sur le régulateur pour évacuer l'huile des chambres de servo d'hélice et permettre aux contrepoids et ressorts de mettre les pales en drapeau à 90°.

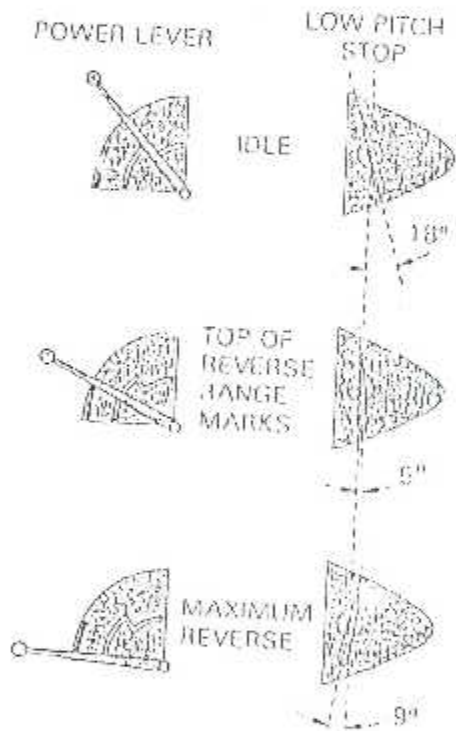
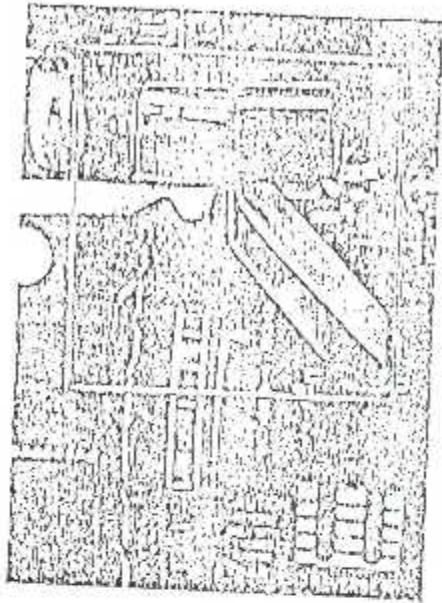


Fig II-9. Manette des gaz

II-2-9 Système démise en drapeau automatique :

Le système de mise en drapeau automatique permet d'évacuer immédiatement l'huile du servo d'hélice, afin que les ressorts et contrepoids commencent à mettre les pales en drapeau en cas de panne moteur.

Bien que ce système soit armé par l'interrupteur monté sur le panneau inférieur, sous inscription **AUTO-FEATHER- ARM - OFF - TEST** (mise en drapeau automatique - armement -arrêt-essai), la phase d'armement s'exécute lorsque les deux manettes des gaz sont avancées au-dessus de 90% N_1 , instant auquel les voyants droit et gauche du panneau d'avertissement/alarme indiquent que le système est complètement armé.

Ces voyants sont verts, sous plaquettes **L AUTO-FEATHER** (mise en drapeau automatique gauche) et **R AUTO-FEATHER** (mise en drapeau automatique droite).

Les systèmes restent hors service jusqu'à ce que la manette des gaz soit ramenée en-dessous de 90% N_1 . Il est conçu pour n'être utilisé qu'au cours du décollage, de la montée et de l'atterrissage et doit être coupé lorsqu'on se stabilise en croisière.

Ce système étant armé, si la pression d'huile du couplemètre de l'un des moteurs chute en dessous d'une valeur prescrite, l'huile est évacuée du servo, les contrepoids et ressorts font avancer les pales vers le drapeau et le système de mise en drapeau automatique de l'autre moteur est désarmé.

Cette dernière action, sur le moteur en fonctionnement, est également indiquée par l'extinction du voyant correspondant pour ce moteur.

La fonction de mise en drapeau automatique doit être armée et en état de service pour le vol.

II-3-Circuit d'allumage :

Un circuit d'allumage est employé pour fournir l'allumage initial au mélange air/carburant dans la chambre de combustion.

II-3-1-Position des bougies :

La chambre de combustion comporte deux allumeurs à étincelle afin d'obtenir un allumage franc au cours du démarrage. Les bougies d'allumage sont installées dans la section de combustion du moteur l'un au 4H (position comme vue de l'arrière du moteur) et l'autre à 9H avec un taux d'allumage d'une étincelle par seconde.

Le moteur peut toute fois démarrer sur un seul allumeur. Ce système est conçu de façon que si un allumeur soit ouvert ou court-circuité, l'allumeur restant continue a fonctionné. Après le démarrage du moteur, les allumeurs sont coupés du fait que la combustion s'entretient d'elle-même (fig II-10).

II-3-2-Allumage automatique (Système de secours) :

Le système d'allumage comporte une fonction automatique de secours, appelée AUTO IGNITION (allumage automatique) en cas d'urgence.

Les interrupteurs d'allumage automatique peuvent être placés sur ARM (armement) immédiatement avant le décalage. Si le couple moteur chute en dessous de 400 ft-lbs (livres-pied du couple) approximativement, l'allumeur se mettra automatiquement en service, afin de redémarrer le moteur. Le voyant IGNITION ON (allumage marche) sera allumé.

II-3-3-Température de fonctionnement :

L'allumage par étincelle permet au moteur de démarrer rapidement dans une large gamme de températures (-54 / +135°C).

II-3-4-Constitution du système :

Ce système est constitué d'un excitateur d'allumage installé sur la cellule, de deux ensembles de câbles à haute tension distincts et de deux allumeurs à étincelle (fig II-11).

II-3-5-Courant d'alimentation :

Il est alimenté par le courant DC nominal avion sous 28V est fonctionne dans la plage des 9 à 30 volts, 3.5 A max. L'excitateur d'allumage n'est mis sous tension que pendant la phase de démarrage.

II-3-6-Altitudes de fonctionnement :

Les altitudes de fonctionnement sont de 0 à 50000 ft (16500 m).

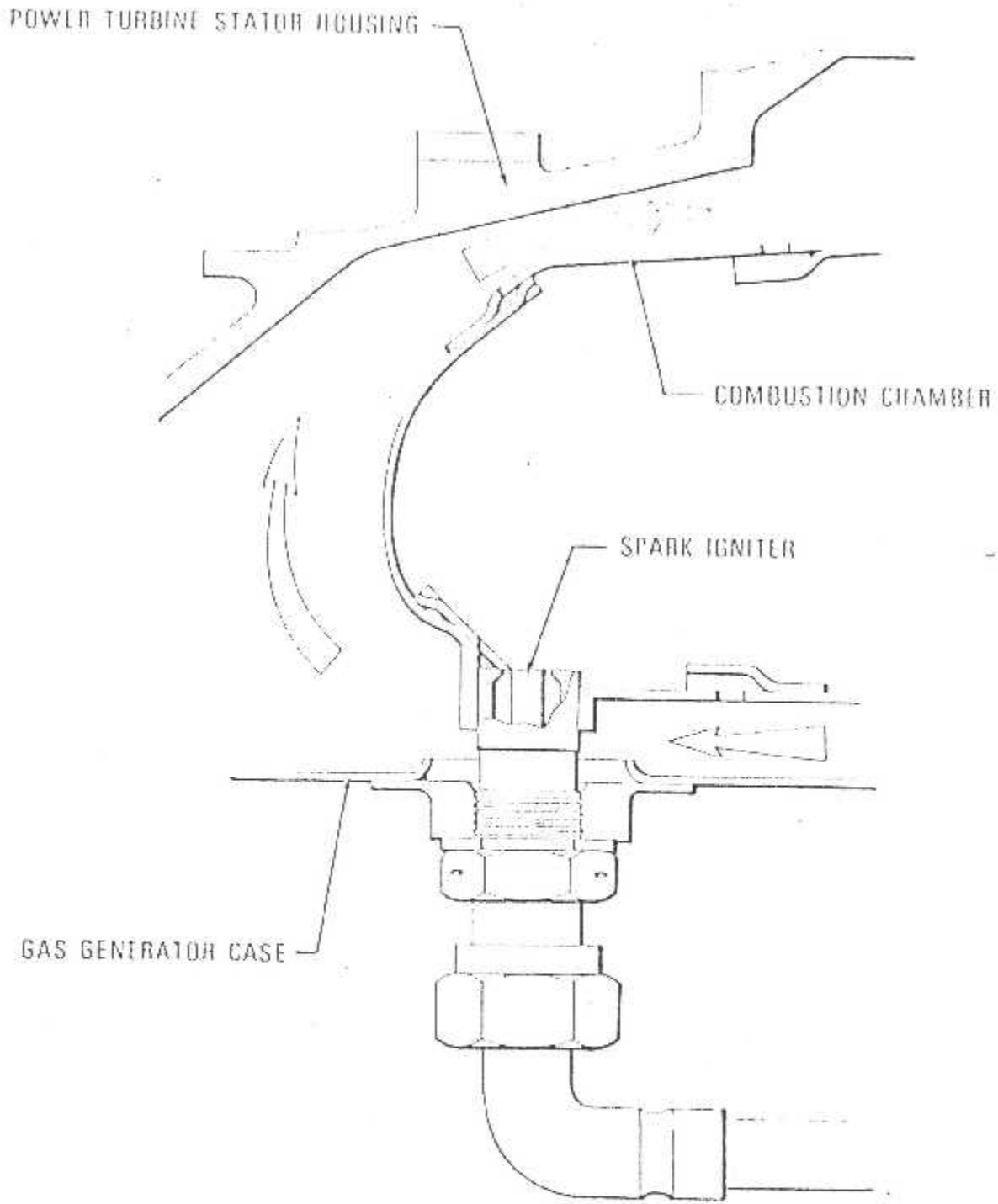


Fig II-10 - Bougie d'allumage montée dans la chambre de combustion.

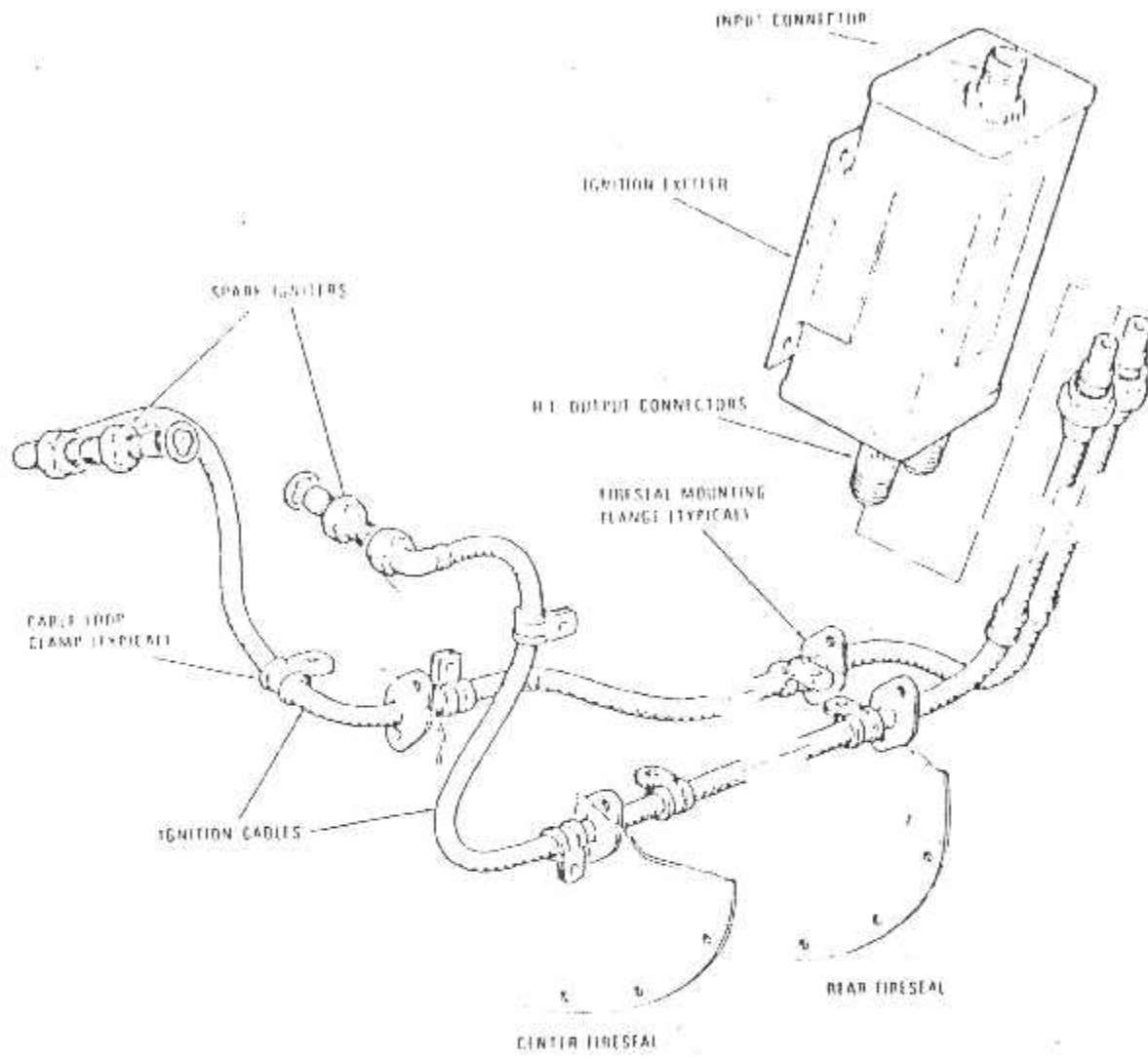


Fig II- Circuit d'allumage

II- Systèmes anti-givrage :

II-4-1-Anti-givrage Entrée d'air :

II-4-1-1-Lèvre d'entrée d'air moteur :

La chaleur des gaz d'échappement est utilisée pour réchauffer les lèvres d'entrée d'air moteur. L'air chaud est prélevé par une prise d'air à l'intérieur de chaque pipe d'échappement et conduit vers les lèvres. L'air chaud s'échappe ensuite par le bas de la nacelle (fig II-12).

II-4-1-2- Séparateur des particules de glace (par inertie) :

Un système est conçu dans chaque entrée d'air pour éviter que l'humidité devenant des particules de glace en conditions givrantes, pénètre dans le moteur. Un volet protecteur et un volet de dérivation manœuvrable sont abaissés dans le couloir d'écoulement d'air (fig II-12), lors de la rencontre d'humidité apparente à + 5°c ou moins, en alimentant des actionneurs électriques avec les interrupteurs " ICE VANE-EXTEND-RETRACT " situé en bas du tableau de bord du pilote.

II-4-1-3-Système mécanique de sécurité :

Un système mécanique de sécurité est prévu. Il se manœuvre en tirant les poignées en T en dessous du tableau de bord pilote nommé " ICE VANE MANUAL-PULL-LEFT ENG- RIGHT ENG ".

Réduire la vitesse à 160 Kts (184 Mph_296 Km/h) ou moins pour faciliter cette manœuvre manuelle. La vitesse normale peut ensuite être rétablie.

II-4-1-4-Fonctionnement du système :

Le volet de protection détourne brutalement les filets d'air vers le bas lors forçant à effectué un virage brusque pour remonter vers le moteur tandis que les particules de glace qu'ils transportaient poursuivent leur course par inertie et sont évacués.

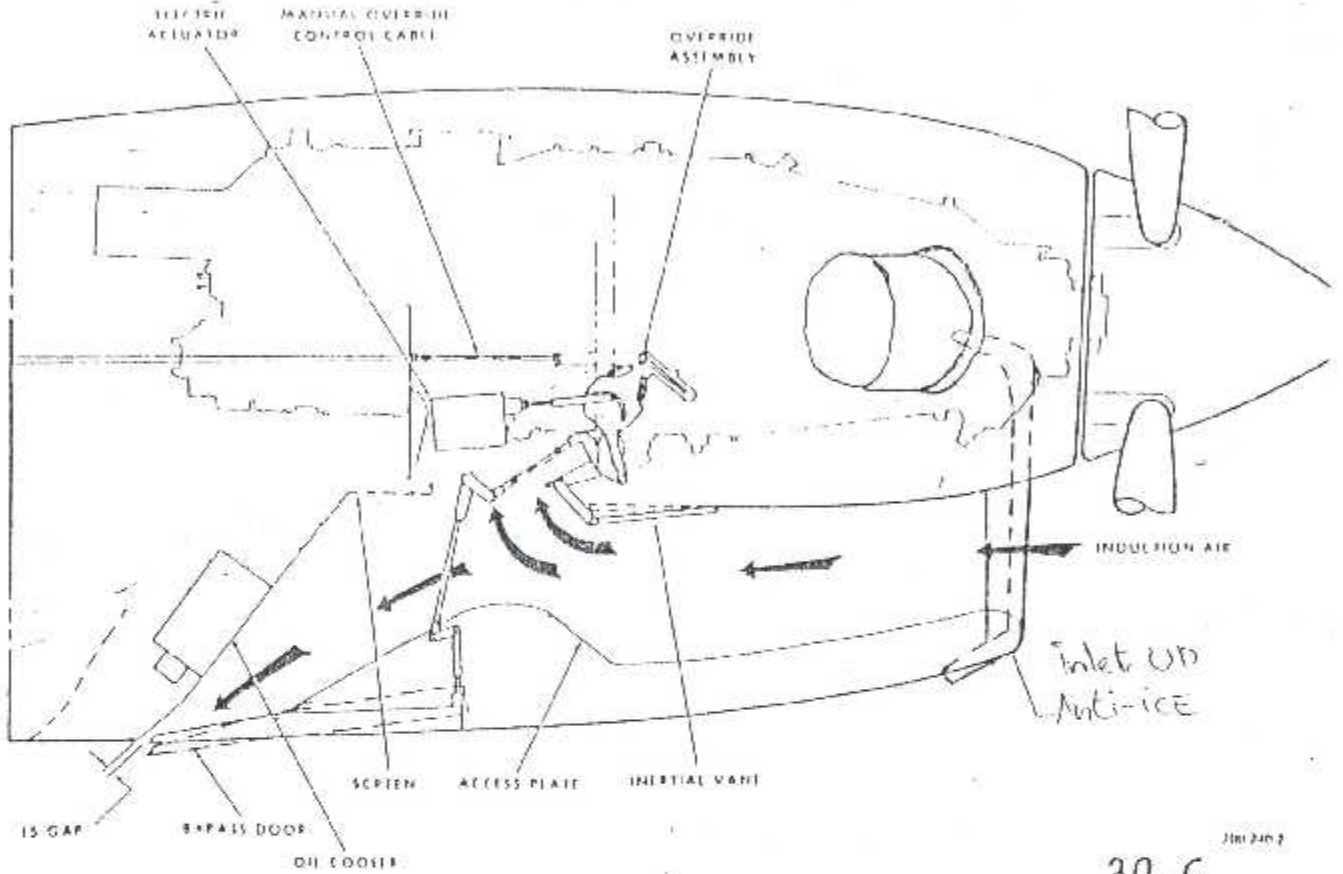
Le fonctionnement du système (volets abaissés) est indiqué par l'éclairage des voyants " **L ICE VANE EXT** " et " **AIR ICE VANE EXT** " sur le panneau d'attention /avis.

Quand le système n'est pas utilisé les volets sont rétractés (interrupteur en position " **RETRACT** "). Les voyants sont alors éteints.

La rétraction doit être effectuée à $+15^{\circ}\text{C}$ et plus pour assurer un refroidissement optimal de l'huile moteur.

Les volets n'ont pas de position intermédiaire entre leur abaissement et leur rétraction.

Si pour quelque raison les volets n'atteignent pas la position choisie dans un délai de 15 secondes, les voyants, jaunes " **L ICE VANE** " ou " **R ICE VANE** " s'allumeront sur le panneau d'attention/avis. Le système mécanique de sécurité doit alors être utilisé. Les voyants s'éteindront quand les volets seront positionnés manuellement avec succès.



30-6 JMI 2102

Fig II-12- Séparateur des particules de glace

II-4-2-Anti-givrage des hélices :

II-4-2-1-Description et fonctionnement :

Ce système comprend :

Un boot chauffé électriquement par deux résistances, l'une intérieur et l'autre Extérieur, sur chaque pale d'hélice ; Un ensemble de charbons et un plateau collecteur pour la transmission électrique ; Un ampèremètre, une minuterie pour le fonctionnement automatique et un circuit pour commande manuelle sécurité (fig II-13).

II-4-2-2-Fonctionnement :

Un interrupteur/disjoncteur de 20 ampères " PROP-AUTO-OFF " sur le panneau inférieur actionne le système automatique.

Un ampèremètre sur le panneau inférieur droit enregistre le courant (de 14 à 18 ampères) qui passe dans le circuit pendant l'utilisation de ce système. En utilisation "AUTO ", l'alimentation de la minuterie sera coupée si le courant s'élève au-dessus de l'intensité de l'interrupteur/disjoncteur (20 ampères).

Le courant venant de la minuterie va vers l'ensemble de charbons puits sur le plateau collecteur. Ce dernier permet le passage du courant vers les boots. La chaleur issue des boots réduit la possibilité de prise de la glace qui est projetée par la force centrifuge et le souffle de l'hélice.

L'alimentation des résistances sur chaque pale est cyclé par la minuterie d'après la séquence suivante :

- Résistances extérieures hélice droite, résistances intérieurs hélice droite
- Résistances extérieures hélice gauche, résistances intérieurs hélice gauche.

La défaillance d'une résistance sur l'une des cotés ne signifie pas que le système entier doit être stoppé (fig II-14).

II-4-2-3 -Système manuel de sécurité :

Le système manuel est une sécurité en cas de défaillance du système automatique.

Un interrupteur " **PROP-INNER-OUTER** " située sur le panneau inférieur gauche commande les relais de surpassement manuel sur position " **OUTRE** ", la minuterie automatique est surpassée et l'alimentation est fournie aux résistances extérieures simultanément sur les deux hélices.

Cet interrupteur est de type momentané et doit donc être maintenue en position jusqu'à ce que la glace soit délogée.

Après cela, il faut maintenir l'interrupteur en position " **INNER** " pour alimenter les résistances des deux hélices. Les indicateurs de charge (l'ampèremètre de l'avion) indiqueront une augmentation de charge d'environ 0.05, par indication, quand le système manuel d'anti-givrage sera en fonction.

L'ampèremètre du système d'anti-givrage des hélices, pour sa part n'indiquera aucune charge pendant l'utilisation du système manuel (fig II-14).

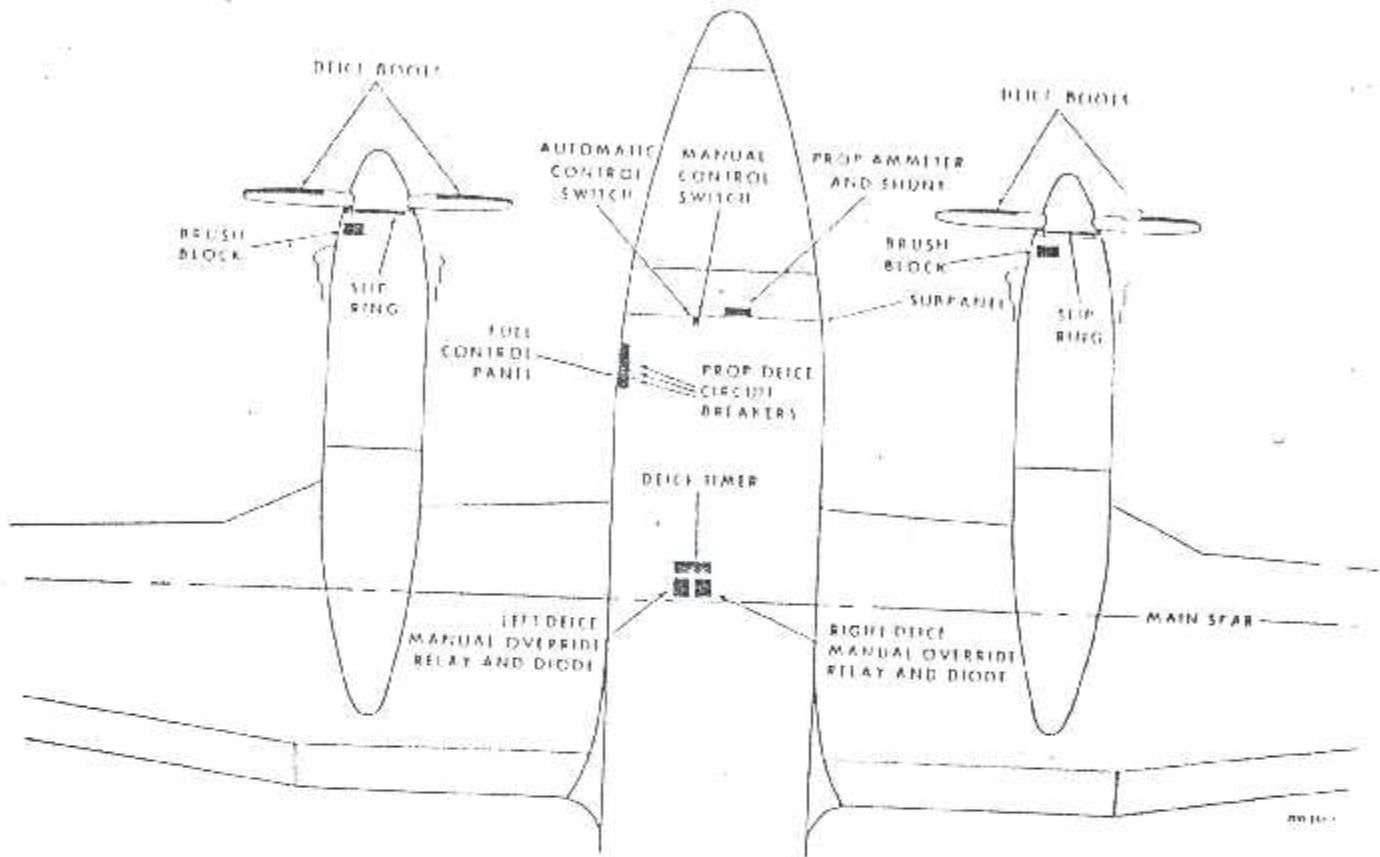


Fig II-13 - Systeme anti-givrage hélice.

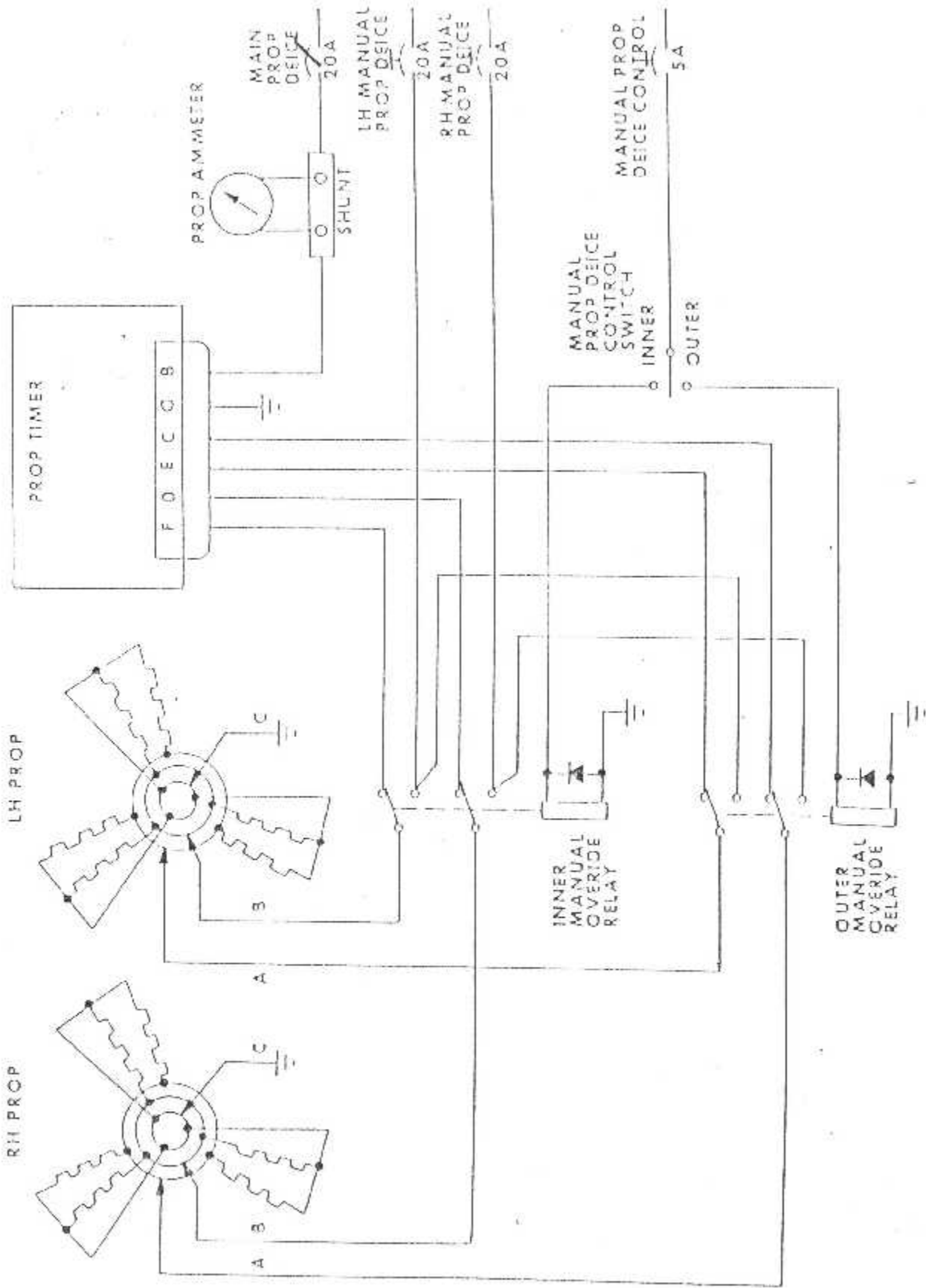


Fig II - 14 - Schéma électrique d'anti-givrage Hélice.

A decorative scroll-shaped frame with a double-line border. The top and bottom edges are slightly curved, and the left and right sides have small circular motifs at the corners, resembling the ends of a scroll. The text is centered within this frame.

CHAPITRE III :
CIRCUIT DE CARBURANT

III- CIRCUIT DE CARBURANT :

III-1-Distribution :

III-1-1-Description et fonctionnement :

La pompe moteur (haute pression) est montée sur le carter à accessoires en conjugaison avec l'unité de contrôle carburant (FCU). La défaillance de cette pompe provoque l'extinction immédiate.

La pompe de gavage (boost pump) (basse pression) est également une pompe entraînée par le moteur et elle est montée à l'arrière de la section accessoire du moteur. Cette pompe fonctionne quand le générateur de gaz (N_1) tourne-et fournit suffisamment de carburant pour le démarrage, le décollage et toutes les utilisations en vol exceptée celle de l'essence aviation au-dessus de 20000 ft (6096m) et celle avec de l'alimentation croisée.

Une pompe auxiliaire (basse pression) entraînée électriquement et située au bas de chaque réservoir de nacelle, a trois fonctions :

- 1) Pompe de secours dans l'éventualité d'une défaillance de la pompe de gavage.
- 2) Soutien de la pompe de gavage pour utilisation de l'essence aviation au-dessus de 20 000 ft (6096 m).
- 3) Pompe d'alimentation pendant les opérations d'alimentation croisée.

Lors de ces opérations d'alimentation croisée il est impératif que la pompe auxiliaire du côté " **moteur en panne** " soit en état de fonctionnement sans quoi la manœuvre est impossible.

L'alimentation électrique de la pompe auxiliaire est commandée par un interrupteur à bascule avec levier de blocage nommé "STANDBY PUMP-ON-OFF", situé sur le panneau de commande carburant et alimenté par deux sources

indépendantes. L'une de ces sources est fournie par les barres-bus d'alimentation n° 3 ou n° 4 et est protégée par un disjoncteur de 10 ampères situé sur le panneau de commande. Cette source n'est utilisable qu'avec l'interrupteur de contact général sur " ON ".

L'autre source vient directement de la batterie par la barre-bus batterie et est protégée par deux fusibles de 5 ampères situés dans la section centrale d'aile droite. Ces fusibles sont accessibles par une porte de visite sous l'intrados de l'aile à l'extérieur de la batterie. Cette source est constamment disponible sans considération de la position de l'interrupteur général batterie. Ces circuits sont protégés par des diodes pour éviter que l'un d'eux, tombant en panne entraîne l'incapacité de l'autre. Après l'arrêt des moteurs, s'assurer que les interrupteurs de pompe auxiliaires (gauche et droite) sont bien sur " OFF " afin d'éviter la décharge de la batterie.

En cas d'une baisse de pression (panne de pompe de gavage), le voyant respectif " FUEL PRESS " s'allumera sur le panneau d'alarme. Il s'allumera quand la pression aura chuté de 9 ou 10 PSI. Ce voyant pourra être éteint par la mise en fonction de la pompe auxiliaire du côté concerné, augmentant ainsi la pression au-dessus de 9 à 10 PSI.

Ce voyant " FUEL PRESS " est commandé par le manostat au filtre carburant.

ATTENTION :

- 1) L'utilisation du moteur avec le voyant " FUEL PRESS " allumé est limité à 10 heures entre révision générale ou changement de la pompe carburant moteur.
- 2) Quand on utilise de l'essence aviation pendant des montées supérieures à 20 000 ft (6096 m), la première indication d'une pression carburant

insuffisante sera un clignement intermittent des voyants " **FUEL PRESS** ". Une grande fluctuation de l'indicateur de débit carburant peut aussi être notée. Ces états peuvent s'éliminer par la mise de la pompe auxiliaire.

Le transfert du carburant du réservoir auxiliaire vers le réservoir nacelle est réalisé par une pompe à jet. Cette pompe est en mise en action par l'intermédiaire d'un interrupteur " **AUX TRANSFER** " sur le tableau de commande carburant.

Cet interrupteur peut être placé sur " **AUTO** " (Automatique) ou sur " **OVERRIDE** " (Surpassement).

Quand l'interrupteur est sur " **AUTO** " la " **motive flow valve** " (qui se trouve sur une tuyauterie carburant branchée en aval de la pompe de gavage) est alimentée électriquement par l'intermédiaire d'un module.

Le but de ce module est de retarder l'écoulement du carburant de 30 à 50 secondes pour éviter l'épuisement de pression carburant pendant le démarrage moteur. En suite le transfert s'effectue par le truchement de la pompe à jet et cela tant que la pompe de gavage (ou la pompe auxiliaire) est en fonction et tant qu'il y a du carburant dans le réservoir auxiliaire.

La défaillance de la pompe de gavage et/ou de la pompe auxiliaire ou la défaillance de la " **motive flow valve** " provoquera l'éclairage du voyant " **NO TRANSFER** " sur le tableau de commande carburant, s'il reste du carburant dans le réservoir. Ce voyant s'allume en effet quand le manostat adjacent à la " **motive flow valve** " n'enregistre plus que $6\text{psi} \pm 1\text{psi}$, et que le contacteur à flotteur dans le réservoir auxiliaire n'est pas encore sur position " **vide** ".

Quand le carburant auxiliaire est épuisé, le module reçoit cette information de la part du contacteur à flotteur et, après un délai de 30 à 50 secondes, coupe l'alimentation électrique de la " **motive flow valve** " pour éviter que à jet continue de fonctionner.

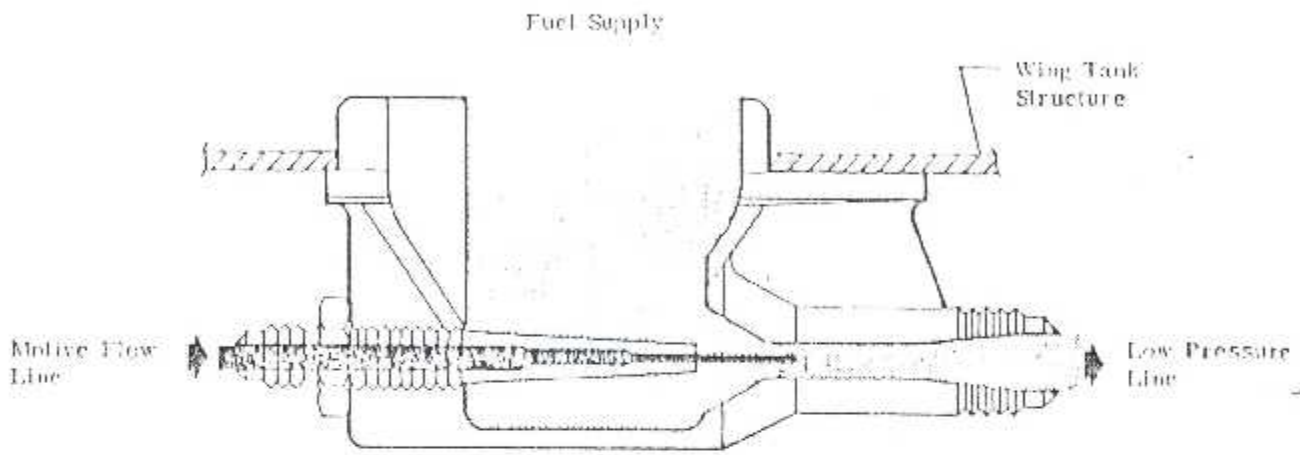


Fig III-4-SCHEMA DE PRINCIPE D'UNE POMPE A JET

Le fonctionnement "à sec" ne serait pas préjudiciable à la pompe mais un fonctionnement prolongé avec le réservoir vide peut provoquer l'envoi d'humidité vers le réservoir principal, humidité provenant des mises à l'air libre.

Pendant le démarrage moteur, le pilote doit vérifier que les voyants "NO TRANSFER" s'éteignent 30 à 50 secondes après le démarrage. Un sur passement existe comme sécurité ; placer alors l'interrupteur "AUX TRANSFER" sur "OVERRIDE" ce qui a pour effet d'alimenter électriquement et directement la motive flow valve, shuntant le module (fig III-1).

Le circuit comprend deux robinets coupe-feu commandés par deux interrupteurs, un de chaque côté de la rangée supérieur des disjoncteurs sur le panneau de commande carburant. Ces interrupteurs, respectivement gauche et droit, sont nommés "FUEL FIREWALL SHUTOFF VALVE-OPEN-LOSED".

Un cache protecteur rouge, sur chaque interrupteur, évite toute utilisation par inadvertance. Comme les pompes auxiliaires, les robinets coupe-feu reçoivent leur alimentation électrique des barres-bus principales et aussi de la barre-bus qui est directement connectée sur la batterie.

III-2- Circuit Moteur :

III-2-1-Description :

Le système comprend un réchauffement carburant (par huile moteur), une pompe carburant, un FCU, un flow divider et un dump valve, une rampe double de distribution avec 14 injecteurs et des clapets de drainage. Pour une meilleure compréhension du fonctionnement nommons également ici le régulateur de turbine motrice et le limiteur de torque (optionnel). (voir fig III-2 et III-3)

La pompe fournit le carburant au FCU qui programme le carburant nécessaire pour l'utilisation en régime stabilisé ou en accélération.

NOTE: LOCATIONS OF PRIMARY MANIFOLD ADAPTERS ARE INDICATED BY BLACK PAINT STRIPES ON GAS GENERATOR CASE

P - PRIMARY
S - SECONDARY
I - SPARK IGNITERS

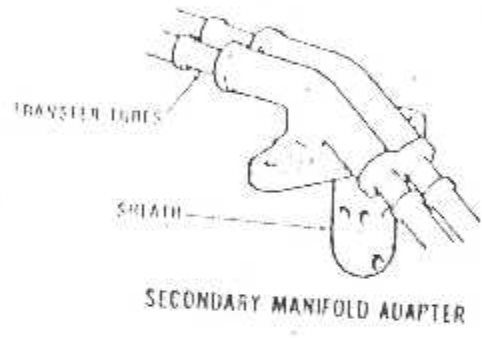
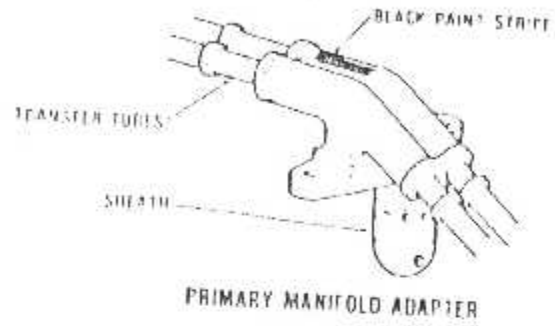
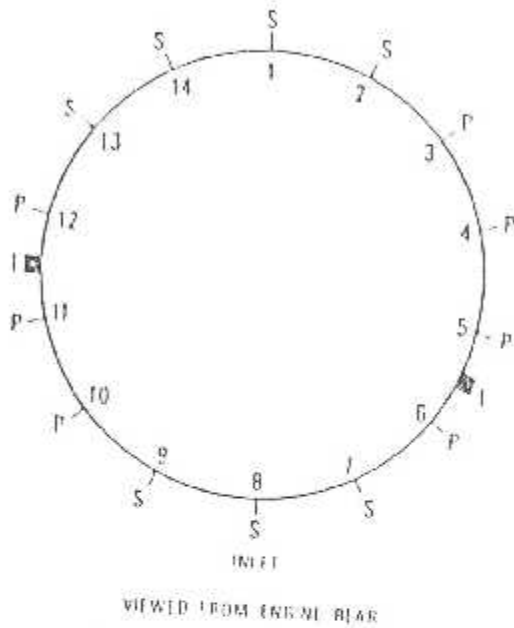


Fig III-2- Installation des injecteurs.

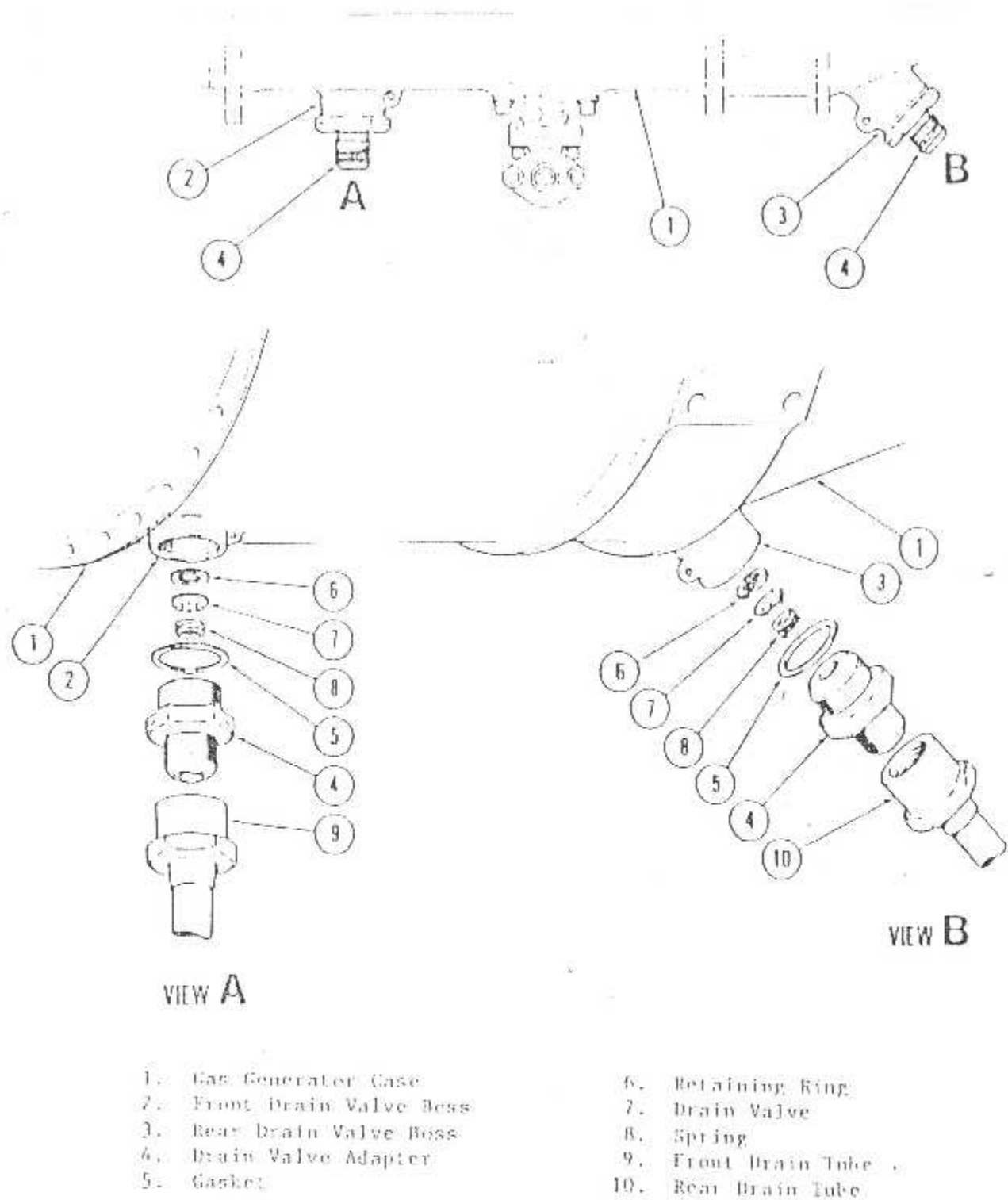


Fig III-3 Valve de drainage.

Le flow divider fournit le débit carburant dosé vers la rampe primaire ou vers les deux rampes (primaire et secondaire) selon nécessité. Le contrôle de l'hélice pendant son travail avant et le travail en poussée inversée sont réalisés Par un régulateur qui comprend un secteur de régulation hélice, un secteur de régulation de la turbine motrice et une valve d'inversion. Le secteur régulation de turbine motrice (N_1 / N_2) réalise la protection de cette turbine motrice contre un passage en survitesse et ce durant une utilisation normale. (Voir fig III-4)

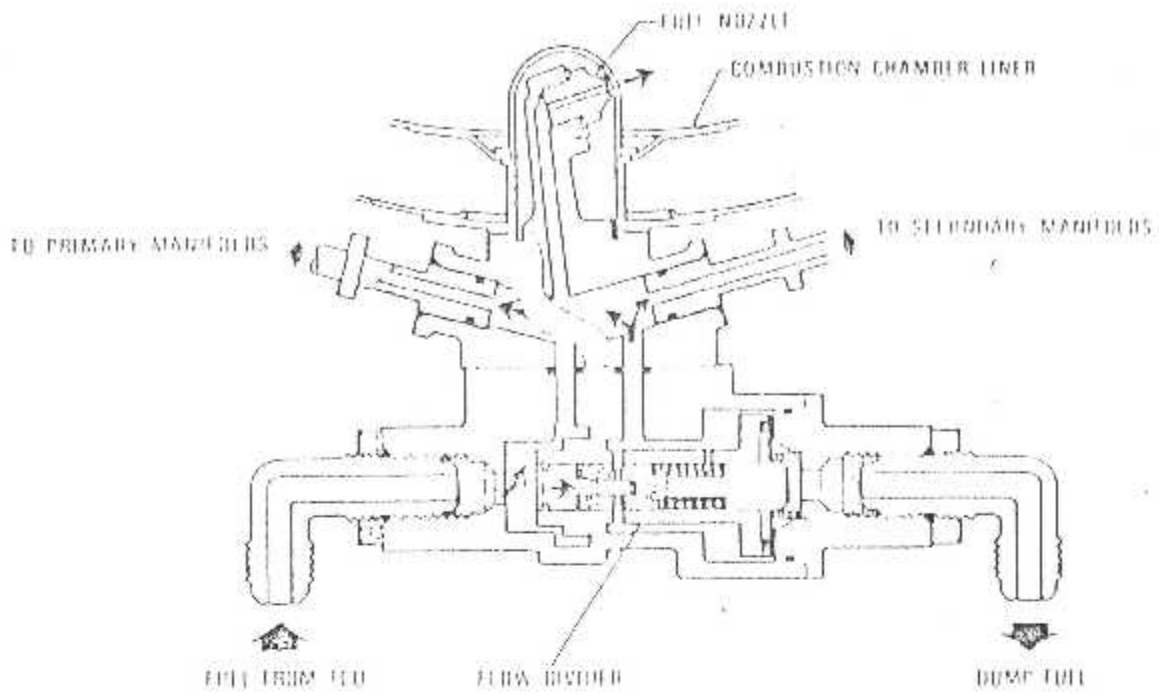
Pendant l'utilisation en poussée inversée le secteur de régulation hélice est inopérant et la surveillance de la vitesse turbine libre est réalisée par le secteur N_1 . Un limiteur de torque détecte la pression de torque pouvant ainsi contrôler le torque maximum en purgeant progressivement cette pression trop forte de la section pneumatique de calcul FCU par un orifice. L'ouverture de cet orifice repositionne le clapet de dosage ce qui réduit l'envoi de carburant au moteur et par là-même limite de torque hélice.

III.3 Echangeur :

L'échangeur de l'huile / carburant (voir fig.III.5), monté au dessus de la pompe de carburant à l'arrière de moteur et fixé au bride G, est un échangeur de température qui est utilise la température au système d'huile de lubrification du moteur pour réchauffer le carburant dans son système. L'échangeur constitué de deux circuits, une pour l'huile et l'autre pour le carburant. La valve de dérivation (By-pass valve) d'huile régule la température de carburant par l'autre permutation d'huile qui écoule à travers le circuit d'échangeur, ou cette huile dévie vers le réservoir.

III.4 Pompe de carburant :

La pompe de carburant du moteur (voir fig. III.6) est une pompe a engrenage de déplacement positif, monté sur un support à la position (2h) sur la face arrière de la boîte de transmission d'accessoires. La pompe incorpore un ressort et une douille de chargement de pression et est une arbre commandé par le train d'entraînement d'accessoires. Le coupleur cannelé transmet la commande de train d'engrenages



VIEW A

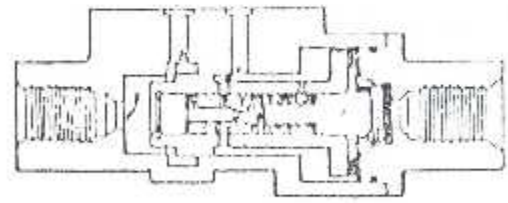
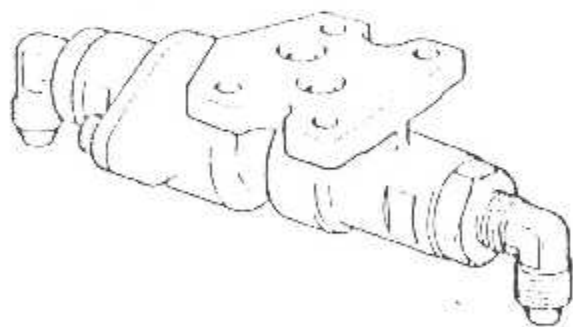
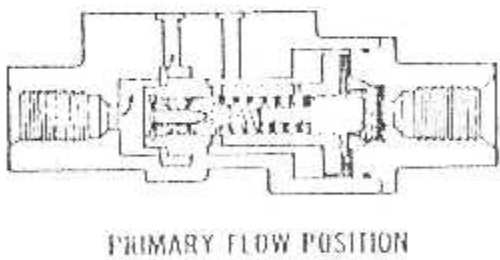
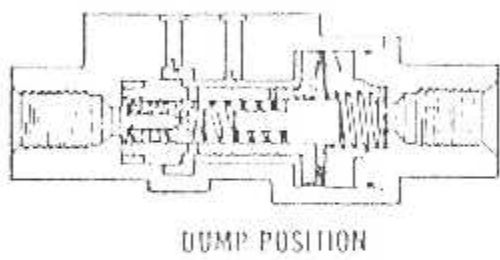


Fig III-4 - Flow divider et dump valve

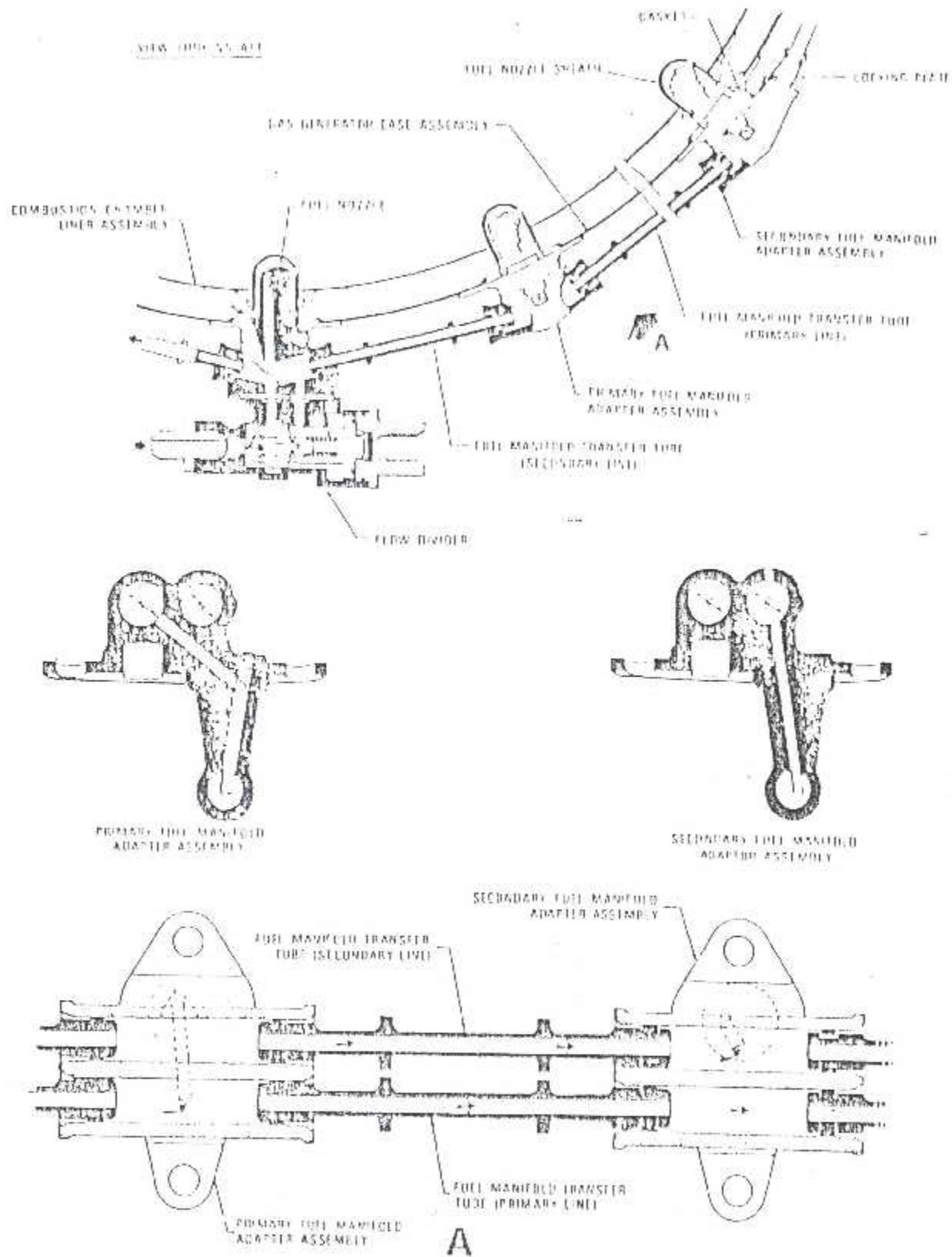


Fig Rampe d'alimentation et gicleur.

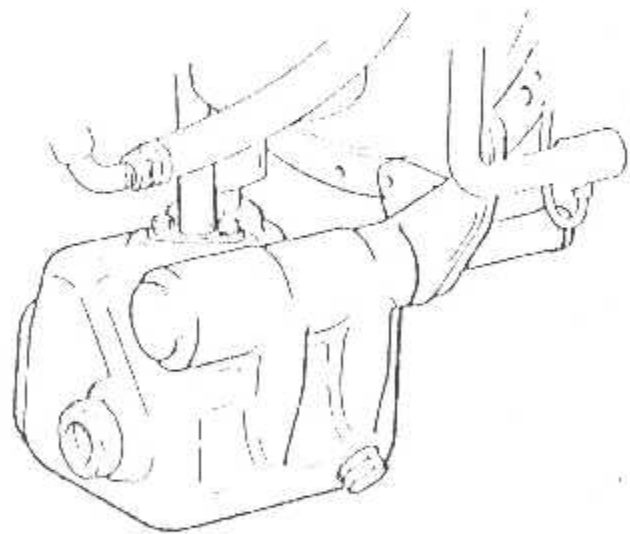
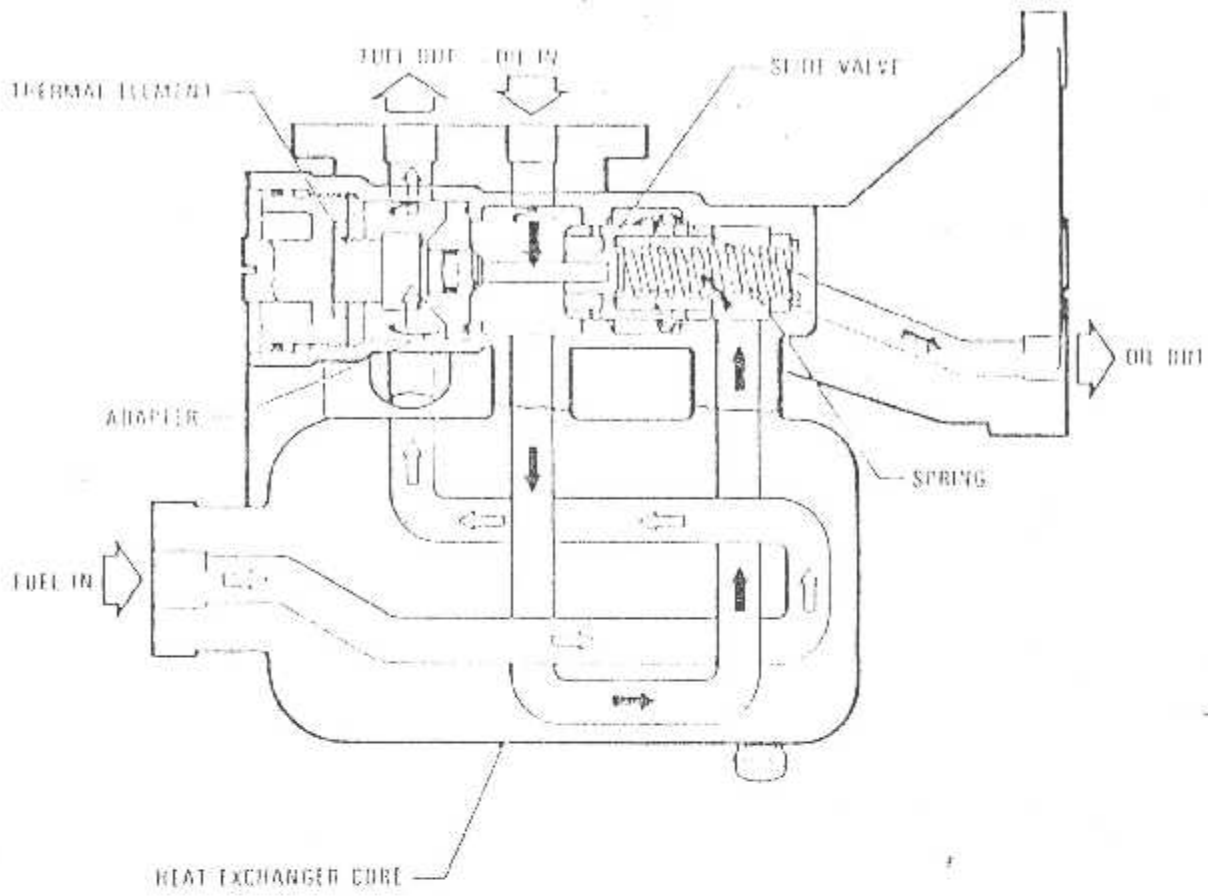


Fig III-5 Échangeur thermique Fuel/oil.

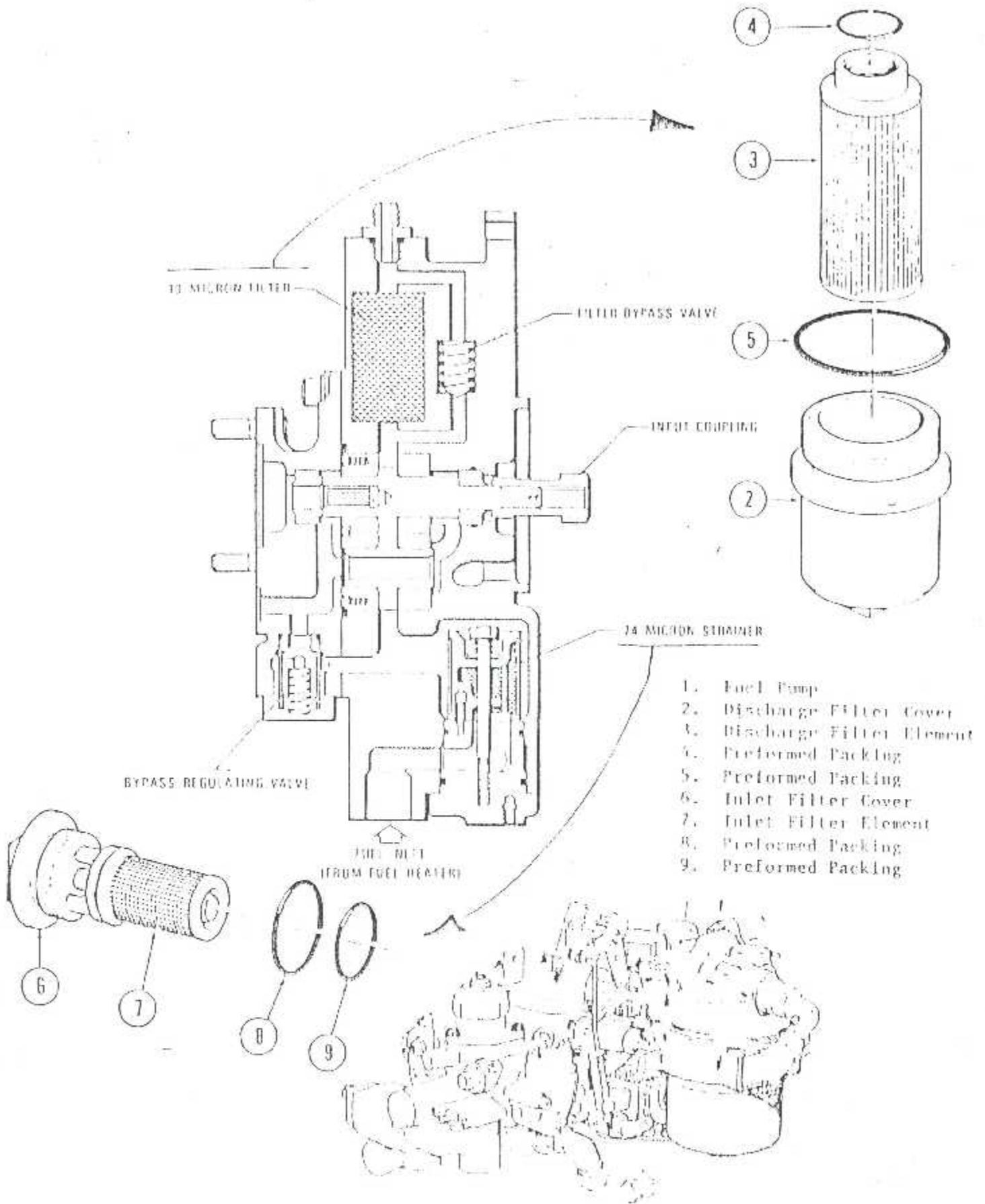


Fig III-6- Pompe carburant.

au engrenage de pompe, les cannulures d'accouplement sont lubrifiées par l'huile buée de la boîte de transmission d'accessoires via un trou dans l'arbre d'entraînement. Un autre accouplement, sur l'autre côté des engrenages de pompe pour transmise un signal de vitesse vers le FCU. Le carburant dans l'échangeur d'huile pénètre la chambre de pompe de carburant à travers 74 microns de crépines d'entrée.

Les engrenages de la pompe augmentent la pression du carburant et délivrent ça vers le FCU par un filtre à 10 micron dans la sortié du pmope, rt un tuyau transfert externe. Une valve de dérivation et des passages dans l'organisme de pompe, permettre le carburant presse et filtré pour écouler vers le FCU, en cas de blocage qui devenir à la sortié de filtre. Un passage interne organé a la face d'accouplement du FCU dérive le carburant depuis la valve de décharge du FCU directement vers la pompe à engrenages. Une valve de régulation de pression dans la ligne de dérivation servir, pour préssuriser les roulements et dérigé l'excès de carburant dérivé à l'entée de pompe.

III-5- DESCRIPTION FCU :

III-6-1 – généralités :

Le FCU est adjacent à la pompe moteur. Un accouplement cannelé entre la pompe et le FCU transmet un ordre de vitesse proportionnel à la vitesse N_g , à la section régulation de FCU. (Voir fig III-7)

Le FCU détermine le débit du carburant nécessaire au moteur pour une puissance donnée, en contrôlant la vitesse N_g . La puissance de sortie du moteur dépend directement de la vitesse N_g .

Ce contrôle de N_g est réalisé par régulation du dosage de carburant envoyé vers le moteur.

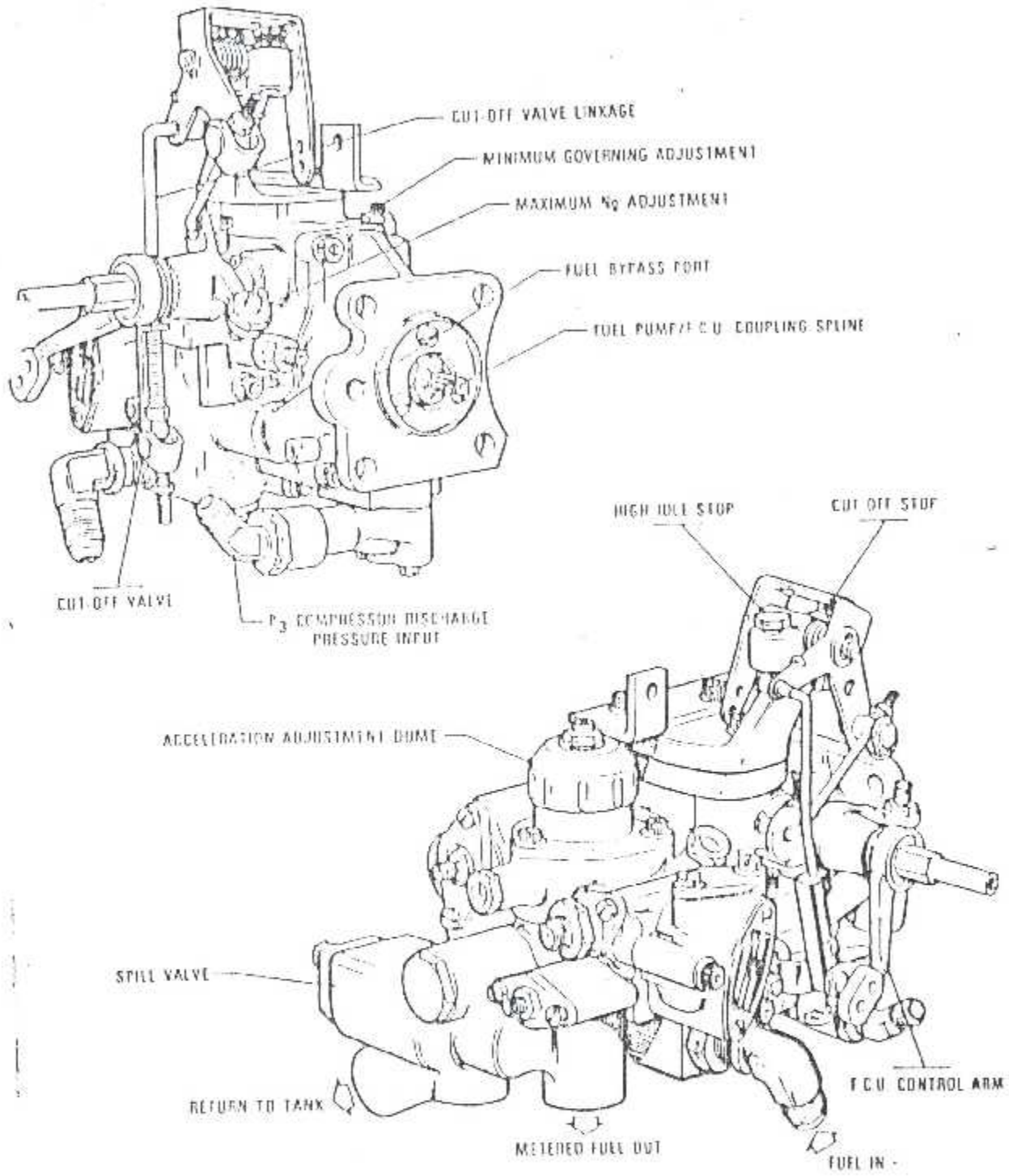


Fig III-7. FCU

III-6-2– Section de dosage :

Le FCU reçoit de la pompe une pression carburant P_1 . Le débit est assuré par un clapet de dosage et un clapet by-pass.

Au-delà du clapet de dosage P_1 devient P_2 . Le clapet by-pass maintient une pression différentielle constante ($P_1 - P_2$) qui est essentielle, l'excès de P_1 retourne à la pompe. Le carburant by-pass devient P_3 . Une spill valve détourne une partie du carburant P_2 vers les réservoirs pendant les démarrages. Pour assurer de bons démarrages (froids) : au début du démarrage P_x n'exerce pas encore de pression sur la membrane et du carburant P_2 est détourné en passant par la chambre centrale de la spill valve. Dès que P_3 augmente, et par conséquent P_x , la spill valve ferme.

Un clapet de surpression (High pressure relief valve) est incorporé, en parallèle avec le clapet by-pass, pour éviter une P_1 excessive dans le FCU.

Un clapet de pressurisation minimale maintient une pression suffisante à l'intérieur du FCU pour que l'on ait toujours un bon dosage.

Une cut-off valve permet l'arrêt en interdisant, par positionnement du levier de carburant, le passage du carburant vers le moteur.

Un régulateur extérieur existe sur la valve by-pass pour synchroniser les accélérations entre les moteurs (avion multi-moteurs). Les variations de poids spécifique résultant des changements de température du carburant, sont compensées par les disques bi-métaux qu'ils sont sous le ressort de la valve by-pass.

III-6-3–Section de puissance / Régulation N_g et Enrichissement :

Voir la figure. (*m-g*)

III-6-4– Section de calcul :

Elle comporte un soufflet vide (accélération) et un soufflet de régulation, connectés sur une biellette commune. Leurs mouvements sont transmis au clapet

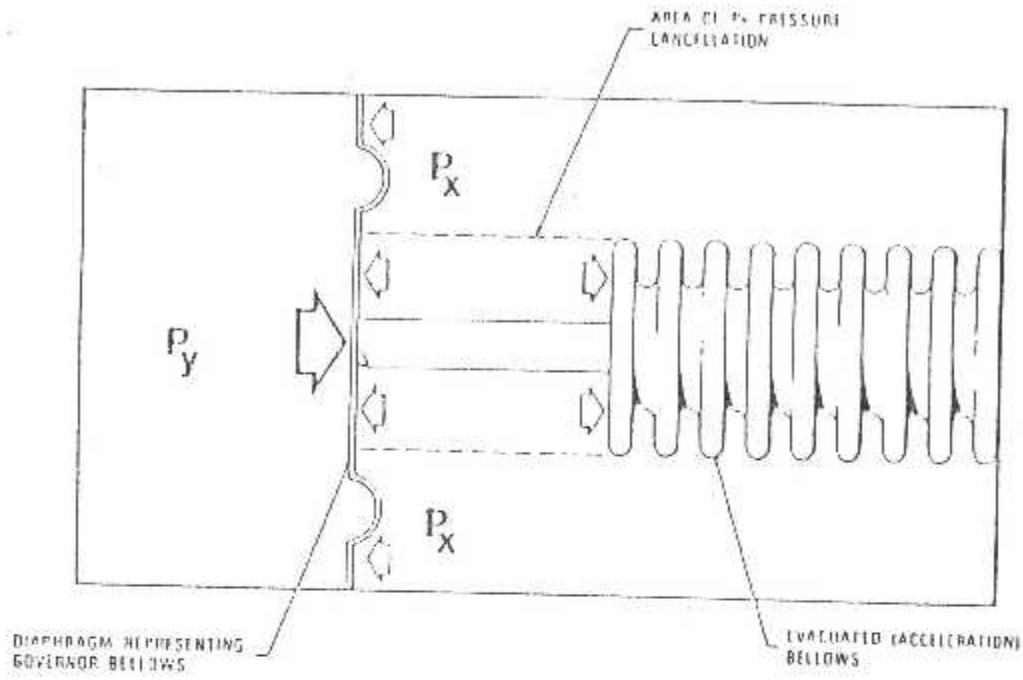


Fig III-9 Schéma de principe de la section de calcul.

de dosage. Sur le schéma ci-après le soufflet de régulation est représenté par une membrane, pour une meilleure compréhension. (Voir fig III-9).

P_y s'applique sur la membrane. P_x s'applique sur la membrane et sur l'extérieur du soufflet d'accélération.

C'est P_y qui a le plus d'influence sur la membrane puisque P_x voit une partie de son influence sur la membrane contrariée, relié on l'a vu à l'autre soufflet (membrane).

P_x et P_y varient selon les régimes moteur et la température de l'air d'entrée.

Quand P_x et P_y augmentent simultanément, comme lors d'une accélération, les soufflets provoquent le déplacement du clapet de dosage vers OUVERT.

Quand P_y diminue lorsque le N_g désiré est atteint (régulation après l'accélération), les soufflets provoquent le déplacement du clapet de dosage vers FERME (ou plutôt provoquent la diminution de l'ouverture).

Quand P_x et P_y diminuent simultanément, les soufflets provoquent le déplacement du clapet de dosage vers FERME (ouverture diminuée) car P_y est plus influent que P_x ; ceci arrive lors d'une décélération et l'ouverture du clapet de dosage est réduite jusqu'à sa butée de dosage minimal.

III-6-5- Régulation N_f (Hélice) :

La partie " puissance N_f " du régulateur hélice ressent P_y par une tuyauterie extérieure venue du FCU. Dans l'éventualité d'une survitesse de la turbine motrice (N_t), la vanne de régulation (O8) se voit ouverte sous l'influence de la force centrifuge traduite par les masselottes et P_y chute. L'action de P_y sur le soufflet de régulation du FCU diminue et le clapet de dosage est déplacé vers FERME : le dosage diminue et par conséquent N_g et N_f diminuent.

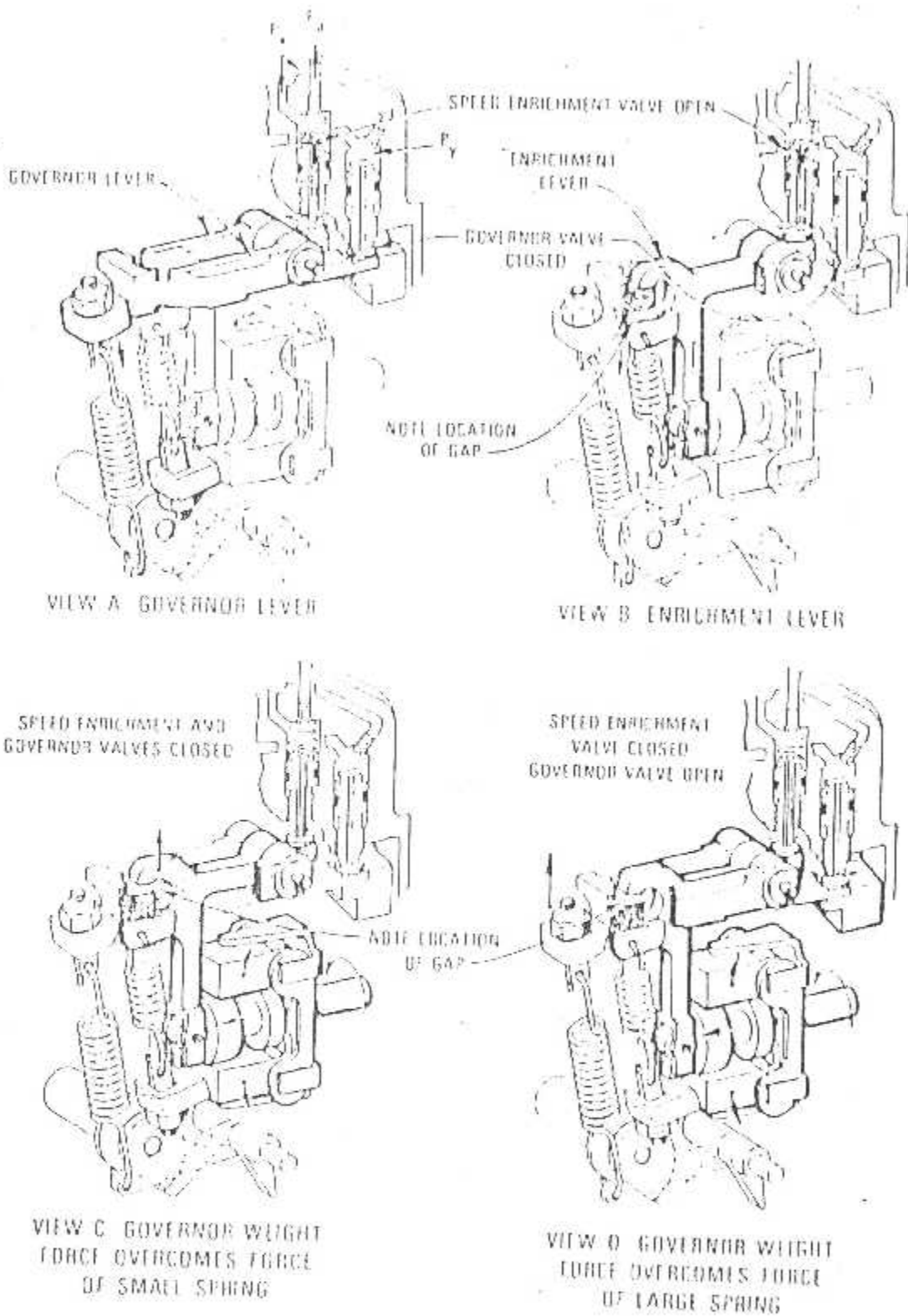


Fig III-8 FCU (Regulateur de Ng).

En général, la vanne de régulation (O8) s'ouvre à 6 % au-dessus du réglage de la vitesse de régulation hélice (lorsque le bras de réenclenchement du régulateur N_f est en position maximum) et à environ 4 % en-dessous du réglage de la vitesse de régulation hélice (en position minimum).

En poussée inversée, la timonerie d'interconnexion de reverse repositionne le bras de réenclenchement du régulateur N_f , sur un réglage inférieur à celui du levier de réglage de vitesse du régulateur hélice. La vitesse N_f (turbine motrice) et dorénavant la vitesse hélice sont limitées par le régulateur N_f .

La puissance du générateur des gaz est réduite pour permettre une vitesse hélice d'environ 4 % inférieur à la vitesse réglée par le régulateur d'hélice.

III-6-Fonctionnement du FCU :

III-6-1- Démarrage :

Le démarrage début avec le levier de puissance sur IDLE (RALENTI) et le levier carburant sur CUT-OFF. L'allumage et le démarrage sont alors mis sur ON et lorsqu'un minimum de vitesse d'allumage est atteint, on avance le levier carburant vers RUN : Le moteur accélère donc vers la vitesse " ralentie ".

Le clapet de dosage du FCU est en position petit débit et une partie du carburant dosé retourne au réservoir et à la pompe via la spill valve. Quand le compresseur accélère P_3 augmente. P_x augmente donc également et agit d'un côté du soufflet tandis que P_y , qui est une P_x modifié, agit du côté opposé.

P_y est la pression de régulation et agit le côté du soufflet ayant la plus grande surface. Cette pression subie par le soufflet cause de déplacement du clapet de dosage vers sens OUVERT. P_3 continuant à augmenter, la membrane de la spill valve ferme progressivement l'orifice et tout le carburant dosé va au moteur.

(Voir fig III-10)

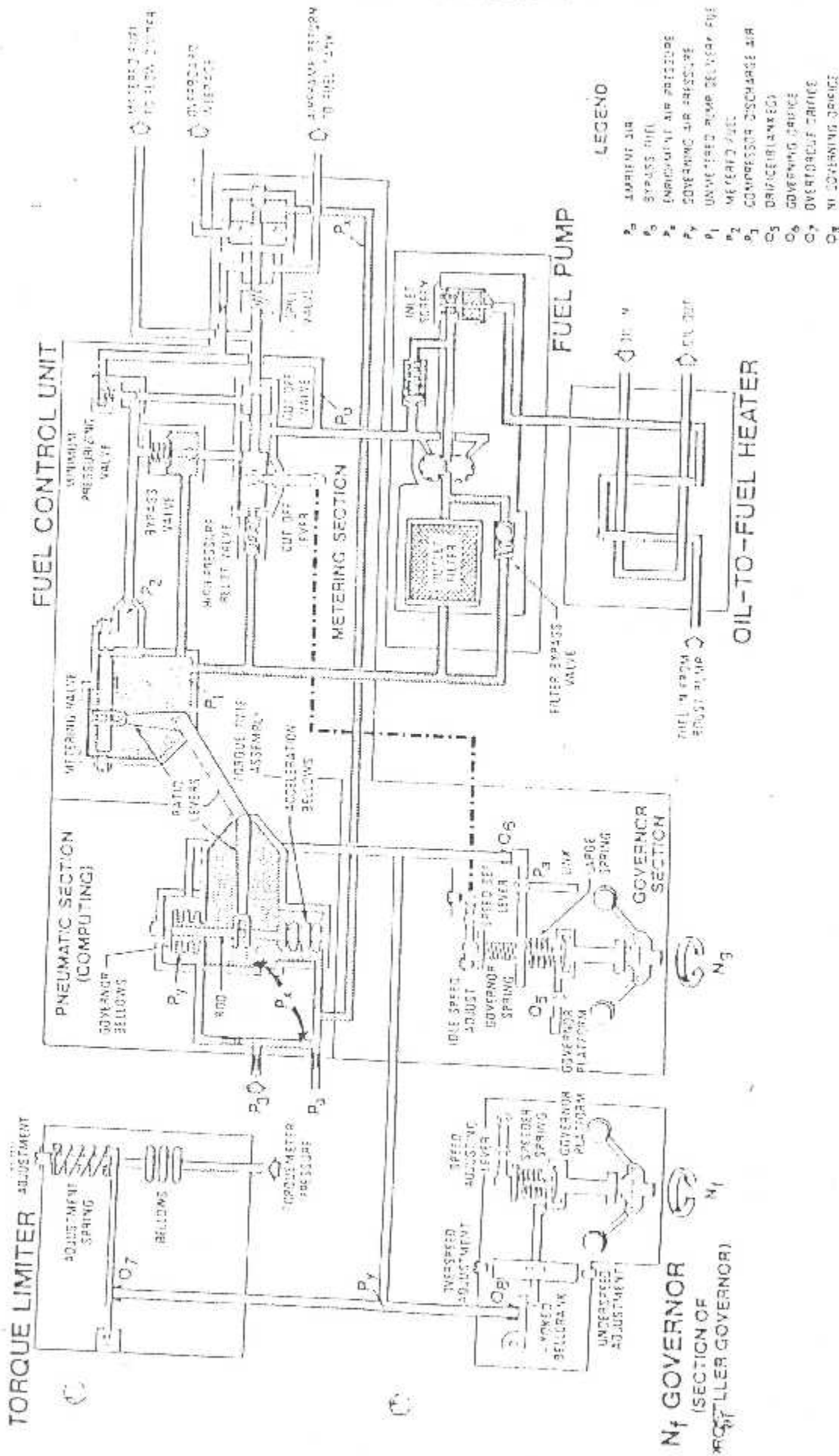


Fig III-10 Circuit Carburant.

Quand N_1 approche de la vitesse " ralenti " la force centrifuge agissant sur les masselottes commence à vaincre le ressort de régulation ce qui ouvre la vanne de régulation : P_y diminue et le clapet de dosage va vers le sens FERMÉ jusqu'à ce que le débit carburant nécessaire à la vitesse " ralenti " soit obtenu. Toute variation de vitesse moteur , à partir de cette vitesse " ralenti " sélectionnée, sera ressentie par l'intermédiaire des masselottes et la régulation agira.

III-5-2- Accélération :

Quand le levier de puissance est avancé au-delà de la position " ralenti " la came de programmation de la vitesse est repositionnée, elle déplace le galet suiveur pour augmenter l'effort du ressort de régulation. Celui-ci va donc pouvoir vaincre la force centrifuge traduite par les masselottes et va déplacer le levier, lequel fermera la vanne de régulation et ouvrira la vanne d'enrichissement.

P_x et P_y augmentent immédiatement causant le déplacement du clapet de dosage vers le sens OUVERT. L'accélération est l'affaire de P_x (augment) ($P_x=P_y$).

Avec l'augmentation du débit de carburant dosé, la turbine N_g accélérera.

Quand N_g atteint un point prédéterminé, les masselottes reprennent le dessus et repousse le ressort d'enrichissement : la vanne d'enrichissement commence donc à se fermer. A ce moment, P_y et P_x augmentent encore accentuant le mouvement du soufflet de régulation et donc du clapet de dosage : il en résulte une accélération. La poursuite du mouvement du levier d'enrichissement va fermer la vanne et faire ainsi cesser l'enrichissement.

Pendant ce temps, comme N_g et N_f augmentent le régulateur d'hélice va augmenter le pas des pales pour que N_f reste à la vitesse sélectionnée et il donne une puissance accrue, une poussée additionnelle.

L'accélération se termine lorsque la force centrifuge traduite par les masselottes agit sur le ressort de régulation provoquant l'ouverture de la vanne de régulation.

III-5-3- Régulation :

Lorsque le cycle d'accélération a été réalisé, toute variation de vitesse moteur par rapport à la vitesse sélectionnée, sera ressentie par les masselottes du régulateur N_g puisqu'il en résultera une augmentation ou une diminution de la force centrifuge.

Lorsque le FCU est ainsi régulé, on dit que la vanne de régulation est "flottante".

III-5-4- Compensation Altimétrique :

Cette compensation est automatique puisque le soufflet d'accélération (dans la section de calcul) est vide, offrant la référence de pression absolue.

P_3 est une mesure de vitesse mais aussi de densité d'air.

P_x est proportionnel à P_3 , donc P_x diminue lorsque la densité de l'air diminue. Ceci est ressenti par le soufflet d'accélération en altitude.

III-5-5- Décélération :

Quand le levier de puissance est tiré la came de la programmation de la vitesse est placée au point le plus bas. Le tarage du ressort de régulation est diminué ce qui permet à la vanne de régulation de s'ouvrir. La chute de P_y qui en résulte provoque la diminution du dosage jusqu'à ce que le clapet de dosage contacte la butée W_f (débit minimum). Cette butée évite l'extinction moteur (flameout). Le moteur continue à décélérer jusqu'à ce que l'énergie des masselottes ne puisse plus écraser le ressort de régulation.

III-5-6- Poussée inversée :

Cette poussée peut être obtenue à n'importe quelle vitesse hélice supérieure à 1800 RPM et à condition que la vitesse de l'avion lors de l'atterrissage ne soit pas élevée au point où elle causerait une vitesse de moulinage proche du RPM sélectionné.

Il y a deux positions de ralenti carburant : LOW (BAS) et HIGH (ELEVÉ).

La position HIGH permet l'accélération vers un RPM maximal en un maximum de temps : ces positionnements " ralenti " et aussi " arrêt carburant " s'obtiennent avec le levier carburant. Le levier de puissance ne servant lui, qu'à augmenter ou diminuer la puissance.

La came de programmation de vitesse, au FCU, est à contour unique, de dessin étudié, pour permettre d'obtenir la pleine puissance aux deux extrémités de course du levier de puissance.

Ainsi lorsque le levier de puissance est mis sur position REVERSE THRUST les commandes FCU (carburant) et d'hélice (pas) ne font plus qu'une. Un mouvement de ce levier de puissance vers la position FULL REVERSE donnera en même temps une augmentation de vitesse N_g et un pas négatif à l'hélice (Reverse). Dans cette configuration, le régulateur d'hélice maintient une condition de UNDERSPEEDING.

Si N_f dépasse cette condition désirée, la vanne de régulation N_f (du régulateur d'hélice) s'ouvrira causant la chute de P_y dans la section calcul du FCU provoquant la réduction du débit carburant et donc la vitesse N_f : l'UNDERSPEEDING est donc maintenue.

III-5-7 - Limitation de survitesse :

La régulation N_f du régulateur d'hélice ressent P_y via une tuyauterie extérieure venue de la section calcul du FCU. Si une survitesse survient pendant la poussée normale (Forward thrust) la vanne de régulation du régulateur d'hélice s'ouvre sous l'influence de la force centrifuge traduite par les masselottes et qui agit sur le levier de la vanne de régulation pour chuter P_y . Ainsi P_y diminue dans la section calcul du FCU, le débit carburant baisse également ce qui provoque la diminution du N_g et de N_f .

III-5-8- Arrêt moteur :

La valve CUT-OFF (arrêt) intégrée dans le FCU point fournit le moyen de couper l'arrivée carburant au moteur. Pendant l'utilisation normale du moteur la valve est complètement ouverte, n'offrant pas de résistance au débit de carburant.

Par contre le positionnement du levier de carburant sur CAT-OFF provoque la fermeture de cette valve. Le carburant est détourné sur la pompe carburant par des passages internes dans le FCU et la pompe. Le carburant emprisonné dans les rampes d'alimentation est drainé par les orifices de la Dump valve du flow divider.



CHAPITRE IV :
RECHERCHE DE PANNES

Introduction :

Avant la réparation de la panne dans le moteur il faut toujours avoir la cause de cette panne et de la localisé pour cela la recherche de panne à un grand rôle dans la maintenance car il faut toujours démunie le coût et le temps de la maintenance pour avoir la disponibilité permanente de l'avion.

Dans la recherche de panne on a trois méthodes principaux ;
La méthode Globale, la méthode Historique et la méthode Analytique.

1) La méthode Globale :

Circuit Contraintes

Dans cette méthode on fait la dépose totale du ~~moteur~~ pour avoir la panne, cette méthode est sur et précise mais elle demande de temps.

2) La méthode Historique :

le principe de cette méthode est de faire un histoire des pannes des moteur, donc il faut aller à la cause la plus rencontré premièrement et ainsi de suite.

3) La méthode Analytique :

Cette méthode consiste à suivi la cause de la panne étape par étape c'est à dire aller à la cause la plus probable si non la cause qui la suite et ainsi de suite jusqu'à avoir la cause exacte.

Dans notre travail on choisi cette méthode car elle est rapide et efficace et on a fait un organigramme de 13 pannes (par exemple) de fonctionnement du moteur (dont le circuit carburant).

Panne N° 01

Helice trop lent de rendre en drappeau

Inspectez le réglage du régulateur d'Helice
Ajustez T. G. nécessaire (Réf. 71-00-00).

Effectuez les réglages nécessaires du régulateur.

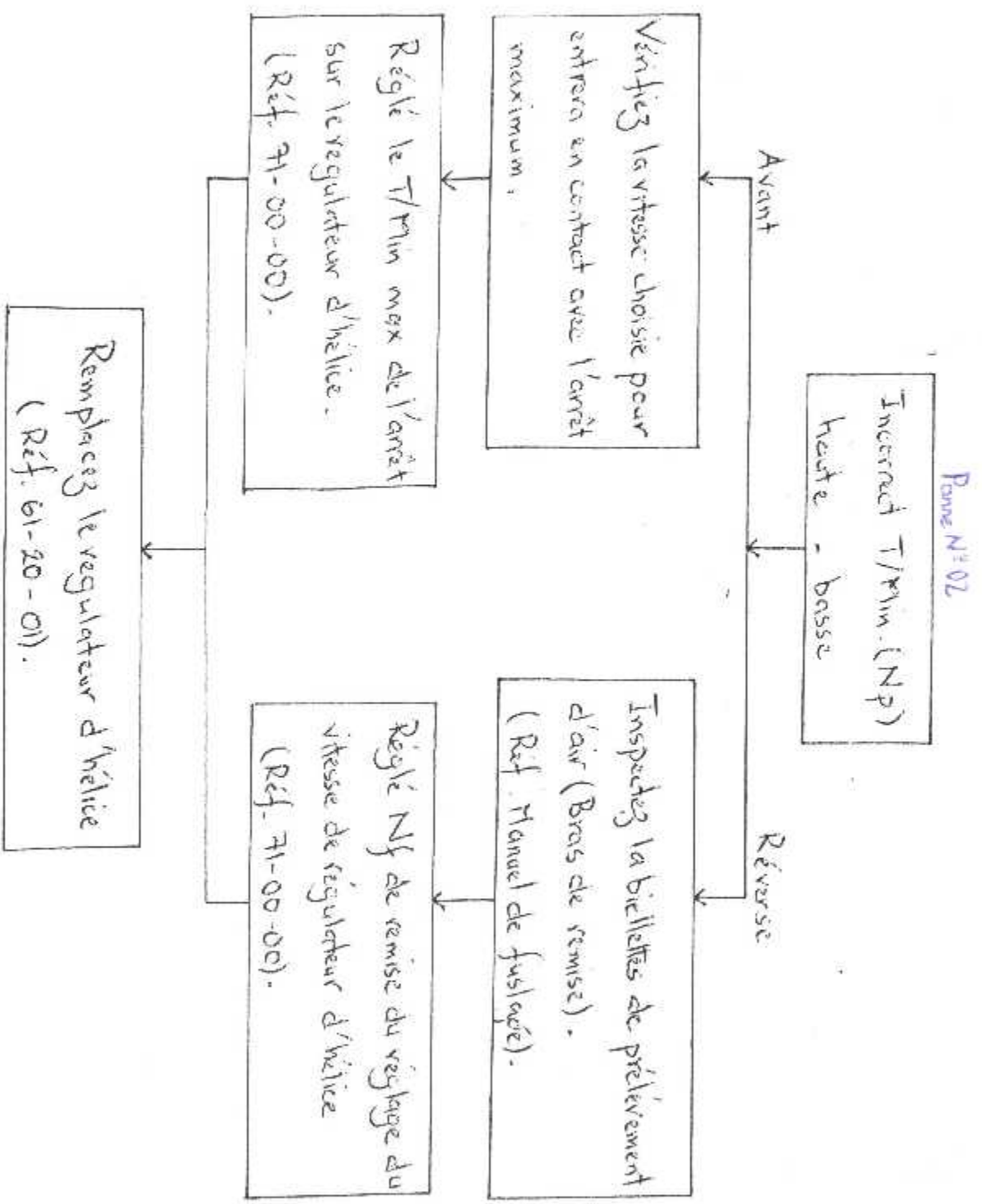
Non

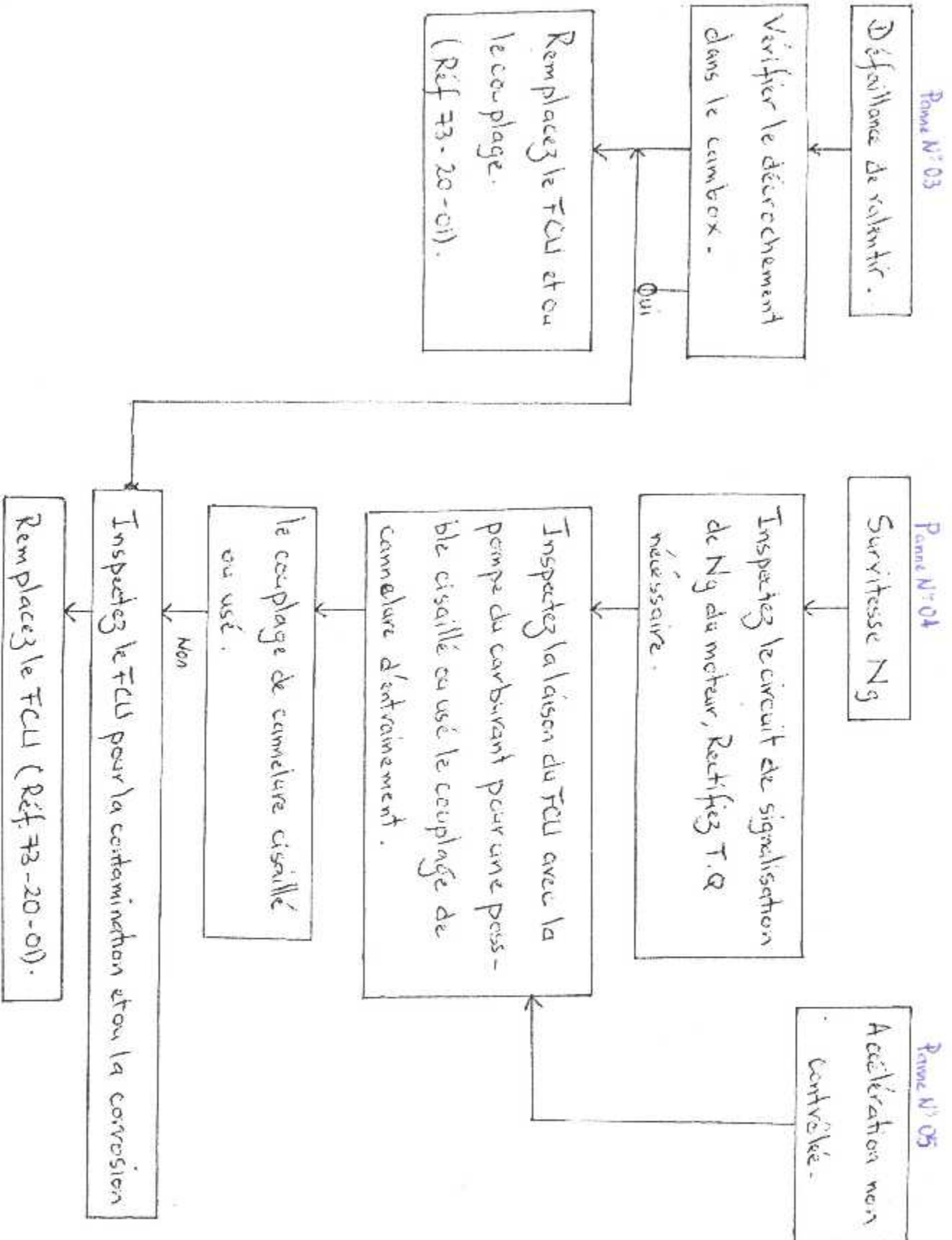
Si le défaut apparent, faites possible due au garniture usé ou préformé au niveau du tube de transfert d'huile d'Helice,

Retour du moteur ou du section de puissance à l'atelier pour une révision approfondie.

Oui

Si les réglages du régulateur sont insuffisants, Remplacez le régulateur (Réf. 61-20-01).





Panne N° 06

Trop lent pour l'accélération.

Inspectez le tube P₃ de purge et le tube P₃ d'alimentation en air pour les fuites possible ou la restriction. Rectifiez T.O. nécessaire.

Inspectez le filtre d'air P₃. Remplacez T.O. nécessaire. (Réf. 73-10-07).

Inspectez le réglage d'accélération du FCU et le régulateur d'hélice. (Réf. 71-00-00).

Remplacez le FCU ou le régulateur d'hélice T.O. applicable. (Réf. 61-20-01/73-20-01).

Panne N° 07

Pompage pendant l'accélération.

Cari hors de procédé de lavage de compresseur (Réf. 71-00-00).

Inspectez le fonctionnement de la valve et la bourse clapet prise d'air du compresseur et les conditions de diaphragme (Réf. 75-30-01).

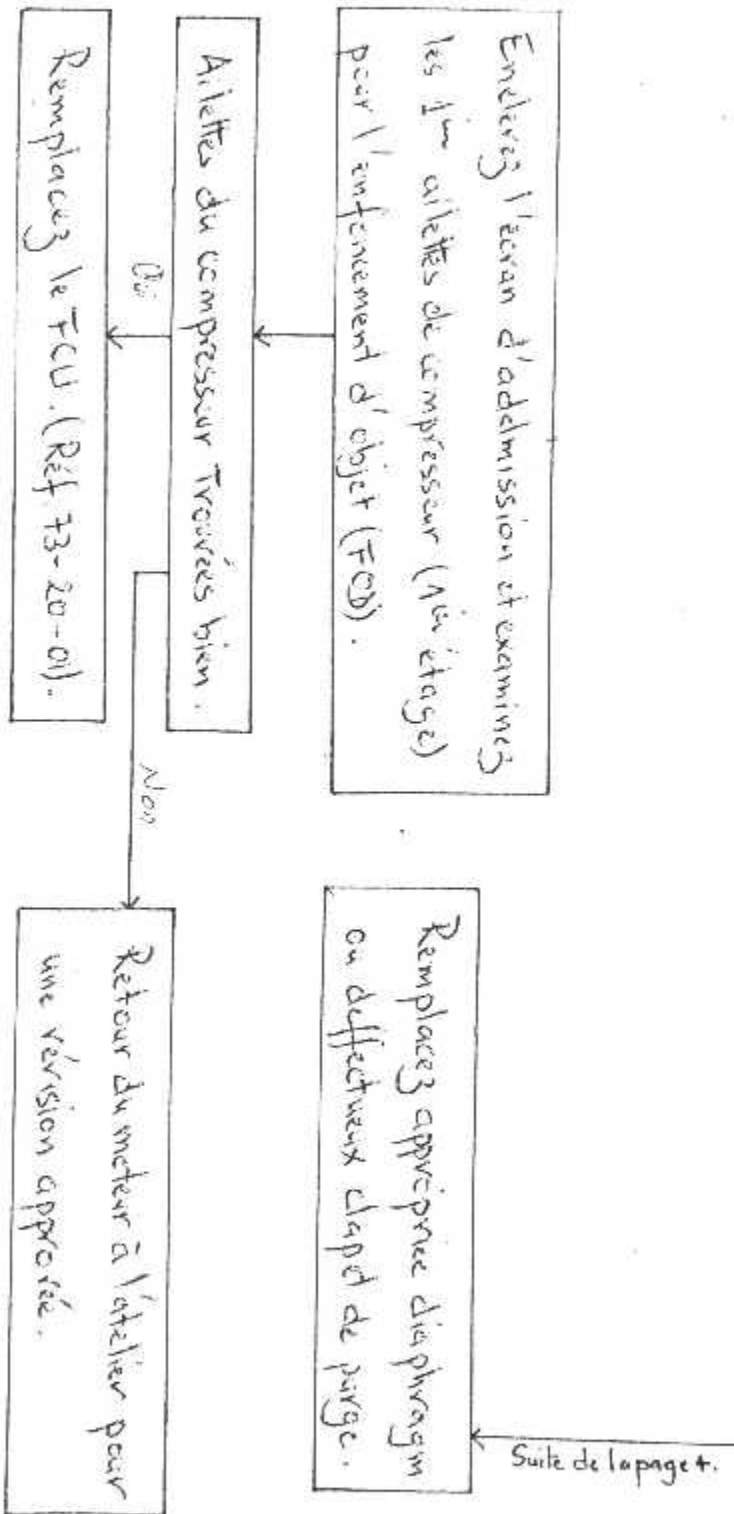
Si le fonctionnement du clapet de purge est correct (Réf. 75-30-01).

Oui

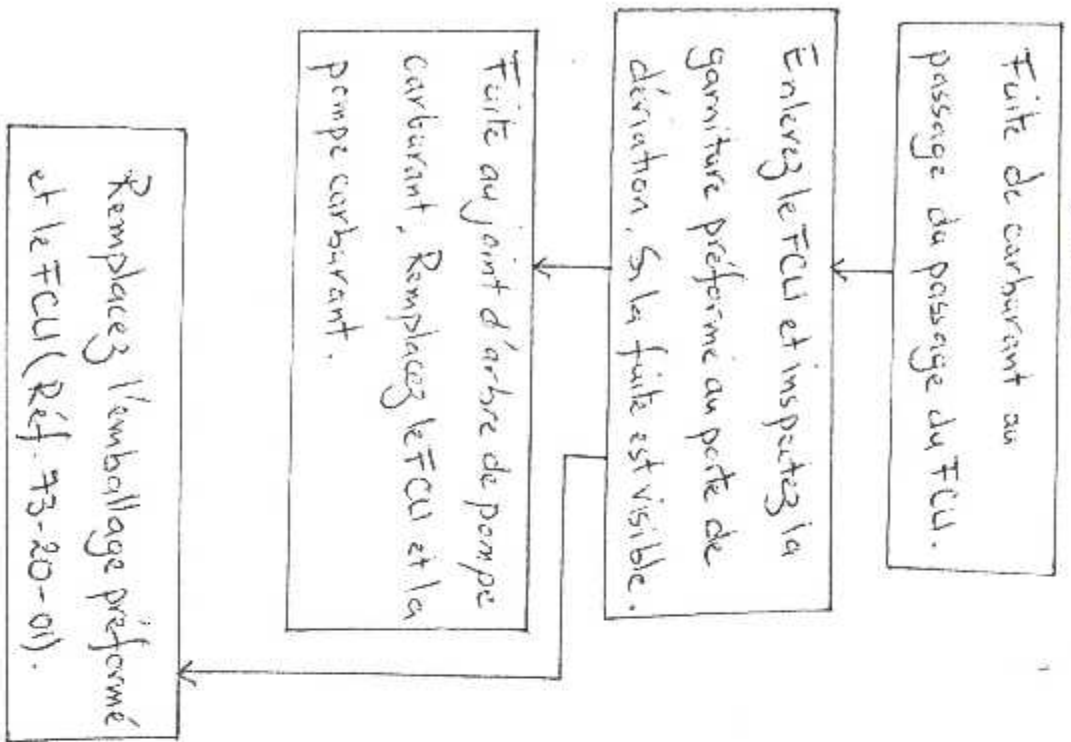
Non

Inspectez l'orifice d'aspir du FCU au cas de d'admission de débit d'air de compresseur pour déceler les fuites ou la restriction. Rectifiez T.O. nécessaire.

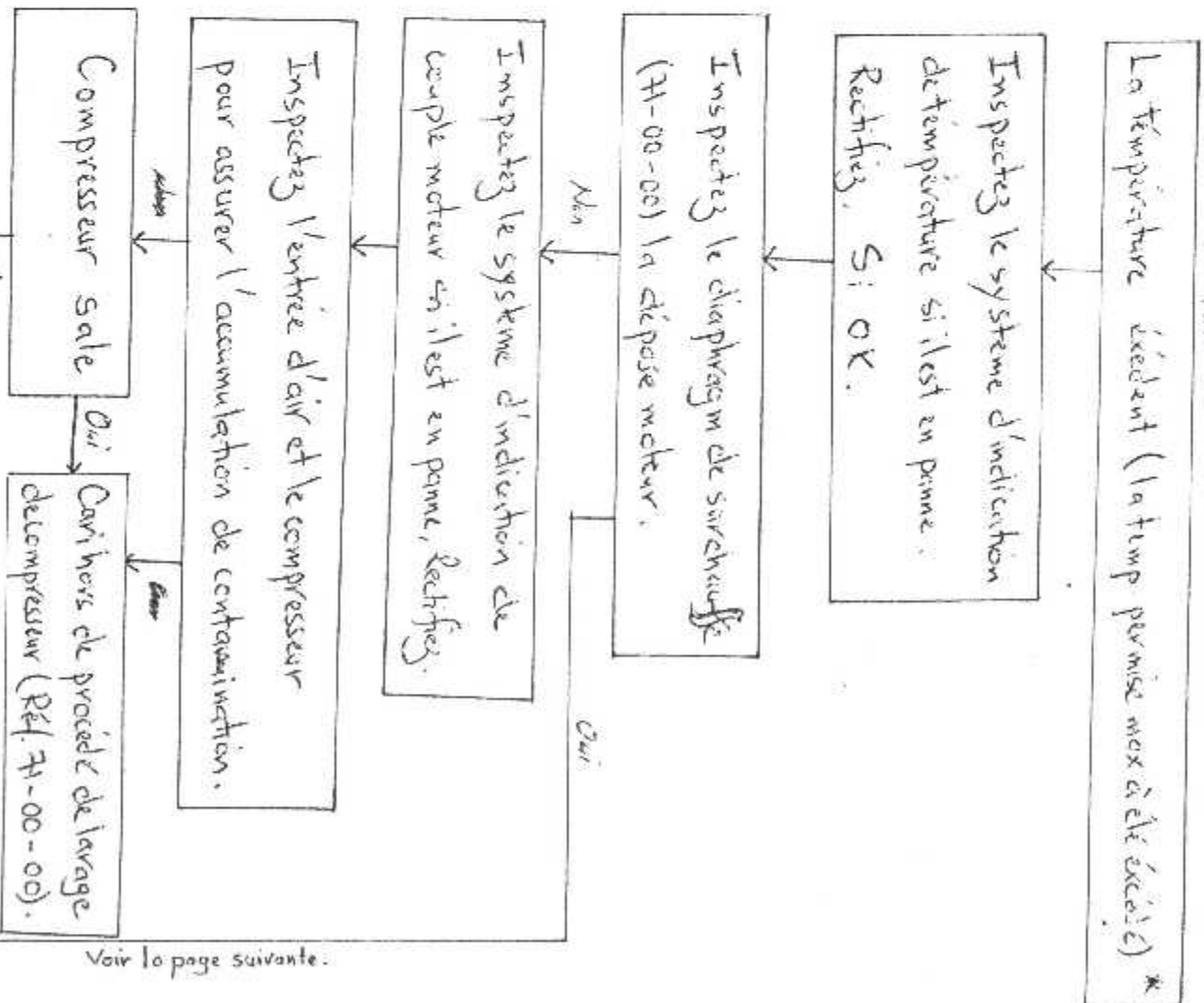
Voir page suivante.



Panne N° 08



Panne N° 09



Voir la page suivante.

Inspectez les forces des charges sur les accessoires du fuselage. (Ref. Manuel de fuselage).

Évaluez le moteur inspecté (Ref. 72-00-00). Procédez des remarques en diagramme de surchauffe. (Ref. 71-00-00).

Suite de la page 6.

* Notes: les débits transactionaux de générateur de course d'air ou bimoteur ou multimoteur peuvent avoir comme conséquence d'indiquer la température T5 haute.

Panne N° 10

La température limite.

Référez-vous à la température T5 élevée " une table de performance.

Panne N° 11

Vibration

Dommage à l'hélice ou angle d'attaque de pale glissé. Ajusté et so bien remplacé T.O. nécessaire. (Réf Manuel de fuselage).

Inspectez le moteur pour détecter les supports de fixation desserrés.

Inspectez par des spots d'exhaust l'enfoncement de turbine.

Emettez l'écran d'entrée d'air et inspectez le 1er étage de compresseur pour les signes de l'enfoncement.

Inspectez si le compresseur et la turbine sont correcte.

Inspectez le clapet prise d'air de haute pression du compresseur (Réf. TS-30-01)

Retour du moteur au atelier pour une révision générale approuvée.

Non

Flammes de hors

Panne N°12

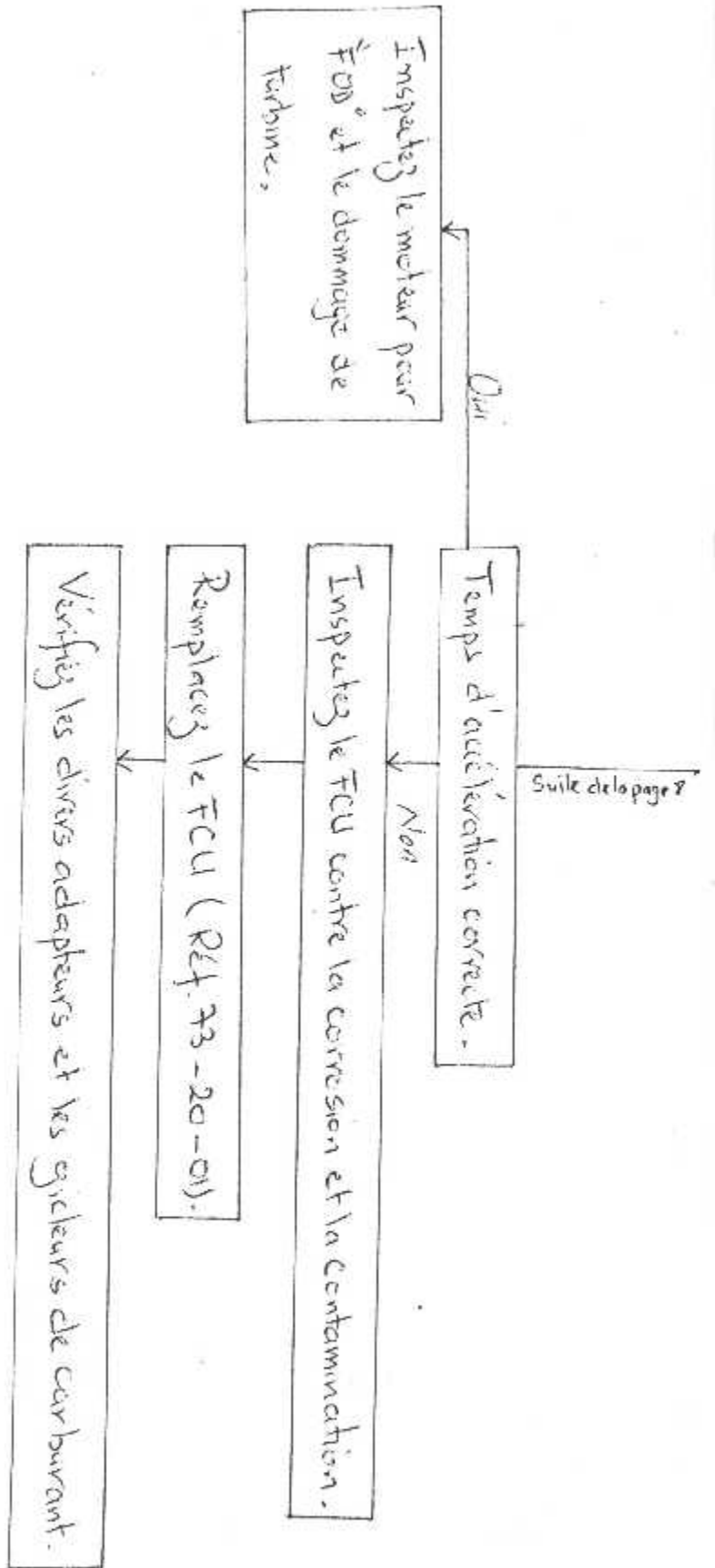
Inspectez la source d'approvisionnement en carburant et l'installation d'arron (fuslage) s'assurant exempt de la contamination d'eau ou de glace.

Si la source de carburant du fuslage est satisfaisante, déployez le tube d'admission au FCU et vérifiez l'écalement de carburant tout en circulant dans le moteur, débit apparent nul, Remplacez la pompe Carburant.

Si les contrôles d'approvisionnement en carburant sont correcte, défaut due à la serrure possible d'air, relancement de moteur. Carri hors de la purge operation.

Inspectez le temps d'accélération du moteur (Réf. 71-00-00).

Voir la page suivante.



Panne N° 13

Basse puissance (Tous les paramètres bons).

Vérifier le fonctionnement de circuit de signalisation Rectifiés T.O. nécessaire.

Étaient le mode opératoire correcte suivi

Vérifier le réglage incorrecte ou les triangles de contrôle débranché.
(Réf. 76-20-05) (Réf. Manuel d'entretien fuselage).

Si la trianglens de contrôle est correcte (satisfaisant) car hors d'inspection du régulateur d'hélice. (Section pneumatique N4). Si, deffeteux, Remplacez le régulateur. (Réf. 61-20-01).

Vérifier les restrictions ou les fuites dans le système pneumatique du FCL.
Rectifiés T.O. nécessaire.

Voir de page suivante.

Suite de la page 10

Aucun restriction ou fuite dans la ligne pneumatique du FCU. Vérifier le réglage de l'arrangement de Vitesse max du FCU. (Réf. 73-00-cb).

Si la vitesse max du FCU est réglé. Inspectez les injecteurs de Carburant pour restriction. (Réf. 73-1b-c3).

Si les injecteurs de carburant sont satisfaisante et fait possible due au FCU souillé, Vérifier et Remplacer T. Q. nécessaire.



CONCLUSION

On faisant ce travail nous avons amélioré nos connaissances à ce qui concerne les turbopropulseurs surtout le PT6A-41 et pourquoi il avait dominé le marché.

L'approfondissement que nous avons fait nous a permis de comprendre le fonctionnement de :

- Les différents organes du moteur (compresseur, chambre de combustion, turbine,.....etc.).
- Le circuit de lubrification.
- Le circuit d'allumage.
- Les commandes moteur / hélice.
- Le système anti-givrage hélice et entrée d'air.

Et surtout le circuit carburant qui est le circuit le plus important dans le moteur car il agit sur toutes les autres circuits et paramètres du moteur.

La conception du moteur (turbine libre, chambre de combustion annulaire, compresseur axial et centrifuge,.....etc.) elle même est faite d'une manière économique en point de vue de l'encombrement des organes, l'accès facile à ces organes et de la maintenance du moteur.

La bonne compréhension des composantes et du fonctionnement des différents systèmes permet d'avoir une maintenance facile et rapide au moindre coût. Pour cela on peut avoir la cause de l'importance donnée à ce type de moteur par les compagnies aériennes au niveau mondiale.

TABLEAU DE CONVERSION

<u>MULTIPLIER</u>		<u>PAR</u>	<u>POUR OBTENIR</u>
British Thermal Unit	(BTU)	0,251	(kcal)
Cubic foot	(cu. ft)	0,0283	(m ³)
Cubic inch	(cu. in)	16,387	(cm ³)
Foot	(ft)	0,3048	(m)
Foot per minute	(ft/mn)	0,005	(m/s)
Foot pound	(ft. lb)	0,135 0,138	(m. daN) (m. kg)
Gallon	(US Gal)	3,785	(l)
Horsepower	(hp)	1,013	(ch)
Inch	(in)	25,40 0,0254	(mm) (m)
Inch of mercury	(in. Hg)	25,40 33,86	(mm. Hg) (mb)
Inch pound	(in. lb)	0,112 0,011	(m. N) (m. kg)
Knot	(Kt)	1,852	(Km/h)
Nautical mile	(NM)	1,852	(Km/h)
Pound	(lb)	0,4536	(Kg)
Pound per horsepower	(lb/hp)	0,4473	(Kg/ch)
Pound per square foot	(lb/sq. ft)	4,882	(Kg/m ²)
Pound per square inch	(psi ou lb/sq. in)	0,068	(bar)
Quart (US)	(US qt)	0,946	(l)
Square foot	(sq. ft)	0,092	(m ²)
Square inch	(sq. in)	6,451	(cm ²)
Yard	(yd)	0,914	(m)

TABLEAU DE CONVERSION

<u>MULTIPLIER</u>		<u>PAR</u>	<u>POUR OBTENIR</u>
Bar	(bar)	14,503	(psi ou lb/sq. in)
Centimètre carré	(cm ²)	0,155	(sq. in)
Centimètre cube	(cm ³)	0,061	(cu. in)
Cheval vapeur	(ch)	0,986	(hp)
Kilocalorie	(Kcal)	3,968	(BTU)
Kilogramme	(Kg)	2,204	(lb)
Kilogramme par cheval vapeur	(Kg/ch)	2,235	(lb/hp)
Kilogramme par mètre carré	(KG/m ²)	0,204	(lb/sq. ft)
Kilomètre	(Km)	0,539	(NM)
Kilomètre par heure	(Km/h)	0,539	(kt)
Litre	(l)	0,264 1,056	(US Gal) (US qt)
Mètre	(m)	3,280 39,37 1,093	(ft) (in) (yd)
Mètre carré	(m ²)	10,763	(sq. ft)
Mètre cube	(m ³)	35,314	(cu. ft)
Mètre Kilogramme	(m. kg)	7,233 86,798	(ft. lb) (in. lb)
Mètre-Newton	(m. N)	8,850	(in. lb)
Mètre-decanewton	(m. daN)	7,375	(ft. lb)
Mètre par seconde	(m/s)	196,850	(ft/m)
Millimètre	(mm)	0,039	(in)
Millimètre de mercure	(mm. Hg)	0,039	(in. Hg)

Glossaire

A

Accessory gear box	Boîte de transmission d'accessoires.
Accessory gear box diaphragm	Diaphragme de la boîte de transmission d'accessoires.
Accessory section	Section d'accessoires.
Adapter	Adaptateur.
Adjusting	Ajusteur
Air bleed link	Anneau de prélèvement d'air.
Air inlet screen	Grille d'entrée d'air.
Air seal	étanchéité d'air
Air speed	Vitesse de l'air
ARM	Bras
Auxiliary pump	Pompe auxiliaire

B

Ball bearing	Roulement à billes
Ball lock	Broche à bille
Bearing	Roulement, palier.
Bellows	Soufflet.
Beta rod	Bêta tige
Bevel gear	Pignon conique
Blade	Aube, pale, ailette

Bleed valve	Vanne de décharge
Body	Corps
Bolt	Boulon
Booster pump	Pompe de gavage
Bracket	Ferrure de support
Breather tube	Tube de purgation
Bus-bar	Conducteur
Bypass	Dérivation
Bypass valve	Valve de dérivation
C	
Cam	Came
Carbon block	Plaque de carbone
Case	Carter
Casing	Revetement
Cavity drain	Cavité de drainage (d'évacuation)
Centre tube	Tube centrale
Centrifugal Breather impeller	Reniflard centrifuge
Centrifugal impeller	Roue à aubes centrifuge
Check valve	Valve anti-retour
Chip detector	Détecteur de limaille
Combustion chamber inlet	Entrée du chambre de combustion

Compressor	Compresseur
Compressor Blades	Aubes (ailettes) du compresseur
Compressor bleed valve	Vanne de décharge du compresseur
Compressor inlet	Entrée du compresseur
Compressor inlet case	Carter d'entrée du compresseur
Compressor rear hub	Moyeu arrière du compresseur
Compressor section	Section du compresseur
Compressor turbine	Turbine compresseur
Compressor turbine inlet	Entrée du turbine compresseur
Compressor turbine shroud housing	Enveloppe de revêtement de la turbine compresseur
Convergent-divergent orifice	Orifice convergent- divergent
Cooling	Refroidissement
Cooling ring	Anneau de refroidissement
Cored passage	Passage
Counterweight	Contrepoids, masselotte
Coupling shaft	Arbre d'accouplement
Cover	Couvert
D	
Decrease	Diminuer
Diffuser	Diffuseur
Dipstick	Jauge

Disk	Disque
Drain valve	Valve de drainage
Drive	Entraîner, conduire
Drive gearshift	Arbre d'entraînement

E

Engine	Moteur
Engine inlet	Entrée du moteur
Enrichement	Enrichissement.
Exhaust	échappement
Exhaust duct	Canal d'échappement
Exhaust outlet	Sortie de gaz échappement

F

Feather	Mise en drapeau, plumage
Filler cap	Capsule, remplisseur
Filter	Filtre
Filter element	Elément filtrant
First stage	Première étage
Flange	Bride
Flexible coupling	Accouplement flexible
Flow	Débit, écoulement
Front	Avant

Front fuel drain valve	Valve de drainage avant
Front stub shaft	Moyeu avant
Fuel	Carburant
Fuel control unit FCU	Régulateur carburant
Fuel in	Entrée de carburant
Fuel manifold	Collecteur
Fuel nozzle	Injecteur
Fuel out	Sortie de carburant
Fuel pump	Pompe du carburant

G

Gas	Gaz
Gear	Engrenage, pignon, transmission
Generator	Générateur
Governor	Régulateur
Guide vane ring	Aubage distributeur

H

Helical spline	Ergot hélicoïdale
High	Elevé, grand, haut
Hot	Chaude
Housing	Enveloppe, logement, carter
Hub	Moyeu

Hydraulic		Hydraulique
	J	
Idle		Ralenti
Indicator		Indicateur
Inlet case		Carter d'entrée
Inlet oil screen		Filtre d'entrée d'huile
Inner		Interne, intérieur
Inner exit duct		Canal d'échappement intérieure
Input shaft		Arbre d'entrée
Insulation blanket		Couvercle isolant
Inter turbine temperature		Température intérieur du turbine
	K	
Key		Cale
	L	
Labyrinth		Labyrinthe
Labyrinth oil seal		Joint d'huile à labyrinthe
Large exit duct		Canal de sortie grand
Lever		Levier
Line		Ligne, tuyauterie, conduit
Link		Bielle, liaison
Linkage		Embiellage, timonerie, Tringlerie

Annexe

Liter		Litre
Lock		Verrouillage
Locking bolt		Boulon de blocage
Low		Basse
Low speed		Basse vitesse
M		
Main		Principal
Main pressure pump		Pompe principale de pression
Manifold		Collecteur, tuyauterie, tubulure
Metering orifice		Orifice de dosage
Metering valve		Valve de dosage
Minimum pressurizing valve		Valve de pressurisation minimum
Mounting bolts		Boulons du fixation
N		
Non return valve		Valve anti-retour
Nut		Ecrou
O		
Oil cooler		Radiateur d'huile
Oil drain plug		Bouchon de drainage d'huile
Oil filter		Filtre d'huile
Oil in		Entrée d'huile

Oil nozzle	Injecteur d'huile, tuyère d'huile
Oil out	Sortie d'huile
Oil pressure	Pression d'huile
Oil pressure tube	Tube d'huile sous pression
Oil pump	Pompe d'huile
Oil scavenge	Récupération d'huile
Oil seal	Étanchéité d'huile
Oil supply	Huile d'alimentation
Oil tank	Réservoir d'huile
Oil tank filler cap	Capsule du réservoir d'huile
Oil to-fuel heater	Échangeur huile à Carburant
Oil transfer gallery	Galerie de transfert d'huile
On speed	En vitesse
Overboard vent	Ventilation par dessous bord
Overspeed	Survitesse

P

Packing	Garnissage
Pad	Bouffet, rondelle, coussinet
Part	Partie
Path	Trajectoire
Pin	Broche, épingle

Pitch	Pas
Planet carrier	Porteur planétaire
Planet gear	Pignon planétaire
Plug	Bouchon
Plunger	Plongeur
Pneumatic	Pneumatique
Port	Orifice
Potentiometric pressure	Pression potentiométrique
Power	Puissance, énergie
Power section	Section de puissance
Pressure	Pression
Pressure oil	Huile sous pression
Pressure relief valve	Valve de surpression
Primary orifice	Orifice primaire
Propeller	Hélice
Propeller over speed governor	Régulateur de survitesse d'hélice
Propeller reversing cam	Came de renversement de l'hélice
Propeller shaft	Arbre porte hélice
Pump gears	Pompe à engrenages
Push pull	Push pull (système va et vient)
P3 compressor discharge air	Air décharge du compresseur P3

P2.5 interstage air	Air entre-étage P2.5
R	
Rear	Arrière
Rear fuel drain valve	Valve de drainage arrière
Rear bearing	Roulement arrière
Reduction gearbox	Réducteur, boîte de transmission de réduction
Rest post	Poste de réarmement
Rest lever	Levier de réarmement
Retaining ring	Rondelle de retenue
Retaining pin	Épingle (broche) de retenue
Return	Retour
Reverse	Renversement, inverse
Ring	Rondelle, bague
Roller bearing	Roulement à rouleaux
Roller race	Chemin de roulement à galets
S	
Scavenge oil	Huile récupéré
Scavenge pump	Pompe du récupération
Screen	Écran, grille
Shaft	Arbre
Shroud	Revetement, enveloppe, carénage.

Annexe

Shroud segments	Segments de carénage
Shut-off solenoid valve	Valve solénoïde
small exit duct	Canal de sortie petit.
Speed	Vitesse
Speed adjusting lever	Levier ajusteur de vitesse
Speeder spring	Ressort du contrôleur de vitesse
Spline	Cannelure
Spring	Ressort
Spring pin	Axe bombé creux
Stage	Etage
stage (short) spacer	Entretoise (court)d'étage
Starter generator	Starter générateur
Starting flow control	Sélecteur de débit du démarrage
Sun gear	Pignon solaire
Support housing	Enveloppe (logement) du support
Switch	Interrupteur, commutateur, contacteur
T	
Take off	Décollage
Tellon spacer	Entretoise Téflon
Test solenoid	Solénoïde d'essai
Test switch	Interrupteur d'essai

Annexe

Thermal element		Élément thermique
Thermocouple harness		Faisceau de conducteur du thermocouple
Thrust		Poussée, traction, butée
Thrust bearing		Palier de poussée, roulement de butée
Tie rod		Barre d'accouplement
Torquemeter		Couplemètre
Transfer tube		Tube de transfert
Typical		Typique
	U	
Under speed		Sous vitesse
	V	
Valve sleeve		Manchon de valve
	W	
Wire rope		Corde de connexion

Bibliographie

- ❖ Manuel de maintenance de l'avion BE 200.
- ❖ Manuel de maintenance du turbopropulseur PT6A-41.
- ❖ COURS DE TRANSAIR France.
- ❖ Turbo-Meca, généralités sur les turbines à gaz.
- ❖ Dictionnaire technique de l'aéronautique.
- ❖ Site internet :

www.raytheonaircraft.com

www.pw.com