

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

UNIVERSITE SAAD DAHLEB
INSTITUT D'AERONAUTIQUE

MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

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



THEME :

LE SYSTEME DE CONTROLE ELECTRONIQUE DE
L'HELICE HAMILTON STANDARD 568F
DU MOTEUR PRATT & WHITNEY 127F
EQUIPANT L'ATR 72-500.



REALISE PAR :

HOUNAS Sarah
MESBAHI Amel

PROMOTEURS :

MR: HAMDI Larbi
MR: TAHI Ali

PROMOTION: 2007 - 2008

Dédicace

À mes parents qui ont supporté tous mes excès pendant toutes ces longues années, et sans qui ce travail n'aurait pu aboutir.

À mes frères adorés *Salim* et *Rafik* et ma belle sœur *Wahiba* qui m'ont soutenu et encouragé à réussir mon travail.

Merci à tous.

Sarah.

Dédicace

A mes parents et aux membres de ma
famille, qui m'ont sans cesse encouragé et
envers qui j'exprime ma profonde gratitude.

À mes amis et à tout ceux qui m'ont offert
leur aide et leur soutien.

Merci à tous.

Amel.

SOMMAIRE

INTRODUCTION	01
--------------	----

CHAPITRE I : HISTORIQUE

I. HISTORIQUE DES AVIONS A HELICES	02
------------------------------------	----

CHAPITRE II : PRESENTATION DE L'ATR 72-500

II.1 HISTORIQUE	08
II.2 SPECIFICATIONS	10
II.3 MOTORISATION	14
II.4 VERSIONS	15
II.5 CRITERES D'IDENTIFICATION	15

CHAPITRE III : ETUDE DESCRIPTIVE DU MOTEUR PW127F

III.1 LE TURBOPROPULSEUR	18
III.1.1 DEFINITION DU TURBOPROPULSEUR	18
III.1.2 CONSTITUTION D'UN TURBOPROPULSEUR	18
III.1.3 FONCTIONNEMENT D'UN TURBOPROPULSEUR	19
III.1.4 DIFFERENTS TYPES DE TURBOPROPULSEURS	19
III.1.5 LIMITES DES AVION A HELICE	20
III.2 INTRODUCTION AU MOTEUR PRATT & WHITNEY PW127F	21
III.2.1 PRESENTATION	21
III.2.2 DESCRIPTION	21
III.2.3 TAILLE ET POID	22
III.3 DESCRIPTION DU MOTEUR PRATT & WHITNEY PW127F	22
III.3.1 LES COMPOSANTS MOTEUR	22
III.3.2 CIRCUITS MOTEUR	32
III.3.2.1 LE CIRCUIT D'HUILE	32
III.3.2.2 LE CIRCUIT DE CARBURANT	35
III.3.2.3 CIRCUIT ELECTRIQUE	37
III.3.2.4 CIRCUIT D'ALLUMAGE ET DEMARRAGE	37
III.3.2.5 LE SYSTEME DE CONTROLE DU MOTEUR	39

CHAPITRE IV : ETUDE DU SYSTEME DE CONTROLE DES HELICES

IV.1	GENERALITES SUR LES HELICES	47
IV.1.1	DEFINITION DE L'HELICE	47
IV.1.2	CONSTITUTION DE L'HELICE	47
IV.1.3	DEFINITIONS GEOMETRIQUES	47
IV.1.4	DEFINITION CINEMATIQUE	50
IV.1.5	LES TYPES D'HELICE	51
IV.2	LES HELICES A CALAGE VARIABLE	52
IV.2.1	FONCTIONNEMENT	52
IV.2.2	REGULATION AUTOMATIQUE	53
IV.2.3	CARACTERISTIQUES	54
IV.2.4	LE REDUCTEUR DE L'HELICE	55
IV.3	GENERALITES SUR LES HELICES HAMILTON 568F	57
IV.3.1	DESCRIPTION	57
IV.3.2	CARACTERISTIQUES	58
IV.3.3	COMPOSANTS DE L'HELICE	58
IV.3.4	LE FREIN D'HELICE	64
IV.3.5	ATPCS	71
IV.3.6	CONTROLE HYDRAULIQUE	71
IV.3.7	CONTROLE	72
IV.4	CONTROLE DE L'HELICE	74
IV.4.1	GENERAL	74
IV.4.2	DESCRIPTION DES COMPOSANTS	74
IV.4.3	MODE OPERATOIRE	88
IV.4.4	MISE EN DRAPEAU	95
IV.4.5	SURVITESSE DE L'HELICE	101
IV.4.6	INDICATEUR DE LA VITESSE DE L'HELICE	105
IV.4.7	PROTECTION DU PETIT PAS ET INDICATION	105
IV.4.8	MODES OPERATOIRES DE REGULATION DE PAS ET DE VITESSE	107
	CONCLUSION	112

LISTE DES FIGURES

CHAPITRE II : PRESENTATION DE L'ATR 72-500

Figure I.	<i>Assemblage de l'ATR</i>	09
Figure II.	<i>Plan en 3 vues de l'ATR 72-500</i>	13
Figure III.	<i>Critères d'identification de l'ATR</i>	16
Figure IV.	<i>Comparaison de l'ATR avec le DO-328</i>	16
Figure V.	<i>Comparaison de l'ATR avec le F-27 et le DHC-</i>	17

CHAPITRE III : ETUDE DESCRIPTIVE DU MOTEUR PW127F

Figure III.1	<i>GTP à turbines liées</i>	19
Figure III.2	<i>GTP à turbines mixtes</i>	20
Figure III.1	<i>Moteur Pratt et Whitney PW 127F</i>	21
Figure III.2	<i>Entrée d'air du PW 127F</i>	22
Figure III.3	<i>Section compresseurs dans le PW 127F</i>	23
Figure III.4	<i>Section chambre de combustion dans le PW 127F</i>	24
Figure III.5	<i>Section turbines dans le PW 127F</i>	25
Figure III.6	<i>Boite de réduction (RGB)</i>	25
Figure III.7	<i>Equipements montés sur le réducteur</i>	26
Figure III.8	<i>Vue de la face avant gauche du PW 127F</i>	27
Figure III.9	<i>Vue de la face arrière droite du PW 127F</i>	28
Figure III.10	<i>Assemblage des capots moteur</i>	30
Figure III.11	<i>Schémas de roulements</i>	31
Figure III.12	<i>Circuit d'huile principal</i>	32
Figure III.13	<i>Circuit d'huile secondaire</i>	33
Figure III.14	<i>Refroidissement de l'huile en mode hôtel</i>	34
Figure III.15	<i>Circuit de carburant</i>	35
Figure III.16	<i>Unité hydromécanique</i>	36
Figure III.17	<i>Console de démarrage moteur</i>	38
Figure III.18	<i>Circuit de démarrage</i>	38
Figure III.19	<i>Système de contrôle du moteur</i>	40
Figure III.20	<i>Câblages de transfert des commandes/moteur</i>	40
Figure III.21	<i>Positions de la manette de puissance</i>	41
Figure III.22	<i>Positions de la manette de condition</i>	42
Figure III.23	<i>Mode « Idle Gate »</i>	42
Figure III.24	<i>Manette « Gust Lock »</i>	43
Figure III.25	<i>Console centrale</i>	44
Figure III.26	<i>Bielles de connection HMU/PVM</i>	45
Figure III.27	<i>Régulation de la vitesse NH</i>	46
Figure III.28	<i>Régulation de la vitesse NP</i>	47

CHAPITRE IV : ETUDE DU SYSTEME DE CONTROLE DES HELICES

PARTIE 1 :

Figure IV.1	Section droite de référence	48
Figure IV.2	Différence entre calage et pas	49
Figure IV.3	Hélice à pas géométrique constant	49
Figure IV.4	L'angle de calage	50
Figure IV.5	Elément de pale	50
Figure IV.6	Le réducteur coaxial	55
Figure IV.7	Le réducteur épicycloïdal	56

PARTIE 2 :

Figure IV.1	Schémas éclaté du module hélice	60
Figure IV.2	Montage des pales	61
Figure IV.3	Dégivreur de pale	62
Figure IV.4	Variation de pas d'hélice	63
Figure IV.5	Localisation du frein d'hélice	64
Figure IV.6	Le frein d'hélice	65
Figure IV.7	Interrupteur de contrôle du frein de l'hélice	66
Figure IV.8	Opération de freinage	67
Figure IV.9	Electrovalves du frein de l'hélice	68
Figure IV.10	Circuit de freinage	70
Figure IV.11	Système hydraulique de l'hélice	73
Figure IV.12	Manettes de puissance et de condition et commande associée	76
Figure IV.13	Parcours de la commande flexible de l'hélice	77
Figure IV.14	Manette de condition	78
Figure IV.15	Manette de puissance	79
Figure IV.16	Propeller Valve Module	82
Figure IV.17	Régulation de l'hélice	83
Figure IV.18	Capteurs magnétique	84
Figure IV.19	Propeller Electronic Control	85
Figure IV.20	Propeller Interface Unit	87
Figure IV.21	Schéma fonctionnel d'entrée/sortie de commande de PEC	93
Figure IV.22	Schéma simplifié du changement de pas	94
Figure IV.23	Logique mise en drapeau d'hélice	99
Figure IV.24	Logique de mise ne drapeau automatique	100
Figure IV.25	Régulateur de survitesse	101
Figure IV.26	Régulateur de survitesse	103
Figure IV.27	Schémas de fonctionnement du régulateur de survitesse	104

INTRODUCTION

Résumé.

Pour la réalisation de ce mémoire on est passé par différents étapes en occurrences un historique sur l'aviation, présentation de l'ATR 72-500, une étude descriptive du moteur équipant notre ATR qui est le Pratt & Whitney 127F et enfin l'étude du système de contrôle des hélices.

Abstract.

For the realization of this memory one passed by different stages in occurrences a history on aviation, presentation of ATR 72-500, a descriptive study of the engine equipping our ATR which is *Pratt & Whitney 127F* and finally the study of the system of control of the propellers.

Introduction.

À l'issue d'une longue traversée du désert, les avions de transport régional à turbopropulseurs effectuent un spectaculaire retour sur le devant de la scène, avec pour double arguments l'économie et l'environnement.

Le bénéfice étant cependant plus prononcé pour ATR qui a donc profité pour regarnir copieusement son carnet de commande, et qui a repris sa place de leader mondial sur ce créneau.

Cela n'est pas dû seulement aux arguments cités auparavant, mais aussi à de nouvelles technologies qui privilégient cet avion par rapport aux autres avions de transport régional à turbopropulseurs.

Dans ce mémoire, on va essayer de mettre la lumière sur l'une de ses technologies qui est le "*Le Contrôle Electronique des Hélices*".

Pour arriver à cette étude nous avons commencé par une remontée dans le temps des premières tentatives de vol dans un "*historique de l'aviation*", et en suite, on verra une *présentation des avions ATR* et précisément l'ATR 72-500, on passe en suite à la *description du Pratt & Whitney 127F*, qui est le moteur qui équipe notre ATR. L'avant dernier point que nous allons traiter dans notre mémoire est la *description des hélices Hamilton Standard 568F*. Enfin, nous aborderons le vif du sujet, c'est-à-dire le *contrôle électronique des hélices*. Sans oublier la conclusion où on notera ceux à quoi nous avons aboutis à travers notre modeste étude.

CHAPITRE I

HISTORIQUE

I. HISTORIQUE DES AVIONS A HELICES :

I.1 INTRODUCTION :

Le désir d'imiter les oiseaux, l'envie de voler se sont d'abord exprimés à travers des légendes d'hommes volants : en Crète, avec le mythe d'Icare, en Amérique, chez les Incas, ainsi qu'en Asie (Assyrie, Inde) et en Afrique. Puis vint le temps des machines.

Mais, contrairement à d'autres innovations liées aux moyens de transport, les progrès marquants des véhicules «plus lourds que l'air» ont attendu le XX^e siècle pour se concrétiser.

L'essor fut rapide ; en un siècle, l'avion est devenu, avec l'hélicoptère, l'un des éléments de base d'une nouvelle industrie : l'aéronautique.

I.2 LES PREMIERES TENTATIVES DE VOL :

En Chine, peu avant notre ère, des hommes essayent de s'envoler au moyen d'énormes cerfs-volants. Au Moyen Age, d'autres se jettent du haut des tours, des ailes de fortune fixées à leurs membres.

I.3 L'INVENTION DE L'AEROSTAT :

Au XVII^e siècle, l'Anglais Robert Hook et l'Italien Giovanni Borelli démontrent, chacun de leur côté, qu'un homme ne peut voler en utilisant sa seule force musculaire et qu'une source additionnelle de puissance est nécessaire. Cependant, les «sauteurs de tours» poursuivent leurs dangereuses expériences. En 1742, le marquis de Bacquerville aurait traversé la Seine en s'élançant du toit de son hôtel parisien.

A la fin du XVIII^e siècle, pour la première fois, on s'élève dans les airs, grâce à Joseph Montgolfier, qui découvre le principe du «plus léger que l'air» et invente le ballon à air chaud. Aidé de son frère Étienne, il mène avec succès une série d'essais qui permettent à Pilâtre de Rozier et au marquis d'Arlandes d'effectuer, au-dessus de Paris, le 21 novembre 1783, le premier voyage aérien.

L'histoire des aérostats va suivre son cours, ralliant, tout au long du XIX^e siècle, toujours plus d'adeptes ; elle va aussi participer, grâce aux nombreux essais d'appareils effectués en vol, et en particulier des hélices, à l'aventure des «plus lourds que l'air».

• LA DISPARITION DES DIRIGEABLES :

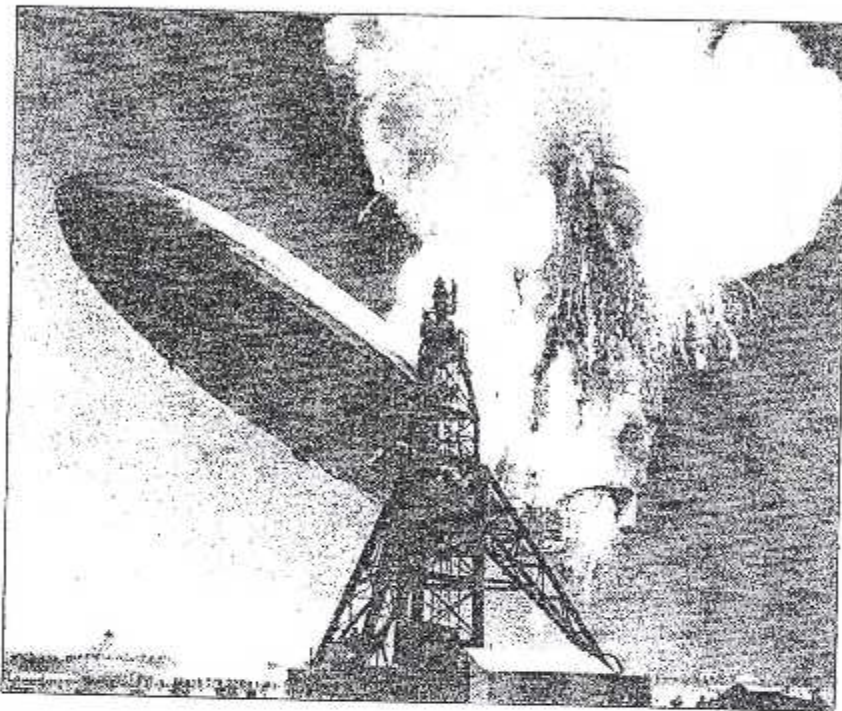
les plus légers que l'air ont cédé le ciel aux plus lourds que l'air après qu'un rade accident du dirigeable «Heindenberg» a fait 35 morts et ce fut l'explosion d'un des premiers appareils commerciaux transatlantiques.

Le Heindenberg était un luxueux dirigeable, construit par les ingénieurs allemands dans le nouveau régime Nazi, il inaugura le transport de passagers par

Zappeling mais le 06 mai 1937 il explose alors qu'il atterrit sur l'aéroport de Lakehurst près de New York.

Cette tragédie a mit fin au transport de passagers par Zappelin.

Long de 248 m et large de 41 m à son plus grand diamètre, l'engin est maintenu dans les airs par 190 000 m³ d'hydrogène. Il est équipé de quatre moteurs Diesel qui peuvent le propulser à une vitesse maximale de 70 nœuds (environ 135 km/h).



- Explosion du dirigeable « Heindenberg » -

I.4 LE « PLUS LOURD QUE L'AIR » :

C'est sir George Cayley qui, le premier, présente le concept d'aéroplane. Dans son œuvre, où il aborde de façon scientifique l'aérodynamique appliquée au « plus lourd que l'air », il différencie nettement la sustentation et la propulsion, ouvrant ainsi la voie au vol au moyen d'ailes fixes.

En 1857, Jean-Marie Le Bris s'envole à bord d'un planeur inspiré de l'albatros. La même année, Félix du Temple construit un modèle réduit qui s'élève et atterrit par ses propres moyens. Cet appareil est mû par un petit moteur à mouvement d'horlogerie que l'inventeur remplacera ensuite par une petite machine à vapeur.

I.5 QUELQUES LACUNES REDHIBITOIRES :

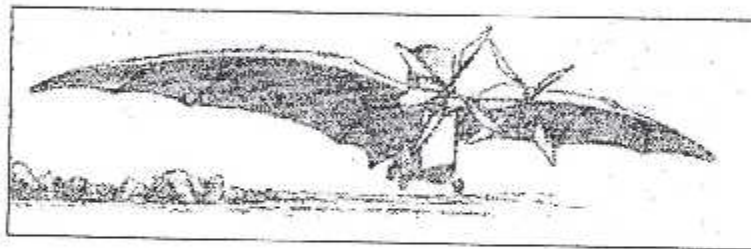
L'aviation, mot lancé en 1863 par l'écrivain et inventeur Gabriel de La Landelle, se heurte néanmoins à trois difficultés majeures : l'absence de moteur léger suffisamment puissant, une définition encore imprécise des propriétés sustentatrices

de l'aile et l'incontrôlabilité du vol. Parmi ceux qui travaillent à surmonter ces écueils, il faut mentionner Alphonse Pénaud pour ses recherches sur la stabilité et la manœuvrabilité des appareils, Francis Wenham et Horatio Phillips pour leurs études dans le domaine de l'aérodynamique, Louis-Pierre Mouillard pour ses écrits sur l'ornithologie appliquée à l'aviation et sur le vol sans battement.

I.6 VERS LA MAÎTRISE DU VOL :

En 1841, naît près de Toulouse Clément Ader. Doué pour le dessin et le calcul, il devient ingénieur des Postes. Ce paisible fonctionnaire mûrit à ses moments de liberté un projet ambitieux : il construit une machine d'un genre inconnu, un " avion " ainsi qu'il l'appelle et il baptise cet avion *Eole*. L'aspect extérieur de la machine est celui d'une grosse chauve-souris et un moteur à vapeur de vingt chevaux doit en assurer la propulsion. Le 9 octobre 1890, *Eole* quitte le sol ! Un homme a volé : sa machine a parcouru quelques dizaines de mètres à une hauteur de quelques centimètres. Pari réussi !

Après lui, les essais se multiplient, le plus souvent malheureux mais ne décourageant jamais leurs auteurs.

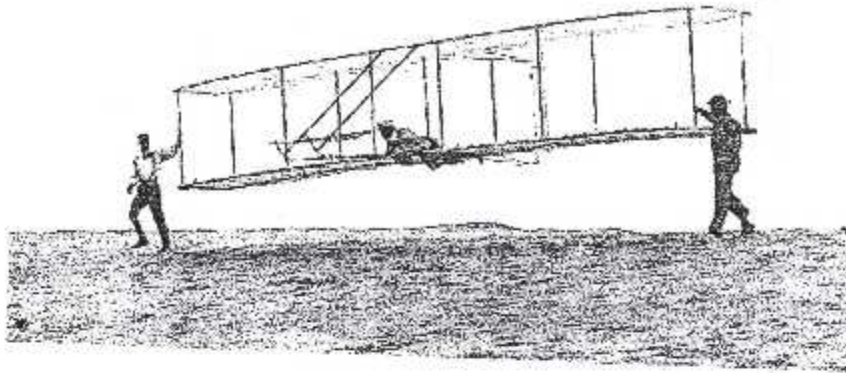


- L'Eole de Clément Ader -

I.7 LE VOL DES FRÈRES WRIGHT :

Les résultats des travaux de Lilienthal seront analysés par les frères Wilbur et Orville Wright, réparateurs de bicyclettes, qui, aux États-Unis, réunissent, avec l'aide de l'ingénieur français Octave Chanute, une solide documentation. L'étude de celle-ci conduit les frères Wright à aborder, par l'apprentissage du pilotage, la relation complexe qui existe entre stabilité et manœuvrabilité du vol. À partir de 1900, ils mènent à bien plusieurs milliers de vols sur différents planeurs avant de construire, à la fin de 1902, un moteur à essence dont ils équipent l'appareil synthétisant leurs recherches, le Flyer. Le 17 décembre 1903, sur la plage de Kitty Hawk, près de Norfolk en Caroline du Nord, ils réalisent devant quelques témoins quatre vols d'une durée comprise entre 12 et 59 secondes et, le 15 septembre 1904, réussissent le premier virage ; c'est le début du pilotage.

C'est aux frères Wright disent les américains qu'il faut attribuer l'exploit réalisé le 17 décembre 1903 à Kitty Hawk, en Caroline du Nord (en Amérique).



- Premiers vols des frères Wright -

I.8 LA PREMIERE GUERRE MONDIALE DOPE L'INDUSTRIE AERONAUTIQUE :

La Première Guerre mondiale met en évidence l'efficacité des avions et les performances des pilotes. Elle révèle aussi le potentiel de production des constructeurs et contribue au développement de l'industrie aéronautique. En France, celle-ci, qui n'emploie que 2000 ouvriers en août 1914, voit ses effectifs portés à 168'000 en novembre 1918. Les cadences de production passent de 62 avions construits en septembre 1914 à 629 produits par mois en 1918. Durant ces quatre années de guerre, plusieurs dizaines de milliers d'avions militaires sortent des usines françaises (près de 200'000 dans l'ensemble des pays belligérants). L'industrie aéronautique est née. En France, pays qui détient alors le premier rang mondial de constructeurs, ouvriers, mais aussi pilotes, vont concentrer leurs efforts pour éviter sa disparition, une fois la guerre finie.

I.9 LE RALENTISSEMENT DES ANNEES 1930 :

Au début des années 1920, un peu plus de 5000 ouvriers et techniciens travaillent dans l'aéronautique. Ils sont 20'000 en 1930 et 34'000 environ en 1936. Les conflits sociaux qui accompagnent la victoire du Front populaire en 1936, l'absence de volonté politique dans la préparation générale de la guerre, mais aussi, d'un point de vue technique, une politique trop systématique de prototypes, portent des coups à l'industrie aéronautique française. En 1940, la France se trouve en situation d'infériorité aérienne alors qu'elle a été le berceau de l'industrie aéronautique. De nombreux avions, parmi les plus modernes, ne seront livrés qu'après la défaite de 1940, et qui plus est aux vainqueurs!

I.10 Les évolutions techniques des matériels :

Jusqu'à la Seconde Guerre mondiale, le développement des techniques aéronautiques transforme considérablement l'avion dans ses formes, ses dimensions, ses performances. Ainsi, on passe du biplan à poste de pilotage ouvert de la Première Guerre mondiale aux trimoteurs Fokker (1925) et Ford (1928), puis au Douglas DC-3 (1935), qui peut transporter 21 personnes à plus de 300 km/h (ce fut, à l'époque, l'avion le plus vendu).

I.11 LE METAL S'IMPOSE :

L'aérodynamique prend une part de plus en plus importante dans la conception des appareils comme facteur essentiel d'amélioration de leurs performances. Dès 1911, le métal apparaît dans la construction aéronautique. Les frères Morane revêtent de tôles d'acier le fuselage de leur monoplane ; les ingénieurs Ponche et Primard créent, en 1912, le Tubavion avec une voilure entièrement en aluminium. Initiée en 1915 par l'ingénieur allemand Hugo Junkers, la construction de fuselages métalliques monocoques, plus rigides et acceptants une charge utile élevée, se généralise dans les années 1920. Les progrès en matière d'études et d'essais, ainsi que ceux effectués dans les domaines de l'outillage et de la métallurgie, donnent naissance à des moteurs moins lourds, plus puissants, qui offrent aux avions un plus grand rayon d'action. Le perfectionnement de certains éléments, comme le compresseur ou l'hélice à pas variable, permet un emploi plus rationnel des moteurs et contribue à leur longévité. Dès 1923, les 400 km/h et les 10'000 m d'altitude sont franchis et, le 23 octobre 1934, un hydravion italien dépasse la vitesse de 700 km/h.

I.12 L'APPARITION DE L'INSTRUMENTATION :

Les longues étapes sont aussi rendues possibles par la mise au point de procédés et d'instruments de navigation permettant le vol de nuit ou sans visibilité, le survol des océans ou des régions désertiques, et, enfin, le pilotage automatique. Les premiers instruments de bord (indicateur de vitesse et anémomètre) prennent place dans les avions avant même la Première Guerre mondiale. À partir de 1919 apparaissent les équipements de bord et de navigation (à l'occasion de la traversée de l'Atlantique par Alcock et Brown), suivis du « contrôleur de navigation » qui regroupe les instruments essentiels sous les yeux du pilote. L'exploit de Lindbergh est un triomphe du pilotage aux instruments.

Charles Lindbergh, né à Détroit en 1902, est le premier aviateur à avoir réussi la traversée de l'Atlantique sans escale, à bord de son avion le *Spirit of Saint Louis* en 33 heures et 34 minutes. Parti de Roosevelt Field à New York, il atterrit au Bourget, non loin de Paris, le 21 mai 1927.

I.13 DES PROGRES CONSTANTS :

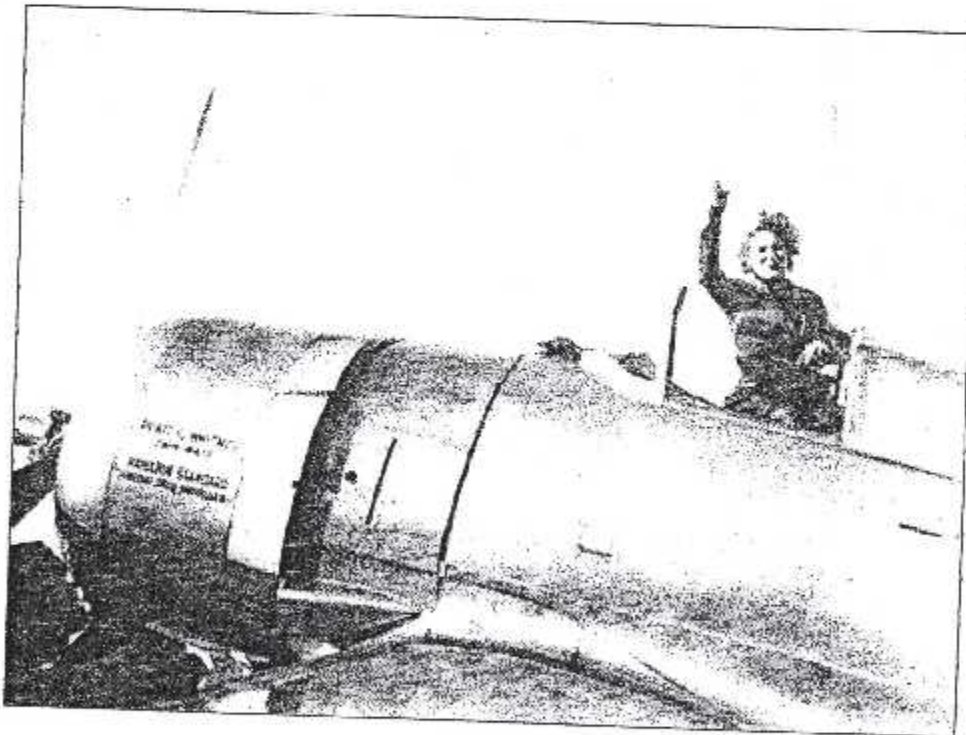
Des études poussées sont effectuées sur les voilures et les conditions qui permettent le vol à haute altitude : en 1938, l'Italien Mario Pezzi dépasse les 17 000 m sur Caproni (record toujours valable de nos jours pour les avions à moteurs à pistons). D'autres progrès sensibles sont à signaler, comme la mise au point du train d'atterrissage rentrant. On commence à penser à la pressurisation de la cabine : le Boeing 307 ouvre la voie des transporteurs pressurisés.

Lors de la Seconde Guerre mondiale, alors que les Britanniques commencent leurs travaux sur le radar, les Allemands s'intéressent à la propulsion par réaction. La guerre est l'occasion de perfectionnements de tous ordres, relatifs en particulier à la radionavigation et à l'accroissement de puissance des systèmes moteurs. À la fin des hostilités, de nouveaux propulseurs, les turbo-réacteurs, sont mis en service sur les nouveaux avions de chasse ; une vitesse de 700 à 750 km/h devient courante.

Les chocs pétroliers de 1973 et 1979, qui ont pour effet de multiplier le prix du carburant par quatre, incitent à l'usage de tels réacteurs et, de manière générale, conduisent les constructeurs à l'adoption de technologies permettant de produire des appareils plus économiques. Le constructeur Airbus Industrie fera en ce sens figure de pionnier et dynamisera la construction aéronautique européenne tout au long des années 1980.

I.14 LES FEMMES DU METIER :

- *09 Octobre 1930*, l'Américaine Laura Ingalls est la première femme à traverser les Etats-Unis en avion d'Est en Ouest.
- *1910 Mars*, première femme à recevoir son brevet de pilote, Elise Deroche dite Baronne Rauymonde De La Roche
- *1967*, Jacqueline Dubut est la première pilote de ligne.
- *1993*, Barbara Hamer est la première femme à piloter un avion supersonique.
- *2001*, Béatrice Vialle est la première pilote du Concorde.
- *20 Mai 1932*, l'aviatrice américaine Amelia Earhart survole l'atlantique en solitaire.
- *18 Mai 1953*, l'aviatrice américaine Jacqueline Cochran partie de la base d'Edwards (Californie), est la première femme à franchir le mur du son à bord d'un Canadair F-86 Sabre.



- Jacqueline Cochran -

CHAPITRE II

PRESENTATION DE L'ATR 72-500

II.1 HISTORIQUE :

L'ATR42 et sa version allongée, ATR72, sont nés de l'alliance de deux constructeurs européens : le français Aerospatiale et l'italien Aeritalia.

A la fin des années 70, le secteur des avions régionaux de l'ordre de 40 à 100 places intéresse particulièrement les constructeurs, car il est en pleine expansion (surtout aux Etats-Unis) et ne bénéficie que d'appareils dépassés ou inadaptés.

Fort du succès de leur biturbopropulseur militaire G.222 depuis 1969, les italiens songent donc en 1978 à renouer avec le marché d'avions de transport civil qu'ils ont abandonné depuis déjà 40 ans. Pour cela, ils commencent l'étude de l'AIT 230, un avion à ailes hautes et empennage classique, d'une trentaine de places pour des parcours de 900 kilomètres. Sa conception est simple mais bénéficie des dernières innovations de matériaux composites.

A la même époque, Aerospatiale, après avoir renoncé à une version modernisée du Nord 262, planche également sur son projet, baptisé AS.35. Celui-ci présente une ligne similaire à l'AIT.230, à l'exception de l'empennage en « T ». Mais il est aussi un peu plus grand avec 40 places et prévoit déjà une version allongée.

A l'image de ce qui se fait déjà pour Airbus, les deux constructeurs envisagent rapidement une coopération après une annonce officielle dans ce sens par Aerospatiale le 11 juillet 1980. L'affaire est conclue et signée le 4 novembre 1980, et ATR (Avion de Transport Régional) devient réalité, avec la promesse de voir l'avion en service commercial en 1985.

Les plans de celui-ci sont finalisés et il prend l'aspect d'un avion combinant les deux projets : ailes hautes, empennage en « T », cabine de 1,90m en hauteur et 2,50m en largeur, capacité d'une quarantaine de places avec une version allongée à 70 places programmée, équipé d'une porte d'embarquement arrière avec escalier, une autonomie au sol garantie par un système de blocage de l'hélice qui permet de faire tourner un moteur pour le courant et l'air conditionné, un rayon d'action de 1600 kilomètres ou de 5 rotation de 180 kilomètres, usage de matériaux composites, etc. Aerospatiale et Aeritalia se répartissent les tâches sur les sites de Saint-Nazaire, Nantes, Toulouse et Naples. Les ailes, le cockpit et l'assemblage final sont réalisés en France, le fuselage, l'empennage, les trains et les équipements cabines, en Italie.

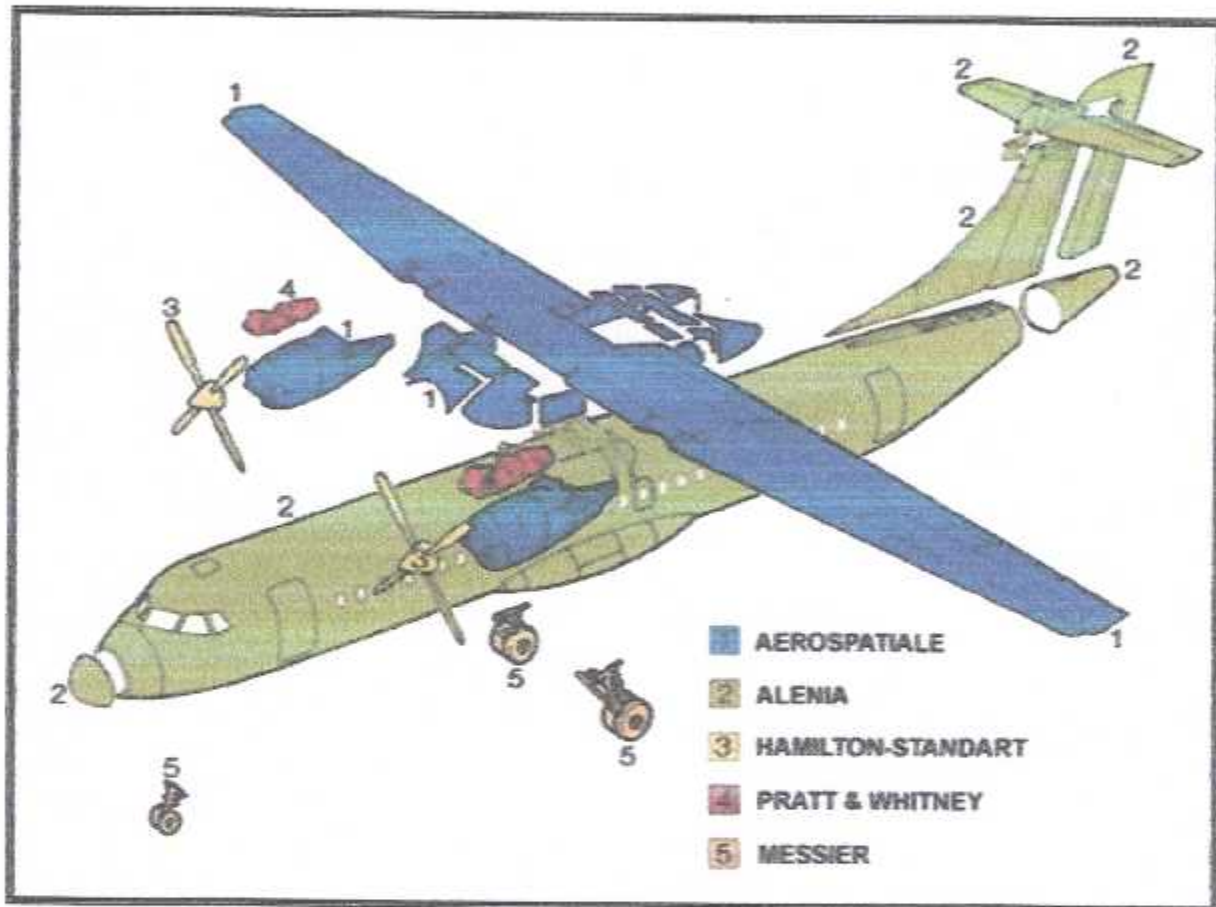


Figure II.1 : Assemblage de l'ATR

ATR tient ses promesses de délais, puisque le premier vol a lieu le 16 août 1984 et la certification est acquise le 24 septembre 1985. Le premier appareil est livré à Air Littoral au début du mois de décembre 1985. Dès 1986, le programme ATR72 est enclenché avec le premier vol du prototype le 27 octobre 1988 et la certification le 25 septembre 1989. Kar Air (Finlande) et Binter Canarias (Espagne) sont les premiers exploitant de la version allongée.

En 1995 et 1997, ATR modernise ses avions en proposant l'ATR42-500 et l'ATR72-500. L'évolution se fait surtout au niveau de la motorisation, de l'utilisation d'hélices à six pales, d'un travail sur le confort et l'insonorisation des cabines.

En 2001, les 370 ATR42 et 292 ATR72 se répartissaient ainsi dans le monde :

- Afrique - Moyen Orient : 56
- Amérique du Nord : 187
- Amérique Latine : 41
- Asie - Pacifique : 105
- Europe : 273

Au total 835 appareils ont été commandés dont 375 des séries -500 (chiffres ATR octobre 2006).

Face à son concurrent direct, le De Havilland Dash 8-300, l'ATR42 occupe 64% du marché et l'ATR72 80% face au Dash 8-400. En revanche, malgré un succès incontestable jusqu'à ce jour, les pires concurrents des ATR ne sont pas des turbopropulseurs, mais des jets. Depuis leur arrivée sur le marché, les CRJ et ERJ n'ont cessé d'entamer les parts d'ATR, lui faisant même perdre sa place de favori au sein des grandes compagnies américaines comme American Airlines ou Continental. Les ATR continuent à se vendre, mais moins spectaculairement et surtout auprès de petites compagnies ou dans des régions telles que l'Asie et l'Afrique. Depuis peu, le futur des ATR pourrait reposer beaucoup plus sur les avions cargo commandés d'origine ou convertis.

II.2 SPECIFICATIONS :

➤ ATR42 :

L'ATR 42, le premier appareil fabriqué par ATR a effectué son premier vol le 16 août 1984 et a été mis en service le 9 décembre 1985. À partir du modèle initial, -300, il a été produit en plusieurs versions successives dont une révision majeure, le modèle -500 à partir de 1995. Celui-ci est équipé de moteurs plus puissants et offre un bien meilleur confort aux passagers grâce à la réduction des vibrations (hélices à 6 pales, renfort du fuselage, absorbeurs).

Les ATR 42 cargo (56 m³, 5 600 kg) sont construits ou transformés sur la base de l'ATR 42-300. L'ATR 42-500 est également proposé en version "Quick-change" permettant de passer rapidement d'un équipement passager en une souco cargo de 30 m³.

	A T R 4 2 - 3 0 0	A T R 4 2 - 3 2 0	A T R 4 2 - 5 0 0
Envergure (m)	24,57	24,57	24,57
Longueur (m)	22,67	22,67	22,67
Hauteur (m)	7,59	7,59	7,59
Surface alaire (m ²)	54,5	54,5	54,5
Masse à vide (kg)	10 285	10 290	11 250
MTOW (kg)	16 700	16 700	18 600
Charge maximale (kg)	4 915	4 910	5 450
Cap. carbu. (L)	5 730	5 730	5 625
Nb de passagers	42 à 50	42 à 50	42 à 50

P e r f o r m a n c e s			
Dist. franch. (km)	1 165 (48 pax)	1 165 (48 pax)	1 555 (48 pax)
V. croisière max (kt)	265	269	300
V. croisière éco (kt)	250	250	250
Altitude max. (ft)	25 000	25 000	25 000
Distance décollage (m)	1 040	1 040	1 165
Distance atterrissage (m)	1 034	1 034	1 126

➤ ATR72 :

L'ATR 72, version allongée permettant d'accueillir jusqu'à 74 passagers a été mis en service en 1989. Lui aussi est disponible en version tout cargo (75 m³, 8 400 kg).

À partir du modèle initial, -200, il a été améliorée en plusieurs versions successives dont une révision majeure, le modèle -500 à partir de 1995. Sa version "Quick-change" offre 41 m³ pour le fret.

	A T R 7 2 - 2 0 0	A T R 7 2 - 2 1 0	A T R 7 2 - 5 0 0
Envergure (m)	27,05	27,05	27,05
Longueur (m)	27,17	27,17	27,17
Hauteur (m)	7,65	7,65	7,65
Surface alaire (m ²)	61	61	61
Masse à vide (kg)	12 400	12 450	13 950
MTOW (kg)	22 000	22 000	22 500
Charge maximale (kg)	7 300	7 300	7 350
Cap. carbu. (L)	82 134	138 900	146 174
Nb de passagers	66 à 72	66 à 72	68 à 72

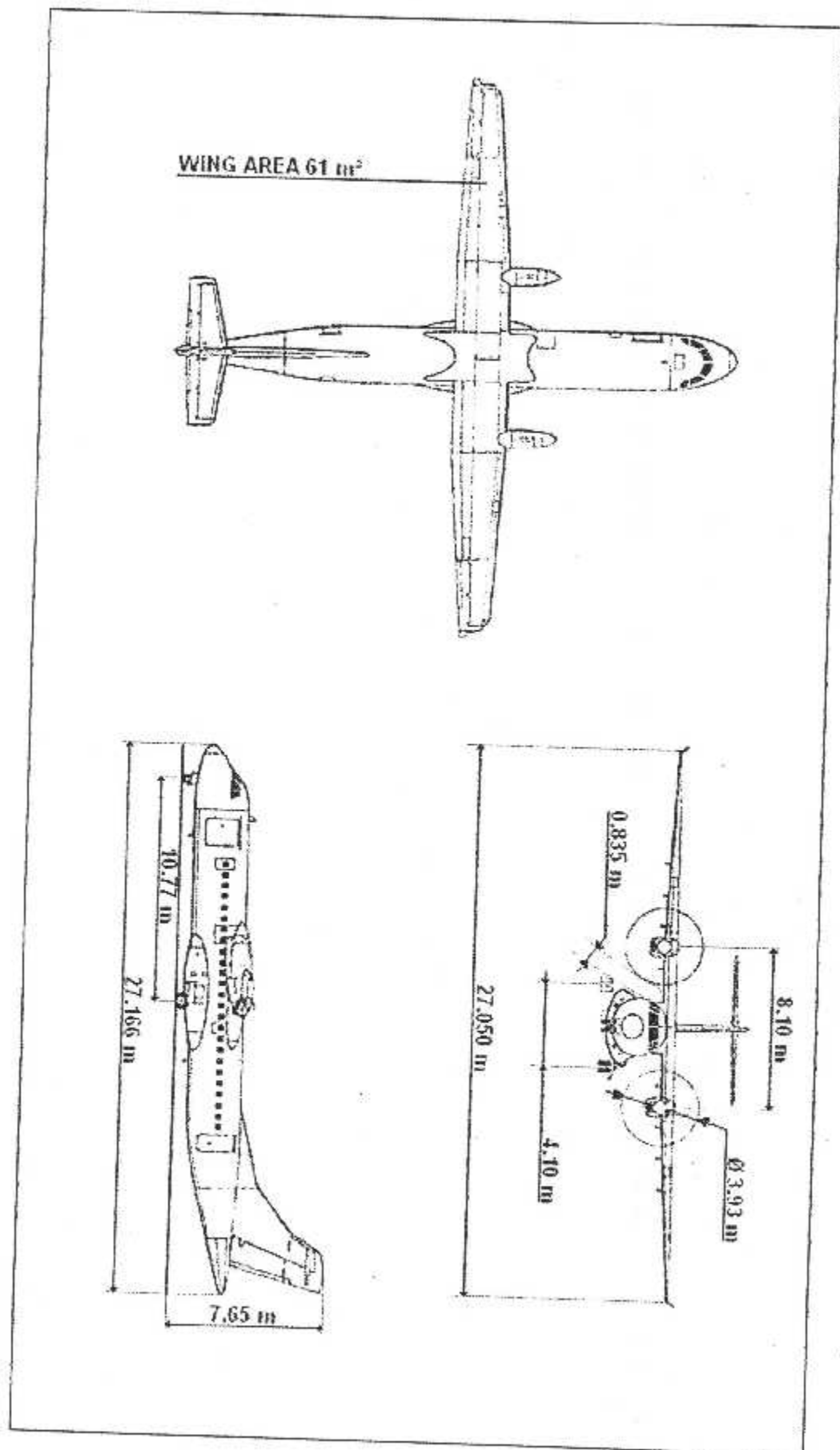


Figure II.2 : Plan en 3 vues de l'ATR 72-500

P e r f o r m a n c e s			
Dist. franch. (km)	1 425 - 1 780	1 265 - 1 600	1 325 - 1 650
V. croisière max (kt)	276	278	276
V. croisière éco (kt)	250	250	250
Altitude max. (ft)	25 000	25 000	25 000
Distance décollage (m)	1 410 - 1 510	1 210 - 1 290	1 220 - 1 290
Distance atterrissage (m)	1 210	1 050	1 050 - 1 070

II.3 MOTORISATION :

V e r s i o n	S p é c i f i c i t é s
ATR42-300	2 Pratt & Whitney PW120 de 1 800 SHP entraînant chacun une hélice Hamilton Standard 14SF-5.
ATR42-320	2 Pratt & Whitney PW121 de 1 900 SHP entraînant chacun une hélice Hamilton Standard 14SF-5.
ATR42-300	2 Pratt & Whitney PW127E de 2 160 SHP entraînant chacun une hélice Hamilton Standard 568F.
ATR72-200	2 Pratt & Whitney PW124B de 2 160 SHP entraînant chacun une hélice Hamilton Standard 14SF-11.
ATR72-210	2 Pratt & Whitney PW127 de 2 480 SHP entraînant chacun une hélice Hamilton Standard 247F.
ATR72-500	2 Pratt & Whitney PW127F de 2 475 SHP entraînant chacun une hélice Hamilton Standard 568F.

II.4 VERSIONS :

Version	Spécificités
QC	<p>Pour <i>Quick Change</i>.</p> <p>Ce système permet à une compagnie de faire voler son avion en configuration passager ou cargo, à sa guise. Il lui suffit de retirer ou d'ajouter les sièges de la cabine, lorsqu'elle le désire. Les ATR QC ont été proposés très rapidement dès l'origine, d'autant que les avions bénéficient d'une porte et d'un compartiment cargos avant, utilisable simultanément avec la version passager.</p>
CARGO	<p>En plus des ATR42 et 72 passagers, ATR propose depuis 2002, de convertir d'anciens appareils en version cargo. Le premier client était Farnair en Suisse, en juillet 2002 (1exemplaire)</p> <p>Puis, en octobre 2002, Federal Express a fait connaître son intérêt pour une trentaine d'avions destinés à ses filiales exploitant actuellement des Fokker F27.</p> <p>Le client a le choix entre conserver la porte cargo d'origine (1,60 m x 1,30 m) ou de faire installer une porte plus large (2,95 m x 1,80 m). La conversion s'accompagne du renforcement du plancher, du remplacement de l'équipement cabine par des structures de manipulation du fret, et la condamnation des hublots.</p> <p>Les ATR42 peuvent emporter 5,3 tonnes de fret et les ATR72 8,1 tonnes.</p>

II.5 CRITERES D'IDENTIFICATION :**➤ CRITERES GENERAUX :**

L'ATR est un avion très facile à reconnaître avec ses ailes hautes et son empennage en « T ». Il a également une série de caractéristiques aisément identifiables.

- Son fuselage est parfaitement circulaire et semble emboîté entre le caisson de l'aile et celui du train d'atterrissage (1).
- Le radôme est strié régulièrement du centre vers l'extérieur (2).
- Cette particularité se retrouve (moins visible) sur le cône de queue, qui se prolonge au-delà du plan vertical (3).
- Le plan vertical se prolonge par une arête en 2 morceaux sur le fuselage (4).
- Le plan vertical dépasse légèrement du plan horizontal (5).



Figure II.3 : Critères d'identification de l'ATR

➤ **DISTINGUER LES ATR ENTRE EUX :**

Distinguer les ATR42-300 des ATR42-320 ou les ATR72-200 des ATR72-210 est impossible. Leurs différences ne sont qu'au niveau de la motorisation et des performances. En revanche, les ATR42-500 et les ATR72-500 sortent aisément du lot, grâce à leurs hélices à 6 pales (quatre pales sur toutes les autres versions - voir photo).

➤ **DISTINGUER LES ATR D'AVIONS SIMILIAIRES :**

En terme de similitude, le Fairchild-Dornier 328 peut poser problème. La distinction entre les deux appareils est très délicate, mais il est plus probable de croiser un ATR qu'un Fairchild-Dornier. Après, si le nez de l'avion ne continue pas à plonger dans le prolongement du pare-brise du cockpit et que l'arête de l'empennage présente trois lignes droite et non une seule courbe, il s'agit d'un ATR.



Figure II.4 : Comparaison de l'ATR avec le DO-328

Sinon, les principaux concurrents des ATR sont les De Havilland Canada DHC8 ou Dash8, mais les mêmes remarques pourraient être faites à propos des Fokker F27 ou F50 et des Fairchild F27 ou FH227.

L'ATR est aisément reconnaissable, par une différence flagrante : son train principal s'escamote sous le fuselage et non dans la nacelle des moteurs comme sur les autres avions.

Le nez de l'ATR est arrondi et son cône de queue dépasse le plan vertical. L'arête, également présente sur les autres, est en deux morceaux.

Il est aussi peu probable de confondre les ATR avec tous les Fokker et leurs dérivés, parce qu'ils ont un empennage en « T » et non classique.



Figure II.5 : Comparaison de l'ATR avec le F-27 et le DHC-8

CHAPITRE III

ETUDE DESCRIPTIVE DU MOTEUR PW 127F

III.1 LE TURBOPROPULSEUR :

Le terme français *turbopropulseur* est en fait dérivé du mot anglais *turboprop* composé de *turbo* et de *propeller* (hélice) et qui signifie littéralement moteur à hélice entraîné par une turbine.

Le premier turbopropulseur en service commercial a été le Protheus de Bristol, développé en 1945, et qui équipait le Bristol Britannia. Les États-Unis n'ont disposé d'un turbopropulseur fiable qu'à partir de 1956, le T56 d'Allison qui équipe encore les avions cargo militaires Lockheed C-130 Hercules

III.1.1 DEFINITION DU TURBOPROPULSEUR :

Un **turbopropulseur** est un groupe moto-propulseur. Le réacteur (moteur) entraîne une hélice multipales (le propulseur) via une transmission, le réducteur. Le turbopropulseur est généralement double-corps, c'est-à-dire qu'il dispose de deux turbines en sortie qui font tourner deux arbres concentriques. La première turbine est reliée au compresseur, la seconde à l'hélice.

Le turbopropulseur a été difficile à mettre au point car il associe les difficultés du réacteur et de l'hélice. Son rendement est supérieur à celui du turboréacteur aux basses altitudes et aux faibles vitesses. Il est particulièrement adapté aux avions dont la vitesse de croisière est comprise entre 300 et 600 km/h comme par exemple le nouvel Airbus A400M. Au delà de cette vitesse, la baisse de rendement aérodynamique de l'hélice (écoulement transsonique ou supersonique en bout de pale) conduit à préférer le moteur à réaction ou "réacteur". C'est le mode de propulsion préféré pour les avions de transport commerciaux à faible rayon d'action.

III.1.2 CONSTITUTION D'UN TURBOPROPULSEUR :

➤ **Le turboréacteur :**

Comme les turboréacteurs à double flux, le turbopropulseur est structuré de la même façon qu'un turboréacteur. Comme lui, il comprend un diffuseur d'entrée, un compresseur, une chambre de combustion, une turbine, et une tuyère d'éjection. Son fonctionnement est donc même nous n'y reviendrons pas.

➤ **L'hélice :**

L'arbre entraîné par la turbine entraîne à son tour non seulement le compresseur mais aussi une hélice placée en avant du diffuseur d'entrée. C'est elle qui fournit la principale poussée.

➤ **Le réducteur :**

Comme la vitesse angulaire de la turbine est trop forte pour alimenter une hélice, de masse et de diamètre bien trop important, un réducteur de vitesse est intercalé entre l'arbre de la turbine et celui de l'hélice qui diminue bien sûr la vitesse de cette dernière, mais surtout augmente le couple qui lui est appliqué.

III.1.3 FONCTIONNEMENT D'UN TURBOPROPULSEUR:

L'énergie cinétique libérée par les gaz brûlés dans le turbopropulseur est utilisée de trois façons. Elle sert à actionner les turbines qui entraînent les compresseurs, elle actionne la turbine qui entraîne l'hélice par l'intermédiaire du réducteur. Enfin les gaz d'échappement qui possèdent une énergie résiduelle non récupérée par les turbines procurent une poussée supplémentaire qui s'additionne à celle procurée par l'hélice.

III.1.4 DIFFERENTS TYPES DE TURBOPROPULSEURS :

➤ GTP à turbines liées :

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

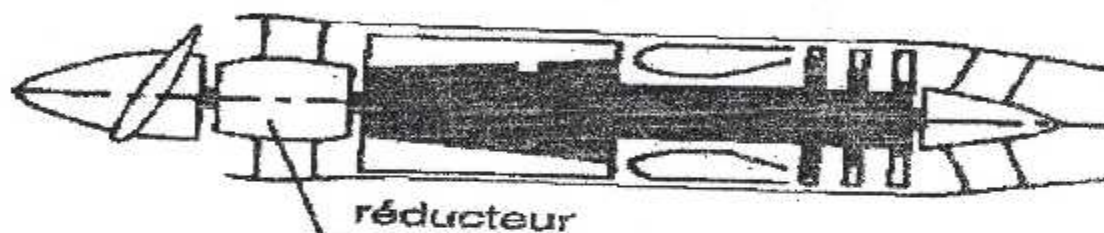


Figure III.1 : GTP à turbines liées

Parmi les GTP répondant à ce type nous pouvons citer :

- L'ALLISON T56 (constructeur américain), équipant les C130 Hercules et le Super Guppy, développant en conditions standard niveau de la mer $W/a=3420$ KW.
- Le DART 532 (ROLLS-ROYCE), avionné sur FOKKER 27 développant une W/a de 1442 KW.
- Le BASTON IV (TORBOMECA), équipant les N 262, fournissant une W/a de 735 KW.

Ces deux derniers moteurs, sont équipés de compresseurs centrifuges et leurs générateurs tournant à des vitesses de rotation élevées (15000 tr/min à N_{max} pour FK 27 ; 33500 tr/min à N_{max} pour Bastan).

➤ GTP à turbines libres :

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

Parmi ces moteurs nous pouvons citer :

- La famille PT6 constructeur Pratt & Whitney, dont la version PT6 A41 équipe le Beachcraft King ATR 200 et développe une puissance sur arbre

- Le PW 120, (Pratt & Whitney) équipant l'ATR 42 dont le générateur est double corps développant en conditions standard, une W/a de 1490KW, NHP = 33000tr/min, NBP = 27000tr/min.
- Le turbo moteur MALIKA, (TORBOMICA) avionné sur hélicoptère SUPER-PUMA, dont les caractéristiques principales sont : W/a = 1400KW ; NG = 33500tr/min ; NTL = 24000tr/min.

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

➤ Le GTP mixte :

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

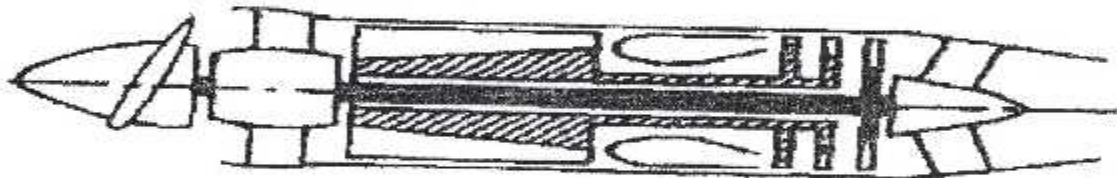


Figure III.2 : GTP à turbines mixtes

Le seul représentant de ce type de moteur est le TYNE du motoriste ROLLS-ROYCE, avionné sur les C 160 Transall et le Breguet 1150 ATLANTIC dont la puissance sur arbre point fixe, conditions standard est de 4225KW à 15250tr/min régime turbine libre, c'est le plus puissant turbopropulseur.

III.1.5 LIMITES DES AVION A HELICE :

La formation des ondes de choc sur les hélices est connu depuis les années 20, en effet, des recherches avaient été déjà faites sur des hélices tournant à grande vitesse à Wright Field, la vitesse de l'air frappant hélice est due non seulement à la rotation des pales mais également à la vitesse de l'appareil. A mesure que ces deux vitesses augmentent, l'extrémité des pales subie des ondes de choc transsoniques, ainsi à 800 km/h, un tiers de la longueur des pales est touché par ces ondes, diminuant son efficacité de 50%! L'US Air Force, la Navy et les ingénieurs de l'industrie ont fixé ces 800 km/h comme plafond pour la vitesse d'un avion à hélice, mais le F-84 H atteindra tout de même 1050 km/h soit pratiquement Mach 1.

Le turbopropulseur est donc employé généralement sur des avions dont la vitesse n'excède pas 500 à 600 km/h, tels que les avions de tourisme ou les appareils de capacité

réduite. On utilise aussi le turbopropulseur pour la propulsion des hélicoptères généralement en double pour des raisons de sécurité. Il est intéressant de noter que c'est ce même phénomène qui limite la vitesse des hélicoptères à 400Km/h car l'hélice, en position horizontale, subit plus de contrainte.

III.2 INTRODUCTION AU MOTEUR PRATT & WHITNEY PW127F:

III.2.1 PRESENTATION :

Les moteurs de base installés sur le modèle 212A de l'ATR 72 sont des turbopropulseurs Pratt & Whitney Canada. Les moteurs Pratt & Whitney Canada sont caractérisés par une faible consommation de carburant, ils sont conçus aussi pour propulser des avions de transport régional de 30 à 70 passagers, ainsi que des appareils utilitaires et l'aviation d'affaire.

Le moteur est certifié pour une puissance de 2750 SHP comme réserve au décollage (RTO: Reserve Take-Off). Néanmoins, dans des modes opératoires normaux, l'estimation au décollage sera d'une valeur de 2475 SHP, avec une augmentation automatique de la puissance à une valeur de 2750 SHP en cas d'une panne moteur.

III.2.2 DESCRIPTION :

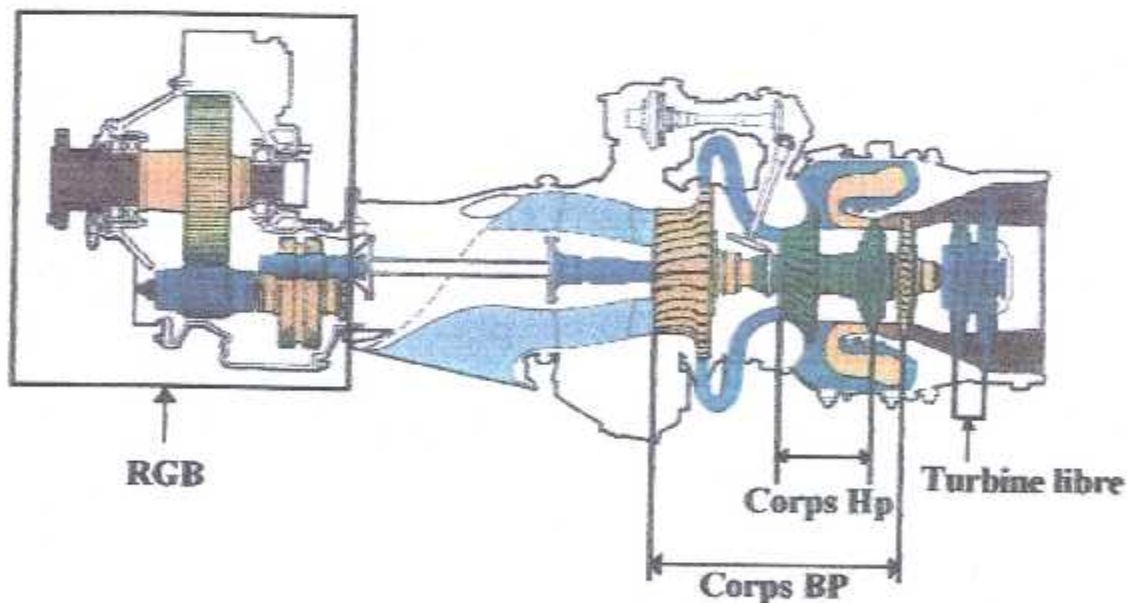


Figure III.3 : Moteur Pratt et Whitney PW 127F

Le PW127 est un turbopropulseur composé d'un module réducteur de vitesse RGB et du module turbomachine, ces deux parties constituent un ensemble bien rigide.

La turbomachine de gaz (LP et HP) entraînant une hélice de six pales par l'intermédiaire d'un assemblage turbine/arbre concentrique/réducteur.

III.2.3 TAILLE ET POIDS :

Poids à sec : 1060 lbs (481 Kg).
Avec des équipements standards.

III.3 DESCRIPTION DU MOTEUR PRATT & WHITNEY PW127F :

III.3.1 LES COMPOSANTS MOTEUR:

La turbomachine comprend (04) sections contenues dans (06) capots. Ces capots sont fixés entre eux de la bride B à K.

Les 04 sections sont :

A. La section entrée d'air :

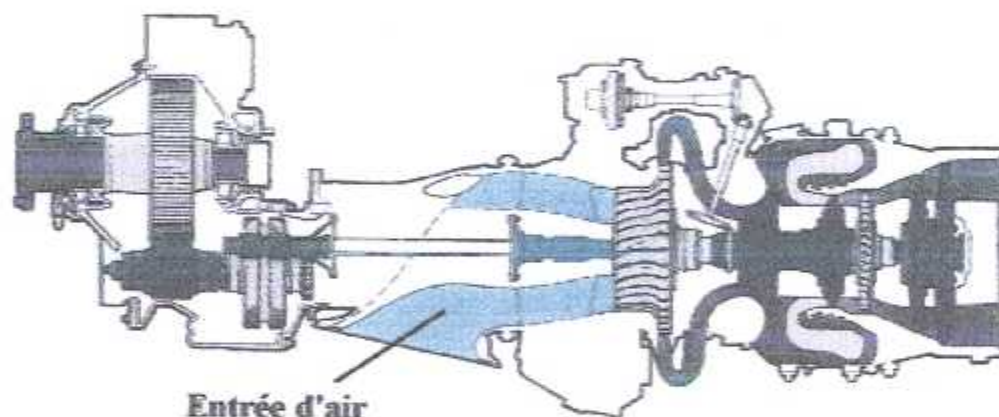


Figure III.4 : Entrée d'air du PW 127F

- La section entrée d'air est composée d'un carter d'admission avant et d'un carter d'admission arrière, raccordés entre eux à la bride C.
- Le carter d'admission avant est fixé à la RGB à la bride B.
- Le carter d'admission avant comporte la EEC et l'unité de mise en drapeau (AFU : Auto Feather Unit), celles-ci sont fixées du côté gauche du carter.
- Le réservoir d'huile est une partie intégrante du capotage.

B. La section compresseur:

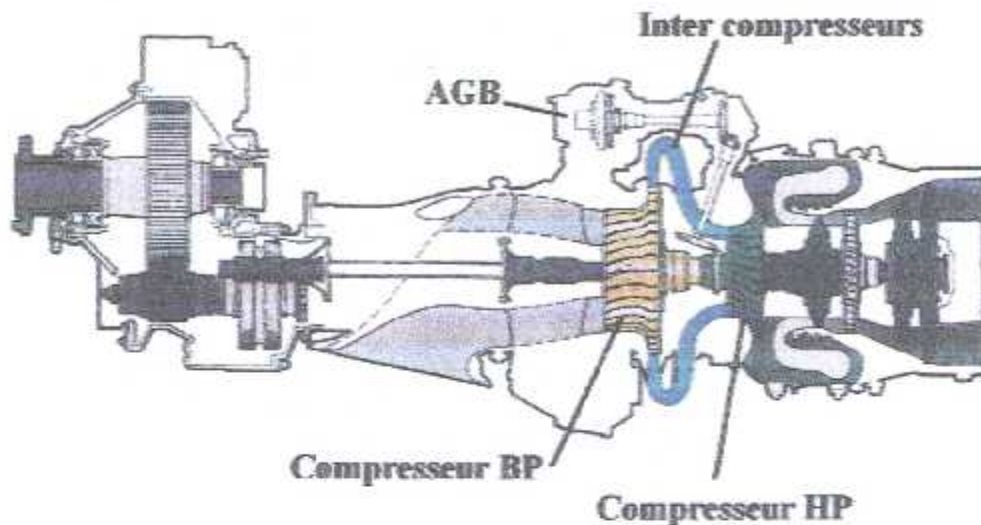


Figure III.5 : Section compresseurs dans le PW 127F

La section compresseur comporte :

- Un compresseur BP et HP.
- Un carter inter compresseurs.
- La boîte à accessoires (AGB).

Les compresseurs centrifuge basse et haute pression sont contenus dans : le carter de diffusion basse pression (Bride D à E), le carter inter compresseurs (Bride E à F) et l'entrée du générateur de gaz (Bride F à K).

Chaque arbre compresseur (arbre basse pression et arbre haute pression) est supporté par un roulement à billes (3 et 4).

A l'arbre haute pression vient se connecter un arbre de transmission, incliné, qui entraîne la boîte à accessoires (AGB), cette dernière entraîne elle aussi :

- Le reniflard d'huile (roue à aubes centrifuges), qui sépare l'huile de l'air pressurisé provenant des enceintes à roulements.
- L'ensemble démarreur / Génératrice (DC).
- La pompe à carburant haute pression.
- La pompe de refoulement d'huile (Coté droit).

Deux orifices d'écoulements (LP et HP) situés dans le carter compresseur permettent d'alimenter le circuit de prélèvement d'air de l'avion.

C. La section chambre de combustion :

La chambre de combustion annulaire à flux renversé est contenue dans le carter générateur de gaz. La rampe de distribution du carburant est montée à l'extérieur du carter du générateur de gaz et à l'extérieur, la rampe contient (14) injecteurs, qui dépassent dans la chambre de combustion et deux bougies d'allumage.

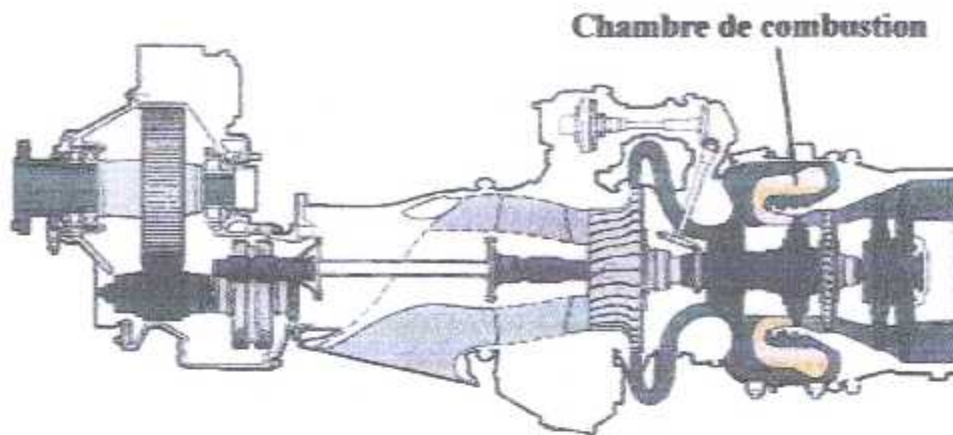


Figure III.6 : Section chambre de combustion dans le PW 127F

D. La section turbine :

La section turbine est composée de :

- Deux turbines axiales à un étage (turbine haute pression et turbine basse pression).
- Une turbine axiale à deux étages, c'est la turbine libre.

➤ Les turbines axiales basse et haute pression :

Les turbines basse et haute pression entraînent les compresseur basse et haute pression. La turbine haute pression est refroidie au niveau de l'anneau à ailettes et des aubes, ce qui permet l'augmentation de la température d'entrée de la turbine.

Chaque arbre turbine est supporté par un roulement à galets (5 et 6).

➤ La turbine libre :

La turbine libre, appelée aussi « turbine de puissance » entraîne la boîte de réduction (RGB) et l'hélice.

L'arbre de la turbine libre est supporté par un roulement à billes et deux roulements à galets (1, 2 et 7).

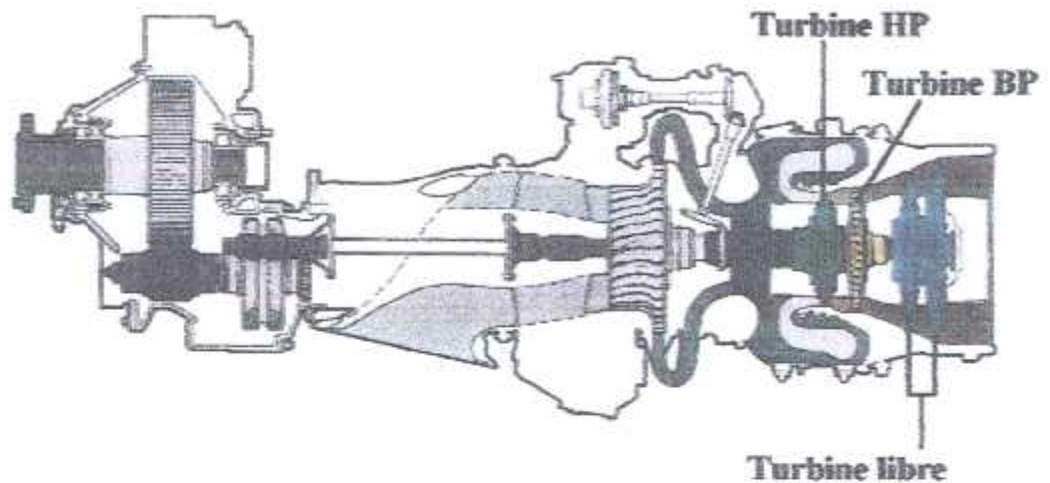


Figure III.7 : Section turbines dans le PW 127F

E. La boîte de réduction (RGB) :

Le mouvement est fourni à la RGB grâce à la turbine libre.

La RGB a une seule entrée (l'assemblage de l'arbre de couple) et une seule et unique sortie (l'arbre hélice) comprenant (03) logements boulonnés ensemble.

La réduction est obtenue grâce à des engrenages hélicoïdaux, qui sont utilisés dans le premier étage et des pignons droits (engrenage à denture droite) dans le second étage.

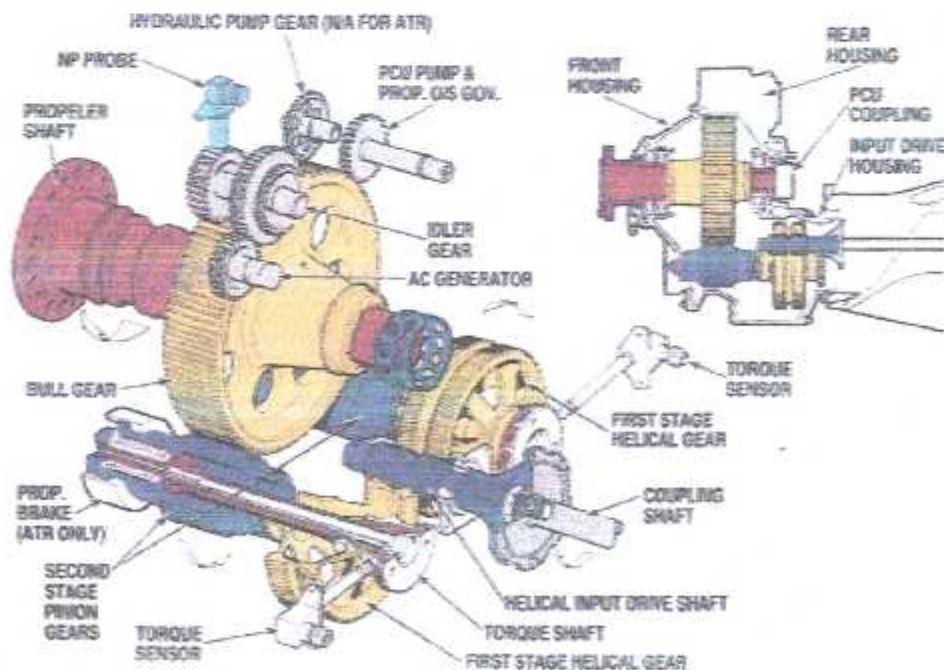


Figure III.8 : Boîte de réduction (RGB)

La RGB comprend des connexions qui permettent de recevoir les équipements suivants :

- Le frein hélice (dans le moteur droit seulement).
- Le générateur de ACW.
- La pompe électrique de mise en drapeau.
- La gouverne de survitesse et la pompe haute pression.
- Le module valve hélice (PVM).

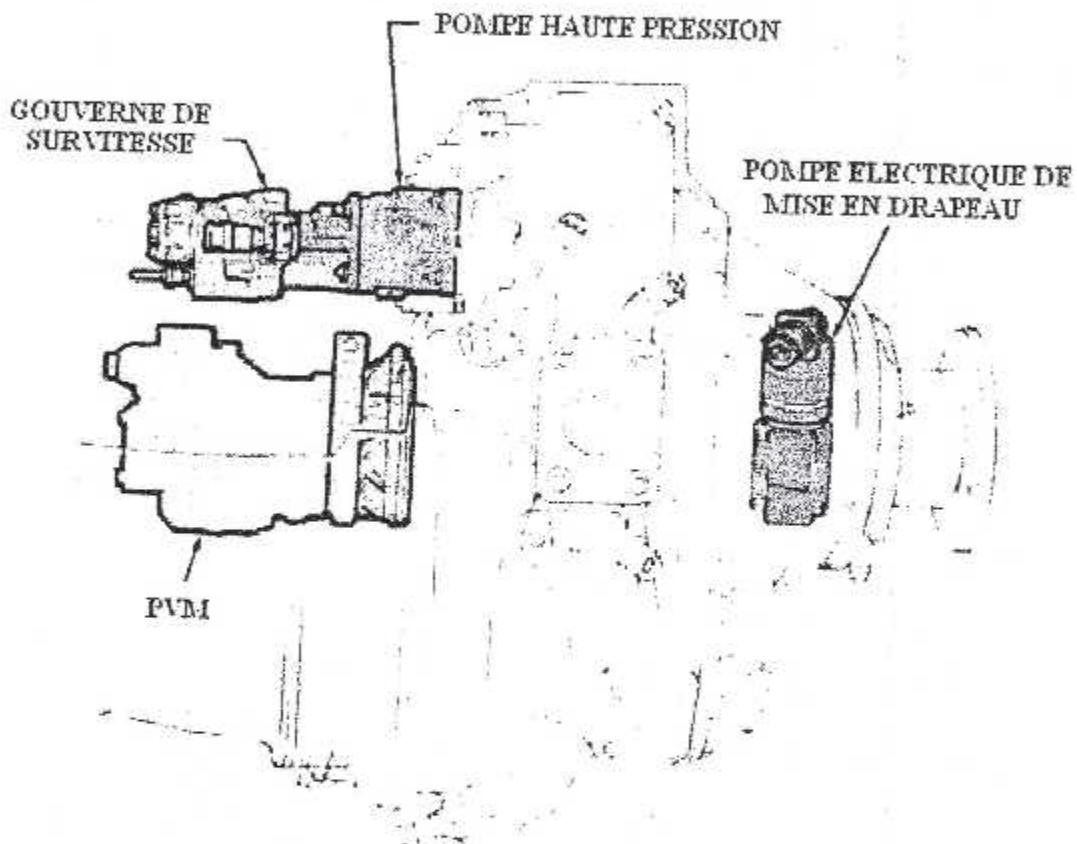


Figure III.9 : Equipements montés sur le réducteur.

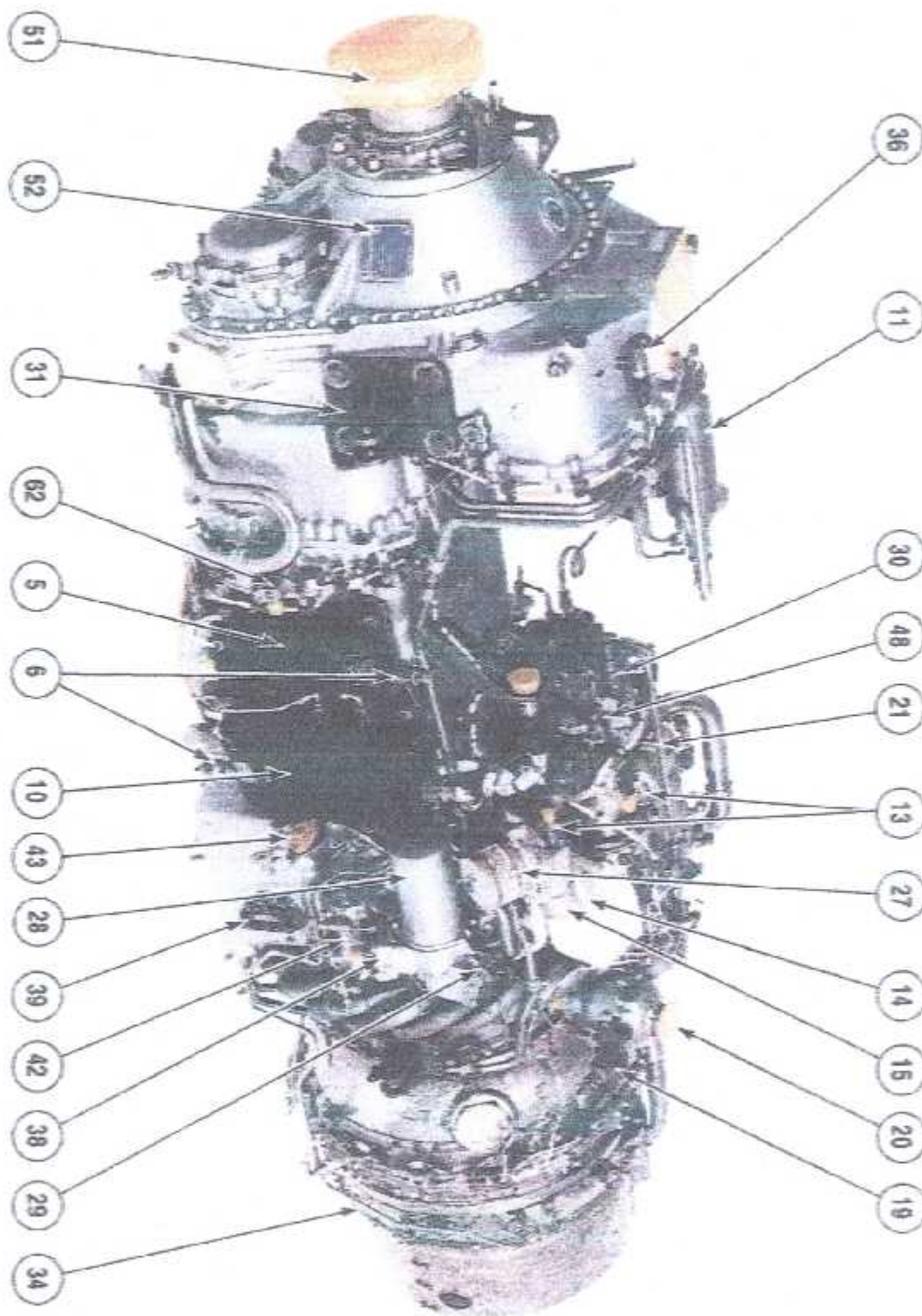


Figure III.10 : Vue de la face avant gauche du PW 127F.

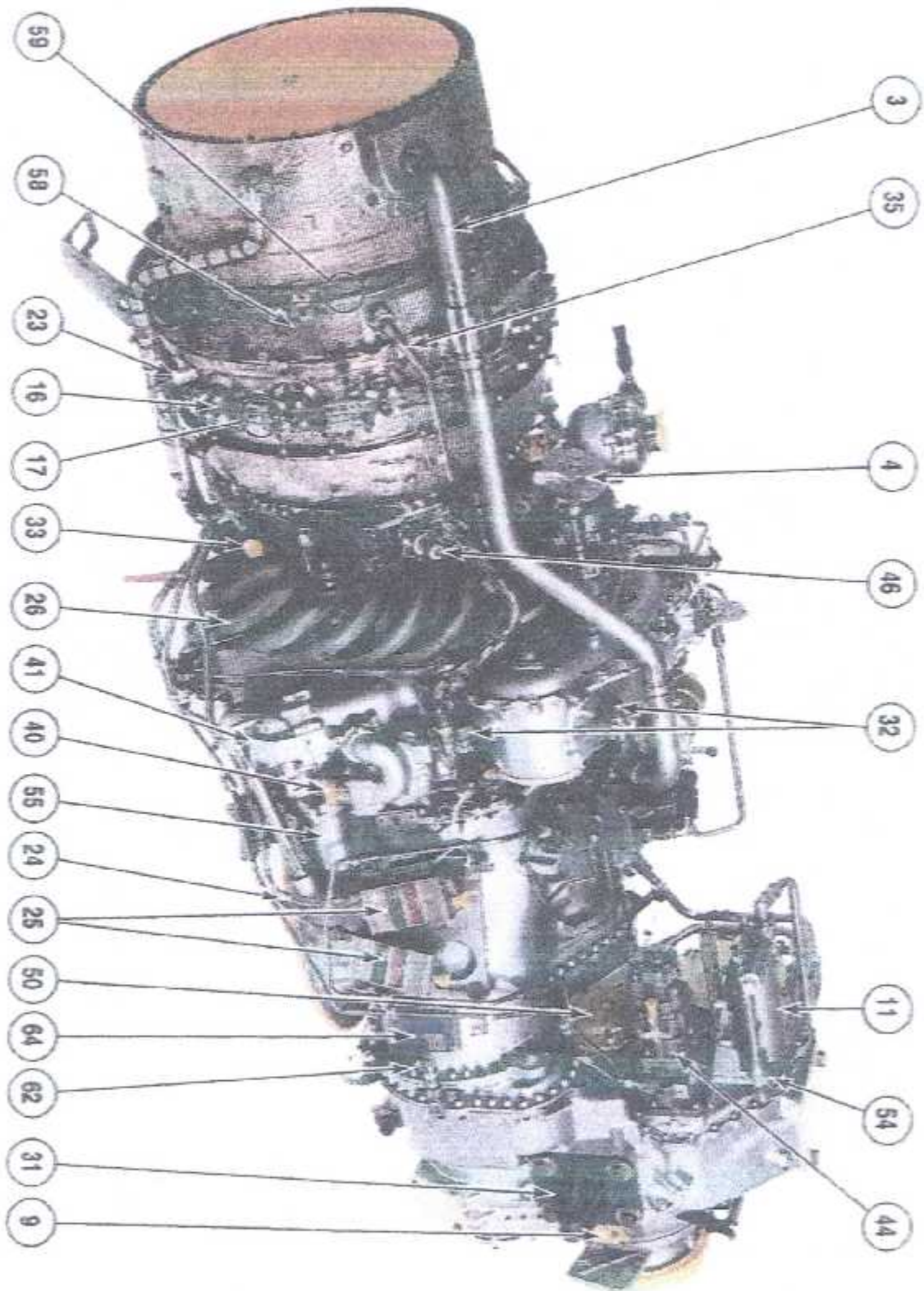


Figure III.11 : Vue de la face arrière droite du PW 127F

ENGINE EXTERNAL COMPONENTS

1. AC Generator mounting pad
2. AC generator chip detector
3. Accessory gearbox breather adapter
4. Angle drive gearbox
5. Auto feather unit (AFCU) (PW123AF)
6. Characterization plug
7. Characterization plugs (TSC) PW123B/C/D/E
8. Chip detector
9. Electrical feathering pump mounting pad
10. Engine electronic control (EEC)
11. Fuel cooled oil cooler (FCOC)
12. Fuel cut off lever
13. Fuel filters impending bypass indicators
14. Fuel heater
15. Fuel inlet
16. Fuel manifold adapter
17. Fuel manifold transfer tubes
18. Fuel pump
19. Handling bleed valve servo valve
20. Handling bleed valve(HBV)
21. High pressure fuel filter
22. Hydraulic pump mounting pad
23. Igniter plug
24. Ignition cables
25. Ignition excitors
26. Low pressure diffuser pipe
27. Low pressure fuel filter
28. Main oil filter
29. Main oil filter impending bypass indicator
30. Mechanical fuel control
31. Mounting pad
32. NH Pulse pick up probes
33. NL Pulse pickup probe
34. No. 6 and 7 bearing oil pressure pipe
35. No. 6 and 7 bearing vent pipe
36. NP Pulse pickup probe
37. Oil check valve
38. Oil inlet
39. Oil level sight glass
40. Oil outlet
41. Oil pressure and scavenge pumps
42. Oil pressure regulating valve
43. Oil tank filler cap
44. Overspeed governor and PCU pump
45. P2.5 Check valve
46. P2.5/P3 air switching valve
47. P3 Bleed venturi adapter (PW123B/C/D/E)
48. Power lever
49. Pressurizing air supply pipe
50. Propeller control unit mounting pad
51. Propeller shaft
52. Reduction gearbox module data plate
53. Reduction gearbox oil filter impending bypass indicator
54. Reduction gearbox oil pressure pipe
55. Reduction gearbox oil scavenge filter
56. Starter mounting pad
57. T1.8 temperature sensor
58. T6 Thermocouple
59. T6 thermocouple bus bar
60. T6 Thermocouple trim resistor and probe
61. (Deleted)
62. Torque sensor
63. Torque signal conditioner (TSC)PW123B/C/D/E
64. Turbomachinery module data plate

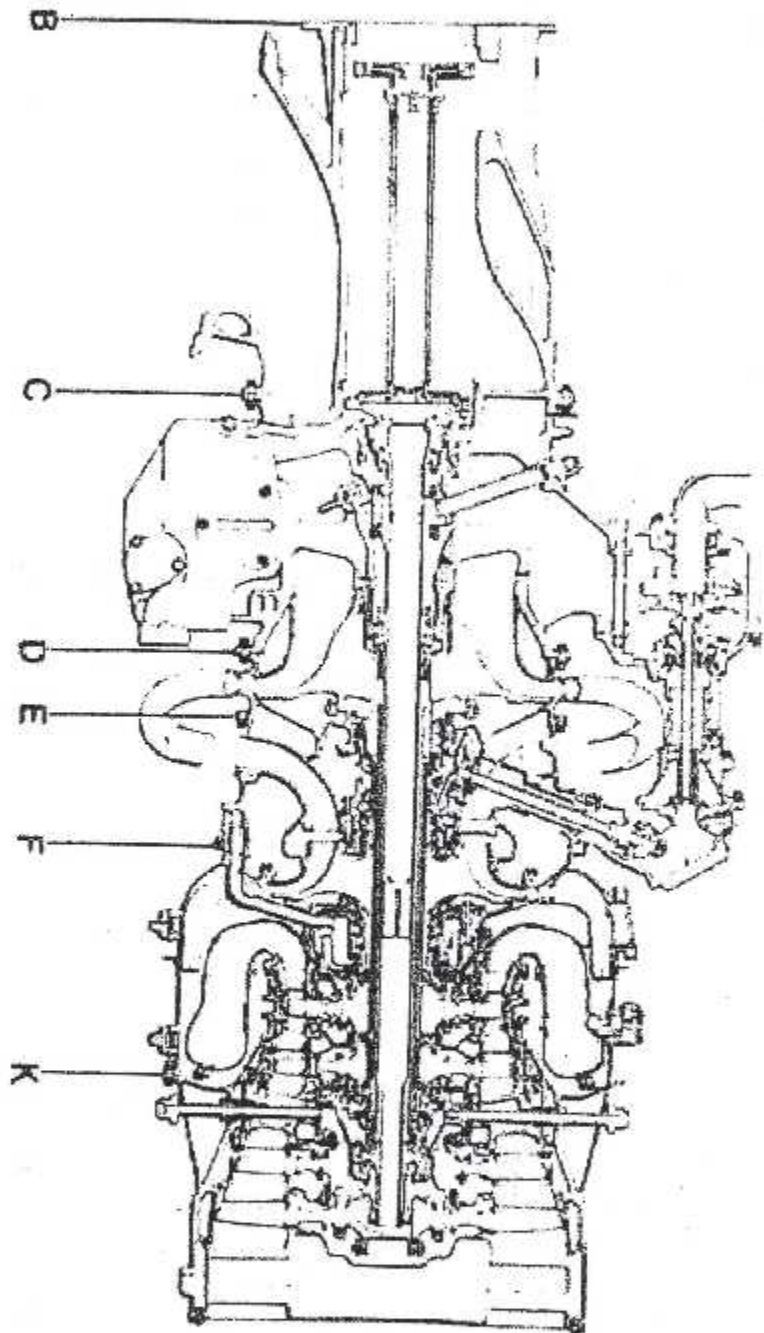
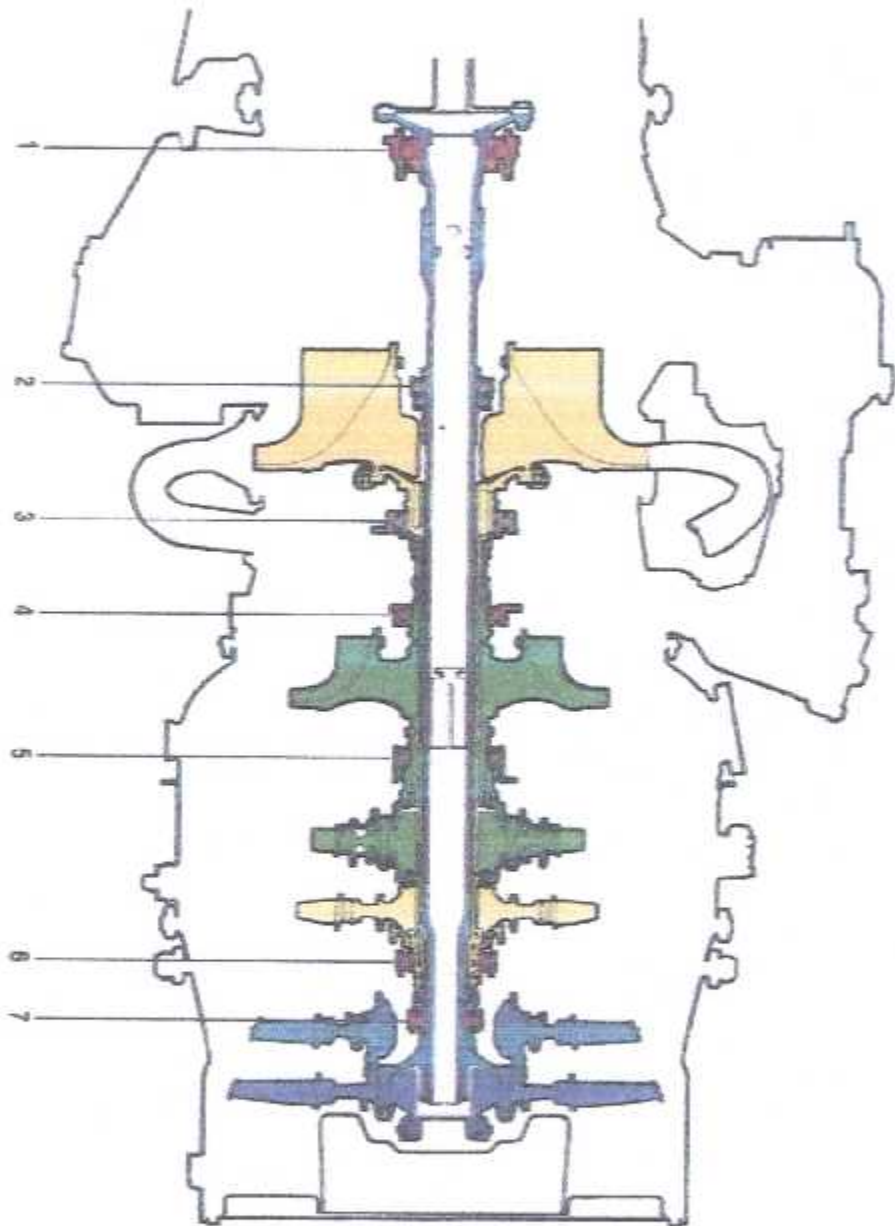


Figure III.12 : Assemblage des capots moteur

Bridage B à C: Carter Entrée d'air
 Bridage D à E: Carter Diffuseur basse pression
 Bridage E à F: Carter inter-compresseurs
 Bridage F à K: Carter Générateur de gaz



N° 1-3-4: Roulements à Bille
 N° 2-5-6-7: Roulements à Galles

Figure III.13 : Schémas de roulements

III.3.2 CIRCUITS MOTEUR :

III.3.2.1 LE CIRCUIT D'HUILE :

A. Rôle :

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

B. Le fonctionnement du système d'huile :

➤ **Le circuit principal d'huile:**

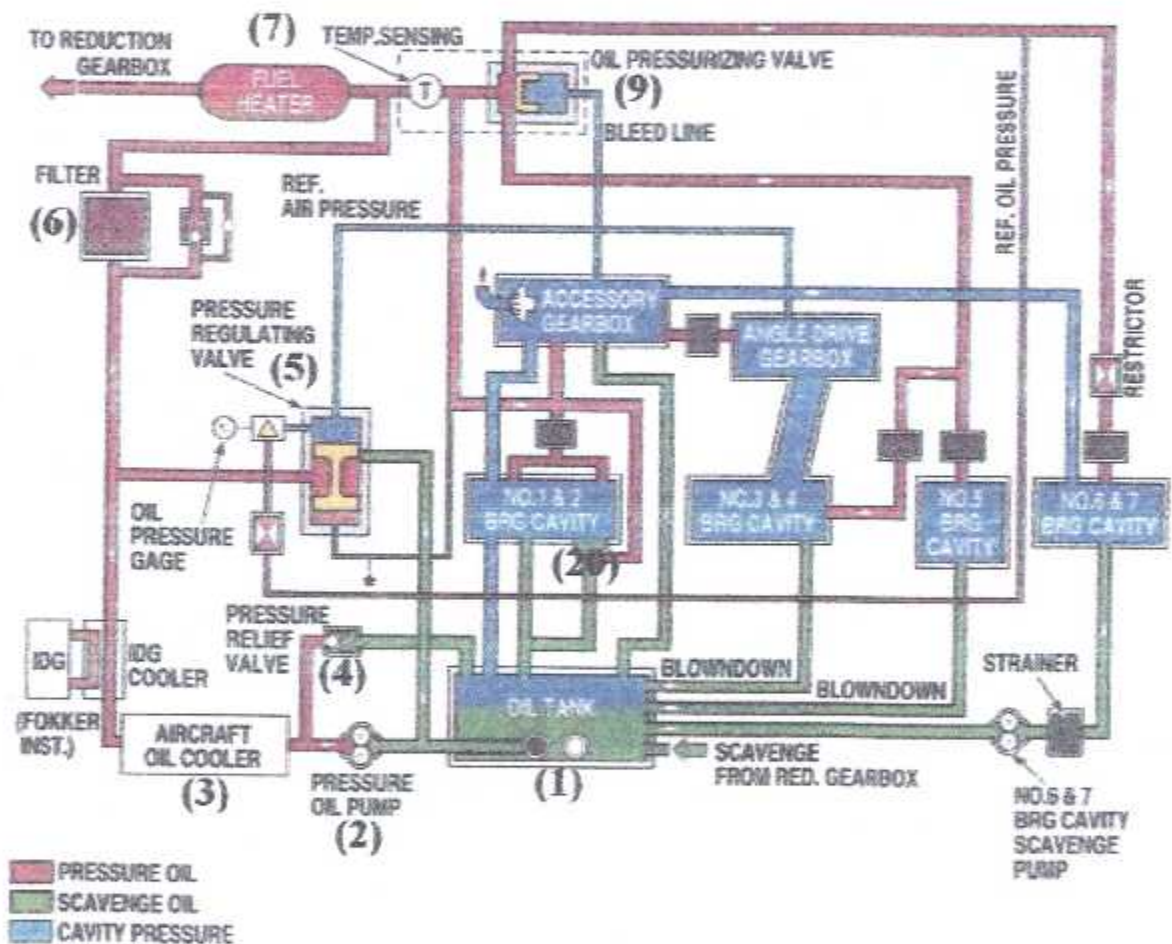


Figure III.14 : Circuit d'huile principal

Le système d'huile est un système autonome qui assure une alimentation continue en huile de la turbomachine (roulements, boîte à accessoires), l'hélice, la boîte de réduction (RGB) et les accessoires de l'hélice (PVM, gouverne de survitesse, pompe de mise en drapeau... etc.).

Le système permet de maintenir l'huile à une température et pression adéquate pour une lubrification correcte de chacun des éléments du système dans toutes les conditions opératoires du moteur.

L'huile est stockée dans un réservoir d'huile (1), celui-ci est solidaire du carter entrée d'air et est situé dans la partie inférieure du moteur. Le réservoir d'huile a une capacité de 14 litres (3.75 US gal.).

Une pompe à engrenages est entraînée par la boîte à accessoires (AGB) (2), cette pompe alimente le circuit en huile, cette huile traverse un refroidisseur d'huile par air frais « Air cooled oil cooler » (ACOC) (3) équipé d'une valve by-pass thermostatique.

Une soupape de surpression (4) renvoie d'huile au réservoir afin de prévenir le coup de bélier lors du démarrage avec des températures extérieures basses.

A partir du ACOC, l'huile est acheminée vers :

- La valve régulatrice de pression (5). La valve maintiens une pression d'huile constante en rapport avec la pression d'air dans les enceintes de roulements n°3 et 4 et avec la pression d'huile dans les prises de pression des taraudages (tapping) dans la ligne aux roulements n°6 et 7.
- Si la pression d'huile est supérieure à la pression d'air, la valve s'ouvre et connecte la tuyauterie de refoulement à la tuyauterie de retour, afin de maintenir $\Delta P = 60 \pm 5$ psid au dessus de pression de référence dans la cavité avec $NH > 75\%$.
- Le filtre de refoulement (6) qui est équipé d'un by-pass qui assure l'alimentation continue du circuit en huile à une pression adéquate, et ce en cas du colmatage du filtre.

A partir du filtre de refoulement, l'huile est acheminée vers deux directions :

- Vers le réchauffeur de carburant (7) et l'échangeur de chaleur huile/carburant (8), jusqu'à la boîte de réduction.
- Vers le logement de la valve anti-retour (9).

➤ **Le circuit secondaire d'huile:**

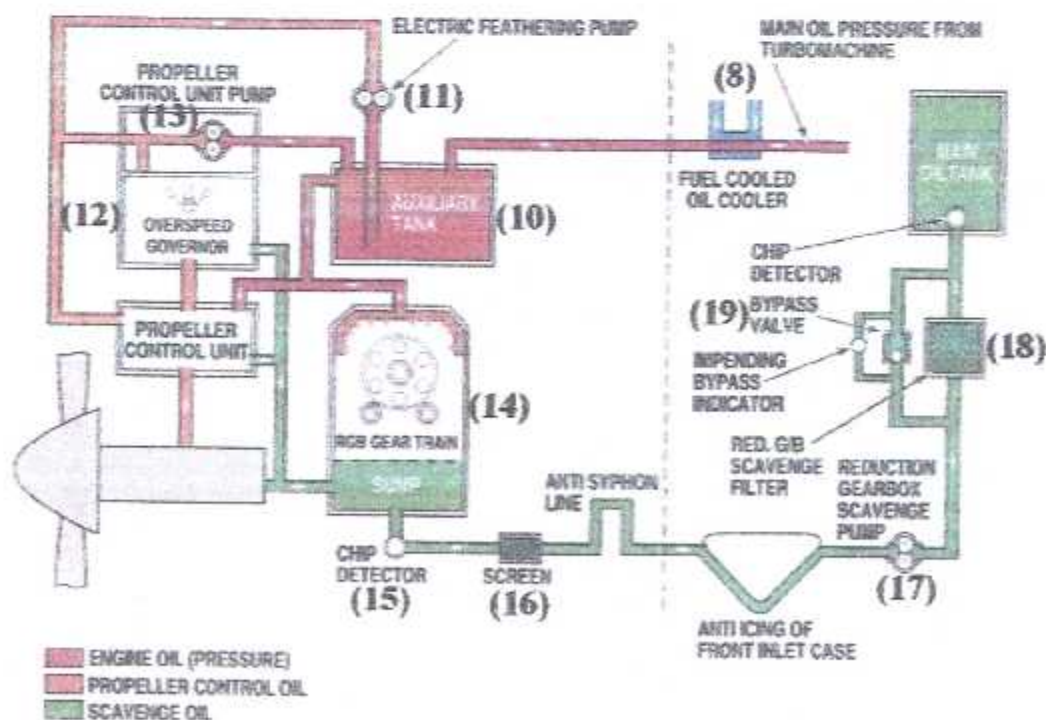


Figure III.15 : Circuit d'huile secondaire

A l'intérieur de la boîte à accessoires, l'huile s'écoule vers un réservoir d'huile auxiliaire (10), puis vers la pompe électrique de mise en drapeau (11) et la gouverne de survitesse (12) et la pompe haute pression (13).

L'huile provenant du réservoir auxiliaire, est aussi distribué vers la boîte de réduction (14) et les roulements.

Dans le logement de la valve anti-retour, l'huile est acheminée vers deux directions :

- Une partie s'écoule à travers un passage dans le logement vers l'enceinte des roulements n°1 et 2 et vers la boîte à accessoires.
- L'autre partie s'écoule à travers la valve anti-retour qui prévient une éventuelle fuite d'huile quand la pression interne n'est pas accumulée.

Aussitôt que la pression atteint 48psid (la vitesse NH comprise entre 25 et 30%) la valve anti-retour s'ouvre et l'huile s'écoule dans les cavités des roulements n°3, 4, 5, 6 et 7.

L'huile de récupération provenant des accessoires de la boîte de réduction, engrenages et roulements se vidange dans un logement équipé d'un détecteur de limaille (15) en bas de la de la boîte de réduction (16).

Après cela, l'huile s'écoule vers la pompe de récupération (17), le filtre de récupération (18) qui est équipé d'un by-pass (19) en cas de colmatage du filtre, et enfin vers le réservoir.

L'huile dans le logement des accessoires et du roulement n° 1 est récupérée par gravité ; dans la cavité du roulement n°2 est récupérée à travers un venturi (20), par gravité et par pression d'huile ; dans les cavités des roulements n°3, 4 et 5 est récupérée par gravité et par air ; dans les cavités des roulements n°6 et 7 s'écoule à travers la pompe de récupération vers le réservoir.

C. Le refroidissement d'huile en mode « Hôtel » :

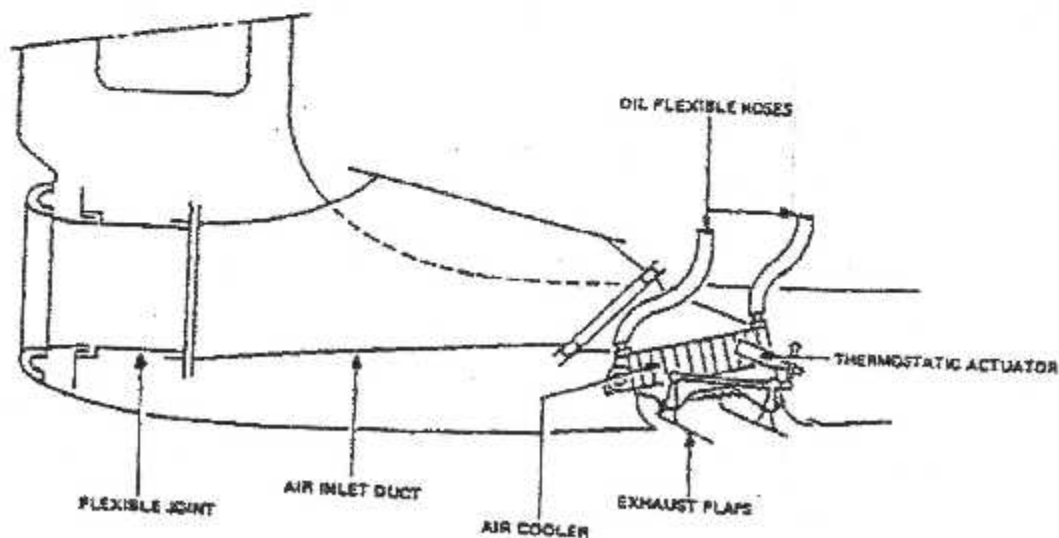


Figure III.16 : Refroidissement de l'huile en mode hôtel.

En mode hôtel, l'huile est refroidie par le refroidisseur d'huile par air frais (ACOC). Dans cette configuration, la direction de l'écoulement d'air est inversée.

III.3.2.2 LE CIRCUIT DE CARBURANT :

A. Rôle :

Le système de carburant permet d'alimenter en débit de carburant correspondant à une position de la manette de puissance et compatible aux limites opératoires du moteur.

B. Composantes du circuit de carburant :

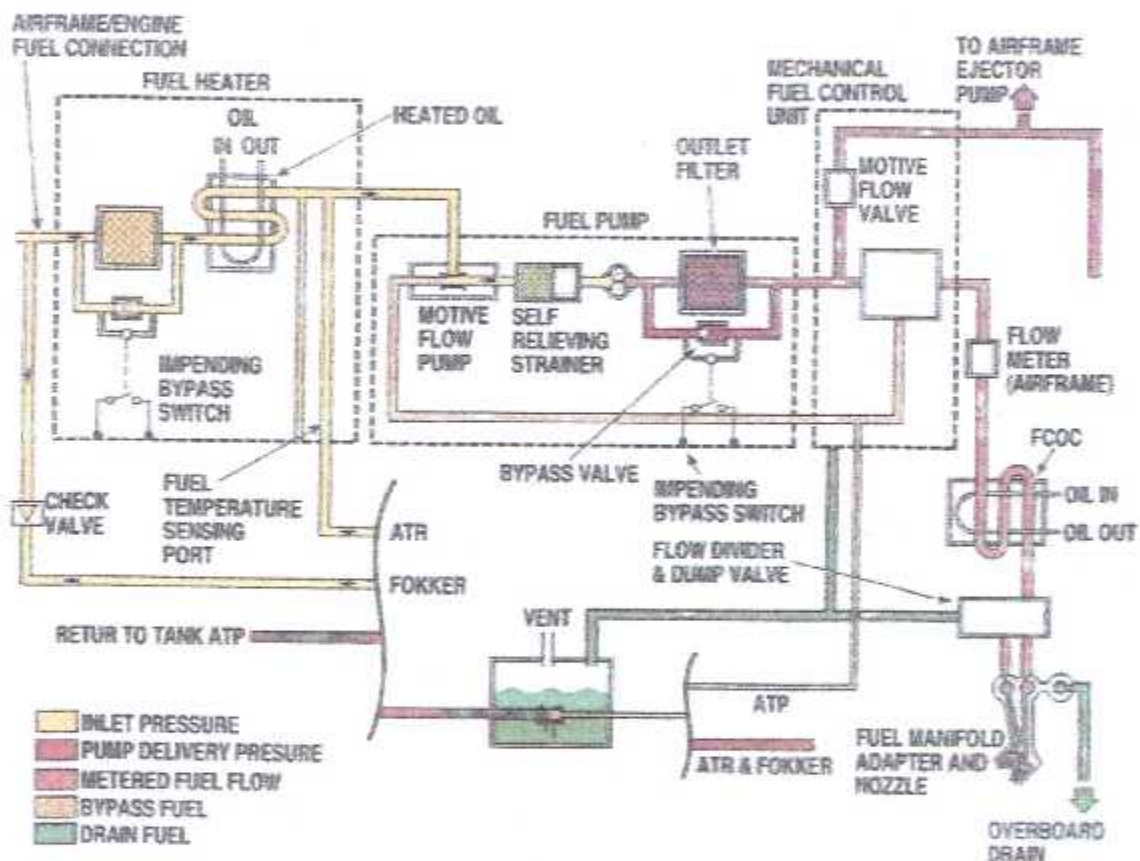


Figure III.17 : Circuit de carburant

➤ **L'ensemble filtre à carburant/ réchauffeur :**

L'ensemble filtre à carburant/ réchauffeur alimente la pompe haute pression du moteur en carburant propre et préchauffé afin de prévenir le givrage.

Le filtre incorpore une conduite bypass de colmatage.

➤ **La pompe à carburant haute pression :**

La pompe à carburant haute pression est située à coté de l'unité hydromécanique (HMU), elle est de type « à engrenages ». la pompe d'alimentation en carburant

effectue son dosage dans le moteur par l'intermédiaire du HMU, et l'excès est renvoyé dans l'orifice d'admission de pompe.

➤ **L'unité hydromécanique (HMU) et l'unité de contrôle électronique du moteur (EEC) :**

Le HMU (Hydro Mechanical Unit) a deux fonctions :

- Doser le débit de carburant délivré au moteur.
- Fournir un écoulement haute pression requis par le moteur afin d'alimenter la pompe jet localisée au niveau du réservoir de l'aile.

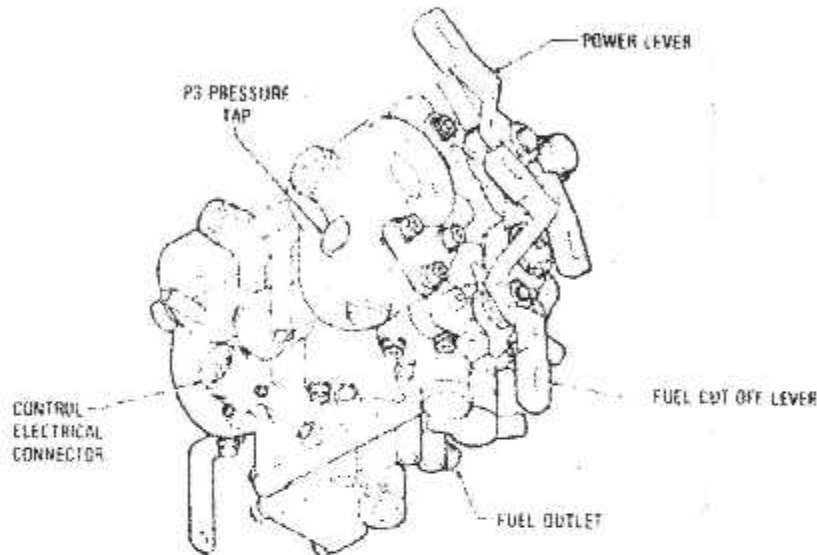


Figure III.18 : Unité hydromécanique

La EEC (Electronic Engine Control) ajuste le débit moteur à travers un moteur à pas localisé au niveau du HMU.

➤ **Le transmetteur de débit carburant :**

Un indicateur de débit carburant/ consommation carburant est localisé dans le panneau central.

➤ **L'échangeur de chaleur Carburant/Huile :**

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

➤ **Un diviseur de débit de carburant et un clapet de drainage :**

Le diviseur régule le carburant entre la rampe primaire et secondaire de distribution du carburant en fonction de la rampe de distribution de pression primaire.

➤ **Un réservoir de drainage de carburant ou drainage écologique :**

Le réservoir écologique collecte carburant à l'arrêt du moteur. Ce carburant est renvoyé au moteur vers l'admission de la pompe à carburant pour être réutilisé lors du

prochain démarrage, ainsi cela évite des pertes de carburant et par conséquent diminue la pollution.

III.3.2.3 CIRCUIT ELECTRIQUE :

A. Rôle :

Le système électrique fourni à l'avion et aux composantes du moteur la puissance nécessaire pour alimenter :

- Le système de contrôle
- Le système d'indication
- La transmission de signaux électriques générés par les divers capteurs.

B. Composantes du circuit électrique :

Le système électrique est constitué de (03) sous systèmes :

- DC (courant direct).
- AC (courant alternatif).
- ACW (courant alternatif à fréquences variable).

Les courants DC et ACW fournis par le moteur alimenté par le générateur, et tous les systèmes de l'avion sont alimentés par les DC, AC et ACW Busses.

La source du DC est fournie par deux doubles fonctions DC (démarreur/générateur) entraîné par le compresseur haute pression HP à travers la AGB. Aussi le démarreur, met le compresseur HP en rotation pour démarrer le moteur jusqu'à un régime de 45%. Le générateur est entraîné par le compresseur HP à partir du régime 61,5% NH.

GCU associé à chaque démarreur/générateur contrôle les opérations du générateur et du démarreur.

Une batterie principale et une autre d'urgence fournissent une source supplémentaire d'énergie. La batterie principale est utilisée pour le démarrage du moteur et pour fournir de l'énergie d'urgence.

Le DC (démarreur/générateur) est entraîné par la AGB. Pour faciliter la maintenance, il est fixé sur la AGB par moyen d'attaches.

III.3.2.4 CIRCUIT D'ALLUMAGE ET DEMARRAGE :

Tout moteur est équipé d'un circuit d'allumage haut énergie. Il consiste en deux excitateurs d'allumage (A & B) excité par DC ESS BUS et deux bougies d'allumage, une pour chaque excitateur d'allumage. Le cycle d'allumage inclus deux phases. Durant 25s, l'intensité est de 5 à 6 sparks/s ensuite, elle baisse jusqu'à 1 sparks/s.

A. Rôle :

Le système d'allumage a pour rôle de :

- Démarrage au sol à en utilisant les allumeurs A, B ou A+B, selon la position du sélecteur rotatif ENG START.
- Démarrage au vol en utilisant les allumeurs A+B hors du sélecteur rotatif ENG START.

Pour chaque moteur, en cas de chute du NH en dessous de 60%, les allumeurs A+B sont automatiquement activés. Cette action est annulée si :

- NH chute en dessous de 30%, ou
- EEC est désélectionnée, ou
- CL sur « Feather » ou « Fuel shut off »
- Sur le moteur en panne dans le cas de la séquence ATPCS.

B. Démarrage moteur :

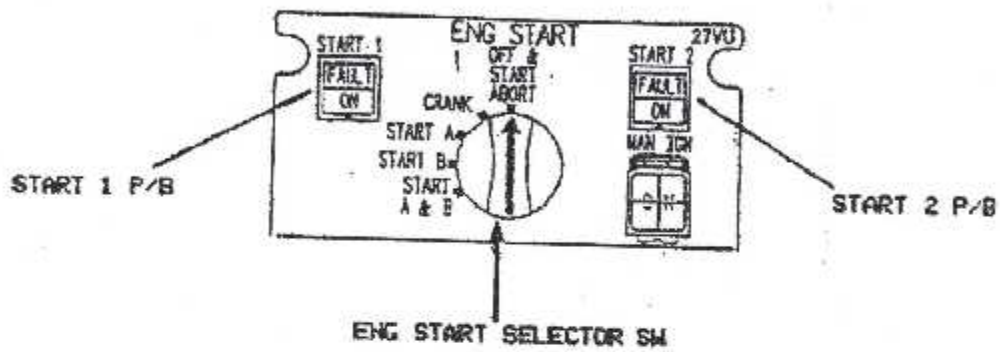


Figure III.19 : Console de démarrage moteur

La séquence de démarrage du moteur est contrôlée par :

- Un sélecteur rotatif « ENGINE START »
- Des boutons poussoirs « START 1 & 2 » localisés dans le panneau supérieur « START PANEL » dans le cockpit.

➤ Démarrage du moteur 2 en utilisant la batterie principale :

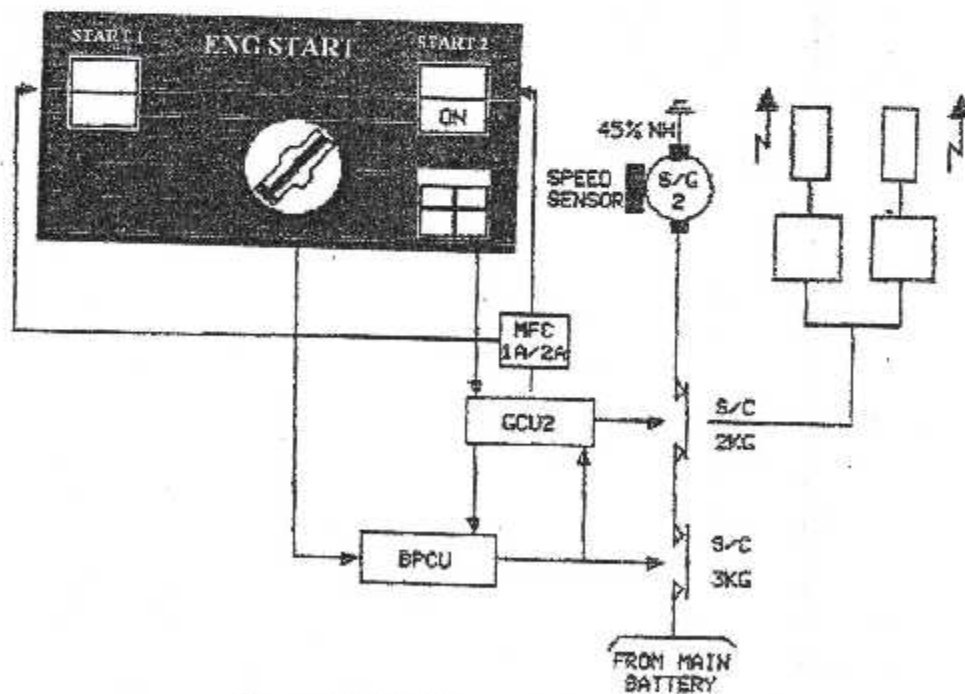


Figure III.20 : Circuit de démarrage

Le démarrage du moteur en utilisant la batterie principale est accompli quand une alimentation externe en DC est non disponible.

Quand du sélecteur rotatif ENG START est réglé sur une position START, un signal est envoyé à la BPCU qui vérifie le démarrage et les positions du contacteur de la batterie.

En appuyant sur le bouton poussoir START 2, et s'il n'y a pas de panne dans le GCU, un signal est envoyé au BPCU qui ferme le contacteur 3KG de la batterie, permettant à la batterie d'alimenter la ligne de départ.

Alors un signal est envoyé au GCU qui ferme le contacteur de démarrage 2KG permettant au démarreur/générateur d'être connecté à la ligne de départ. Un voyant « ON » de couleur blanche est illuminé sur START 2 via le MFCs.

Aussitôt que le s/c 2KG² est fermé, les allumeurs sont alimentés.

A 10% NH la manette de condition est configurée à FTR pour ouvrir la valve à carburant haute pression dans le HMU.

Quand la vitesse du moteur atteint 45% NH :

- Le voyant lumineux « ON » s'éteint.
- Le démarreur se désengage.
- L'alimentation aux allumeurs est coupée.

Quand la vitesse du moteur atteint 61.5% NH, le démarreur/générateur fonctionne comme un générateur.

Une fois le premier moteur en marche, le second est démarré en utilisant une combinaison de démarrage de la batterie principale et le démarreur/générateur déjà en marche.

EXT PWR AVAIL/ON, l'alimentation externe en DC a la priorité.

III.3.2.3 LE SYSTEME DE CONTROLE DU MOTEUR :

A. Composants du système de contrôle du moteur :

Le système de contrôle du moteur comprend :

- Les manettes de Puissance (PL).
- Les manettes de Condition (CL).
- L'unité hydromécanique (HMU) et l'unité de contrôle électronique du moteur (EEC).

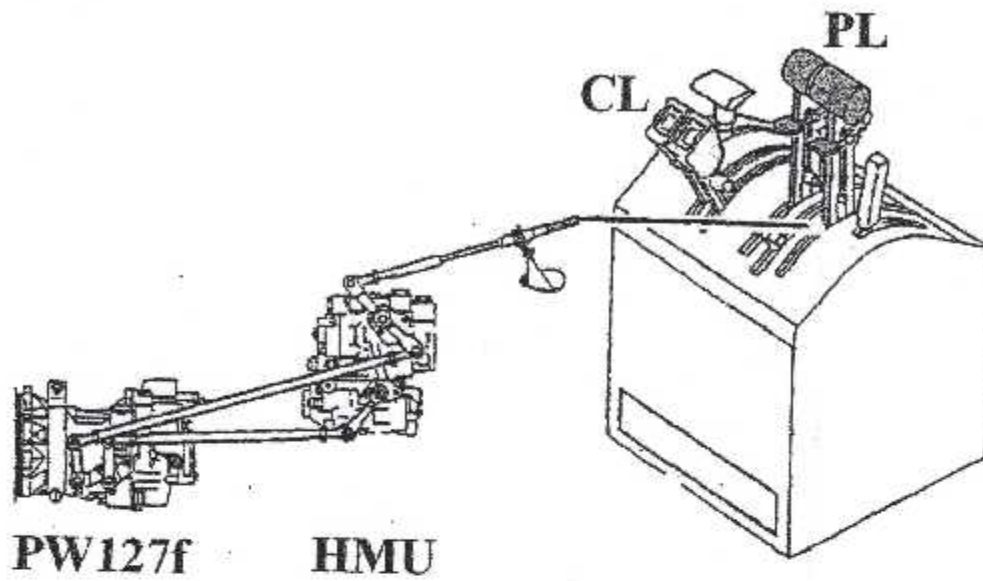


Figure III.21 : Système de contrôle du moteur.

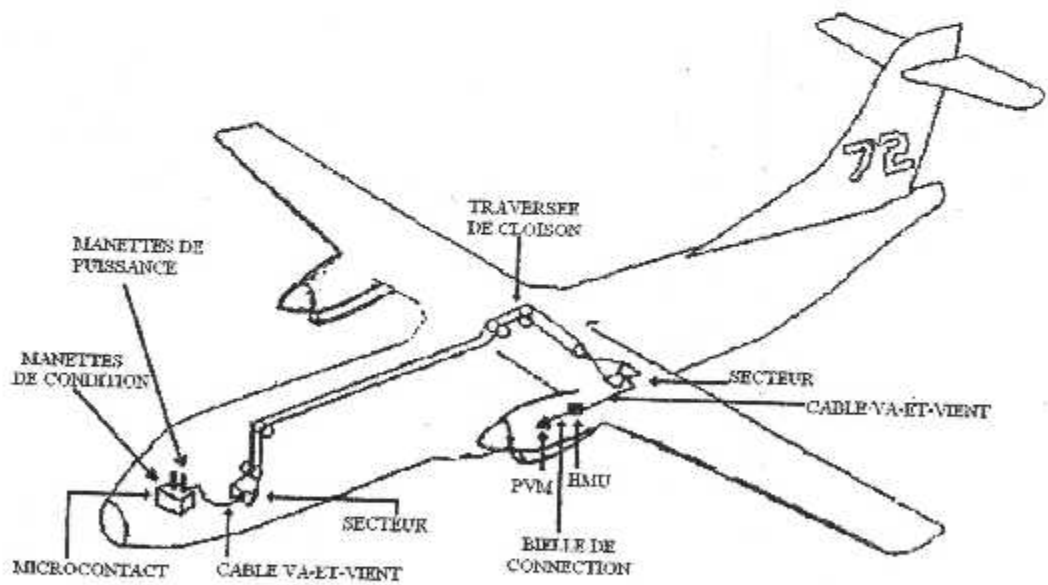


Figure III.22 : Cablages de transfert des commandes/moteur

➤ **Manette de puissance :**

Chacune des manettes de puissance (PL), localisées au niveau de la console centrale, commandent :

- Le débit de carburant entre la position de la manette MAX PWR et la position REV et le NH à travers le HMU.
- Le réglage du pas d'hélice quand celles-ci ne sont pas en mode de contrôle automatique de vitesse (mode régulation) au moyen de la PVM à travers une bielle reliant la PVM au HMU.

Les positions caractéristiques de la manette de puissance sont :

1. Max Reverse (REV)
2. Ground Idle (GI)
3. Flight Idle (FI)
4. Take Off (TO)
5. Max Rated (TQ)
6. FWD STOP

Le déplacement de la manette de puissance au dessus de FI est limité par le levier de blocage de gouverne.

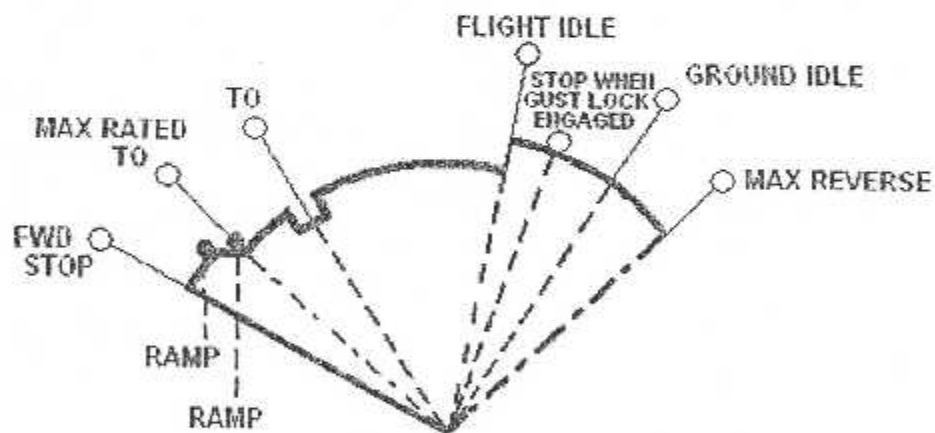


Figure III.23 : Positions de la manette de puissance

➤ **Manette de condition :**

Chacune des manettes de condition (CL), localisées au niveau de la console centrale, commandent :

- La vitesse de l'hélice, son pas et la mise en drapeau à travers la PVM.
- Le clapet de fermeture de la pompe à carburant haute pression dans le IIMU par l'intermédiaire d'une bielle PVM/HMU.

Le paramètre primaire est le couple (TQ), qui est en fonction de la vitesse du compresseur haute pression (NH) et de la vitesse de l'hélice (NP).

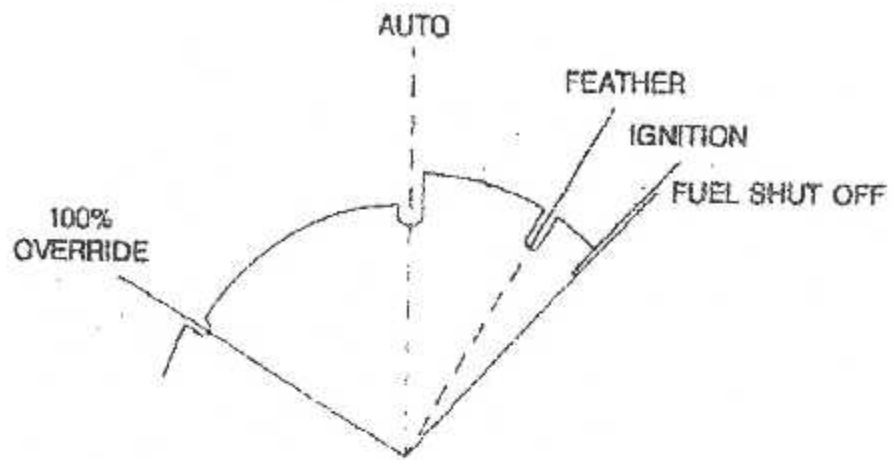


Figure III.24 : Positions de la manette de condition

Les positions caractéristiques de la manette de condition sont :

1. Fuel shut off (FUEL SO)
2. Feather position (FTR)
3. AUTO
4. 100% OVRD.

➤ **IDLE GATE (Mode Faible Intensite) :**

Le mode « Idle Gate » est utilisé pour bloquer le déplacement de la manette de puissance en dessous de la position FI, au décollage, aussitôt que les deux amortisseurs de chaque train d'atterrissage sont en traction.

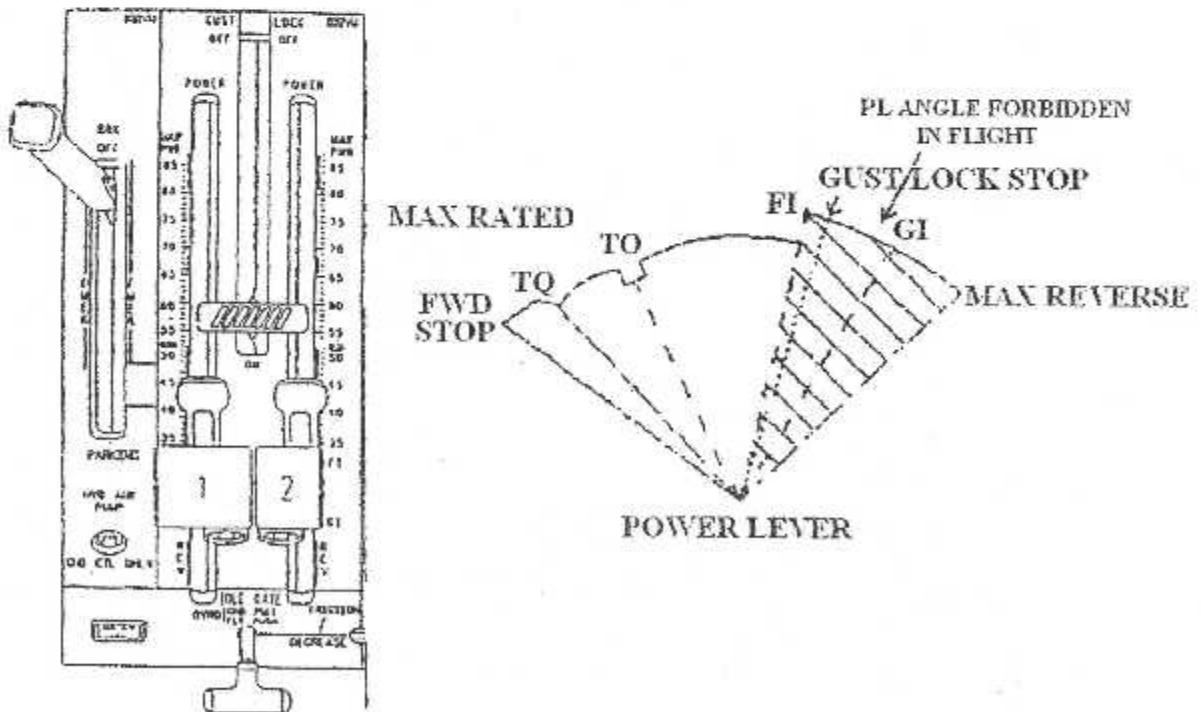


Figure III.25 : Mode « Idle Gate »

Ce mode est automatiquement actionné, à l'atterrissage, aussitôt que l'amortisseur du train principal est comprimé.

La manette du « Idle Gate » permet un surpassement manuel :

- En vol : Pousser la manette.
- Au sol : Tirer la manette.

➤ **GUST LOCK (Blocage de rafale) :**

La manette « Gust Lock » est utilisée pour :

- En position « ON », protège les commandes de vol (ailerons et gouvernes de profondeur) contre les rafales de vent.
- En position « ON » ça limite aussi le déplacement des manettes des manettes de puissance au dessus de la position FI.
- En position « OFF », les commandes de vol (ailerons et gouvernes de profondeur) sont libres aussi bien que les manettes de puissance.

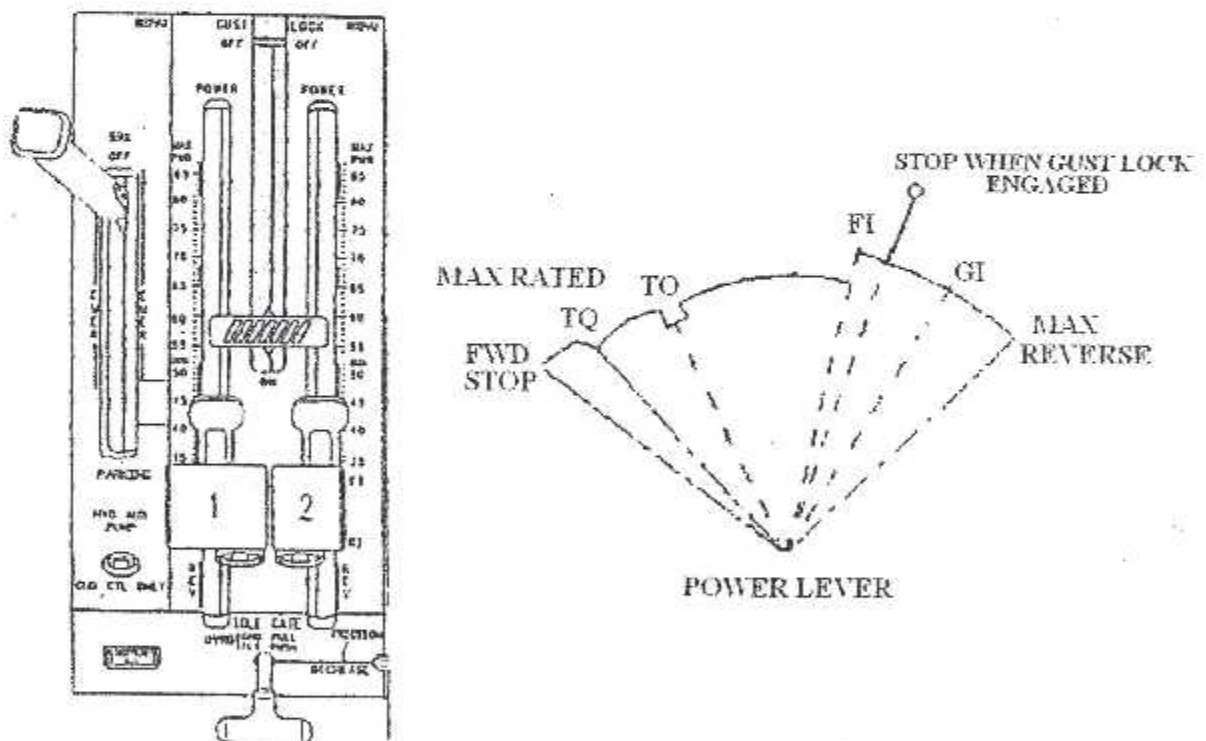


Figure III.26 : Manette « Gust Lock »

Une bielle de connection PVM/HMU relie le levier supérieur du HMU (contrôlé par la manette de puissance) au levier de contrôle de la PVM (levier avant).

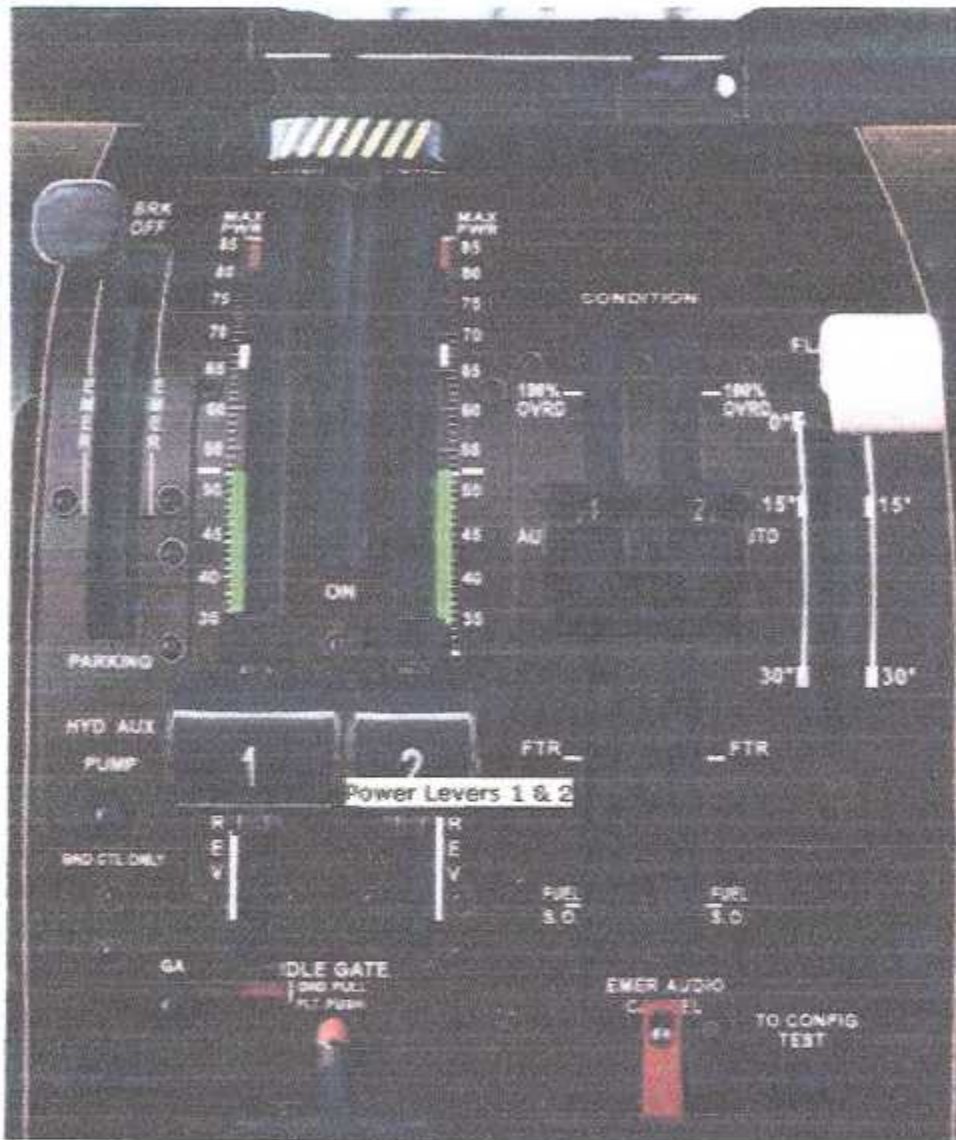


Figure III.27 : Console centrale

➤ Connections HMU/PVM :

Sur chaque moteur, deux bielles relient le HMU à la PVM :

1. Une bielle de fermeture du clapet de la valve à carburant haute pression connecte le levier arrière de la PVM (contrôlé par la manette de condition) au levier bas de la HMU.
2. Une bielle de connection PVM/HMU relie le levier supérieur du HMU (contrôlé par la manette de puissance) au levier de contrôle de la PVM (levier avant).

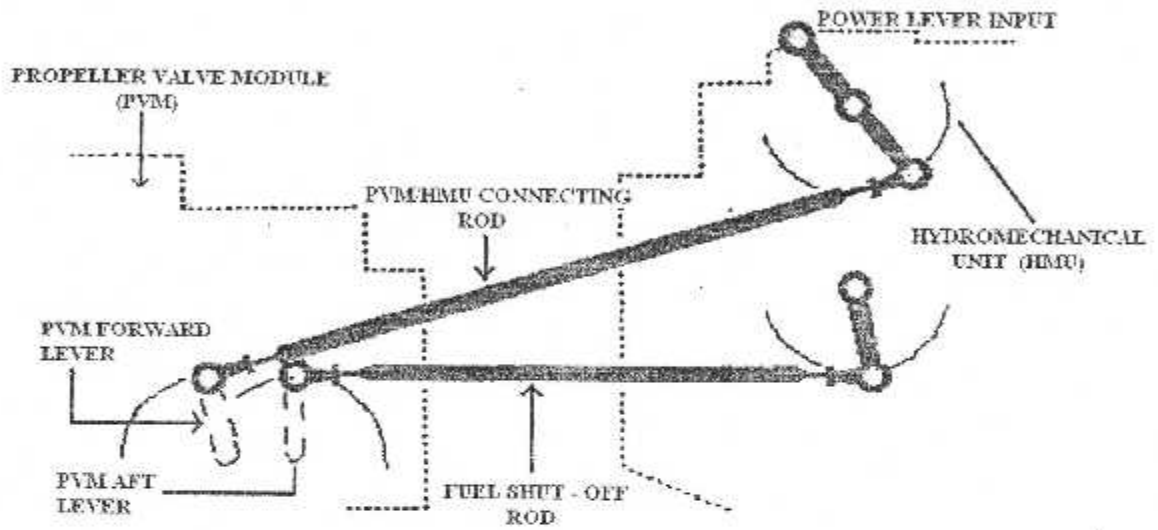


Figure III.28 : Bielles de connection HMU/PVM

➤ Valve de fermeture du carburant haute pression (HP FUEL SHUT - OFF VALVE) :

La valve de fermeture du carburant haute pression fait partie intégrante du HMU.

La manette de condition contrôle directement le levier d'entrée de la PVM qui est connecté au HMU par l'intermédiaire d'une bielle, par conséquent la manette de condition contrôle la valve de fermeture du carburant haute pression.

Quand la manette de condition est sur la position « FUEL SO » :

- Le circuit de démarrage est coupé.
- La valve de fermeture est fermée.
- Le voyant de l'alarme incendie du « FUEL SO » solidaire de manette de condition, est activé.
- La pompe de mise en drapeau est désactivée.

Pour caler la manette de condition dans une autre position hors les positions FTR et FSO, il est nécessaire de tirer sur la gâchette sur le levier.

B. Fonctionnement du système de contrôle du moteur :

➤ Régulation de la vitesse NH :

Pour une position de PLA (L'angle de la manette de puissance) et de CLA (L'angle de la manette de condition) données, le débit du carburant est régulé par le IIMU et donne un NH réel. La position de la PLA est aussi transmise à la EEC à travers des capteurs de position différentielle angulaire RVDT dans le HMU.

La EEC régule le débit de carburant à travers un « moteur à pas » localisé dans le HMU, pour obtenir le NH requis.

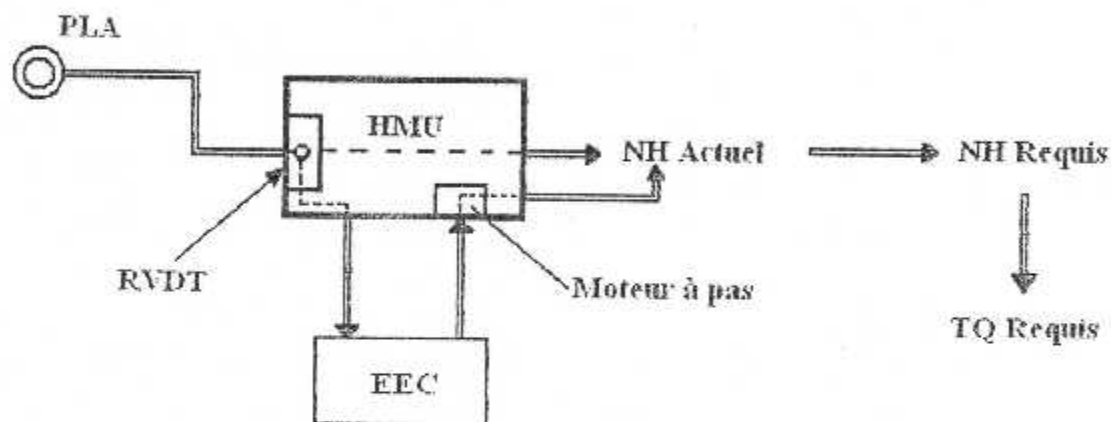


Figure III.29 : Régulation de la vitesse NH.

Pour des PLA et CLA données, il existe deux modes de régulation du NP :

- **Le mode de régulation du carburant (Fuel Governing Mode) :** C'est le mode de régulation de base, la manette de puissance (PL) est positionnée entre FI et GI (Flight Idle – Ground Idle) et la manette de condition (CL) est sur la position AUTO.
PL configure règle l'angle de pale donné et ajuste NH afin de maintenir NP constant (à 70% approximativement).
- **Le mode de régulation de pas d'hélice :** C'est le mode de régulation de base quand la manette de puissance (PL) est au dessus de la position FI et la manette de condition (CL) est sur la position AUTO.
PL régule le débit de carburant, NP et l'angle de pale jusqu'à ce que l'hélice rentre dans le mode de régulation de vitesse NP. CL ajuste le seuil du mode de régulation de NP.

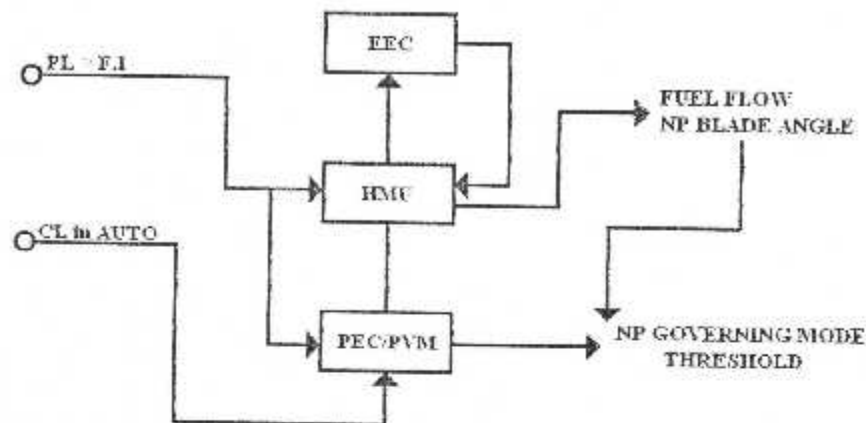


Figure III.30 : Régulation de la vitesse NP.

➤ **Contrôle du débit de carburant du moteur :**

Le débit de carburant est contrôlé à travers l'unité hydromécanique (HMU) et corrigé par l'unité de contrôle électronique (EEC).

Le HMU inclus un moteur à pas qui corrige le débit et qui est contrôlé par le HMU en accordance avec les commandes provenant de la EEC.

Le débit de carburant varie selon la position de la manette de puissance qui ajuste une vitesse NH donné et est matérialisé par deux cames:

- CAME pour le mode manuel quand la EEC est « OFF ».
- CAME pour le mode EEC quand la EEC est sélectionnée.

➤ **Mode électronique (EEC sélectionnée) :**

Le concept d'une position constante de la PL a été adopté : PL ajusté sur l'entaille et EEC fonctionnant. Ceci permet le contrôle de la puissance par le moyen du bouton de gestion de puissance « Power Management Knob ».

Si nécessaire, déplacer PL hors de l'entaille, ce qui permettra de sélectionner des puissances précises.

• **Mode manuel (EEC OFF) :**

Après une panne de la EEC, une fois que la EEC est sélectionnée « OFF », la puissance sera contrôlée par la manette de puissance à travers le HMU. On appelle cela le « MODE MANUEL » ou bien mode « EEC OFF ».

• **Mode repère après panne :**

Après une panne de la EEC avec PL au dessus du secteur vert ($PLA > 52.6^\circ$), la EEC gèle le moteur à pas et la puissance reste stable. C'est le mode « FAIL FIX » (repère raté).

• **Reprise du mode manuel :**

Après une panne de la EEC avec PL dans le secteur vert ($PLA < 52.6^\circ$), il va se produire un retour automatique au mode manuel.

CHAPITRE IV

ETUDE DU SYSTEME DE CONTROLE DES HELICES

IV.1 GENERALITES SUR LES HELICES

IV.1.1 DEFINITION DE L'HELICE :

L'hélice est l'organe propulseur de l'avion qui convertit l'énergie mécanique en énergie aérodynamique. L'hélice est donc un genre d'aile tournante.

L'application de la résistance de l'air agit sur l'hélice comme sur l'aile d'un avion. Seul, change le nom de la plus grande des deux composantes : la poussée qui, dirigée de bas en haut, s'appelle portance pour l'aile et devient traction pour l'hélice où elle est dirigée vers l'avant. En vol horizontal, la traction de l'hélice doit être au moins égale à la traînée totale de l'avion.

L'hélice peut être entraînée directement par le moteur en étant fixée sur un axe solidaire de l'extrémité du vilebrequin, elle peut être aussi entraînée par l'intermédiaire d'un réducteur ce qui permet alors d'avoir une vitesse de rotation inférieure à celle du vilebrequin

L'hélice a une grande importance et doit faire l'objet d'une grande attention car une rupture de pale en vol peut avoir des conséquences catastrophiques.

IV.1.2 CONSTITUTION DE L'HELICE :

Une hélice se compose de deux ou plusieurs pales réunies sur une partie centrale ou moyeu.

Sur les avions légers, le nombre de pales est généralement fixé à deux, ce qui permet de les adapter aux moteurs de petites et moyennes puissances. Néanmoins, on trouve parfois des hélices tripales ou plus rarement quadripales qui ont l'avantage d'être moins bruyantes et de pouvoir tourner plus lentement.

IV.1.3 DEFINITIONS GEOMETRIQUES :

On distingue :

- **L'axe de l'hélice** : C'est l'axe de rotation du moteur.
- **L'axe de la pale** : C'est une droite de référence invariablement liée à la pale. Sur les hélices à pales orientables, on adopte comme axe de pale l'axe autour duquel la pale peut s'orienter.
- **Plan de rotation (ou plan de l'hélice)** : C'est le plan engendré par la rotation de l'axe de la pale.
- **Centre de l'hélice** : C'est le point d'intersection de l'axe de l'hélice et de l'axe de pale.
- **Elément de pale** : C'est la section de pale obtenue par un plan perpendiculaire à l'axe de pale et coupant la pale à une distance de l'axe de l'hélice.

- **Angle de calage :** C'est l'angle formé entre la corde de profil le plan de rotation de l'hélice.
- **Hélice à pas constant :** Le pas géométrique H est constant tout le long de la pale.
- **Hélice à pas variable :** Le pas géométrique H varie tout le long de la pale (variation possible au moment de la construction).
- **Hélice à calage fixe :** Si le calage α peut être modifié par rapport au moyeu.
- **Hélice à calage réglable :** Si le calage α peut être modifié au sol.
- **Hélice à calage variable :** Si le calage α peut être modifié en vol.

Remarque :

- Modifier α revient à modifier le pas H , puisque : $H = 2\pi R \operatorname{tg} \alpha$, il en résulte donc qu'une hélice à calage variable est souvent appelée hélice à pas variable.
- Le pas de l'hélice tout le long de la pale pouvant être variable, il est nécessaire de définir une section de référence. Par convention cette section est fixée à $0.70R$ (R étant le rayon de l'hélice).

➤ **Section droite de référence :**

Située à une distance de $r = 0.70 D/2$ de l'axe de l'hélice, cette intersection de la pale est d'un plan P normal à l'axe de la pale. Cette section est définie par le profil de la section, par la corde de référence AB et par l'angle de calage que fait cette corde avec le plan de rotation de l'hélice.

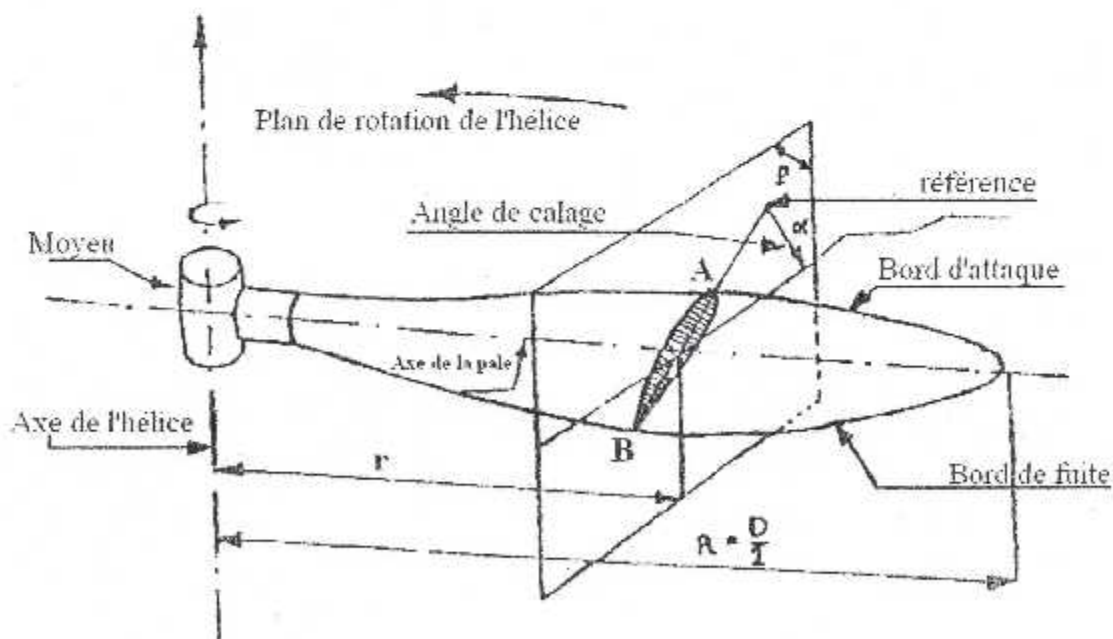


Figure IV.1 : Section droite de référence.

➤ Différence entre calage et pas :

- Angle de calage : C'est l'angle formé par la corde de profil et le plan le plan de rotation de l'hélice.

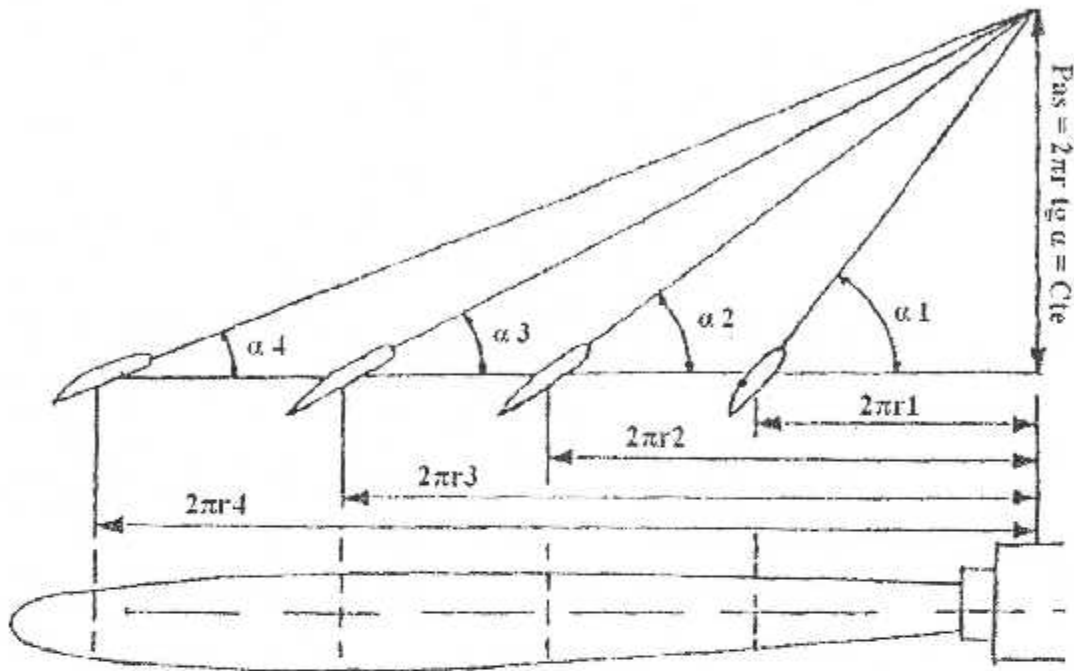


Figure IV.2 : Différence entre calage et pas

- Le pas : C'est la distance parcourue pour un tour en considérant que les pales « se vissent » dans l'air (pas de recul).

Exemple : Hélice à pas géométrique constant.

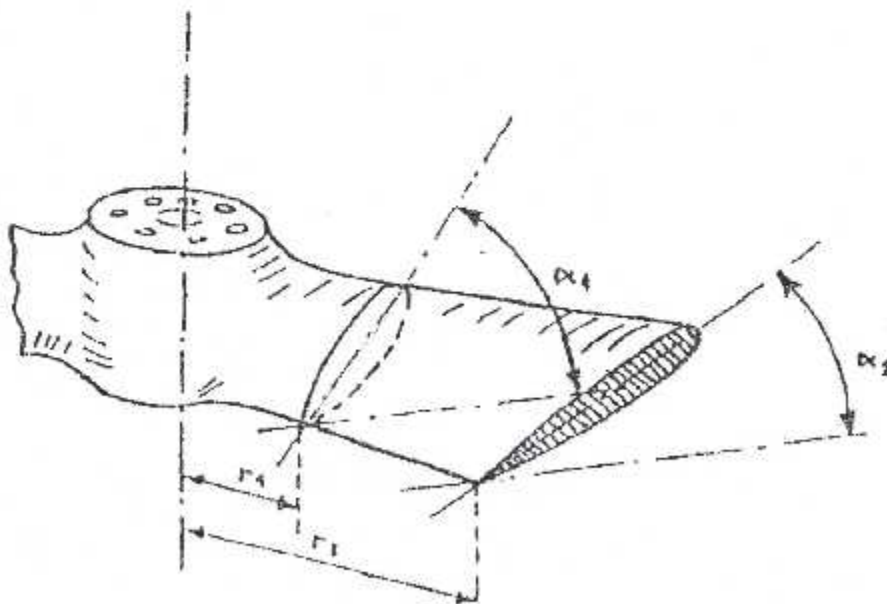


Figure IV.3 : Hélice à pas géométrique constant.

L'angle de calage varie le long du profil, quant au pas il reste constant.



Figure IV.4: L'angle de calage

Le pas géométrique est constant, l'angle de calage varie.

IV.1.4 DEFINITION CINEMATIQUE :

L'hélice est donc constituée par des pales tournant autour d'un axe de rotation. Chaque pale peut être considérée comme une hélice et son fonctionnement est analogue.

Soit un élément de pale :

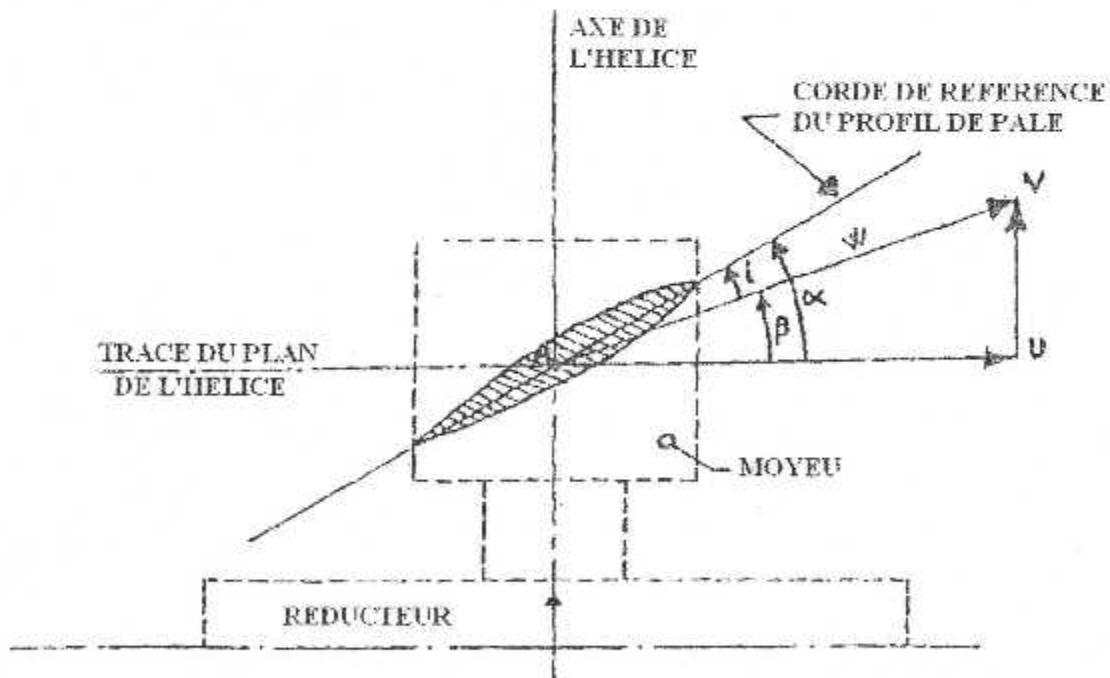


Figure IV.5: Elément de pale.

Le point A est soumis à un mouvement :

- De rotation autour de l'axe de l'hélice, d'où une vitesse tangentielle U (ou vitesse périphérique) ;

- De translation parallèle à l'axe de l'hélice, d'où une vitesse d'avancement V (ou vitesse avion).
- Résultante suivant le vecteur vitesse W .

Il en résulte les angles suivants :

α : Angle de calage.

β : Angle d'avancement.

i : Angle d'incidence, avec $i = \alpha - \beta$.

➤ **Définition du recul :**

Le recul est la différence entre :

- Le pas géométrique : $H = 2\pi R \operatorname{tg} \alpha$; et

- Le pas réel : $H' = 2\pi R \operatorname{tg} \beta$.

H' : est le pas ou l'avance par tour de l'hélice, en effet :

$$H' = 2 \pi R \times \operatorname{tg} \beta \quad \text{avec :} \quad \operatorname{tg} \beta = V / (2 \pi R N)$$

D'où: $H' = V/N$ (m/s/tr/min)

➤ **Nécessité du recul :**

Le recul est nécessaire pour créer la différence entre H et H' , donc entre α et β . L'incidence est à l'origine de la résultante aérodynamique, donc de la traction.

IV.1.5 LES TYPES D'HELICE :

Parmi les différents types d'hélice, on distingue : Les hélices à pas fixe, à calage variable, et mieux, à vitesse constante réglable selon la volonté du pilote.

A. L'hélice à pas fixe :

L'hélice à pas fixe est en fait une hélice à calage fixe qui possède des pales dont la position invariable est déterminée de construction. Le pas de l'hélice est alors le même dans toute les faces du vol. C'est le type d'hélice le plus employé sur les avions légers. L'hélice peut être en bois ou métallique.

B. L'hélice à calage variable :

On distingue deux types d'hélice à calage réglable :

➤ L'hélice à calage réglable au sol :

Ce type d'hélice n'a pas un calage susceptible d'être modifié en vol mais seulement au sol lorsque le moteur est arrêté. Par simple desserrage des boulons de serrage, les pales sont libres de tourner et peuvent être amenées à l'angle de calage désiré.

La modification du calage peut ainsi accroître certaines performances comme:

- L'amélioration des caractéristiques de décollage et de montée de l'avion en diminuant le calage.
- L'accroissement de la vitesse de croisière de l'avion en augmentant le calage.

Toutefois, si l'efficacité de l'hélice est accrue dans un certain domaine de performances, elle décroît obligatoirement dans un autre.

➤ **L'hélice à calage réglable en vol :**

La recherche d'une hélice susceptible d'un rendement satisfaisant, dans des conditions d'utilisation extrêmes que constituent le régime lent succédant au décollage et le régime rapide correspondant au vol à vitesse maximale, a conduit à réaliser en premier lieu une hélice à deux positions.

L'hélice à pas variable est donc devenue nécessaire, avec l'augmentation des performances des avions, pour procéder à un changement de vitesses.

Le mécanisme de contrôle de la position des pales peut être mécanique, hydraulique (par pression d'huile) ou électrique. Ainsi, chaque pale peut tourner sur elle-même, le moyeu contenant les engrenages nécessaires.

Un indicateur de position renseigne le pilote et lui permet de passer, en connaissance de cause, d'une position à l'autre.

L'utilisation de l'hélice se fait :

- a) **Petit pas** : Pour décoller.
- b) **Augmentation de pas** : En montée.
- c) **Grand pas** : en croisière.

C. **L'hélice à calage variable :**

Pour les hélices à calage variable, le pas, grâce à un régulateur automatique, s'adapte en permanence à la configuration de vol, en conservant le régime moteur établi.

Les hélices comprennent alors un régulateur automatique qui est soit monté sur le moteur ou soit incorporé à l'hélice.

IV.2 **LES HELICES A CALAGE VARIABLE :**

IV.2.1 **FONCTIONNEMENT :**

Le calage des pales varie automatiquement en fonction de la puissance délivrée par le moteur, le régime de rotation étant maintenu constamment égal à la valeur affichée par le pilote.

Pour une position donnée de la commande d'hélice correspondant à une vitesse de rotation, le calage des pales varie automatiquement de façon à ce que cette vitesse soit maintenue constante.

La variation de calage est obtenue par l'action antagoniste de deux forces de nature différente: une pression hydraulique et la force centrifuge assistée aussi par l'action d'un ressort lorsque l'hélice comporte un dispositif de mise en drapeau.

Sous l'action des forces aérodynamiques qui s'exercent sur elle, une pale d'hélice tournant autour de son moyeu a tendance à réduire son angle de calage jusqu'à une valeur nulle. Pour équilibrer cet effet, on fixe sur le moyeu de la pale un contrepoids soumis à la force centrifuge. L'équilibre des forces en présence étant alors réalisé, on peut faire varier l'angle de calage de la pale de l'hélice en agissant sur celle-ci au moyen

d'une bielle asservie à un piston situé dans le moyeu de l'hélice et dont la position est commandée par une pression hydraulique.

Cette pression est soumise au régulateur de l'hélice qui est constitué :

- D'une pompe à engrenages transformant la pression d'alimentation d'huile venant du moteur en une pression plus forte nécessaire à la variation du calage.
- D'un piston tiroir actionné par des masselottes qui agit sur un ressort relié à la commande d'hélice et règle le débit d'huile entre le régulateur et le cylindre de l'hélice.

La pression d'huile ainsi envoyée dans le cylindre de l'hélice par le régulateur pousse celui-ci vers l'avant ce qui a pour effet, en s'opposant à l'écartement des contrepoids, de diminuer l'angle de calage des pales, tout en diminuant la traînée sur chaque pale faisant alors augmenter le nombre de tours.

Par contre, lorsque la pression d'huile dans le cylindre d'hélice devient inférieure à la force centrifuge agissant sur les contrepoids, le cylindre revient vers l'arrière, faisant augmenter le calage des pales et la traînée, tout en produisant une réduction de la vitesse de rotation.

IV.2.2 REGULATION AUTOMATIQUE :

➤ Diminution de la vitesse de rotation :

Si la vitesse de rotation diminue (mise en montée ou réduction de puissance) et tombe au-dessous du régime pour lequel est réglé le régulateur par la commande d'hélice, la vitesse de rotation des masselottes du régulateur décroît et elles tendent à se rapprocher. Le ressort se détend et le piston tiroir laisse pénétrer l'huile sous pression dans le cylindre qui se trouve repoussé vers l'avant: le calage des pales diminue.

Aussitôt, la vitesse de rotation de l'hélice augmente et avec elle, la vitesse de rotation du régulateur dont les masselottes tendent à s'écarter sous l'effet de la force centrifuge. Le ressort est alors comprimé et déplace avec lui le piston tiroir qui venant progressivement obturer l'arrivée d'huile, diminue le débit de celle-ci jusqu'à ce que soit retrouvé le régime initial pour lequel est réalisé l'équilibre entre la pression d'huile et la force centrifuge appliquée aux contrepoids des pales.

➤ Augmentation de la vitesse de rotation :

Si la vitesse de rotation augmente (mise en descente ou augmentation de puissance), les masselottes du régulateur s'écartent et compriment le ressort qui déplace le piston tiroir de façon à interrompre l'arrivée d'huile au cylindre d'hélice et à renvoyer directement celle-ci vers le carter du moteur.

Sous l'effet de la force centrifuge à laquelle sont soumis les contrepoids des pales, le cylindre revient en arrière et le calage des pales augmente. La traînée augmente et la vitesse de rotation diminue pour revenir au régime initial.

La commande manuelle d'hélice à la disposition du pilote agit sur la tension du ressort du régulateur et permet de préréglé un régime de rotation

quelconque à l'intérieur d'une plage de fonctionnement limitée par les positions extrêmes des pales correspondant à leurs angles de calage maximum et minimum.

IV.2.3 CARACTERISTIQUES :

L'hélice peut être :

➤ Mise en drapeau :

L'hélice peut être mise dans le sens du vent, dans le lit du vent notamment en cas de panne moteur pour diminuer la traînée. On dit alors qu'elle est mise en drapeau. Sinon, le vent relatif continue à faire tourner l'hélice et le moteur, et crée une résistance, un frein très important lorsque l'hélice tourne en moulinet ou si le moteur est grippé par une rupture de pièce, l'hélice restera immobile et freina encore d'avantage la progression de l'avion. C'est pourquoi, une fois en drapeau, l'hélice fendra l'air et n'offrira pratiquement plus de résistance.

Cette résistance occasionnée qui absorbe une puissance importante peut être considérablement réduite :

- Si l'on a le moyen d'immobiliser le moteur stoppé, la puissance absorbée n'est plus que 50% de ce quelle était avec l'hélice en moulinet.
- Si l'on a la possibilité de mettre l'hélice en drapeau de l'hélice, c'est-à-dire dans le lit du vent, on obtient une résistance minimum et la puissance absorbée devient alors inférieure à 15% de sa valeur initiale.

En conséquence, les bimoteurs comme tous les multimoteurs sont dans la majorité des cas pourvus d'hélice comportant un système de mise en drapeau.

La mise en drapeau permet d'augmenter rapidement le calage des pales, elles atteignent leur calage maximum de 85 à 90° en trois secondes environ.

La mise en drapeau peut être obtenue à tout moment pourvu que la puissance soit réduite (panne ou réduction de gaz) sous peine d'occasionner de graves dommages au moteur.

Les hélices comportent un dispositif de mise en drapeau automatique.

➤ Mise en pas inverse :

La mise en pas inverse se fait en poussant les moteurs à fond, notamment à l'atterrissage quand l'avion a touché le sol, pour le freiner et diminuer singulièrement sa distance de roulage. On dit que le pilote a mis les reverses. Il s'agit d'un freinage aérodynamique.

Dans ce cas, les pales sont tournées dans le sens inverse du pas normal, et au lieu de faire avancer l'avion, elles ont tendance à le faire reculer.

Ainsi, les turbopropulseurs peuvent manoeuvrer en se servant du pas inverse pour reculer mais cela pendant quelques secondes seulement. En effet, au pas inverse, l'air brassé par les hélices vient de l'arrière vers l'avant, et n'assure plus le refroidissement du moteur.

IV.2.4 LE REDUCTEUR DE L'HELICE :

A. Généralités :

Les régimes de rotation importants de la turbine de travail nécessitent l'utilisation d'un réducteur intercalé entre l'hélice et la turbine. Les régimes obtenus sont compatibles avec les limitations de l'hélice et le rendement de celle-ci. Le réducteur est donc une partie essentielle du turbopropulseur, il assure en même temps la transmission du couple.

Etant donné les puissances obtenues et les efforts rapportés par le réducteur, il est composé d'un dispositif d'engrenages multiplicateurs à multipignons (meilleures répartitions des efforts, ensemble compact).

Les taux de réduction sont de l'ordre de 1/10 à 1/20, le régime de la turbine variant de 10 000 à 40 000 tr/min.

B. Types de réducteur :

On distingue deux types de réducteurs :

➤ Le réducteur coaxial :

Ce type de réducteur est le plus utilisé, le nombre de planétaires dépend du couple à transmettre, en général trois ou quatre. Ce réducteur possède deux étages de réduction élémentaires.

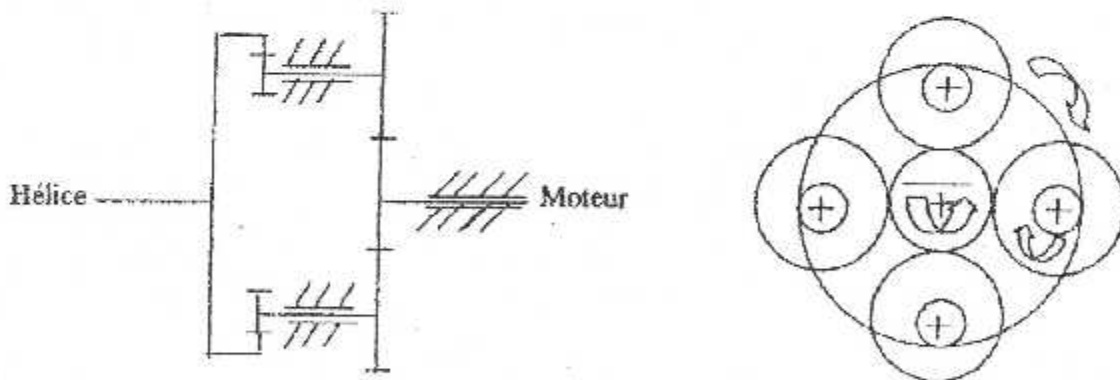


Figure IV.6 : Le réducteur coaxial

➤ Le réducteur épicycloïdal :

Le pignon moteur entraîne les satellites tournants à l'intérieur d'une couronne fixe liée au carter. Le mouvement de rotation des axes des satellites est récupéré par une flasque recevant l'arbre porte hélice. Dans ce cas également, le nombre de

satellites n'intervient pas dans le calcul du rapport de réduction mais est proportionnel au couple à transmettre par un matériau donné.

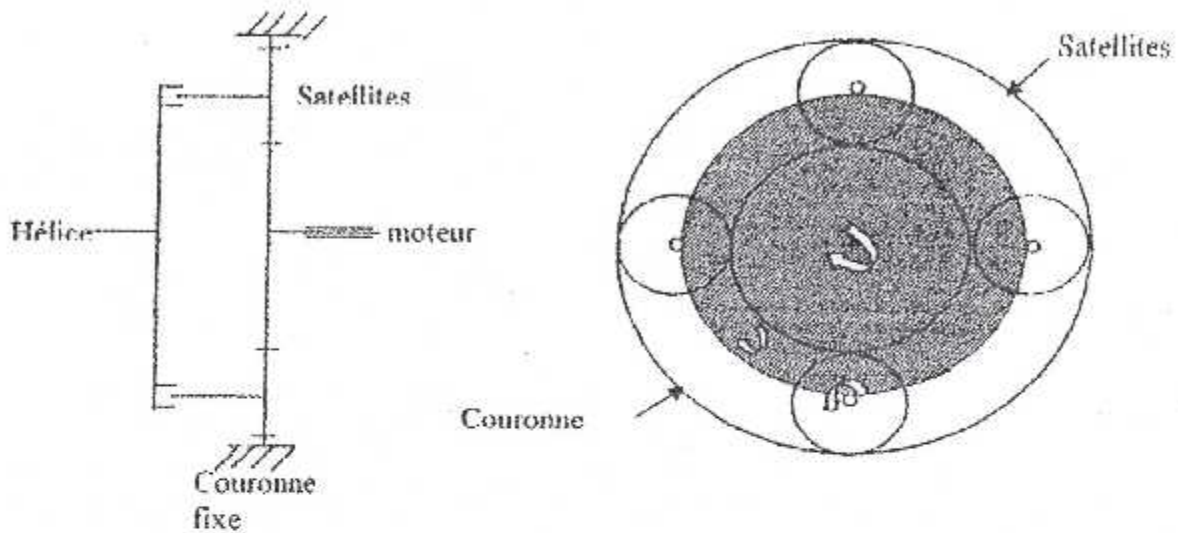


Figure IV.7 : Le réducteur épicycloïdal

IV.3 GENERALITES SUR LES HELICES HAMILTON 568F:

IV.3.1 DESCRIPTION :

Le moteur PW 127F entraîne une hélice de type HAMILTON STANDARD 568F.

- Le premier numéro « 5 », désigne le type de modèle principal.
- Le deuxième numéro « 6 », désigne le nombre de pales.
- Le troisième numéro « 8 », désigne la taille du pied de pale.
- La lettre « F », désigne la bride de montage du système hélice.

L'hélice est entraînée par une turbine libre (appelée aussi turbine de puissance) à travers un réducteur (RGB).

L'hélice est à pas variable, contrôlée hydro-mécaniquement et qui peut être mise en position « Reverse » ou en position « Drapeau ». Un système de synchrophasage permet de réduire considérablement le niveau de bruit à l'intérieur de la cabine.

Les principales composantes du système de variation du pas d'hélice sont :

- Une pompe haute pression et les valves qui lui sont associées.
- Le contrôleur électronique de l'hélice (PEC).
- Un module de valves de contrôle de l'hélice (PVM).
- Une gouverne de survitesse.
- La manette de condition.
- La manette de puissance.
- Un sélecteur rotatif de gestion de puissance.
- PIU.
- Une pompe de mise en drapeau.
- Un capteur de vitesse de l'hélice (Np) et les indicateurs qui lui sont associés.
- Un frein d'hélice, uniquement sur le moteur droit.

Ces composantes permettent d'accomplir les fonctions suivantes :

- Le changement de pas de l'hélice.
- Le contrôle d'une vitesse constante.
- Mise en drapeau et remise de pas.
- Le contrôle direct du changement de pas pour le « reverse », « unreverse » et assistance au sol.
- Utilisation du moteur droit comme APU pour le démarrage et la génération électrique en DC et pneumatique.
- Le dégivrage électrique de pales.
- Synchro-phasage.

Le système est aussi protégé contre :

- Les survitesses.
- La perte dans la pression de l'alimentation hydraulique à un pas d'hélice positif.
- La perte dans la pression hydraulique dosée.
- Des angles de pales trop petits en cours de vol

IV.3.2 CARACTERISTIQUES :

- Diamètre : 12.9 ft (3.93 m).
- Poids à sec (Assemblage hélice) : 350 lbs (159 kg).
- Rotation : Sens horaire.
- Vitesse de rotation : 1200 RPM correspondants à 100% Np lors du décollage.
- Intervalle de changement de pas : 78.5° à -19° (Beta Ref.).
- Angle de mise en drapeau : 78.5° (Beta Ref.).
- Angle de « reverse » : -19° ± 0.5° (Pas en dessous) (Beta Ref.).

Remarque : Les angles sont donnés en fonction de la station de référence.

La station de référence des pales est identifiée par des rayures jaunes.

IV.3.3 COMPOSANTS DE L'HELICE :

L'ensemble hélice comprend :

- 06 pales avec des dégivreurs externes et à pas variables.
- Un moyeu.
- Un vérin de changement de pas.
- Un cône.
- Une cloison étanche pour attacher le cône aux bagues collectrices.
- Un tube de transfert d'huile.
- Matériels relatifs au support moteurs/hélices.

➤ Le moyeu :

Toutes les parties tournantes du système hélice 568F sont attachées à un moyeu en acier dur moulé qui assure un bon support de bride sur l'axe de moteur. Six pales sont maintenues radialement au moyeu grâce à une double rangée de roulements à billes et un anneau de maintien.

Le moyeu contient 5US quarts d'huile pour la lubrification du mécanisme de changement de pas.

➤ Les pales :

La conception des pales de l'hélice 568F est une prolongation de la coquille du longeron dans le modèle 247F avec des améliorations comme identifiées dans le processus de conception et de développement. Dans cette conception, le longeron, qui est le composant structurel primaire, est protégé grâce à une coquille des contraintes climatiques et d'impacts d'éventuels objets extérieurs. Le longeron est fabriqué en matériau composite, composé d'une plaque de retenue (tulipe) en acier collée sur un noyau de mousse de polyuréthane. Cet assemblage est recouvert de couches de fibres tressées de graphite disposées en longueur et de couches continues de graphite. La matière composite du longeron est collée sur la tulipe avec un adhésif structurel de haute résistance. La région inférieure de la tulipe qui montre un étranglement fournit un dispositif de verrouillage naturel grâce au matériau composite tressé du longeron. Ce dispositif de fermeture physique est encore augmenté par les enveloppes composites circulaires externes.

L'extrémité intérieure de la tulipe incorpore des caniveaux doubles intégralement durcis et rectifiés grâce à une rangée de roulement à billes.

Le profil aérodynamique de la coquille est composé de couches de tissu de Kevlar dans la matrice époxyde. La coquille est attachée sur chaque coté au longeron. Les logements entre le longeron et la coquille dans les surfaces du bord d'attaque et du bord de fuite sont chargés de mousse de polyuréthane de faible densité, intégralement attachée à la coquille et au longeron. Le bord d'attaque des pales est protégé contre la corrosion grâce à une gaine en nickel. Une bande chauffante en caoutchouc collé à chaque pale offre la possibilité de dégivrage.

➤ Le mécanisme de changement de pas :

Chaque pale peut tourner dans son axe de torsion au niveau du pied de pale, décentré de telle manière à fournir un bras de manivelle. L'axe de torsion de pale tourne dans un bâti qui se déplace axialement par pression hydraulique, et qui, en tournant, transforme les changements de pas en rotation de pales. L'actionneur de changement de pas à double action reçoit un débit d'huile hydraulique pour augmenter ou diminuer le volume de chambres de changement de pas via un double tube de transfert d'huile concentrique. Ce dernier est localisé dans l'arbre d'entraînement de l'hélice dans la boîte à accessoires. Il est intermédiaire entre le système de contrôle stationnaire et l'actuateur de changement de pas rotatif. Le double tube de transfert d'huile concentrique fournit une alimentation en pression hydraulique à l'actuateur et envoie le signal de retour donnant l'angle de pale à la PVM. La perte en pression hydraulique aura comme conséquence l'augmentation de pas d'hélice et cette augmentation est due au couple de torsion centrifuge des pales.

➤ Le cône :

Le cône est un carénage en aluminium qui couvre le dôme. Il est équipé d'un joint d'anti-vibration et est attaché sur la cloison étanche par 12 boulons de fixations.

➤ Cloison étanche d'attachement du cône :

La cloison étanche attachée à l'arrière de moyeu de l'hélice, fournit un support structurel au cône et contient les cibles pour mesurer la vitesse de l'hélice. Une bague collectrice y est attachée et est utilisée pour transférer de la puissance électrique pour le dégivrage des pales, et les cibles pour mesurer la vitesse de l'hélice.

➤ Attachement Arbre/Hélice :

L'hélice est reliée à son arbre au moyen du moyeu. L'attachement entre l'hélice et son arbre est réalisé grâce par 16 boulons et leur centrage est réalisé par deux ergots de positionnement intégraux de l'arbre.

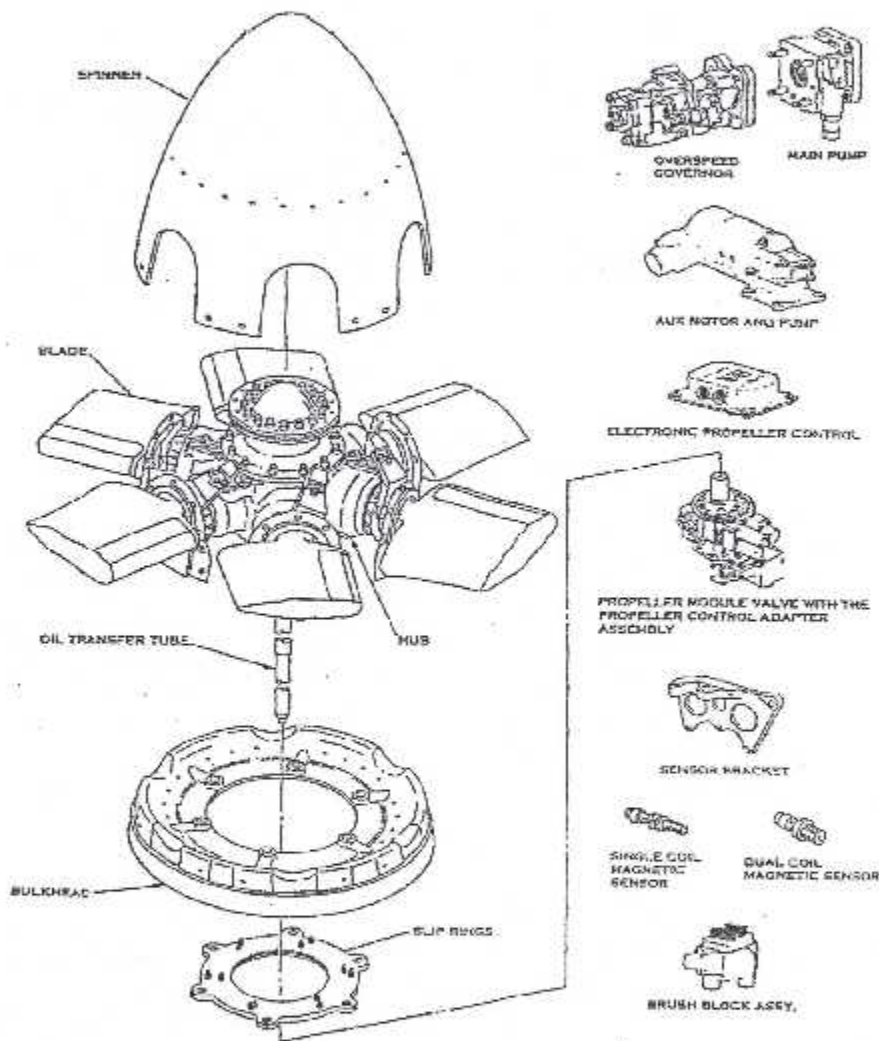


Figure IV. 1 : Schémas éclaté du module hélice.

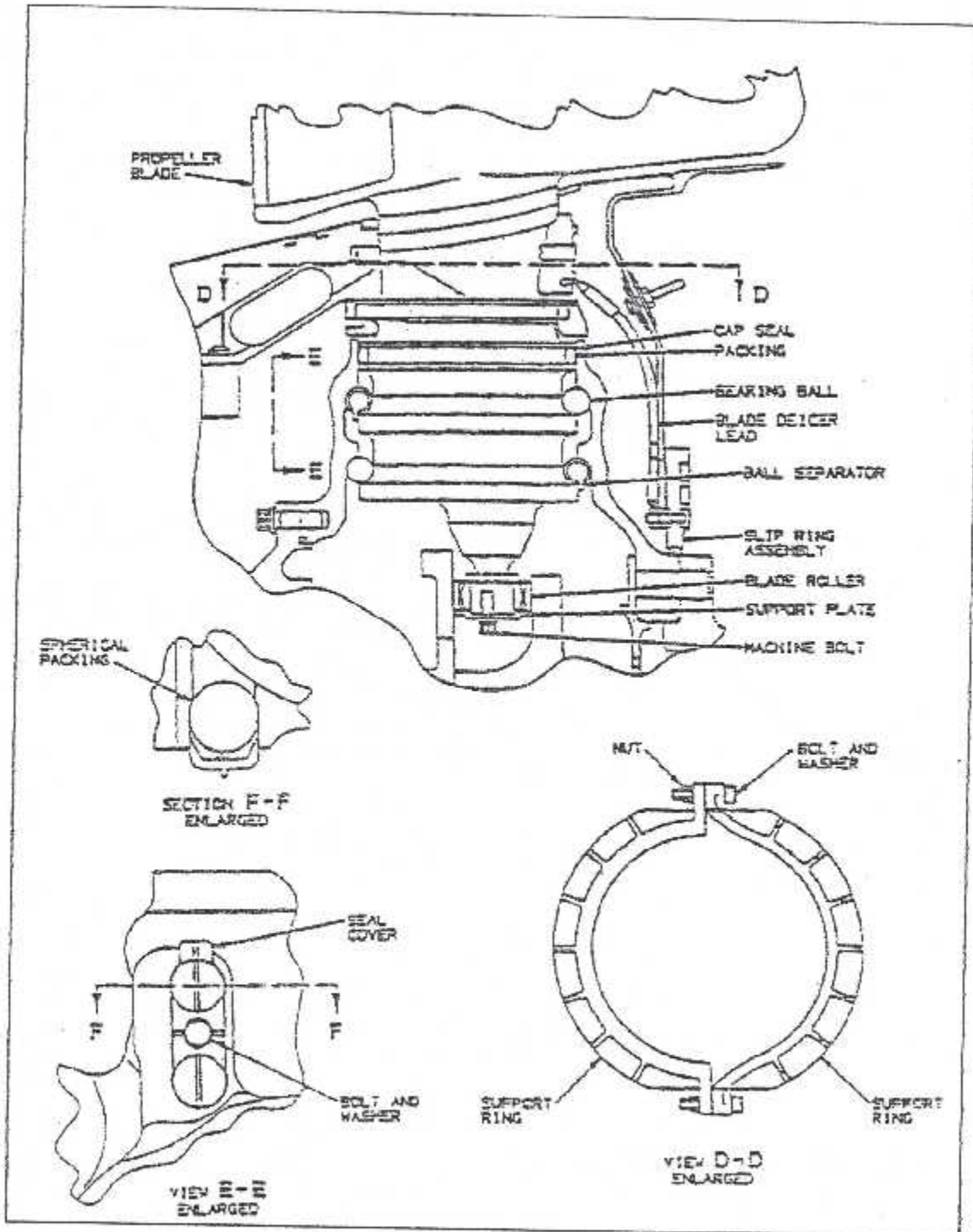


Figure IV.2 : Montage des pales.

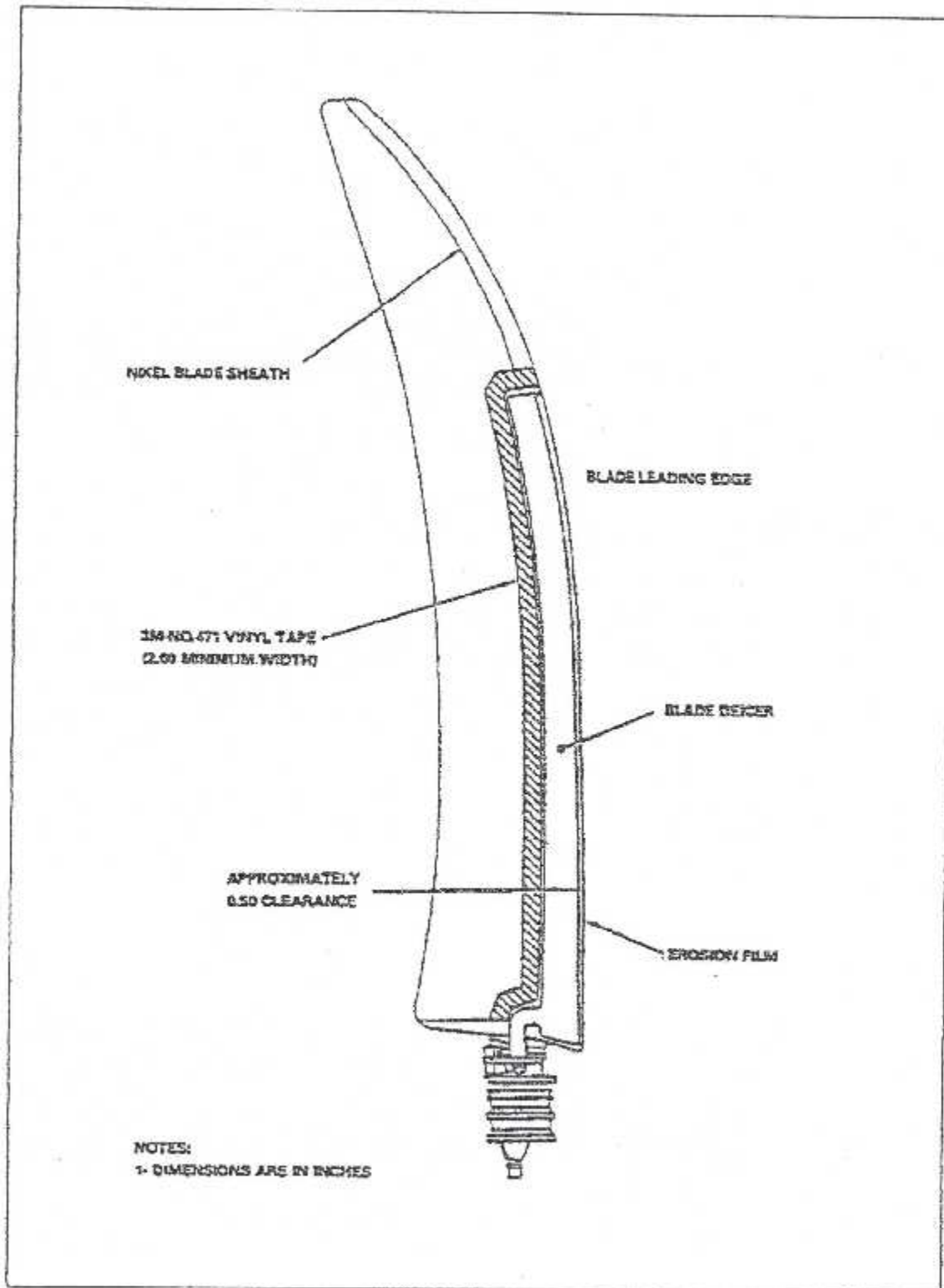


Figure IV.3 : Dégivreur de pale

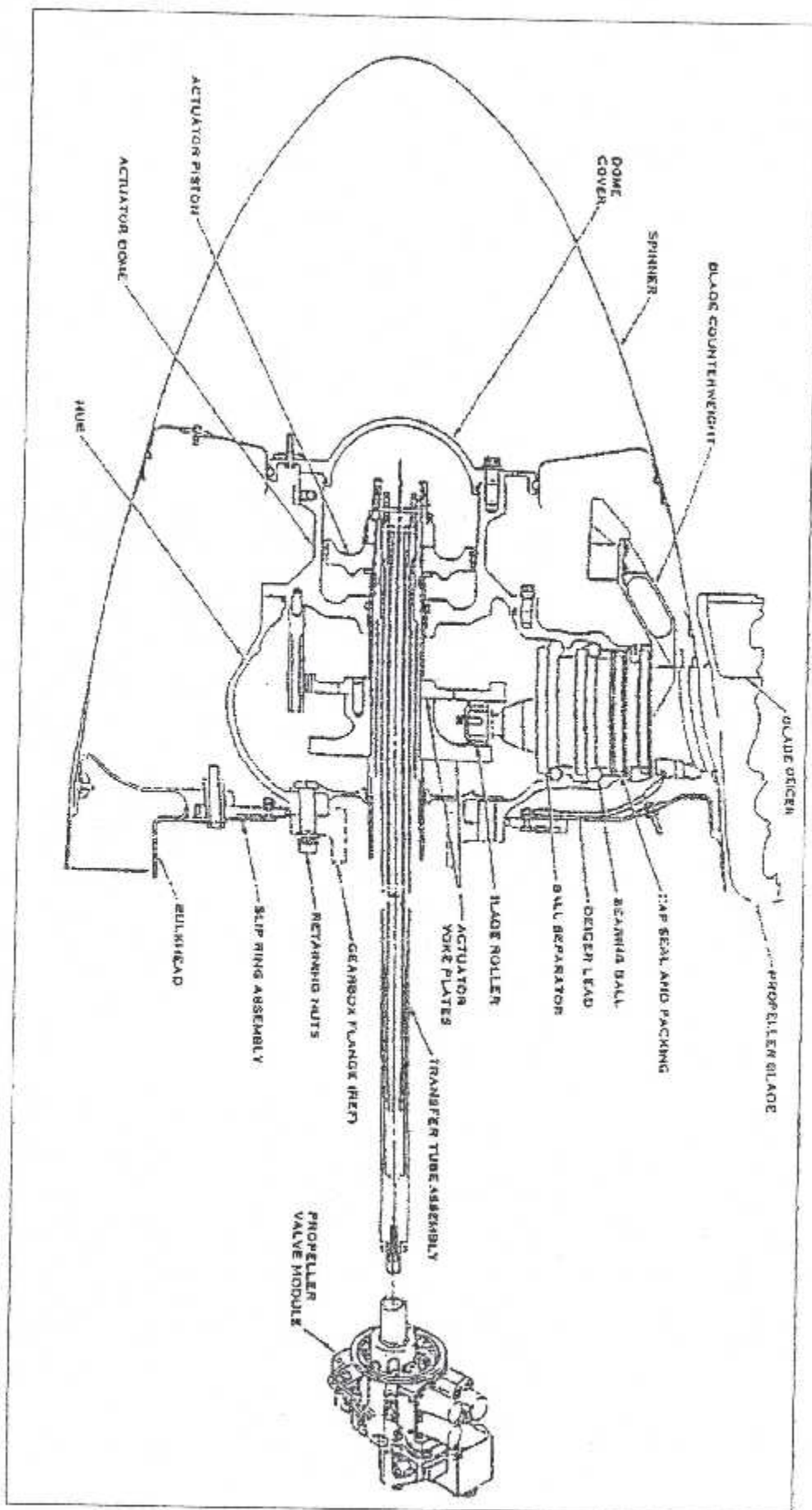


Figure IV.4 : Variation de pas d'hélice.

IV.3.4 LE FREIN D'HELICE :

➤ **Généralités :**

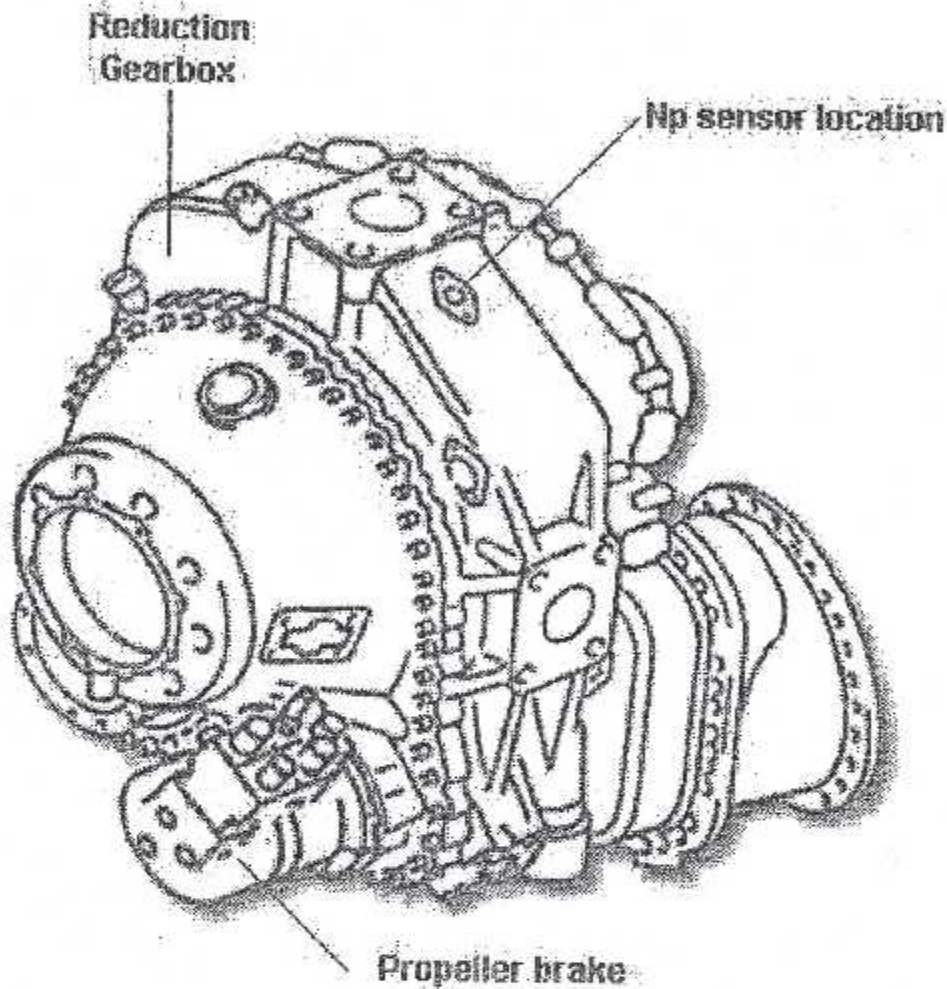


Figure IV.5 : Localisation du frein d'hélice

➤ **But :**

Le frein d'hélice est une unité hydromécanique équipant la RGB du moteur droit seulement, il permet l'immobilisation de l'hélice et de la turbine libre.

Le générateur de gaz peut être utilisé dans le mode hôtel pour l'alimentation en courant direct et en air conditionné.

➤ **Alimentation :**

L'alimentation hydraulique du frein d'hélice est fournie à partir du circuit bleu du système hydraulique et à une pression de 3000 PSI. Cette pression est délivrée soit par une pompe du circuit hydraulique bleu (alimentée par le

réseau ACW), soit par une pompe hydraulique auxiliaire (alimentée par le réseau DC).

➤ **Localisation des composants du système :**

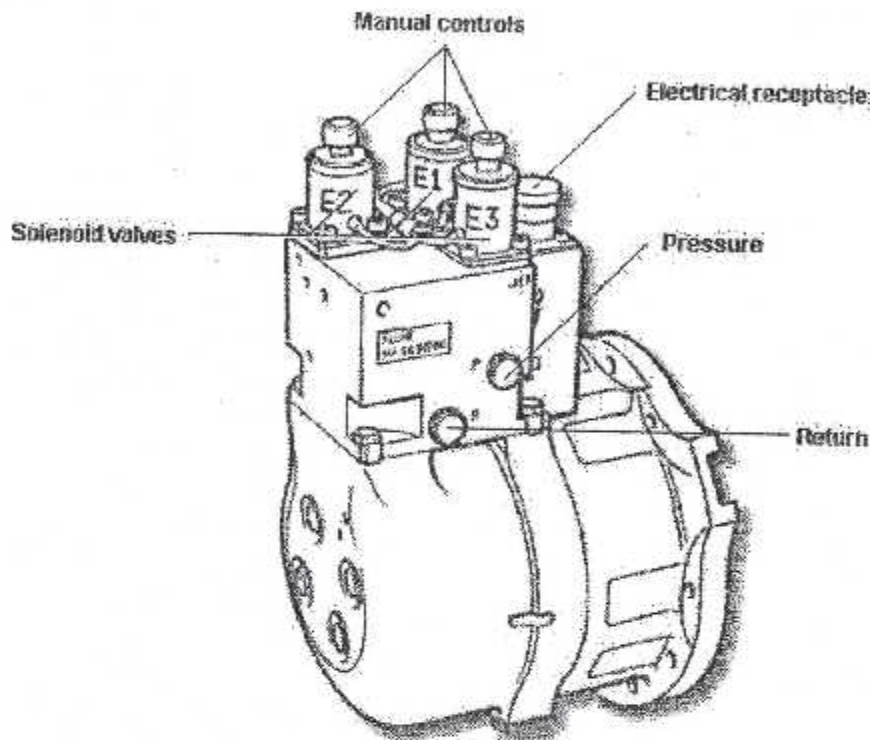


Figure IV.6 : Le frein d'hélice

Le circuit de freinage de l'hélice est composé de :

- Frein de l'hélice
- Un circuit hydraulique d'alimentation consistant dans une électrovalve d'approvisionnement de frein.
Quand l'électrovalve est ouverte, elle assure l'approvisionnement du frein à condition que les états de sûreté et de commande soient réunis.
- Un commutateur de pression du frein de l'hélice : Il est situé sur le tube d'alimentation du frein de l'hélice, entre l'électrovalve et le frein et permet la détection d'une pression hydraulique suffisante pour l'opération du frein.
- Un clapet anti-retour : Il est utilisé couper le retour hydraulique en cas de fuite dans la nacelle de moteur.
- Deux tuyaux : Ces conduites sont acheminées dans la section inférieure gauche de la nacelle. Le frein de l'hélice est alors vidangé par une ligne reliée au système de drainage du moteur.
- Un système électrique de contrôle et d'indication.

➤ **Indication et contrôle :**

Le système de contrôle et d'indication comprends :

- Un interrupteur de contrôle et les voyants qui lui sont associés.

L'interrupteur « PROP BRAKE » contrôle la commande de freinage de l'hélice via le MFC (Multifunction Computer).



Figure IV.7 : Interrupteur de contrôle du frein de l'hélice

Les voyants sont :

- Le voyant « READY » ; s'illumine avant chaque opération de freinage. Cela signifie que les conditions de verrouillage ou de déverrouillage sont réunies.
- Le voyant annonceur « PROP BRK » qui indique le verrouillage du frein.
- Le voyant « UNLOCK » s'illumine durant la séquence de blocage et de déblocage du frein, après cela il s'éteint. Si le frein de l'hélice n'atteint pas la position demandé, le voyant restera illuminé.

Après 15 secondes :

- PROP BRK s'illumine sur le CAP, CCAS est activé.

Le voyant d'avertissement « PROP BRK » se trouve dans le panneau d'alerte de l'équipage. Ce voyant permet d'indiquer une panne accompagnée d'une alerte visuelle et sonore (CRC).

NOTE : PROP BRK et CCAS sont activés quand le moteur est mis en route en mode hôtel avec blocage de la gouverne OFF.

➤ Condition de freinage de l'hélice:

Les conditions de freinage sont :

- Avion au sol
- Hélice 2 sur « FTR » ou « FSO »
- Gust Lock « ON »
- Pression hydraulique suffisante (3000 PSI).

Quand toutes les conditions sont réunies, le voyant « READY » s'illumine et le freinage de l'hélice peut être opéré.

➤ Description :

Le frein d'hélice est composé de :

- Une unité hydromécanique composée d'enveloppes contenant :
 - Des disques stators retenus par des rainures solidaires à l'enveloppe.
 - Des disques rotors retenus attachés à l'arbre du frein.

NOTE : Un orifice dans l'arbre du frein permet le contrôle direct de l'état d'usure du disque de frein.

- Une chambre de freinage
- Une chambre de déblocage
- Trois rondelles belleville permettant un couple freinant statique quand la pression de fermeture hydraulique est enlevée.
- Un cône fermé allésé cylindriquement et glissant le long d'un axe guide intégré à l'enveloppe du frein.
- Un piston de freinage allésé coniquement et qui entraîne le cône et comprime les disques de freinage à travers les rondelles belleville.
- Trois billes localisées à 120° maintiennent le cône au reste en position libre.
- Un microcontact de verrouillage et un microcontact de libération.

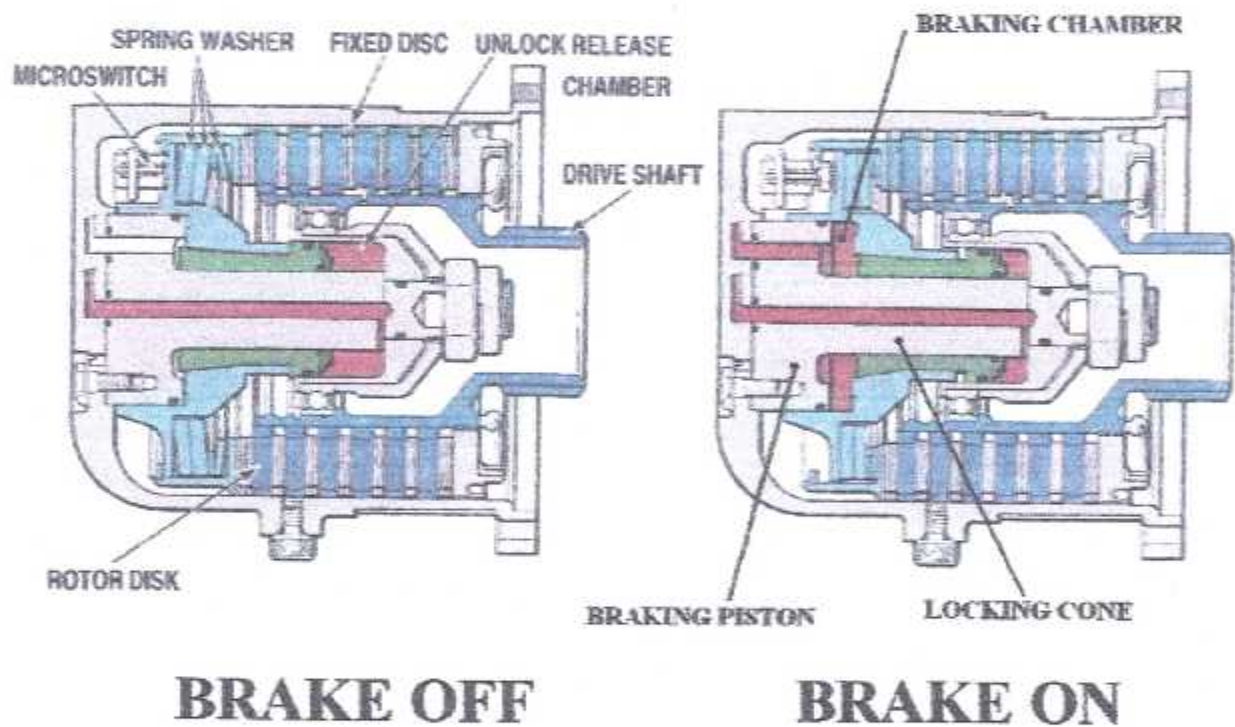


Figure IV.8 : Opération de freinage

- Un bloc de valves, qui comprend :
 - Trois valves solénoïdes identifiées comme E1, E2, E3, qui permettent le contrôle du freinage.
 - Chaque valve solénoïde est fournie avec un bouton poussoir qui permet des opérations manuelles en cas de panne électrique. Ces opérations manuelles peuvent être des opérations de maintenance.

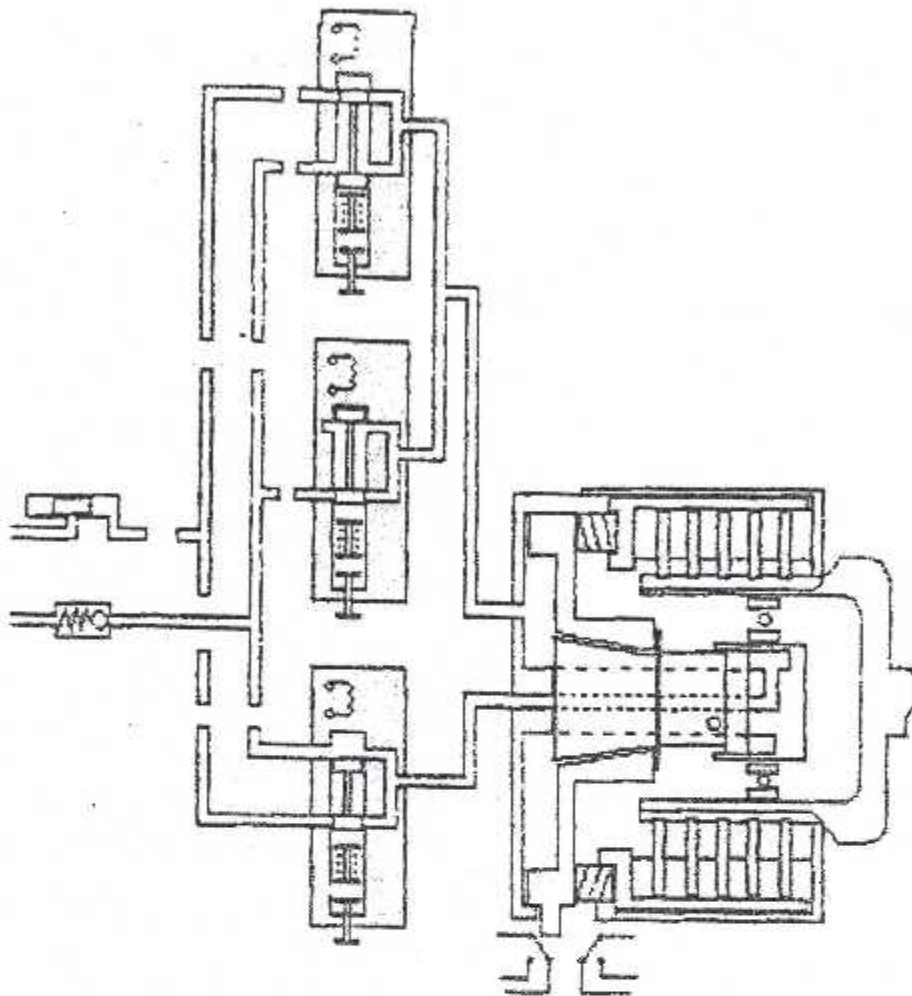


Figure IV.9 : Electrovalves du frein de l'hélice

➤ Opérations de freinage :

L'opération de freinage se résume en trois opérations principales :

- Freinage et verrouillage.
- Déverrouillage et libération.
- Opération manuelle.

a) Freinage et verrouillage :

Le signal envoyé par l'interrupteur « PROP BRK » passe par le MFCs qui met sous tension les solénoïdes E1 et E3.

La valve solénoïde E1 alimente la chambre de freinage quand E3 bloque le retour.

Le piston applique une force de freinage aux disques à travers les rondelles belleville et entraîne le cône verrouillé.

Durant l'opération le voyant rouge « UNLOCK » s'allume. A la fin de sa course, le piston active le microcontact qui envoie un signal au MFCs. Et le MFCs met hors tension E1 et E3 après un délai.

Le retour dans la chambre de freinage permet aux rondelles belleville de faire déplacer les pistons de freinage en arrière et de comprimer le cône.

La pression sur les disques est donc fournie par les rondelles et permettent au couple de freinage statique d'être maintenu.

Le frein est donc verrouillé, le voyant bleu « PROP BRK » est allumé.

b) Déverrouillage et libération :

Le signal envoyé par l'interrupteur « PROP BRK » passe par le MFCs qui met sous tension les solénoïdes E1, E2 et E3, ce qui provoque une pressurisation simultanée des chambres de freinage et de déblocage.

Les solénoïdes E1 et E3 sont mis hors tension, ceci permet de créer une communication entre la chambre de freinage et le réservoir de retour, quand la chambre de déblocage est toujours pressurisée. Ces causes complètement le déblocage de freinage.

Le voyant « UNLOCK » s'allume durant le blocage quand le piston de freinage est dans une position intermédiaire.

Secours: Si après 15 secondes le blocage au freinage n'est pas complètement accompli, « UNLOCK » reste allumé, et les avertissements suivants apparaissent :

- « MASTER WARNING » s'allume.
- « PROP BRAKE » s'allume.
- « CRC » alarme sonore.

En fin de course le piston de freinage active un microcontact qui envoie un signal au MFCs. Le MFCs met hors tension E2 après un délai.

Dans la configuration de freinage libéré, l'ensemble piston/cône de freinage est maintenu en position par trois billes de blocage. Quand le freinage est libéré, le voyant « PROP BRK » s'éteint.

c) Opérations manuelles :

Le frein d'hélice peut être commandé manuellement dans les opérations de maintenance ou dans le cas de déblocage d'une panne due au contrôle.

Les opérations hydromécanique de freinage sont les même que dans une opération normale.

Le verrouillage ou déblocage manuel du frein est réalisé par l'intermédiaire les boutons poussoirs des valves solénoïde.

Précaution : En cas d'échec d'ouverture de frein en mode hôtel, éteindre le moteur avant la libération manuelle du frein.

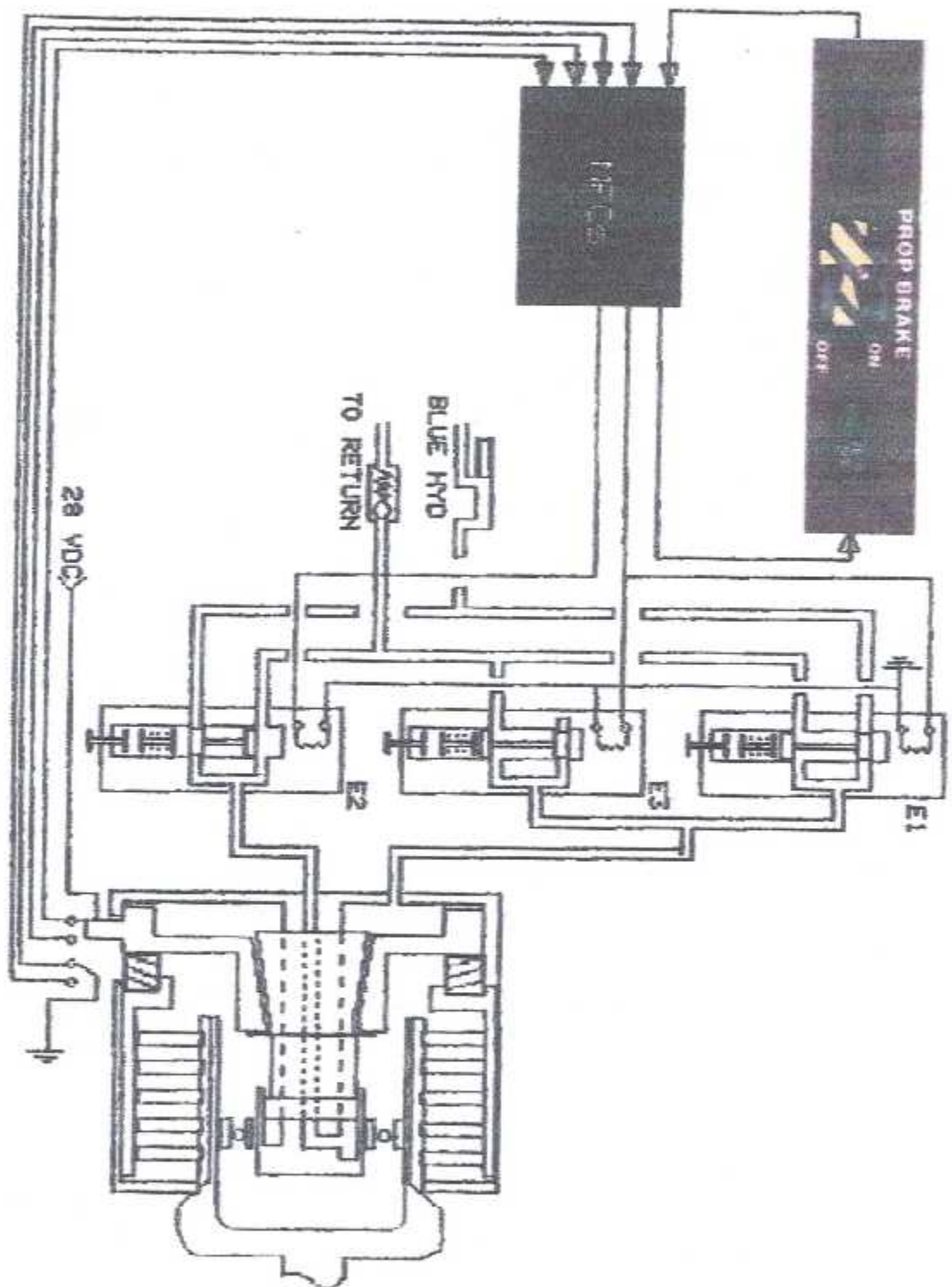


Figure IV.10 : Circuit de freinage

IV.3.5 ATPCS :

➤ Général :

Le groupe moteur inclus un ATPCS (Automatic Take-off Power Control System) qui fournit, en cas de panne de l'un des moteurs durant le décollage, une puissance sur-équilibrée au second moteur, combinant une mise en drapeau automatique des pales de l'hélice du moteur en panne.

Ce système permet l'utilisation normale de la puissance au décollage pour être réduite à une quantité d'environ 10% en dessous de la puissance certifiée par le fabricant de moteur.

Cela est favorable pour la durée de vie du moteur/hélice sans affecter leurs performances pendant le décollage. En cas de panne de l'un des moteurs, la puissance du second moteur est augmentée de la puissance de décollage (TAKE OFF) à la puissance nominale maximum de décollage (MAX TAKE OFF). ATPCS max est disponible seulement pendant le décollage.

➤ Composants :

L'ATPCS fonctionne avec les composantes suivantes sur chaque moteur :

- L'unité de mise en drapeau automatique AFU (Auto-Feathering Unit) ; c'est l'élément principal du système. Il conditionne le signal du couple provenant du moteur et donne l'indication du couple :
 - Aux indicateurs du cockpit (indicateurs à aiguilles seulement).
 - Au MFC qui englobe les fonctions logiques de la mise en drapeau/compensation de puissance, et délivre les signaux de contrôle correspondants au solénoïde de mise en drapeau, à la pompe hydraulique de mise en drapeau et à la EEC opposée.
- La EEC qui transmet un signal permettant d'augmenter la puissance de TQ à RTO.
- Le solénoïde de mise en drapeau monté dans la PVM.
- La pompe électrique de mise en drapeau monté dans la RGB.

L'ATPCS est contrôlé à partir du cockpit à l'aide des :

- Bouton-poussoir ATPCS sur le panneau central du cockpit.
- La position PL (switcher ajusté sur 49°).
- Sélecteur d'essai localisé sur la console centrale.

L'ATPCS est déclenché quand le couple est à 18%.

IV.3.6 CONTROLE HYDRAULIQUE :

➤ Général :

Le système d'hélice est alimenté en huile à partir du réservoir auxiliaire solidaire de la boîte de vitesse de réducteur de l'hélice.

Le réservoir est pressurisé et alimenté par de l'huile filtrée du système de lubrification de moteur.

En fonction le réservoir est toujours rempli (même avec le moteur arrêté).

L'huile du réservoir approvisionne, par l'intermédiaire des canalisations interne de la RGB :

- La pompe haute pression.
- La pompe de mise ne drapeau.

L'huile du réservoir auxiliaire est également distribuée aux engrenages et aux roulements de la RGB.

➤ **Description des composants :**

- **Pompe haute pression :** C'est une pompe à écoulement constant entraînée par la RGB de l'hélice.
La pompe haute pression est alimentée par une valve de régulation de pression assurant l'approvisionnement de système à 1000 ± 50 psi ($70 \pm 3,5$ bars). La HP pompe est alimenté par un clapet anti-retour.
- **Pompe de mise en drapeau.**

IV.3.7 CONTROLE :

Le système de contrôle d'hélice est commandé par la manette de condition, la manette de puissance est le sélecteur POWER MANAGEMENT.

L'hélice 568F-1 consiste en deux modes de commande:

Le mode prédominant pour l'opération en vol, c'est le mode Alpha ou le mode régulation de vitesse. Une valve électro-hydraulique (EHV) est le cœur de la PVM (Propeller Valve Module) et qui régule la pression hydraulique pour maintenir un RPM présélectionné de l'hélice constant. Le signal électrique pour cette servovalve est fourni par le PEC. La rétroaction pour la commande de boucle fermée est fournie au PEC par un ensemble de RVDT d'angle de pale contenu dans la PVM.

Le deuxième mode de fonctionnement est le mode bêta. Dans ce mode, la commande de variation de vitesse pour le fonctionnement au sol et le pas négatif sont possibles. L'angle de pale est alors une fonction du levier de puissance. Au cas où un échec causerait une diminution peu désirée de pas de pale en vol et des résultats dans une augmentation de vitesse d'hélice, un régulateur de survitesse mécanique est choisi par une valve dans la PVM pour varier la vitesse de l'hélice à 102% de RPM d'hélice évalué. En cas d'un échec hydraulique principal, un système de contreponds sur les pales de l'hélice réagissent aux charges de pale et fixent le pas de pale ou les commandes de pas de pale à un état de sécurité.

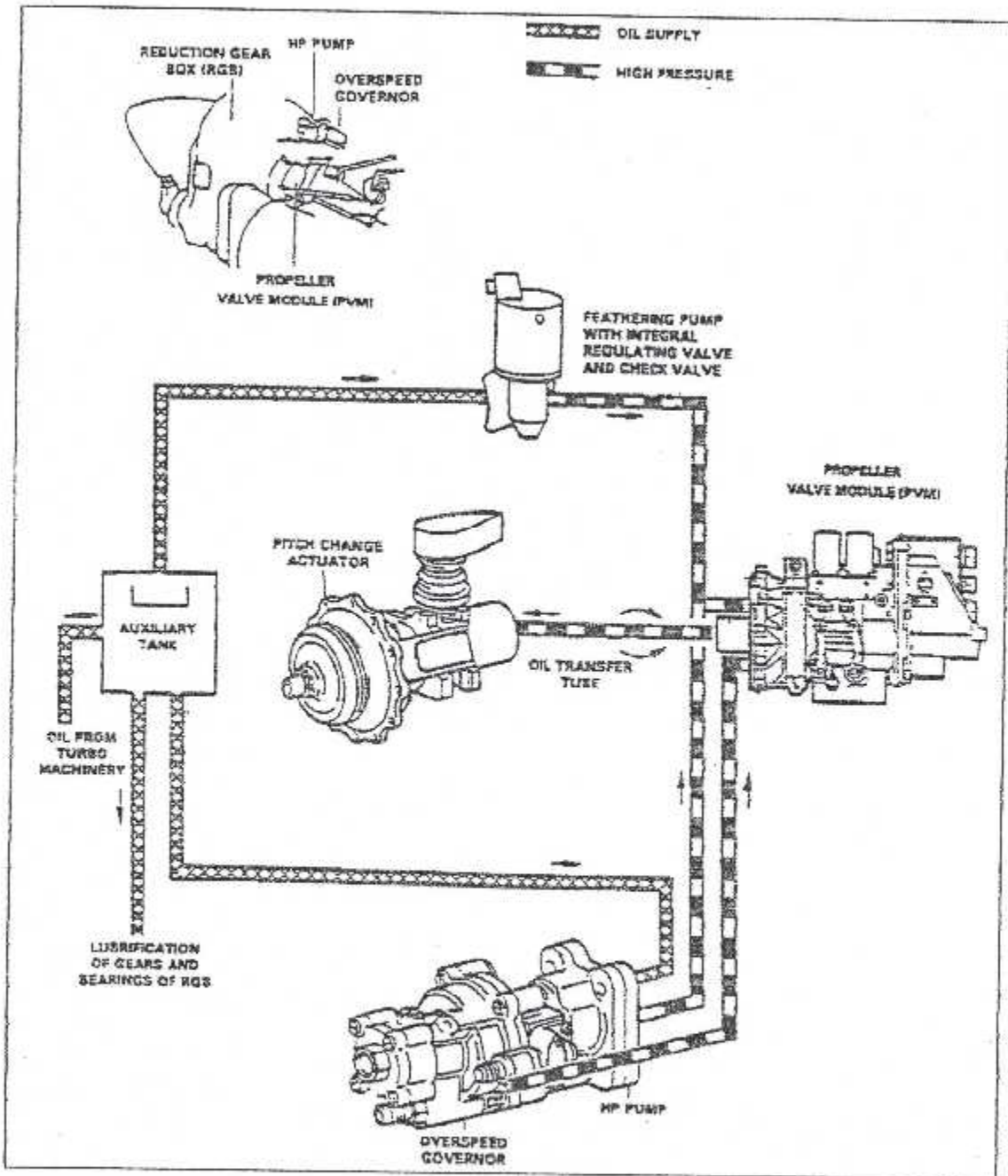


Figure IV.11 : Système hydraulique de l'hélice.

IV.4 CONTROLE DE L'HELICE :

IV.4.1. GENERAL :

➤ Contrôle en mode opérationnel normal :

Le système de contrôle de pas d'hélice maintient l'hélice à une vitesse de rotation (Np) correspondant à 100% pour les régimes « TO » et « MCT » et à 82% pour les régimes « CLB » et « CRZ » sélectionnées par le pilote. Les fonctions de mise en drapeau et la fermeture mécanique des clapets alimentés en carburant haute pression dans la HMU sont contrôlées par la manette de condition. Le synchrophasage de l'hélice en phase et en rotation est fourni par le système de synchrophasage.

La manette de puissance contrôle le pas d'hélice en mode beta et en mode inversion de pas. Le système est conçu pour la mise en drapeau automatique de l'hélice dans le cas de la perte de puissance du moteur en phase de décollage.

Ces fonctions sont fournies par les éléments suivants :

- La servovalve de l'hélice.
- Les capteurs de vitesse.
- Le PEC (Propeller Electronic Control).
- La PIU (Propeller Interface Unit).

➤ Contrôle de remise de gaz :

En remise des gaz, un système permet d'obtenir la vitesse maximum d'hélice (MAX RPM) en déplaçant la manette de puissance de la position FI à la position TO.

IV.4.2 DESCRIPTION DES COMPOSANTS:

➤ Manette de condition :

La manette de condition est localisée sur la console centrale et contrôle :

- Sélection automatique de vitesse d'hélice et de remise au pas.
- La mise en drapeau.
- Le surpassement de 100% Np force la vitesse d'hélice à 100%.
- Arrêt carburant haute pression dans la HMU.

Le contrôle de condition est assuré par :

- La manette de condition.
- Une bielle reliant la manette de condition à l'unité de microcontact.
- Une unité de micro contacts (commun au contrôle de puissance).
- Un contrôle de connexion double effet entre le balancier et la manette de condition.
- Un balancier dans le compartiment de vol.
- Un câble.
- Une commande de va et vient pour la connexion entre le balancier et la manette de condition.

- Une poulie fournissant le changement de câblage du compartiment de vol à la cabine.
- Une poulie fournissant le changement de câblage du fuselage à l'aile.
- Une poulie fournissant le changement de câblage du filet fuselage/voilure.
- Une poulie fournissant le changement de câblage du secteur de l'aile au moteur.
- Un joint de pression fuselage-voilure.
- Un balancier dans le secteur de moteur.
- Une commande va-et-vient pour le balancier au raccordement de la PVM.
- Une bielle connectant la PVM au HMU (Pour interruption de carburant).
- Deux régulateurs de tensions situés au plafond de la cabine permettant l'ajustement de la tension de câble.

Les positions de la manette de condition sont:

100% OVERRIDE, AUTO, FTR, FUEL SO.

Le levier sur la manette de condition contrôle la gâchette permettant le passage en drapeau. La gâchette doit être réactivée pour atteindre la position FUEL SO.

L'autre fonction de la manette de condition est d'activer les microcontacts dans l'unité 901VU localisé dans la console centrale.

➤ **LA MANETTE DE PUISSANCE:**

La manette de puissance est localisée dans la console centrale et ses fonctions relatives à l'hélice sont de contrôler:

- L'inversion de pas d'hélice.
- Le système beta d'hélice (programme).

Les positions de la manette de puissance sont:

MAX PWR, TO, FI, GI, REV.

NOTE: GI (Ground Idle) correspond à une configuration d'arrêt d'avion avec aucune traction d'hélice.

L'autre fonction du levier de puissance est d'activer les micros contact dans l'unité 901VU localisé dans la console centrale.

➤ **POWER MANAGEMENT: (Sélecteur rotatif de gestion de puissance)**

Ce sélecteur transmet la vitesse d'hélice sélectionnée par l'équipage au PEC comme suit:

TO, MCT: 100% Np.

CLB, CRZ: 82% Np.

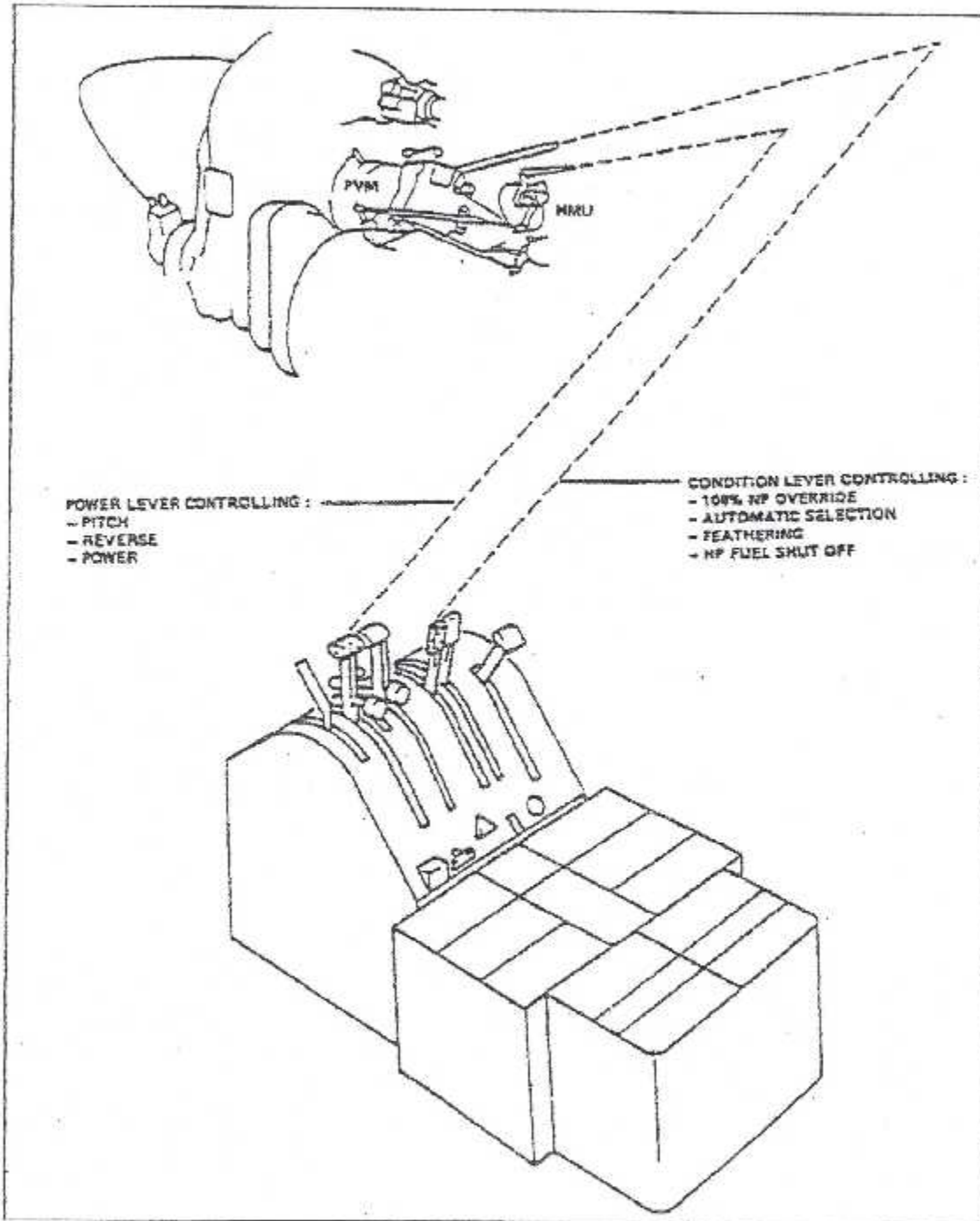


Figure IV.12 : Manettes de puissance et de condition et commande associée

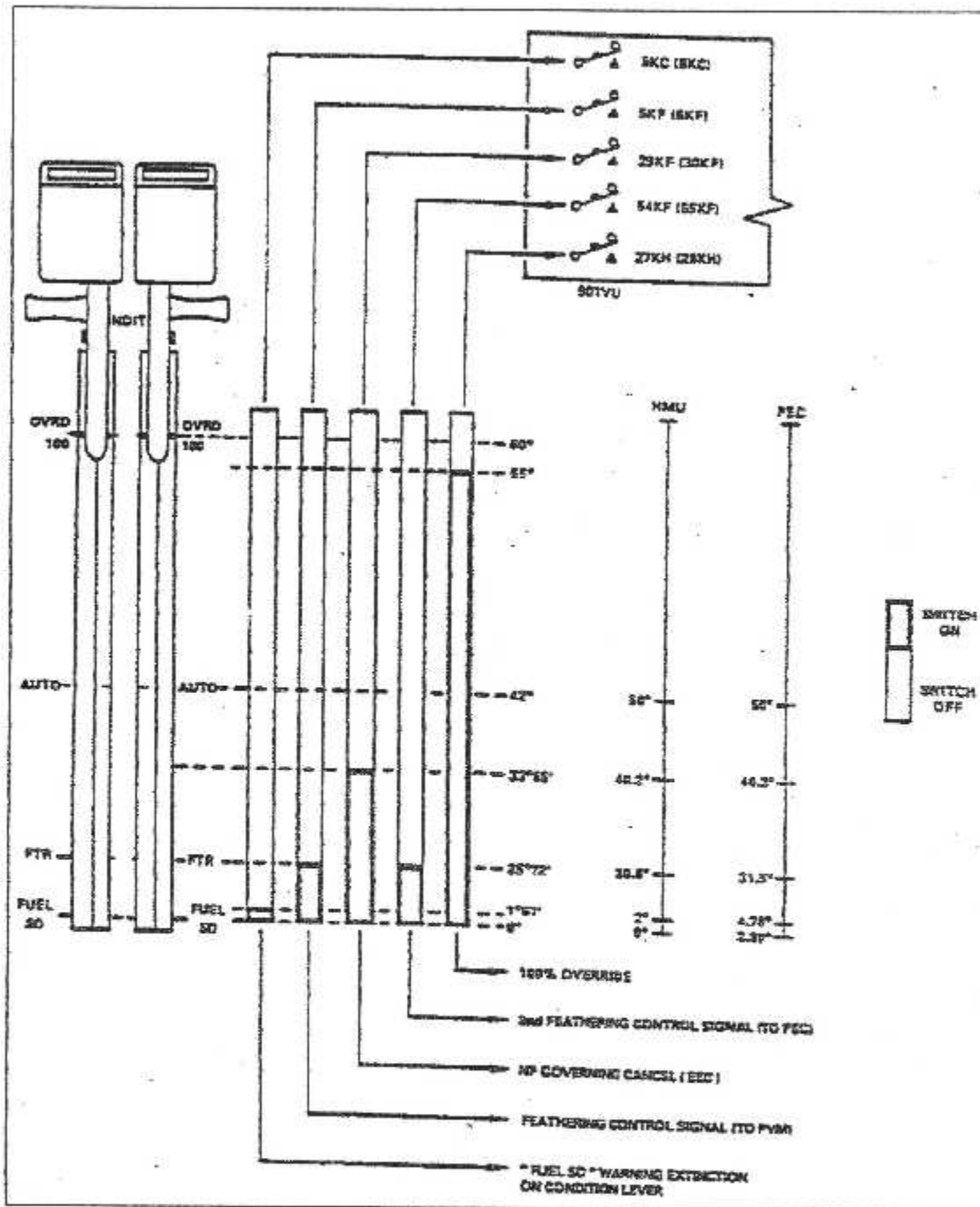


Figure IV.14 : Manette de condition.

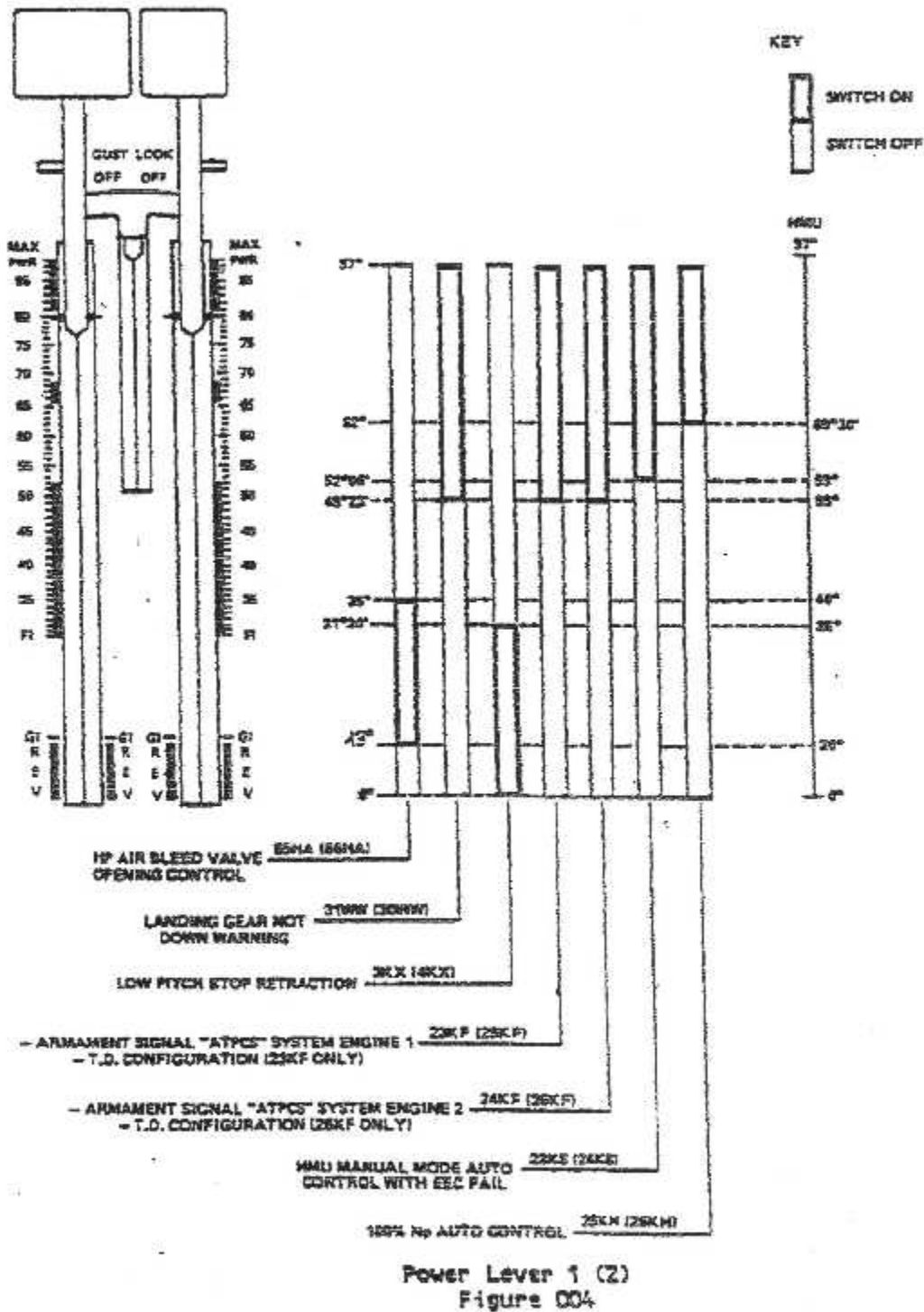


Figure IV.15 : Manette de puissance.

➤ PVM (PROPELLER VALVE MODULE) :

La PVM est montée sur l'axe de l'hélice sur la face arrière de la RGB du moteur. Elle y est fixée par le moyen d'un adaptateur et d'une attache.

Cette unité hydromécanique reçoit les données (électrique, mécanique et hydraulique) de l'hélice, de l'avion et du PEC, elle fournit les informations au PEC, et alimente en huile le vérin de changement de pas de l'hélice. Elle prévoit également la mise en drapeau de secours et la protection de la butée primaire de petit pas.

La PVM comporte les éléments suivants :

- La manette de condition moteur.
- La manette de puissance moteur.
- EHV (Electro Hydraulic Valve).
- Valve de protection.
- Solénoïde de mise en drapeau électrique.
- Rétroactionneur d'angle de pas.
- Butée secondaire de petits pas rétractant le solénoïde.
- Roulement de transfert.

a) Manette de condition / PVM :

La PVM est reliée mécaniquement à la manette de condition pour la distribution des servocommandes seulement.

La manette de condition n'agit pas sur la PVM.

b) Manette de puissance (contrôle beta) :

La manette de puissance est contrôlée à partir du compartiment de vol à travers le HMU.

La manette est reliée au RVDT qui transmet la position PLA au PEC (une mesure de RVDT par canal de PEC).

c) EHV :

La EHV est commandée par le PEC à travers un double enroulement (un pour chaque canal du PEC).

La EHV débite l'huile de refoulement à haute pression de la pompe montée sur la boîte à accessoires, vers deux sources : augmentation de pression de pas et diminution de pression de pas.

La valeur de courant fournie à la EHV détermine la variation du pas d'hélice.

d) Valve de protection :

La valve de protection est une valve hydraulique qui contrôle le fluide qui débite vers l'actuateur de l'hélice. Elle opère en fournissant une pression hydraulique aux extrémités de la valve. L'une des deux extrémités a une section qui est deux fois plus grande que l'autre extrémité.

La valve de protection peut décaler à la pression de diminution de pas de vidange ayant pour résultat l'augmentation du pas.

Ce décalage est le résultat de la réduction de la pression dans la large section de la valve qui est produit par :

- Le régulateur de survitesse.
- Le solénoïde de mise en drapeau.
- La butée de protection de petit pas.

e) Solénoïde électrique de mise en drapeau :

Le solénoïde permet la mise en drapeau de l'hélice soit :

- Par le moyen de micro contacts 5KF (6KF) contrôlés par la manette de condition en position FTR.
- Automatiquement dans le cas de perte de puissance dans le moteur pendant le décollage.
- Ou par le moyen de la commande d'extinction.

f) Solénoïde de rétraction de la butée secondaire de petits pas :

Ce solénoïde est commandé par le PLA du cockpit et met hors service la butée de petits pas secondaire pour permettre à l'hélice de passer en dessous du pas de vol minimum (pour les opérations au sol et en reverse).

g) Roulement de transfert :

Le roulement de transfert supporte l'une des extrémités du tube de transfert d'huile, qui permet au fluide de s'écouler de, et vers l'hélice. Le tube de transfert est un des éléments de l'installation de l'hélice et ne fait partie de la PVM.

Le roulement de transfert est immobile quant au tube de transfert, il est en rotation avec l'hélice. Le diamètre extérieur du roulement est conçu de telle sorte à avoir trois alimentations de fluide indépendantes. Les joints d'étanchéités sont installés en camelure dans le roulement pour isoler les sections. Le fluide fourni provient de la valve de protection et du régulateur de survitesse.

h) Rétroaction d'angle de pale :

Le mécanisme de rétroaction d'angle de pale est utilisé pour donner une indication de l'angle de pale d'hélice au PEC. Le mécanisme fonctionne à l'aide du mouvement axial du tube de transfert d'huile. Un bras de levage, qui est installé sur un arbre, a des galets à l'une des extrémités. Les galets sont maintenus sur une navette, et la navette est maintenue sur une longue bague. Une torsion de ressort sur l'arbre produit une charge sur le bras de levage qui maintient le galet et la navette contre l'extrémité du tube de transfert.

Pour donner la redondance au mécanisme de rétroaction de la torsion du ressort, un piston hydraulique est installé. L'autre extrémité du levier de rétroaction est modelée pour joindre le piston. La pression sur le piston enfoncée est contre l'extrémité du levier et agit avec la torsion du ressort pour maintenir le galet contre la navette qui touche le tube de transfert d'huile.

Une butée est installée dans le cache pour limiter le mouvement du levier de rétroaction dans la gamme de grand pas (mise en drapeau).

Un capteur de position est installé pour engager un assemblage avec l'arbre d'entraînement de l'angle de pas et la manette de rétroaction.

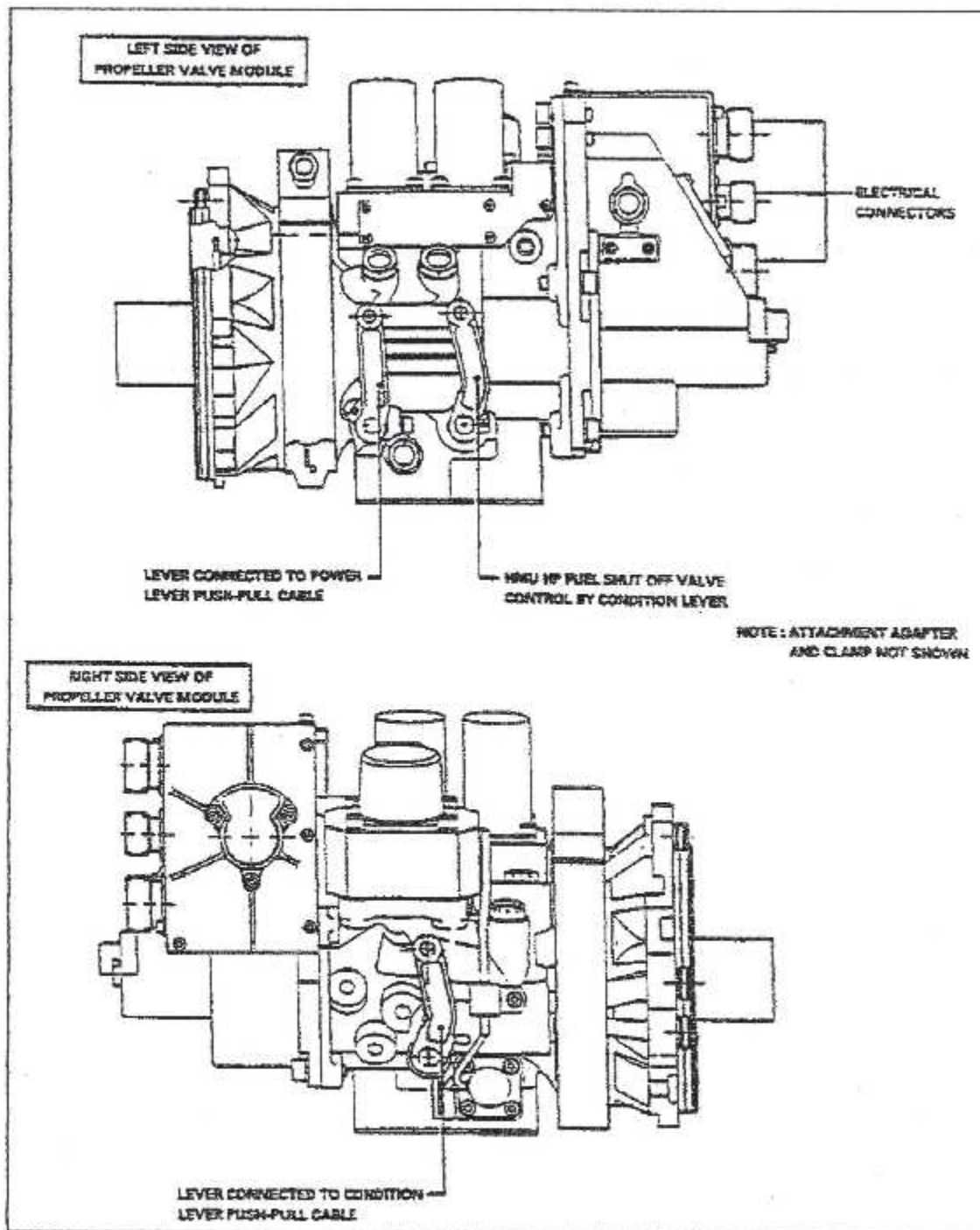


Figure IV.16 : Propeller Valve Module.

➤ Capteurs magnétiques de vitesse :

3 capteurs de vitesse sont installés sur un support localisé à l'arrière d'une cloison à l'avant de la boîte d'accessoires.

- Un capteur à double enroulement associé à 6 cibles sur la cloison étanche pour mesurer la vitesse de l'hélice.
- Un capteur associé à 6 cibles sur la cloison étanche pour le synchrophasage.
- Un capteur avec 1 cible pour l'équilibrage dynamique de l'hélice (pas de lien avec le PEC).

Un capteur produit et transmet un signal électrique au PEC chaque fois qu'une collecte de cible située sur la cloison étanche passe devant la sonde.

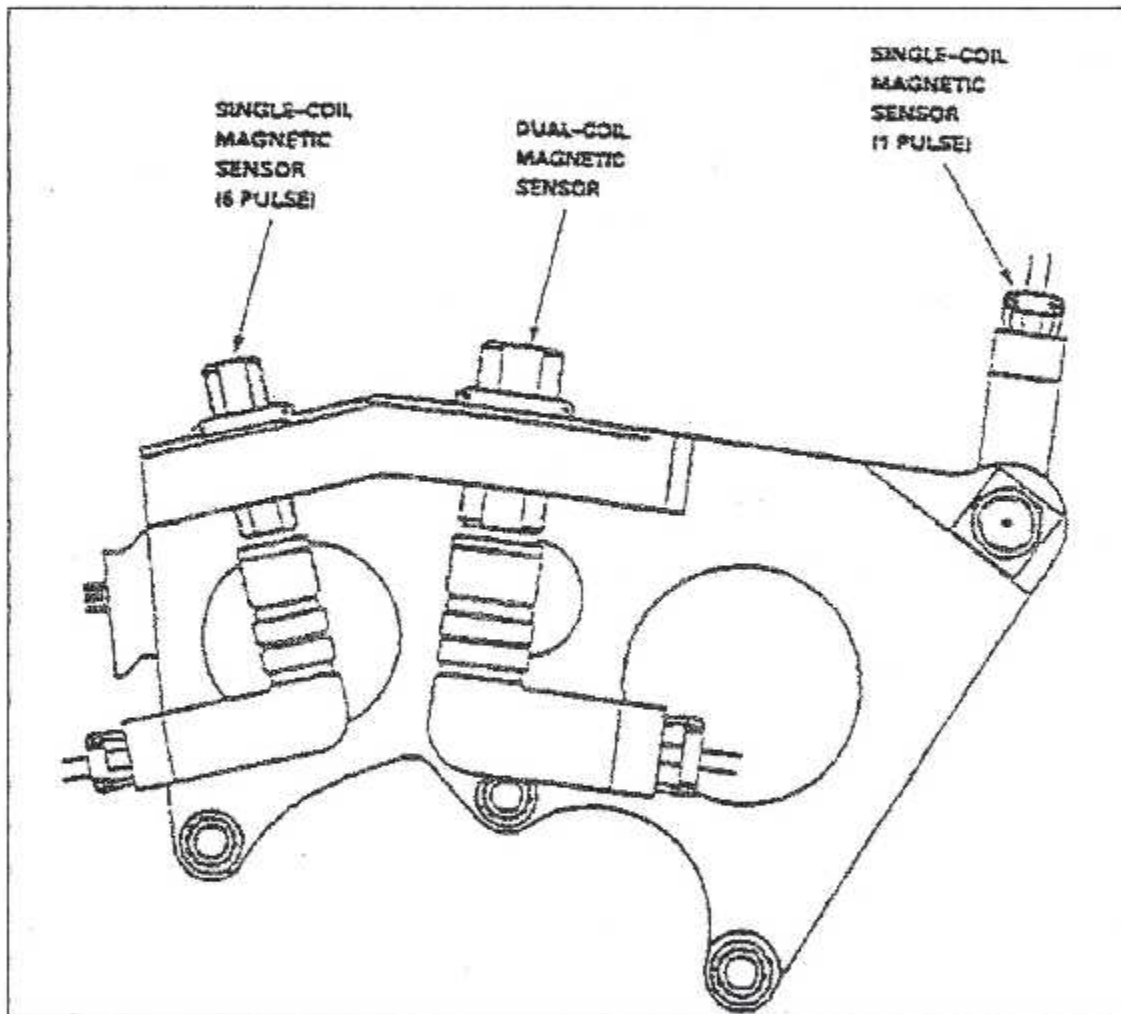


Figure IV.18 : Capteurs magnétique

➤ **PEC (Propeller Electronic Control) :**

Le PEC est un boîtier électronique à double canal qui permet de contrôler le système de changement de pas d'hélice. Il contrôle aussi la gouverne de vitesse, le synchronisme, permet l'affectation bêta, mise en drapeau et la remise au pas (feathering, unfeathering). En plus de ces fonctions, le PEC peut détecter, isoler, et corriger les défauts du système.

Dans le cas d'une panne d canal primaire, le contrôle du système d'hélice est transféré automatiquement au canal secondaire BACK-UP.

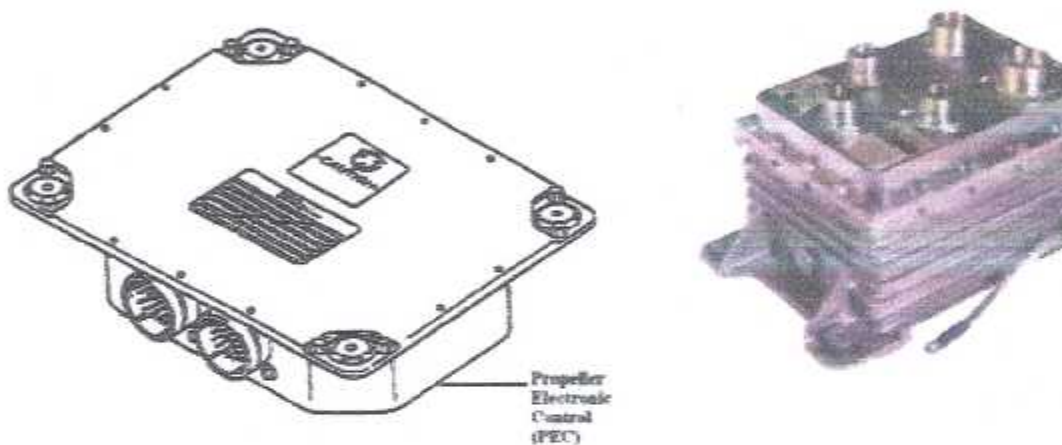


Figure IV.19: Propeller Electronic Control

Le PEC reçoit les données suivantes de l'avion :

- 28VDC (du NORMAL et EMER buses).
- Position PLA à travers deux RVDT localisés dans la PVM.
- Sélection de la vitesse d'hélice (82% ou 100%) à travers la PIU.
- Signal « Feather » des positions du CL « SO » et « FTR ».
- Signal « Feather » d'urgence (du ATPCS ou commande d'extinction).
- Poids sur les roues.
- Test de maintenance discret.
- Réglage beta et PLA discret.
- Test de régulation de survitesse discret.
- Test LO PITCH discret.

La position de l'angle de pale est transmise au PEC à travers deux RVDT dans la PVM.

Les données d'altitude et de vitesse de l'air sont envoyées par la EEC par l'intermédiaire d'un databus ARINC.

La vitesse d'hélice est calculée par le PEC avec des impulsions magnétique reçus des capteurs Np.

Le PEC contrôle :

- L'EHV sans l'intermédiaire de la PVM
- L'indication de défaut du canal primaire et de secours
- Le voyant LO PITCH Light
- Les codes de drapeau d'entretien.

Le synchrophasage des hélices est l'une des fonctions du PEC. Un signal de vitesse de l'hélice est envoyé de l'hélice maitre (gauche), par un câblage, au PEC de l'hélice esclave (droite) qui active le contrôle de la PVM pour synchroniser l'hélice. Un programme de goupilles active cette fonction, dans le PEC du moteur droit seulement.

Le PEC peut détecter les pannes et peut enregistrer plus de 8 fautes dans une mémoire centrale qui peut être affichée dans le panneau d'entrée des données de vol comme suit :

- Affichage des codes de situation : 8701 pour le moteur gauche.
8702 pour le moteur droit.
- Contrôle des messages de maintenance à travers le PEC/EEC et ENG 1 (2) LRU/TRIM sélecteur sur le tableau de maintenance 702VU.

Après leur stockage dans la mémoire, les défauts provoquant l'allumage du voyant BITE Maintenance. La mémoire du PEC peut être effacée après action d'entretien.

La perte du contrôle de l'hélice par l'un des canaux du PEC est indiquée à l'équipage par l'illumination du voyant SGL CH sur le panneau 401VU. Le voyant FAULT sur le panneau 401VU s'illumine quand le PEC perd les deux canaux et fonctionne en mode accommodation (accommodation mode), comme suit :

- Perte de la ligne des données ARINC de la EEC.
- Perte du signal WOW : comparaison avec la vitesse A/C pour déterminer l'état du WOW et les pannes du WOW.
- Perte de la sélection de vitesse : 100% Np par défaut.
- Perte du signal du détecteur de vitesse Np : PEC contrôle l'angle de pale seulement.
- Perte du signal PLA :
- Perte du signal d'angle de pale : PEC contrôle le régulateur de vitesse si PLA est au dessus de FI et le pas fixe ou le plein reverse est au dessous de FL.

➤ **PIU (Propeller Interface Unit) :**

La PIU (Propeller Interface Unit), une par PEC, est un boîtier électronique localisé dans le compartiment électronique. C'est l'interface entre le PEC et le compartiment de vol avec et il permet la sélection de la vitesse d'hélice et l'indication logique des pannes du PEC.

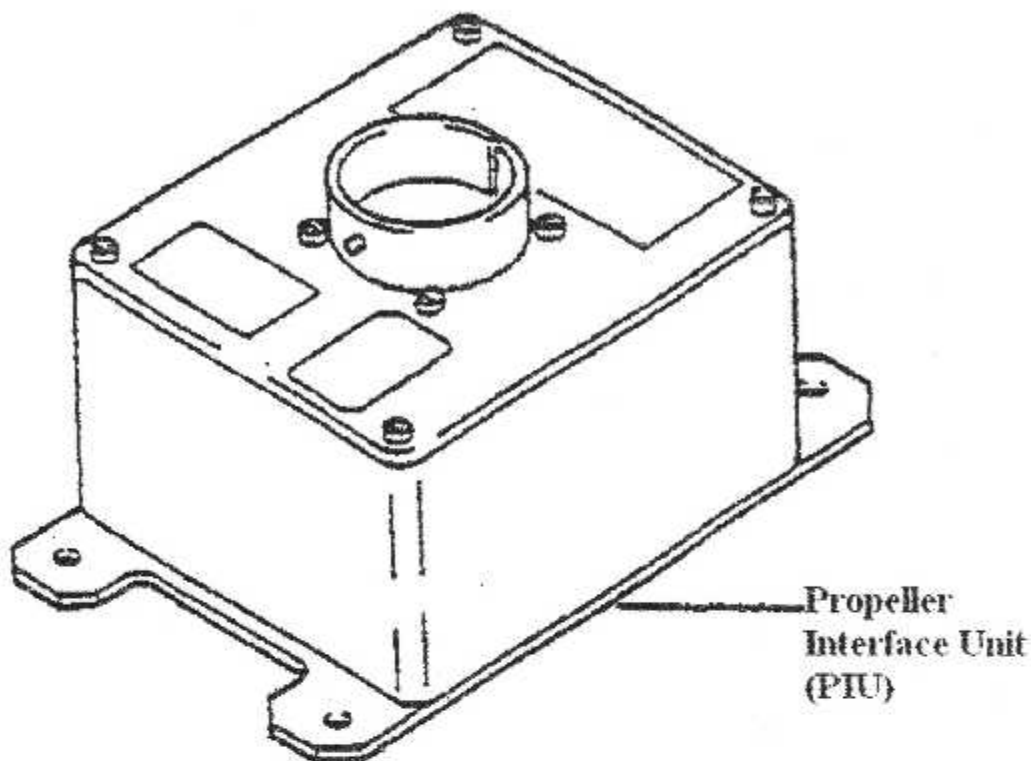


Figure IV.20 : Propeller Interface Unit

a) *Sélection logique de la vitesse de l'hélice:*

La PIU sélectionne la vitesse de l'hélice en fonction du signal reçu du sélecteur PWR MGT et la manette de condition et la transmet au PEC.

Les entrées du PEC sont :

- Sélecteur PWR MGT (82%, 100%),
- Manette de condition,
- Signal WOW,
- Signal manette de puissance ($PLA > 62^\circ$),
- Signaux dégivrage de l'hélice.

100% ou 82% N_p sont sélectionnée en fonction de la valeur choisie par l'équipage :

- TO, MCT : 100% N_p ,
- CLB, CRZ : 82% N_p .

82% N_p est sélectionnée automatiquement quand au moins un système de dégivrage de l'hélice est mis sous tension.

Durant l'approche, la dernière vitesse de croisière est maintenue jusqu'à ce que l'avion soit au sol. Après l'atterrissage, un signal WOW (Weight on

Wheel/poids sur les roues) est envoyé à la PIU pour augmenter la vitesse de l'hélice de 82% à 100% pour autoriser l'opération de reverse.

b) Signalisation des pannes du PEC :

Les pannes discrètes du canal primaires et de secours du PEC sont signalées à la PIU qui envois un signal « SGL CH » (SINGLE CHANNEL) ou PEC1(2) « FAULT » quand les deux canaux sont perdus.

La PIU est alimenté par 28VDC d'une barre d'urgence. La PIU vérifie que ses sorties sont en accord avec ses entrées.

Dans le cas d'une panne la vitesse d'hélice est renforcée à 100%Np.

IV.4.3 MODE OPERATOIRE :

➤ Général :

En fonctionnement normal, le PEC est activé (bouton poussoir PEC ON/OFF sur le panneau 401VU). Durant la séquence de remise au pas après le démarrage, le canal de sécurité contrôle l'hélice pour quelques secondes pour s'assurer que ce canal est opérationnel.

Une haute pression d'huile de 1000 ± 50 Psi ($70 \pm 3,5$ bars) est alimentée par une pompe montée sur la GEAR BOX et est modulée par la PVM de l'hélice vers deux sources : augmenter la pression de pas (Pinc) et diminuer la pression de pas (Pdec). Cette modulation est accomplie grâce à une valve électro hydraulique qui est commandé par le PEC.

La PVM débite la quantité d'huile directement à la chambre du changement de pas.

Le vérin de changement de pas à double effets reçoit le débit d'huile de la chambre d'augmentation et de diminution de pas à travers un double tube de transfert d'huile concentrique.

Le double tube de transfert d'huile concentrique, est localisé sur l'arbre d'entraînement d'hélice dans la boîte à accessoires. Il assure l'interface entre le système de contrôle stationnaire et le vérin du changement de pas rotationnel. Il alimente le vérin d'une pression hydraulique d'huile et transmet le signal de retour de l'angle de pale à la PVM. Tout mauvais fonctionnement du système peut conduire l'hélice à fonctionner en gouverne de survitesse hydromécanique ou la conduire à augmenter le pas d'hélice jusqu'à la mise en drapeau.

La gouverne de survitesse peut polariser le débit d'huile du changement de pas de l'EHV par la réduction de l'alimentation de la pression à la valve de protection en diminuant la pression d'approvisionnement à la valve de protection ayant pour résultat l'augmentation du pas. Une fois cette valve entièrement actionnée elle bloquera l'écoulement d'huile de butée petit pas de EHV au déclencheur et à l'orifice d'huile, de la chambre de diminution de pas du vérin, au drainage. Les contrepoids augmenteront le pas de pale pour réduire le RPM de l'hélice. Le régulateur de survitesse commandera le pas de pale en dosant la pression assurée à

la valve de protection pour ajuster sa position et, de se fait, de se positionner sur le déclencheur.

Une fois stimulé, le solénoïde de mise en drapeau vidange l'huile provenant de la gouverne de survitesse, en décalant la valve de protection pour apporter une diminution de pas de pression de drainage, ce qui en résulte le changement de pas de l'hélice.

Le PEC est protégé en vol contre les variations d'angle d'attaque de pale en mode « reverse » en imposant un ralenti de vol comme un angle de pas minimum jusqu'à ce que le poids des roues soit reçu et que le PLA soit placé au dessous du FLIGHT IDLE.

➤ Modes de fonctionnement :

Il existe 4 modes de fonctionnement :

- Hélice en mode gouverne de vitesse.
- Synchrophasage.
- Hélice en mode gouverne de pas (mode beta) contrôlée par la manette de puissance en approche, fonctionnement au sol ou en reverse.
- Mise en drapeau/remise au pas.

1) Hélice en mode gouverne de vitesse :

Le PEC compare le RPM d'hélice reçu au RPM sélectionné et envoyé par la PIU. Le PEC calcule la direction du changement de pas et le régime pour corriger l'erreur du RPM.

Le régime de changement de pas est calculé en fonction de :

- La grandeur de l'erreur du RPM.
- L'erreur du changement de régime du RPM.
- L'erreur du changement de l'angle de la manette de puissance.
- Les conditions de vol (altitude et vitesse du vent relative).

Les données d'altitude et de vitesse de l'air sont envoyées par la EEC par l'intermédiaire d'un databus ARINC. Cette communication met à disposition les données de fonctionnement du moteur et de l'avion au PEC pour la régulation du contrôle de gains. Il permet aussi d'évaluer le balayage du pas de pale de l'hélice pour être accorder à la transition du moteur.

Le PEC fourni le courant commandée à la valve électro hydraulique (EHV) dans la PVM pour obtenir la vitesse de changement de pas calculée. La EHV contrôle la pression giclée au vérin, qui contrôle la position axiale du tube de transfert d'huile et la vitesse du changement de pas et la direction. Le changement dans le pas de pale résulte dans le changement du RPM de l'hélice, qui est appliqué après le PEC pour fermer la boucle de commande.

2) Le synchrophasage :

Le synchrophasage est une fonction du PEC, activée dans le moteur droit du moteur avec un programme de goupille seulement, qui maintient la phase

d'enchaînement (± 2 degrés) entre l'hélice maître (coté gauche) et l'hélice esclave (coté droit).

La sélection de synchrophasage est entièrement automatique dans le PEC. Quand les deux hélices se sont stabilisées à la gouverne d'hélice sélectionnée RPM, le contrôle synchronisateur est initialisé. Le contrôle de vitesse et la précision de la synchrophasage alimentée par le PEC limite l'écart systématique que le synchrophasage peut donner à la vitesse de l'hélice esclave pour ± 6 RPM. Si le RPM de chaque hélice diffère du RPM sélectionné de l'hélice sélectionnée par plus de 6 RPM, le contrôle synchronisateur est désactivé. L'hélice principale incorpore une bobine d'alternateur à simple impulsion supplémentaire pour fournir un signal au PEC de l'hélice esclave (moteur 2). Ce redondant, divise la pulsion du générateur, est utilisé pour assurer que la panne de la bobine de l'une des deux hélices n'affecte pas le fonctionnement de l'autre. Cette caractéristique rend possible l'utilisation de la synchrophasage durant le décollage depuis l'hélice esclave, le RPM n'est pas affecté dans le cas d'une panne du moteur maître (ENG 1).

3) *Hélice en mode gouverne de pas (beta mode) et opération de reverse :*

Dans le mode de contrôle beta, le PEC fonctionne pour maintenir l'angle beta sélectionné avec la manette de puissance. La PVM contrôle l'angle de pale de la même façon que durant le contrôle de gouverne de vitesse. La variation de l'angle de pale est appliquée après le PEC à travers l'angle de pale RVDT pour fermer la boucle de contrôle.

Le contrôle électronique beta dans le PEC régule le taux de changement de pas comme fonction du RPM de l'hélice aussi bien que l'erreur d'angle de pale. Le taux de changement de pas de pale commandée par le PEC entraîne les pales à l'angle sélectionné par le pilote à la vitesse appropriée pour le contrôle transitoire RPM à des niveaux acceptables.

Le PEC contrôle les pales d'hélice pour se déplacer vers la reverse (-14° de pas) quand la manette de puissance du compartiment de vol est placée sur la position REV.

Le PEC alimente la gouverne de vitesse d'hélice régulièrement durant l'opération de reverse. Le PEC surveille les informations d'angle de pale et la vitesse d'air pour déterminer quand l'hélice est en intervalle de pas négatif, où une diminution du pas de pale est nécessaire pour augmenter la puissance absorbée par l'hélice. Quand cela se produit, le PEC change le sens de la gouverne de vitesse d'hélice pour commander la diminution du pas de pale en réaction à la survitesse de l'hélice. Dans le mode de reverse, la gouverne Npt du moteur demeure le moyen principal de contrôle de vitesse de l'hélice.

La gouverne RPM de l'hélice dans le PEC alimente la fonction de gouverne de vitesse dans le cas de panne de la gouverne Npt du moteur ou de transitions que la gouverne Npt du moteur ne peut réagir assez rapidement. La transition entre le mode de gouverne et le mode beta peut être mieux contrôlée par le PEC durant l'opération de reverse et l'opération beta. Cela réduit la RPM de l'hélice, le couple et la transition de poussée.

La manette de puissance contrôle des micros rupteurs 3KX (4KX) qui activent le solénoïde de relevage de la butée de petit pas de la PVM, quand la

manette de puissance passe au dessous du ralenti vol, pour permettre au pas de pale de l'hélice de se déplacer au dessous du minimum de l'angle de pas de vol.

Quand la manette de puissance est au dessous de FI (ajusté sur 102%), la gouverne de survitesse est stimulée pour des paramètres élevés par des micros rupteurs 3KX (4KX), pour éviter l'interférence de la gouverne de survitesse durant le transitoire.

La sécurité des reverses au vol est assurée mécaniquement par une gâchette qu'on trouve sur la manette de condition et électriquement par le solénoïde de ralenti au sol pour empêcher le passage du levier de puissance de FI vers GI.

La position REV peut être atteinte, en annulant la sécurité électrique à l'atterrissage et après la sollicitation de la gâchette du levier de condition.

Dans le cas où la sécurité électrique est défectueuse, la manette IDLE GATE pour la commande manuelle de secours permet le passage de la manette de puissance à la position REV.

Le passage à la configuration reverse occasionne l'allumage du voyant d'avertissement LO PITCH. Celui ci est activé par le PEC.

4) *Mise en drapeau/remise au pas :*

Sélection Mise en drapeau : la mise en drapeau normale est sélectionnée par le pilote via des entrées discrète au PEC. L'entrée au discret est fournie par un Switch dans la manette de condition du cockpit. La remise au pas est sélectionnée si on retire l'entrée de cette discrète.

La mise en drapeau ; quand le PEC reçoit l'entrée discrète pour la mise en drapeau de l'hélice, il entraîne la valve électro-hydraulique dans la PVM pour avoir une vitesse de changement de pas de 20 degrés par seconde vers la mise en drapeau. L'angle de pale RVDT surveille le changement dans l'angle de pale et envoie ce signal au PEC.

La remise au pas : quand l'entrée discrète de la mise en drapeau est annulée, le PEC débute la séquence de remise au pas. Durant la remise au pas, le PEC doit limiter la diminution du tangage jusqu'à ce que la RPM de l'hélice soit approchante de la régulation RPM sélectionnée. Cela est fait pour éviter des atterrissages à de large RPM de l'hélice qui peut se produire si la gouverne de RPM est autorisée à commander des diminutions de vitesse de pas élevées en réaction à de larges écarts de RPM qui existent quand la remise au pas est initiée.

L'opération du changement automatique du système d'hélice (Automatic Propeller Changeover System) au MAX RPM en remise de gaz quand l'avion est en phase d'approche, les contrôles sont dans la configuration suivante :

- Manette de puissance : sur la position FI.
- Manette de condition : sur la position AUTO.
- Le sélecteur PWR MGT sur la position TO.

Durant l'approche le PEC contrôle l'hélice à la dernière vitesse sélectionnée durant le régime de croisière (82%), s'il n'est pas en mode beta.

A la remise des gaz, le pilote place la manette de puissance sur la position TO, en surpassant la position ATO (déroutement au décollage).

A ce moment là le PEC est commandé pour réguler l'hélice à 100Np par le moyen de micros rupteurs 25KH (26KH) contrôlé par la manette de puissance quand la manette est au dessus de la position ATO.

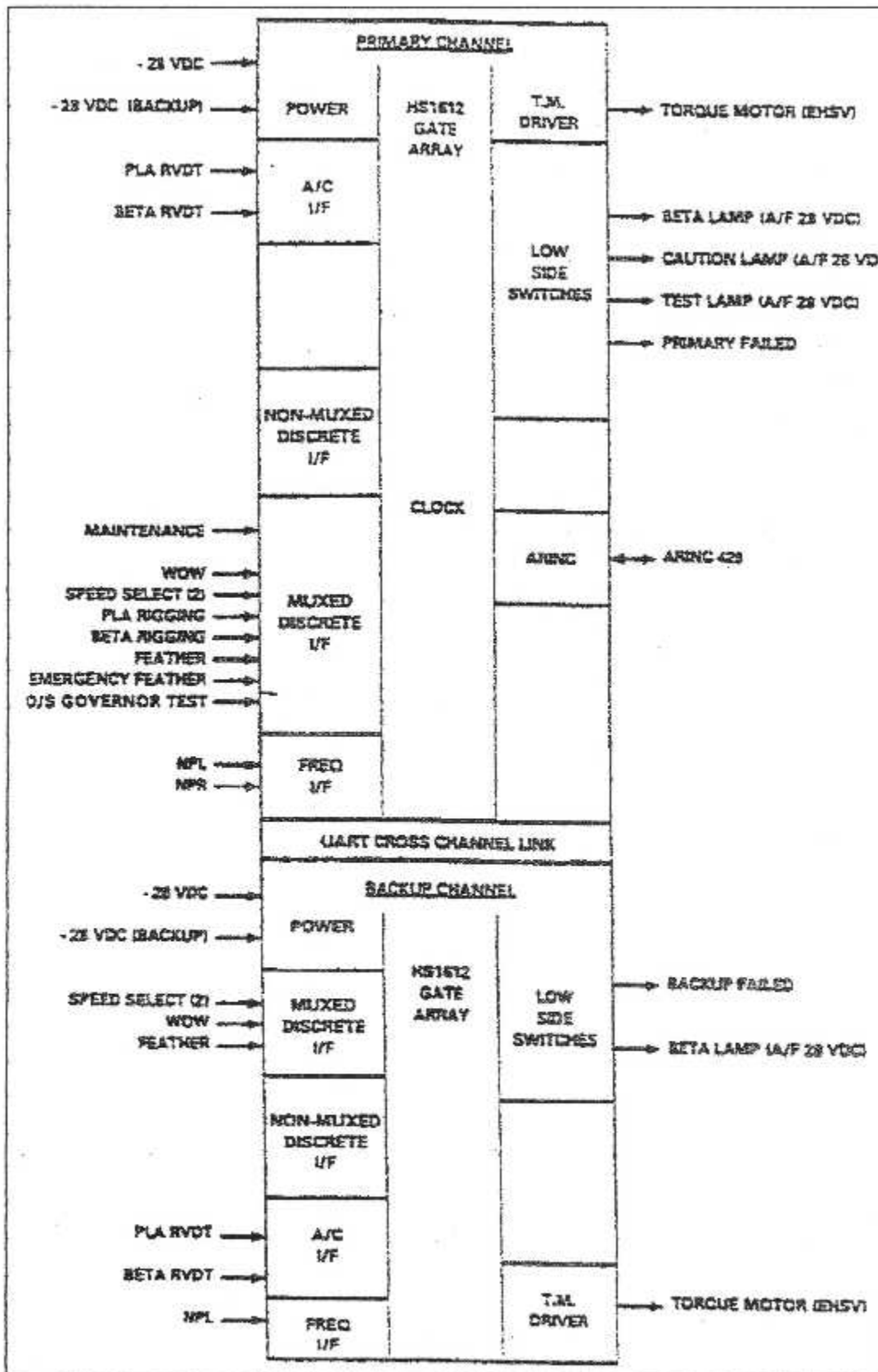


Figure IV.21 : Schéma fonctionnel d'entrée/sortie de commande de PEC.

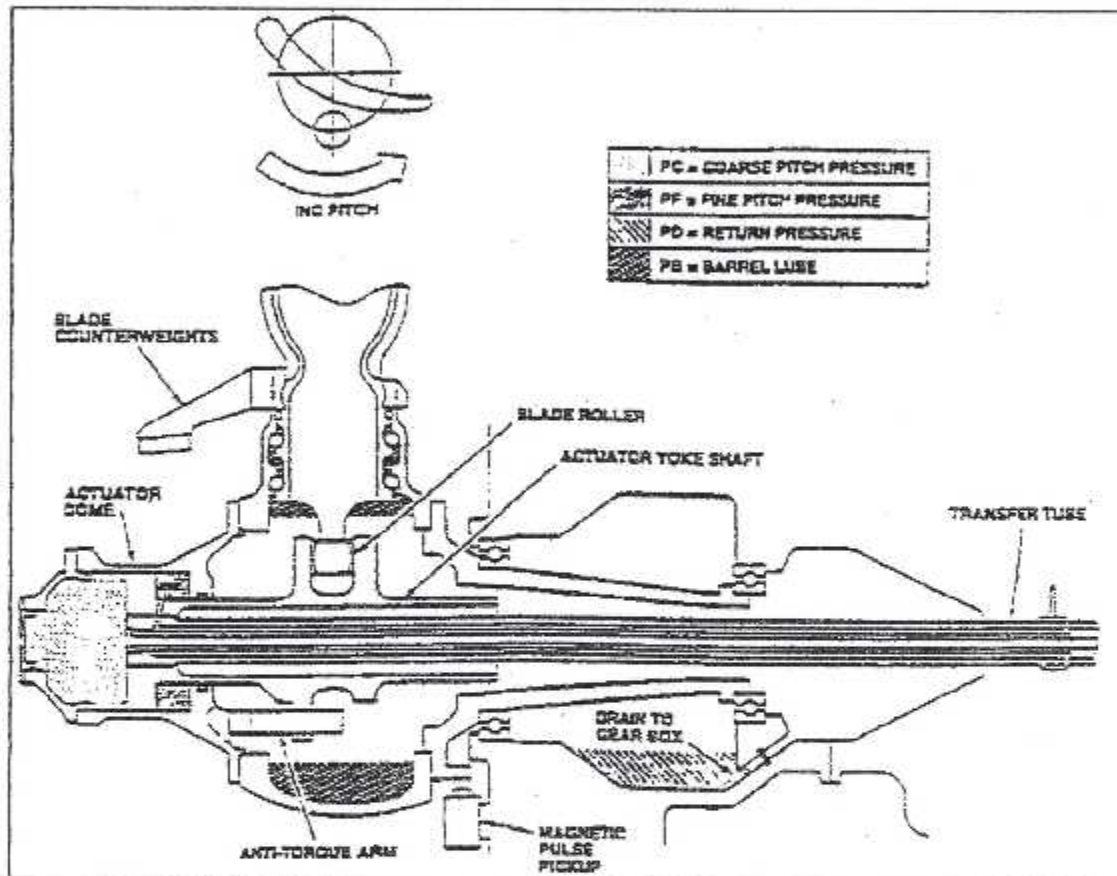


Figure IV.22 : Schéma simplifié du changement de pas.

IV.4.4 MISE EN DRAPEAU :

➤ Général :

L'hélice peut être mise en drapeau :

- Par la manette de condition.
- Par la commande d'extinction.
- Automatiquement au décollage.
- Manuellement pour les essais de maintenance.

Ces fonctions sont fournies par les équipements suivants :

- pompe de mise en drapeau.
- Solénoïde de mise en drapeau.
- PEC.
- Unité auto de mise en drapeau.
- Botton poussoir ATPCS pour le système d'armement.
- Sélecteur ATPCS.
- Sélecteur PWR MGT.

➤ Description des composantes :

a) Pompe de mise en drapeau :

Durant la mise en drapeau, la pompe de mise en drapeau fournit une alimentation supplémentaire à la pompe HP du système de l'hélice ainsi pour assurer la sûreté et l'accomplissement de l'opération.

La pompe de mise en drapeau est localisée à l'avant du côté droit du moteur.

Elle est constituée d'un moteur électrique qui entraîne une pompe à clapet anti retour qui empêche toute circulation d'huile de la pompe principale vers la pompe de mise en drapeau. La pompe est alimentée par un réservoir séparé réservoir constitué par un carter de vidange d'intégrale de RGB.

L'opération de la pompe de mise en drapeau est limitée à 30 secondes par le relais temporisé. (Entre le cycle de fonctionnement la pompe ne doit être stimulée plus de 10mn).

b) Solénoïde électrique de mise en drapeau :

Le solénoïde de mise en drapeau est un sous-système de la PVM.

Le solénoïde permet la mise en drapeau de l'hélice soit :

- Par un micro rupteur 5KF (6KF) contrôlé par la manette de condition placée sur la position FTR.
- Ou automatiquement dans le cas où le moteur perd de la puissance au décollage.
- Ou par le moyen de la commande d'extinction.

c) PEC :

Le PEC commande la EHV (PVM) pour la mise en drapeau de l'hélice quand, en vol, la mise en drapeau discret (de CIA) ou quand la mise en drapeau d'urgence discrète est reçue (du système ATPCS ou la commande d'extinction).

d) Unité de mise en drapeau automatique :

L'AFU est installée sur la face gauche du moteur. Elle comprend des circuits logiques et des circuits de contrôle pour permettre, en cas où l'un des moteurs perd de la puissance au décollage, la mise en drapeau automatique du moteur et l'équilibrage de l'autre moteur. Ces fonctions sont activées après l'armement du système uniquement.

Chaque AFU est alimentée par deux sources avec différents cheminements dans les zones élevées de risque de probabilité du moteur d'extrémité de fuselage, de ce fait augmentant la sûreté en cas d'éclatement de turbine.

e) A/FEATHER bouton poussoir :

Le commutateur de bouton-poussoir d'ATPCS est situé sur la section supérieure du tableau de bord central et permet l'armement du système.

f) Sélecteur ATPCS :

Ce sélecteur est placé sur le panneau ENG TEST électrique de la console centrale.

Ce sélecteur permet la simulation de la position décollage de la manette de puissance et d'un couple supérieur à 60% du moteur indiqué sur les indicateurs; l'annulation du couple simule un échec de moteur pendant l'essai.

Le moteur 1 (droit) est le synchronisateur principal et le moteur 2 (gauche) est l'esclave.

g) Sélecteur PWR MGT :

Placé sur la position TO, ce sélecteur fournit une des données requises pour armer automatiquement le système de changement de pas.

NOTE : Les autres positions n'activent pas le système.

➤ Opération :

La mise en drapeau peut être actionnée :

- Manuellement, par la manette de condition dans le cas de panne du moteur.
- Automatiquement, en cas de diminution de couple en régime take-off de l'un des deux moteurs.
- Manuellement, par la commande d'extinction en cas d'incendie moteur.
- Manuellement, durant l'opération de maintenance.

NOTE : À l'arrêt du moteur l'hélice est mise en drapeau.

La mise en drapeau est le résultat de l'activation du solénoïde de mise en drapeau cela met en communication la pression de régulateur de survitesse pour drainer, et déplace la valve de protection de tel sorte à dépressuriser le petit pas de la boîte de commande de l'hélice et d'augmenter la pression du grand pas pour alimenter la pression. Une fois la mise en drapeau est en position, l'hélice est ajustée à 78°5.

a) Mise en drapeau contrôlé par la manette de condition :

La mise en drapeau est enclenchée en ce déplaçant après le changement de sûreté, d'où résulte l'activation du microswitch de mise en drapeau 5KF (6KF) et 54KF (55KF) qui permet :

- L'activation de la pompe de mise en drapeau.
- L'excitation du solénoïde de mise en drapeau.
- Indication au PEC qui demande l'augmentation de pas vers la mise en drapeau.

NOTE : Le PEC commande l'augmentation du pas uniquement en vol. Au sol cette fonction est interdite pour forcer la mise en drapeau par le solénoïde de mise en drapeau pour éviter une panne inerte.

La puissance de la pompe est alimentée via un relais 15KF (16KF) que la puissance contrôlée à travers (MFC) qui interdit la mise en drapeau de l'hélice quand l'autre hélice est en mode HOTEL et limite le temps d'opération de la pompe à 30sec.

La pompe peut être réactivée 10mn après.

b) La mise en drapeau automatique en take-off :

1) **Le système de mise en drapeau automatique est opérationnel** s'il est actionné préalablement au take-off. L'enclenchement du système est exécuté quand :

- Le sélecteur PWR MGT (15KS) est placé en position TO.
- Le bouton poussoir ATPCS (21KF) enclenché.
- Les couples des moteurs 1 et 2 sont supérieurs à 53%.
- Chaque levier de puissance est au dessus de 55° HMU.

Quand les AFU sont opérationnelles, ARM légende de l'ATPCS s'allume. Avec le système armé, le couple inférieur à 18% dans l'un des moteurs cause le sur-équilibre de deuxième moteur et 2,15sec après, l'hélice de moteur en panne est automatiquement mis en drapeau par l'activation de la PVM du solénoïde de mise en drapeau et l'augmentation du pas par le PEC. Après ça la mise en drapeau automatique dans le moteur valide est interdite.

2) **Conditions de désarmement du système :** La mise en drapeau et le système UPTRIM sont désarmés quand n'importe quelle condition d'armement est annulée.

- 3) **Test du système :** Le système est testé par le sélecteur ATPCS. Le teste simule :
- position ARM : la manette de puissance en position TO et le couple de chaque moteur supérieur à 53%.
 - position ENG 1 (2) : la diminution du couple du moteur 1 (2) (panne du moteur en TAKE OFF) cause l'illumination du signal lumineux du deuxième moteur).
- Comme la précaution de sureté, le teste en vol est interdit par le relais 29GB flight/ground.
- 4) **Condition d'armement en vol :** Après le TAKE-OFF, quand le sélecteur PWR MGT est placé dans une autre position que TO, la fonction UPTRIM est interdite durant le vol (relais de réarmement à travers le « flight/ground »).
Durant la remise des gaz, le système de mise en drapeau peut être réarmé. Un couple inférieur à 18% dans l'un des moteurs implique la mise en drapeau de ce moteur après 2,15sec, tandis que sur-équilibre du moteur valide ne se produit pas.
- 5) **Avertissement logique quand l'ATPCS n'est pas en position TAKE-OFF :** Une alarme sonore se déclenche et un avertisseur lumineux s'allume si la mise en drapeau automatique n'est pas sélectionnée durant le test TO CONFIG.

c) La commande d'extinction de commande de mise en drapeau :

Ce mode de fonctionnement est identique au système de mise en drapeau automatique.

d) La mise en drapeau après l'Opération de Maintenance :

L'interrupteur PROP FEATH PUMP TEST localisé dans le panneau de maintenance droit 702VU permet de tester la pompe.

NOTE : Au sol, est mis en drapeau normalement.

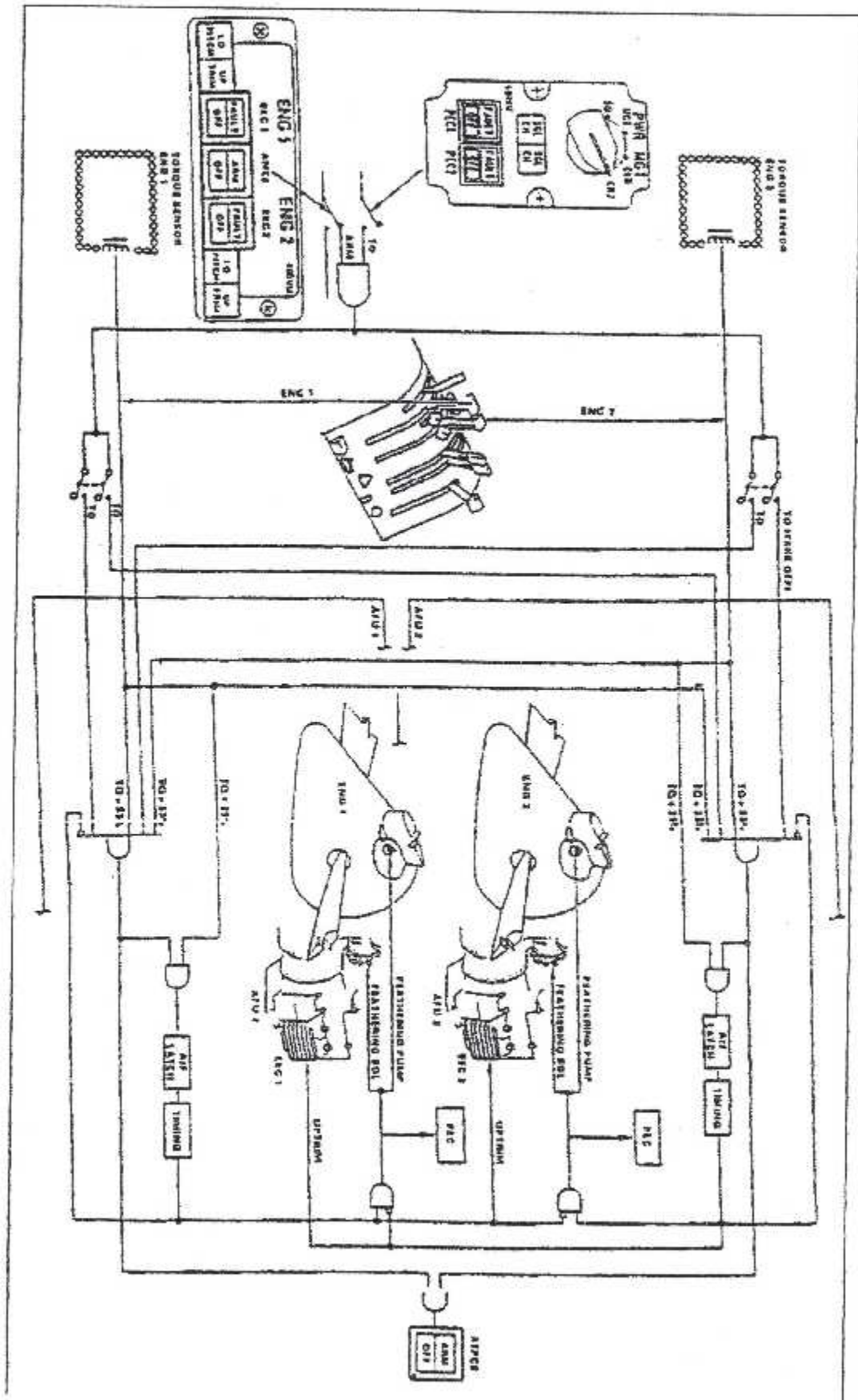


Figure IV.24 : Logique de mise ne drapeau automatique.

IV.4.5 SURVITESSE DE L'HELICE :

➤ Général :

Le régulateur de survitesse associé à la valve de protection est une protection du système de contrôle de l'hélice contre la survitesse en cas de panne ou de mal fonctionnement du régulateur de survitesse.

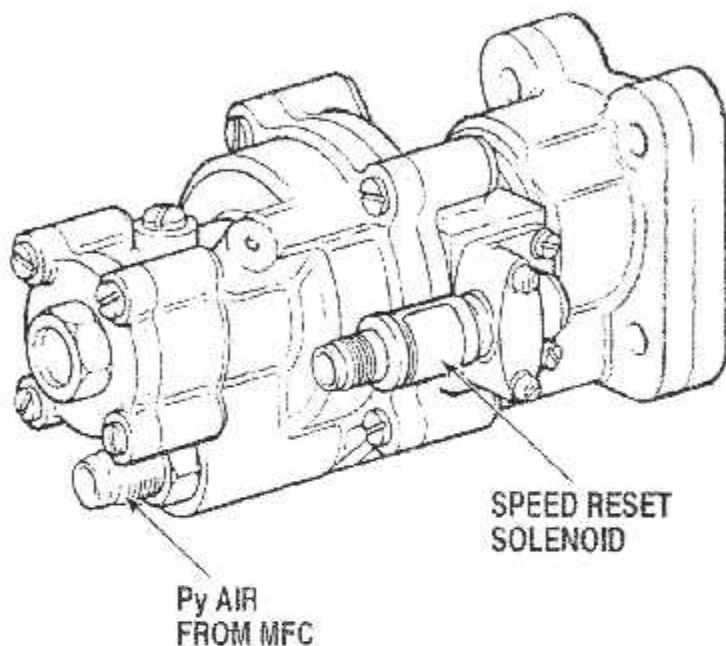


Figure IV.25 : Régulateur de survitesse

➤ Description des composants :

a) Régulateur de survitesse :

Le régulateur de survitesse comprend deux sections :

- La section hydraulique.
 - La section pneumatique.
- **La section hydraulique :** Comprend :
 - Un régulateur de masselotte.
 - Un solénoïde actionnant le remplacement du piston.

Le régulateur est équipé d'un solénoïde qui actionne le remplacement du piston qui, en commande, déplace le régulateur au point de consigne 118%.

Le moteur est en marche actionne le point de consigne supérieur (118%).

Moteur coupé est pour l'opération normale (102,5%).

En cas de survitesse, les masselottes entraînent le tiroir qui diminue l'alimentation de pression hydraulique à la PVM. Ainsi, la valve de protection dans la PVM se déplace pour diminuer la pression de petit pas.

Un interrupteur PROP OVSPD est localisé dans le panneau de maintenance 702VU, celui-ci permet de tester le régulateur de survitesse en forçant le PEC à contrôler la vitesse de l'hélice à 106%, le régulateur de survitesse prend ainsi le relais pour la régulation au dessus de 102,5% Np.

Un second interrupteur localisé dans le panneau de maintenance 702VU pour refaire le réglage du régulateur de survitesse au point de consigne 118% Np qui permet le test du réarmement des fonctions.

Comme mesure de précaution, l'activation des essais est interdite en vol par le relais flight/ground 46GB.

▪ **La section pneumatique :** La section pneumatique est une protection supplémentaire dans le cas où la survitesse n'est pas régulée par système hydraulique.

La protection est fournie par une pression P3 qui est soutirée du compresseur et qui est déchargée dans la HMU pour réduire le débit de carburant.

➤ Opération :

Durant l'opération normale (hors conditions de survitesse), l'huile provenant de la pompe principale débite à travers la valve directrice dans le régulateur de survitesse. Ce signal de pression du régulateur de survitesse maintient la position de la valve de protection dans la PVM.

Dans le cas de condition de survitesse, la force centrifuge dans les masselottes doivent augmenter par conséquent la vitesse de l'arbre d'entrée augmente.

Quand la force centrifuge est supérieure à la force du ressort, les masselottes prolongent et poussent la valve directrice axialement.

Comme la valve directrice se déplace dans cette direction, il permet de prélever une pression d'alimentation pour un drainage qui diminue le signal de pression du régulateur de survitesse. Cela provoque un mouvement de la valve de protection qui engorge le débit de diminution de la quantité d'huile, de l'EHV au vérin et achemine l'huile de la chambre de diminution de pas du vérin pour le drainage. En suite, les masselottes diminuent le pas d'hélice pour réduire la vitesse de l'hélice.

Le régulateur de survitesse contrôle le pas d'hélice en fournissant une pression dosée à la valve de protection pour ajuster sa position et, de façon à, doser la diminution de la pression du pas vers le vérin.

Au sol, quand la manette de puissance est au dessous de FLIGHT IDLE, la vitesse remet le solénoïde en excitation. Cela pressurise le ré-enclenchement du piston.

Quand le piston de remise à zéro est pressurisé il exerce plus de force sur le ressort qui augmente le calage de la vitesse du régulateur. Par conséquent, le régulateur maintient le signal de haute pression à la valve de protection dans une large plage de vitesse. Ce qui prévient momentanément la survitesse d'un surpassement de l'opération de reverse.

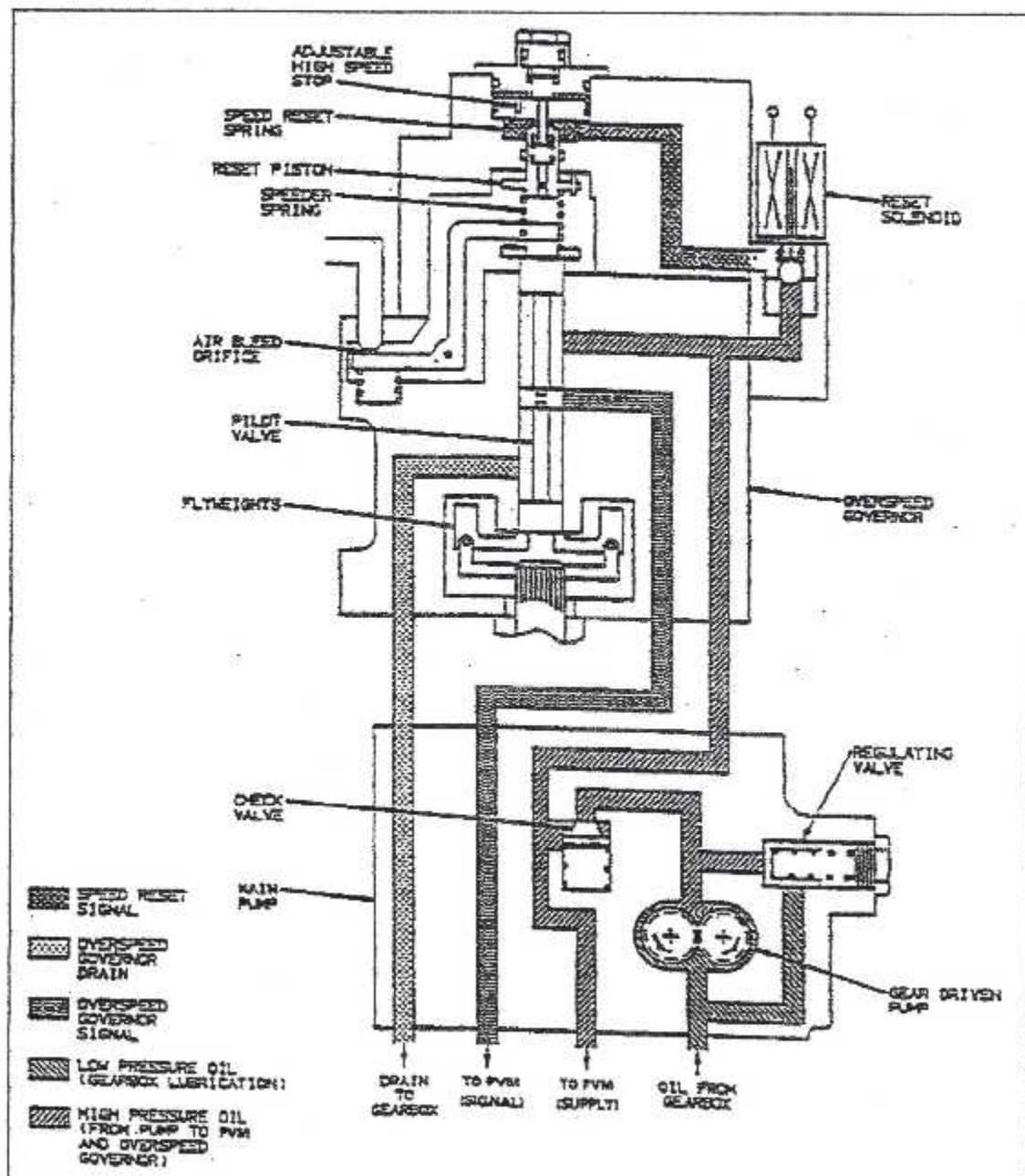


Figure IV.26 : Régulateur de survitesse.

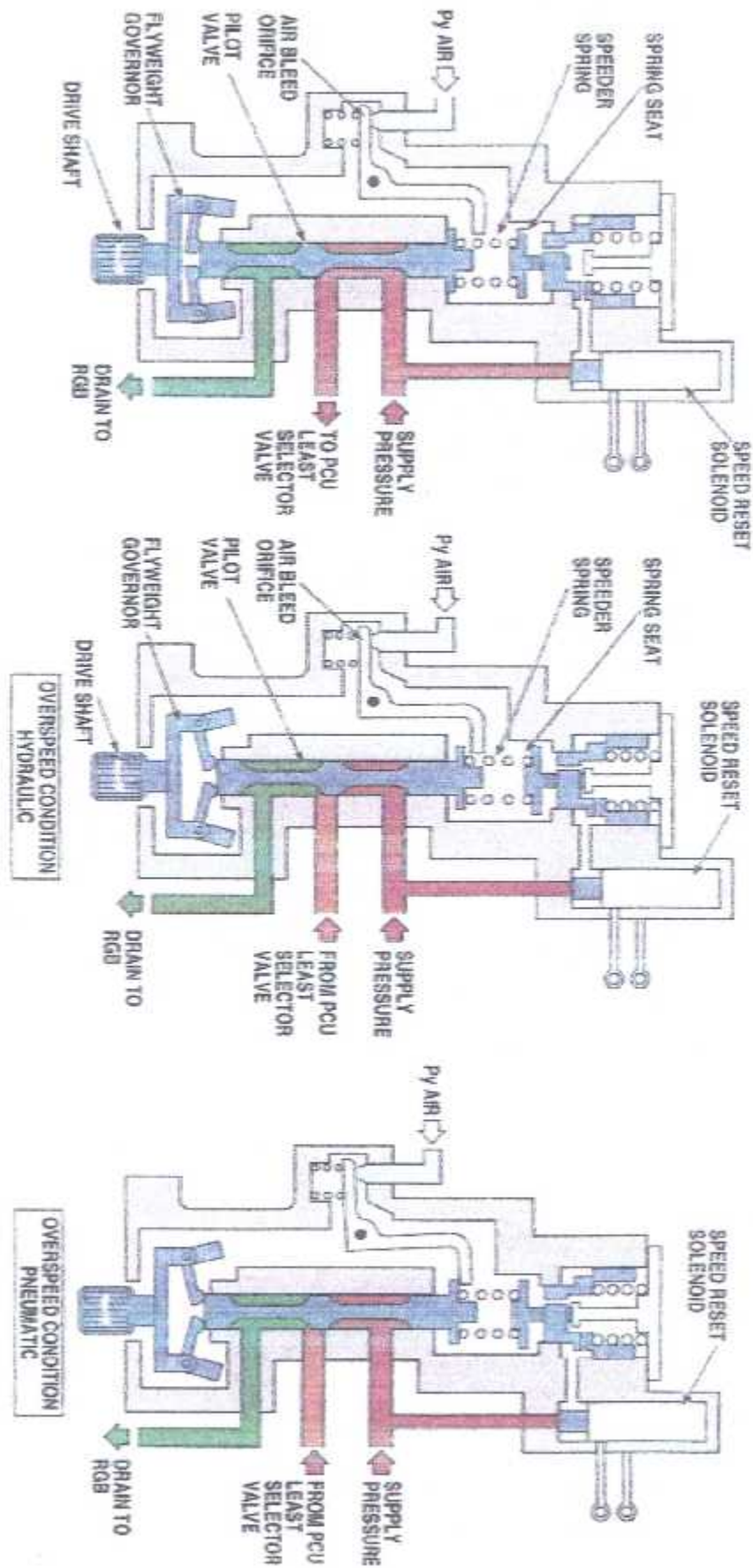


Figure IV.27 : Schémas de fonctionnement du régulateur de sur vitesse.

IV.4.6 INDICATEUR DE LA VITESSE DE L'HELICE :

➤ Général :

Le N_p RPM de l'hélice se mesure par la transmission de signal d'information à l'indicateur par le générateur d'impulsion.

➤ Description des composants :

a) Le générateur d'impulsion :

C'est un double générateur d'impulsion magnétique qui génère un signal perpendiculaire à la fréquence qui est proportionnelle à la vitesse rotationnelle. Le générateur de pulsion transmet un signal à l'indicateur N_p et à la EEC.

b) Indicateur :

L'indicateur a un afficheur numérique et un autre analogique de 0% à 125% N_p (100% N_p représentant 1200RPM de l'hélice).

L'indicateur fournit un signal de sortie numérique au AIDS (dispositif d'acquisition de données en vol) un voltage qui est proportionnel à la N_p (0 à 5VDC pour 0 à 125 N_p). L'indicateur a un circuit de surveillance intégré (BITE) qui détecte toute panne interne et les pannes d'alimentation du circuit électrique.

Quand la panne est détectée, l'aiguille se déplace vers « Low stop », au dessous de 0% et le numéro est effacé.

Si le signal est perdu, l'aiguille indique 0% et le compteur affiche 0.0.

L'indicateur génère des données pour la FDAU, le système de freinage de l'hélice, et le système de dégivrage d'hélice permettent le dégivrage au sol.

L'indicateur peut être testé par plusieurs boutons-poussoir qui contrôlent :

- L'aiguille et le compteur.
- Les données analogiques de l'AIDS.
- Le signal vers le frein hélice.
- Le signal vers le système de dégivrage.

IV.4.7 PROTECTION DU PETIT PAS ET INDICATION :

➤ Général :

En vol, les pales de l'hélice ne peuvent passer au dessous d'un petit pas spécifié.

La protection est composée des éléments suivants :

- Valve secondaire de butée petit pas dans la PVM.
- Le PEC.
- Voyant d'avertissement LO PITCH.

Le système d'indication de petit pas se manifeste quand le pas est au dessous de 8° .

Au sol, la protection est désactivée par plusieurs microcontacts 3KX (4KX) contrôlée par la manette de puissance pour permettre à l'hélice de se déplacer vers le ralenti sol et le pas de réverse.

Le système est automatiquement testé par le PEC à chaque fois que le système est hors séquence de mise en drapeau au sol et peut être testé avec l'interrupteur LO PITCH TEST localisé dans le panneau de maintenance 702VU.

➤ **Description des composants :**

a) Valve secondaire de butée petit pas :

L'opération de la valve secondaire de butée petit pas est accomplie par un mouvement linéaire du tube de transfert qui abrite une fenêtre de dosage à des angles de pale élevées et ouvre la fenêtre à la seconde position d'arrêt de butée petit pas pour dépressuriser le régulateur de survitesse pour décaler la valve de protection et pour ne pas permettre une nouvelle du mouvement de pale.

L'angle de pale minimum au vol est de 13° .

La manette de puissance excite le solénoïde rétracteur de la butée secondaire de petit pas par l'intermédiaire de micro switchs 3KX (4KX) quand le PLA est au dessous de FI.

b) PEC :

Le PEC protège aussi les variations de l'angle de pale en vol en mode « reverse » par l'exécution du ralenti en vol comme angle de pale minimum jusqu'à recevoir le poids sur les roues et le PLA est déplacé au dessous du ralenti vol.

Le PEC active le bas voyant d'alarme de lancement quand l'angle de pale est au dessous de 8° .

c) Voyant avertisseur LO PITCH :

Le voyant avertisseur LOW PITCH est localisé dans la section principale de haut de tableau de bord et indique que le pas d'hélice est en dessous de 8° .

d) Opération :

En vol, comme le vérin tend vers la diminution du pas, le tube de transfert est en avant par rapport au roulement de transfert. A la configuration butée petit pas (ce qui signifie à angle de pale de 13°), de l'huile du régulateur de survitesse est dosée pour s'écouler (Posg). La pression de réduction résultante décale la valve, dose la pression de diminution de pas et le contrôle de pas de pale à la valcur minimum en vol.

Quand le PLA est déplacé au dessous de FI, la butée petit pas secondaire rétracte le solénoïde active au moyen de microswitch 3KX (4KX)

ce qui isole la valve de butée petit pas et empêche la protection de petit pas. Le pas d'hélice peut alors aller vers le ralenti vol et l'angle inversé.

e) Test :

La protection secondaire du petit pas est automatiquement testée à chaque sorti de séquence de mise en drapeau au sol. Durant cette séquence, le PEC fournit un signal au relais logique de l'avion qui désactive le solénoïde rétracteur de la butée secondaire de petit pas. Le PEC vérifie que l'angle de pale est maintenu au point de la butée de petit pas secondaire pour 1 ou 2 secondes avant l'accomplissement de la séquence de remise au pas.

En plus, un contact d'essai situé sur le panneau de maintenance 702VU permet le test des composants du système. Cet essai est réalisé avec le fonctionnement du moteur.

Quand le contact est placé sur la position PLA>FI, des microcontacts d'augmentation de pas et le solénoïde de mise en drapeau sont testés.

Quand le contact est placé sur la position PLA< FI, des microcontacts de petits pas et le solénoïde de mise en drapeau sont testés.

f) Opération :

L'exécution correcte du système peut être contrôlée :

- Au moyen du voyant d'avertissement LO PITCH.
- Par la réduction du pourcentage de NP.

IV.4.8 MODES OPERATOIRES DE REGULATION DE PAS ET DE VITESSE :

➤ **BLADE ANGLE GOVERNING (regulation de l'angle de pale):**

C'est la normale en mode gouverne de vol.

Le PVM ajuste le pas d'hélice selon la réduction de puissance, en même temps, il maintient une vitesse d'hélice N_p constante.

Cette gouverne est disponible si la EEC est ON ou OFF.

Le sélecteur PWR MGT commande la vitesse d'hélice N_p (à travers le PEC).

PL commande la puissance (par conséquent le couple TQ, à un N_p donnée).

➤ **FUEL GOVERNING (contrôle de carburant):**

C'est le mode de contrôle au sol à basse vitesse et basse puissance.

La EEC augmente le débit de carburant automatique afin de maintenir une vitesse minimum de l'hélice ($N_p = 70,8\%$)

La manette de puissance CL est inefficace (position AUTO).

NOTE : Ce mode de contrôle est annulé :

- Quand la EEC est OFF.
- Quand l'hélice est en position drapeau.

➤ **TRANSITION MODE (mode de transition) :**

Le mode intermédiaire entre les deux précédents (BLADE ANGLE GOVERNING et FUEL GOVERNING).

Il est utilisé uniquement au sol, ou en vol à basse puissance et basse vitesse. La vitesse N_p est comprise entre 70,8% et la N_p sélectionnée (PWR MGT 82% OU 100%).

➤ **BLADE ANGLE AND SPEED CONTROLS :**

C'est le mode de gouverne normale en vol. La PVM ajuste le pas d'hélice suivant la puissance réglée de telle sorte à maintenir une vitesse d'hélice constante N_p .

La régulation est disponible si la EEC est ON ou OFF. CL commande la vitesse d'hélice N_p (position « AUTO »). PL commande la puissance (par conséquent TQ, à N_p donnée). PWR MGT sélectionne N_p la vitesse d'hélice (82% ou 100%).

Supposant que le moteur fonctionne avec la manette de puissance sur GI (position Ground Idle) et la manette de condition sur FTR (position Feather).

Quand CL est déplacé de FTR à AUTO :

- L'hélice est remise au pas (unfeathers) et la vitesse est augmentée.
- Le mode de contrôle de carburant est activé.

Durant l'opération de remise de pas, « SGL CH » s'allume ensuite s'éteint.

NOTE : Au sol, à chaque opération de remise de pas, la protection du petit pas est testée par le PEC et le canal de sécurité est utilisé durant 2s indiquant le bon fonctionnement de ce canal.

Après l'opération de remise au pas l'angle de la pale d'hélice atteint petit angle de pas de pale qui est ajusté par la manette de puissance, déchiffré par la PVM, ensuite envoyé au PEC.

Le PEC calcule l'angle d'inclinaison conforme à la position GI. Ce là est indiqué par le voyant LOW PITCH.

La vitesse d'hélice est 70,8%, cette vitesse est contrôlée par la EEC qui équilibre le carburant pour maintenir cette vitesse.

Cela est appelé mode contrôle de carburant (Fuel governing mode). C'est pourquoi l'ACW est disponible.

NOTE : Le mode de contrôle du carburant est invalide avec EEC « off » ou défectueux, ou PEC « off ».

Pousser la manette de puissance de « GI » à « FI » engendre l'augmentation du couple parce que l'angle de pale augmente.

Cela est le résultat du nouveau réglage du levier de puissance. Par conséquent, l'angle beta augmente. En attendant la EEC maintient la vitesse d'hélice 70,8. Quand on passe au dessous de « FI », le signal LO PITCH s'éteint.

En continuant de pousser la manette de puissance au dessus de « FI », l'angle de pale continu d'augmenté et de même pour le couple.

La vitesse d'hélice est maintenue à 70,8 (Le mode « Fuel governing » est toujours opérationnel).

Comme la manette est poussée sans interruption vers l'avant, l'angle de pale et le couple continus d'augmentés.

La vitesse de l'hélice augmente : cela est appelé le mode de transmission (transmission mode).

Passant la position 62°, 100% Np est sélectionnée par la PIU à condition que TO est sélectionné sue le PWR MGT.

NOTE : À ce moment, la vitesse sélectionnée demeure tant que la puissance Take-off reste indisponible donc, l'hélice reste opérationnelle dans le mode de transition (transition mode).

Quand la manette de puissance est positionnée sur la graduation Take-off identifiée par la marque blanche, l'hélice quitte le mode de transition (transition mode) pour le mode de régulation de vitesse d'hélice (Propeller speed governing mode).

Maintenant l'hélice est contrôlée par le PEC, comparant la vitesse sélectionnée à l'actuelle vitesse de l'hélice détectée par le capteur de vitesse, si une différence entre les deux subsiste un signal est détecté et le PEC transmet un signal la PVM pour maintenir la vitesse sélectionnée.

La mise en drapeau (feathering), l'auto mise en drapeau (auto feathering), ATPCS test et LO PITCH test provoque la chute de la vitesse de l'hélice normalement par l'augmentation de l'angle de pale. Dans ce cas, le mode « Fuel governing » est annulé et la EEC ne fournisse plus autant de carburant.

NOTE : Le mode « Fuel governing » confirmé annulé dans le mode HOTEL.

La sélection de synchrophasage est entièrement automatique dans le PEC. Quand les deux hélices se sont stabilisées à la gouverne d'hélice sélectionnée RPM, le contrôle synchronisateur est initialisé.

Le contrôle de vitesse et la précision de le synchrophasage alimentée par le PEC limite l'écart systématique que le synchrophasage peut donner à la vitesse de l'hélice esclave pour ± 6 RPM.

Si le RPM de chaque hélice diffère du RPM sélectionnée de l'hélice sélectionnée par plus de 6 RPM, le contrôle synchronisateur est désactivé.

L'hélice principale incorpore une bobine d'alternateur à simple impulsion supplémentaire pour fournir un signal au PEC de l'hélice esclave (moteur 2).

Ce redondant, divise la pulsion du générateur, est utilisé pour assurer que la panne de la bobine de l'une des deux hélices n'affecte pas le fonctionnement de

l'autre. Cette caractéristique rend possible l'utilisation de le synchrophasage durant le Take-off depuis l'hélice esclave, RPM n'est pas affecté dans le cas d'une panne du moteur principal (ENG 1).

Les conditions du déclenchement de l'ATPCS sont les suivantes :

- Le bouton poussoir « ARM » de l'ATPCS pressé.
- Le sélecteur PWR MGT en position « TO ».
- Les leviers de puissance 1&2 au dessus de 49°.
- L'indicateur de couple au dessus de 46%.

Une fois armée, durant la phase Take-off, si un moteur est en panne, quand le couple baisse au dessous de 18% : le deuxième moteur est suréquilibré ; et après 2,15s :

- L'hélice de moteur en panne est automatiquement mise en drapeau et l'ATPCS est désarmé.
- Le signal lumineux vert « ARM » est éteint.

NOTE :

- La fonction « Uptrim » est désactivée quand la position « TO » est annulée.
- La fonction « Autofeather » est interdite dans l'autre moteur.

Observations :

Si la panne du moteur survient lors de la remise des gaz, l'engin en bon état n'est pas suréquilibré.

Uniquement la mise en drapeau de l'hélice du moteur défectueux est disponible.

La vitesse d'hélice est principalement sélectionnée par le sélecteur Power Management « PWR MGT ».

Les sélections des vitesses sont :

- TP : 100% (Take-Off est utilisé au décollage et en courte finale au cas où une remise des GAZ serait nécessaire).
- MCT : 100% Np (à utiliser en cas de panne d'un moteur. (Maximum Continuous Torque)).
- CLB : 82% Np (pour la montée (Climb)).
- CRZ : 82% Np (vitesse de croisière, pour le vol en palier).

NOTE : En plus, le sélecteur transmet la valeur de la puissance à la EEC.

En Take-off avec le PWR MGT sélectionné sur « TO » et el levier de puissance au dessus de 62°, la logique interne dans la sélection PIU la vitesse demandée est de 100%.

La vitesse sélectionnée est envoyée au PEC à travers un conjoncteur normal contrôlé par la manette de condition en position « AUTO ».

Le PEC compare le RPM d'hélice reçu au RPM sélectionné. Le PEC calcule la direction du changement de pas et le régime pour corriger l'erreur de RPM.

Le régime de changement de pas est calculé en fonction de :

- La grandeur de l'erreur du RPM.
- L'erreur du changement de régime du RPM.
- Les conditions de vol (altitude et vitesse du vent relative).

L'angle de pale calculé est envoyé à l'excitateur du couple moteur qui contrôle l'EHV qui dose la pression d'huile pour le vérin du changement de pas d'hélice.

NOTE : Le canal primaire contrôle normalement le système sain.

Le changement de l'angle de pale est appliqué en arrière du PEC à travers le RVDT de l'angle de pale pour fermer la boucle de commande.

La sélection de « CLB » fournit un nouveau paramètre de vitesse au PIU qui sélectionne 82%.

L'opération est la même que précédemment. C'est aussi vrai pour « MCT » (maximum continuous/maximum continue) et « CRZ » (cruise/montée).

Durant l'approche, « TO » est sélectionné mais la sélection n'est pas à 100% : elle est de 82% (méorisée par la PIU). Cette vitesse est utilisée pour minimiser le bruit durant l'approche. A noter que la manette de puissance est au dessous de 62% (par exemple « FI »).

Dans le cas de la remise de gaz (GO AROUND) la manette de puissance est sélectionnée au dessus de 62° armement de la sélection de vitesse d'hélice à 100%.

Si le système défaille, sélectionner la manette de puissance sur « OVERRIDE » désexcite le relais qui relie les informations entre la PIU et le PEC.

Dans le cas d'une perte des informations, le PEC programme la vitesse d'hélice à la vitesse par défaut : la vitesse par défaut étant de 100% Np.

En absence d'état défectueux, après l'atterrissage, au roulage un réarmement logique de 82% Np à 100% Np pour permettre l'opération de reverse.

Le contrôle de survitesse doit admettre momentanément la survitesse de l'hélice pour atteindre le maximum de l'opération de reverse. Dans tout les cas, la survitesse est limitée à 15s.

CONCLUSION

Conclusion.

A travers cette étude, nous avons découvert un procédé simple mais ingénieux "le mode HOTEL", qui a permis à cet avion d'être indépendant des groupes parc, mais aussi la protection et le contrôle des hélices par le "PEC" qui, grâce respectivement à la mise en drapeau et à l'adaptation des pas de pale aux différents régimes de vol, permet une moindre consommation de carburant et donc un respect de l'environnement ce qui représente un avantage très important dans le domaine de l'aéronautique.

ABBREVIATIONS

ADC - Air Data Computer	PSIA - Pound Per Square Inch Absolute
AFCU - Auto feather Control Unit	PSID - Pound Per Square Inch Differential
AFU - Auto feather unit	PSIG - Pound Per Square Inch Gage
AGB - Accessory Gearbox	PSV - Propeller Servo Module (ATR)
ALT - Altitude	PMP - Power Management Panel
ASC - Approach Speed Control	PVM - Propeller Valve Module (ATR)
ATPCS - Automatic Takeoff Power Control System	Q - Torque
CAS - Calibrated Air Speed	RGB - Reduction Gearbox
CLA - Condition Lever Angle	RVDT - Rotary Variable Differential Transducer
ECS - Environmental Control System	SAT - Static Air Temperature
EEC - Engine Electronic Control	SHP - Shaft Horsepower
EPC - Electronic Propeller Control (A TR)	T1.8 - Total Inlet Temperature
ERSP - Engine Rating Select Panel	TAT - Total Air Temperature
ESHP - Equivalent Shaft Horsepower	TAMB - Ambient Temperature
FDAU - Flight Data Acquisition Unit	TSC - Torque Signal Conditioner
FDEP - Flight Data Entry Panel	WA - Air Mass Flow
FI - Flight Idle	Wf - Fuel Flow
FL - Fuel Lever	
FN - Jet Thrust	
FOD - Foreign Object Damage	
GI - Ground Idle	
HBV - Handling Bleed Valve	
HP - High Pressure	
HR - Hour	
IAS - Indicated Air Speed	
IDG - Integral Driven Generator (FOKKER)	
ISA - International Standard Atmosphere	
ITT - Inter Turbine Temperature	
LB - Pound	
LP - Low Pressure	
LRU - Line Replaceable unit	
MFC - Mechanical Fuel Control	
MFC - Multi-Function Computer	
MFCU - Mechanical Fuel Control Unit	
NH - High Pressure Rotor Speed	
NL - Low Pressure Rotor Speed	
NP - Propeller Speed	
NPT - Power Turbine Speed	
OAT - Outside Air Temperature	
Palt - Pressure Altitude	
Pamb - Ambient Pressure	
PCU - Propeller Control Unit	
PEC - Propeller Electronic Control	
PLA - Power Lever Angle	

SIGNIFICATION DES ABREVIATIONS

<i>ABREVIATION</i>	<i>SIGNIFICATION</i>
AC	COURANT ALTERNATIF
ACOC	RADIATEUR D'HUILE REFROIDIE PAR AIR
AGB	BOITE D'ACCESSOIRE
AIR SWITCHING VALVE	VALVE DE COMMUTATION A AIR
ATPCS	SYSTEME DE CONTROLE AUTOMATIQUE DE LA PUISSANCE DE DECOLLAGE
AFU	UNITE DE MISE EN DRAPEAU AUTOMATIQUE
AUTO FEATHER	MISE EN DRAPEAU AUTOMATIQUE
BP(LP)	BASSE PRESSION
BPCU	UNITE DE CONTROL DE PUISSANCE DE BUS
CAP	PANNEAU ALERTANT L'EQUIPAGE
CHECK VALVE	CLAPPE ANTI-RETOUR
CHIP DETECTOR	BOUCHON MAGNETIQUE
CL	LEVIER DE CONDITION
CLB	MONTEE
KRANKING	MISE EN MARCHE
CRZ	CROISIERE
DC	COURANT DIRECTE OU CONTINUE
EEC	UNITE DE CONTROLE ELECTRONIQUE
ELECTRIC FEATRING PUMP	POMPE ELECTRIQUE DE MISE EN DRAPEAU
ENG START	DEMARRAGE MOTEUR
ESHF	PUISSANCE EQUIVALENT SUR L'ARBRE (BRUTE)
FCOC	RADIATEUR D'HUILE REFROIDIE PAR CARBURANT
FF /FU	DEBIT CARBURANT / CARBURANT UTILISE
FI	RALENTI AU VOL
FEATHER (FTR)	MISE EN DRAPEAU
FUEL CLOG	COLMATAGE
FUEL S.O	ARRET DE CARBURANT (COUPE DE CARBURANT)
GCU	UNITE DE CONTROLE GENERALR
GI	RALENTI AU SOL
GREEN ARC	ARC VERT
IBV	VANNE DE DECHERGE (DISPOSITIF ANTI-POMPAGE)
HDV	HEURES DE VOL
HMU	UNITE HYDROMECHANIQUE (REGULATEUR DU MOTEUR)

BIBLIOGRAPHIE.

- Maintenance training notes _ATR Training Center_ (Document AIR ALGERIE).
- Engenering "AIR ALGERIE".
- Manuel ATR.
- Description technologique maintenance et suivi du turbopropulseur PW 127F équipant l'aéronef ATR 72-500.

Les sites internet :

- www.atr.fr
- www.atraircraft.fr

**ANNEXE
CORRESPONDANCE
UNITES US-SYSTEME METRIQUE**

<i>Grandeur</i>	<i>Appellation</i>		<i>Correspondance</i>
<i>Masse</i>	Livre	lb	1 lb = 0,453Kg
<i>Longueur</i>	Inche ou pouce	in	1 in = 25,4 10 ⁻³ = 25,4 mm
	Foot = 12 in	ft	1 ft = 0,3048 m
	Nautic mile	NM	1 NM = 1852 M
<i>Vitesse</i>	Foot/sec	Ft/s	1 ft/s = 0,3048 m/s
	Knot (NM/h)	kt	1 kt = 0,51 m/s = 1,85 km/h 1 m/s ≈ 200 ft/min ≈ 2kt
	RPM (rotation par minute)	RPM	1 RPM = 1 tr/min
<i>Force</i>	Livre force	lbf	1 Lbf = 4,45 Newtons
<i>Travail, énergie, couple</i>	Inche, livre, force	in lbs	1 in.lb = 0,113 m.N = 0,113 joule
<i>Puissance</i>	Horse power	HP ou SHP ou BHP	1 HP = 550 lb ft/s 1 HP = 0,745 KW 1 HP = 1,014 CV
<i>Pression</i>	Pound/square inche	PSI	1 PSI = 6894 Pascal = 69 Hpa [100 psi ≈ 7 bars]
<i>Température</i>	°Fahrenheit	°F	1 °F = (C.9/5) + 32 1 °C = (1 °F - 32).9/5
	°Rankine	°R	°R = °F + 460
	°Kelvin	°K	°R = 0,555 °K °K = °C + 273
<i>Contenance</i>	US GALLON	USG	1 USG = 3,78 litres 1 USG = 0,83 IG (Imperial Gallon)