056/07
Ex2

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLEB –BLIDA
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE
FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR

D A B

PROGET DE FIN D'ETUDE EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLOME D'ETUDES UNIVERSITAIRES APPLIQUEES EN AERONAUTIQUE (DEUA)
OPTION : PROPULSION

THEME

Etude descriptive de la servo valve d'hélice 54H60-111 Equipant l'avion HERCULE L100-30

Réalisé par :

Chemaa Hamza

Dirigé par :

Mr : Ismail Bennamia
Mr : Ould Ammar Belkacem

Promotion
2006- 2007

Remerciement

Je tiens à remercier le dieu qui ma donné le courage, la patience et la Capacité et la volonté Pour pouvoir accomplir ce modeste travail.

Je tiens tout d'abord à remercier mon promoteur Mr ISmail Bennamia Son Soutient, ces conseils M'ont permit de mener à bien ce travail avec mon co-promoteur Mr Ould Ammar Belkacem.

Je tiens à exprimer mes sincères remerciements à Mr Rida Goumeida Et Mr Rouibi Djamel de La Base de BOUFARIK, les personnels d'AIR ALGERIE : Mr Kamel, Mr Koubi, Mr Omar Mr Arezki, Mr Hocine et Melle Aouatife.

Mes gros remerciements aux nombres de jury, sons que j'oublie tous les Professeurs de L'Institut d'Aéronautique de Blida qui m'ont encouragé Durant toutes mes études.

En fin, merci à tout mes proches, familles et copains surtout ma plus chère amie Nadine Ramechi et Farida qui ont participé à Leurs manières à la réalisation de ce mémoire.

Dédicace

Je dédie ce modeste travail à :

Ma très chère mère que j'aime beaucoup et mon père et que le dieu les protège pour moi.

Mes chères frères et sœurs et sur tout Youba.

Toutes la famille Chemaa et mes familles de coté paternelle et maternelle que se soit de proche ou de loin.

Mes grands parents, mes tantes et mes oncles.

Mes chers amis et collègues :

Adel , Mouh Bouandas, Faouzi , Amine et leurs familles.

Zouhir , Nassim , Djaafer , Rahim , Faycal , Yacine

Ali , Lounis , Aziz , Said , Dehmane , Omar, Nabil,

Redouane, Sofyane , Abdenour , Samir , Nadir , Mokrane

Spécial dédicace pour ma très chère Nadine Ramechi de Bouzguene et toute sa famille sans oublier Saliha et ses copines.

Ma collègue Farida qui ma encouragé pour finaliser mes études.
Tous ceux et toutes celles qui occupent une place dans mon cœur.

Hamza Chemaa

Le résumé

Le travail proposé consiste à étudié le system du propulseur « hélice» équipant l'avion hercule L100-30 avec l'explication de fonctionnement de chaque élément, et pour atteindre cet objectif j'ai présenté une description générale sur l'hélice et l'avion Hercule L100-30 avec ses caractéristiques techniques et ses différentes parties, par la suite j'ai traité le control assembly «la pompe housing» et le régulateur d'hélice « la valve housing » qui est un équipement très essentiel pour assurer la commande, la sûreté, et l'efficacité de l'hélice.

The summary

Work suggested consists to study the system of engine "propeller" equipping the plane Hercules L100-30 with the explanation and the operation of each element, and for achieve this goal I presented a general description of the propeller and the plane Hercules L100-30 with his design features and his various parts, thereafter I treated the control assembly "the pump housing" and the regulator of propeller "the valve housing" which is very essential equipment to ensure the order, safety, and the effectiveness of the propeller.

SOMMAIRE

Introduction 1

CHAPITRE I : GENERALITES SUR L'AVION HERCULE ET L'HELICE 54H60-111

I . 1 – Historique 2

I . 2 – Présentation de l'avion Hercule L 100 -30 3

I . 3 – Etude de groupe propulseur 3

I . 3 . 1 – Description générale.....3

I . 3 . 2 – Fonctionnement 5

I . 4 – Description générale de l'hélice 9

I . 5 – Description géométrique 9

I . 5 . 1 – Angle de l'hélice et angle de calage de l'hélice 9

I . 5 . 2 – Le pas d'une hélice 11

I . 5 . 3 – Types d'hélice 13

I . 6- L'aérodynamique de l'hélice 13

I . 6 . 1 – Fonctionnement aérodynamique sur un élément de pale 13

I . 7 – Le rendement 15

I . 8 - Le pas variable 16

CHAPITRE II : DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT DE L'HELICE HAMILTON STANDARD 54H60-111

II . 1 – Généralités.....19

II . 2 – Fonctionnement au vol (Alpha Range).....19

II . 3 – Fonctionnement au sol (Bêta Range).....22

II . 4 – Sécurité.....22

II . 4 . 1– Protection contre les survitesses et les pertes de pression.....22

II . 4 . 2 – Limitation de pas en vol.....24

II . 4 . 3 - Protection contre les couples négatifs.....24

II . 5 – Description des parties principales de l'hélice.....24

II . 6 – Le moyeu (Barrel).....28

II . 7 – La pale et le Barrel 31

II . 8 – Les pales de l'hélice 32

II . 8 . 1 – Les composants secondaire de la pale..... 32

II . 9 – Le Dôme (Mécanisme de vibration de pas).....34

II . 9 . 1 – Les composants secondaire du Dôme.....34

II . 9 . 2 – Fonctionnement de mécanisme de la variation du pas 35

II . 9 . 3 – Butée petit pas (Low Pitch Stop).....37

II . 9 . 3 . 1 – Les composants secondaires du Low pitch ……..37

II . 9 . 4 - Butée de course (Stop Ring)……..……...37

II . 9. 5 – La Pitch Lock……39

II . 9 . 5 . 1 – Les composants du régulateur de pitch lock……..……..40

II . 10 – Le Spinner……...43

II . 11 – La boite de commande (Propeller Control Assembly)…… ……43

CHAPITRE III : DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT DE LA POMPE HOUSING ET LA VALVE HOUSING

III . 1 – Le Boîtier de Commande d'hélice……..……..……..……44

III . 2 – La pompe housing ……..46

III . 2 . 1 – Les composants secondaires de la pompe housing……....46

III . 3 – La valve housing (Le régulateur d'hélice)……..……..……..……57

III . 3 . 1 – Les composants secondaires de la valve housing……..……..59

III . 4 – Les modes d'opération de l'hélice……..……..73

LISTE DES FIGURES

Chapitre I :

(Figure .I .1) : Les dimensions de l'avion…….4
(Figure .I .2) : Lockheed hercule L100-30 ……..8
(Figure .I .3) : Hélice immobile……..10
(Figure .I .4) : La section droite de l'hélice par le plan (p)……..10
(Figure .I .5) : Hélice géométrique……..12
(Figure .I .6) : Hélice développée……..12
(Figure .I .7) : Le fonctionnement aérodynamique……..14
(Figure .I .8) : Le fonctionnement aérodynamique ……..14
(Figure .I .9) : Fonctionnement en drapeau……..18
(Figure .I .10) : Fonctionnement moulinet……..18
(Figure .I .11) : Inversion de pas ……..18

Chapitre II :

(Figure .II .1) : Quadrant de control ……..20
(Figure .II .1) : Commandes de puissance ……..20
(Figure .II .1) : Levier de condition ……21
(Figure .II .1) : Les positions de coordinateur ……21
(Figure .II .2) : Système de sécurité de l'hélice ……..23
(Figure .II .3) : Les parties principales de l'hélice ……..25
(Figure .II .3) : Les parties principales de l'hélice ……..26
(Figure .II .4) : Le system de dégivrage……27
(Figure .II .5) : Barrel Assembly …… 29
(Figure .II .5) : Description du Barrel Assembly ……..30
(Figure .II .6) : La pale au Barrel ……31
(Figure .II .6) : La pale au Barrel ……32
(Figure .II .7) : La pale d'hélice ……..33
(Figure .II .7) : Description de la pale ……34
(Figure .II .8) : Description du Dôme Assembly……..36
(Figure .II .9) :Description du Low pitch stop ……38
(Figure .II .10) : Stop ring ……38
(Figure .II .11) : Pitch lock regulator ……..39
(Figure .II .11) : Pitch lock regulator assembly ……..41
(Figure .II .12) : Les différentes parties du l'hélice ……42
(Figure .II .13) : Le spinner……43

Chapitre III :
(Figure .III .1) : Le Boîtier de Commande d'hélice.....44
(Figure .III .1) : Description de la Boîtier de Commande 45
(Figure .III .2) : Description de la pompe housing 47
(Figure .III .3) : Main or standby pump.....48
(Figure .III .4) :Auxiliary pump 49
(Figure .III .5) : Scavenge pump 49
(Figure .III .6) : Auxiliary motor 50
(Figure .III .7) : Differential gear train 51
(Figure .III .8) : Pressure cut-out switch 52
(Figure .III .9) :Rotating sleeve et transfert bearing 53
(Figure .III .9) :Rotating sleeve 54
(Figure .III .10) : Sump relief valve 54
(Figure .III .11) :Dip stick et float switch 55
(Figure .III .12) :Oil level float switch 56
(Figure .III .13) :Description de la valve housing 58
(Figure .III .14) : Alpha shaft 59
(Figure .III .15) :Les cames d'alpha shaft 60
(Figure .III .16) : Beta feedback shaft 61
(Figure .III .17) : Les cames de bêta shaft 62
(Figure .III .18) : Les composants de la valve housing 63
(Figure .III .19) : Speed sensing governor 66
(Figure .III .20) : Main and standby oil filter 65
(Figure .III .21) :Low pressure relief valve 66
(Figure .III .22) : High pressure relief valve 67
(Figure .III .23) : Feathering solenoid valve.....68
(Figure .III .24) : Backup valve 68
(Figure .III .25) :Feather valve 69
(Figure .III .26) : Selector valve 70
(Figure .III .27) : Standby pump check valve 71
(Figure .III .28) : Negative torque bracket 71
(Figure .III .29) : Control drive bracket 72
(Figure .III .30) : Main and standby regulating valve.....72
(Figure .III .31) : Feather actuating valve 73
Chapitre IV :
(Figure .IV. 1) Organigramme sur la recherche de panne.....80
(Figure .IV. 2) Organigramme sur la recherche de panne.....82

Annexes 1 :
(Figure .III .32) : Le mode d'opération d'hélice Cruse mode (On speed).
(Figure .III .33) : Le mode d'opération d'hélice Cruse mode (Under speed).
(Figure .III .34) : Le mode d'opération d'hélice Bêta mode.
(Figure .III .35) : Le mode d'opération d'hélice reverse mode.
(Figure .III .36) : Le mode d'opération d'hélice Feathering mode.
(Figure .III .37) : Negative torque system.

Tableau de conversion

Multiplier	Par	Pour obtenir
Foot (ft)	0,3048	m
Inch (in)	25,4	mm
	0,0254	M
Pound (lbs)	453,592	G
	0,4536	Kg

Introduction

Introduction

Hercule L 100 -30 est un avion stratégique construit par « LOCKHEED MARTIN », il est destiné à accomplir plusieurs missions telle que le transport militaire ou civil. Les moteurs équipant Hercule sont des Turbopropulseurs à turbine liée, ils entraînent des hélices à quatre pales qui sont montées sur la sortie de l'arbre du réducteur.

Le pas et le régime de l'hélice sont commandés par le régulateur d'hélice « La valve housing » qui influe sur la pression d'huile.

L'hélice se met automatiquement à des positions telle que la position Feather dès l'arrêt moteur et la position reverse pour ralentir l'avion pendant l'atterrissage et se relâche au démarrage.

Mon stage pratique à la base de maintenance d'AIR ALGERIE met en évidence les objectifs des opérations de maintenance effectuées sur l'hélice et ses parties principales pour garantir un meilleur fonctionnement.

L'étude proposée a été réalisée en quatre chapitres :

Dans le premier chapitre j'ai fait une description générale de l'avion Hercule et l'hélice à pas variable, dans le second j'ai expliqué les différentes parties principales de l'hélice et ses plages de fonctionnement.

Dans le troisième chapitre j'ai présenté le fonctionnement du régulateur d'hélice et le control assembly « la valve housing et la pompe housing ».

Dans le dernier chapitre j'ai finit mon PFE en présentant les opérations de maintenances effectuées dans les ateliers avec des exemples de dépannage.

CHAPITRE I

Généralités sur l'avion hercule et l'hélice 54H60-111

CHAPITRE I

GENERALITES SUR L'AVION HERCULE ET L'HELICE 54H60-111

I . 1- Historique :

Le turbo propulseur type **ALLISON 501-D22A** a certifié ses qualités dans le domaine de l'avion commerciale ou militaire et pour cause, il est encore en service, équipant plusieurs appareils « **LOCKHEED** » dans de nombreuse compagnies Aérienne.

La branche de « **LOCKHEED** » installé à **MARIETA**, en **GEORGIE (U.S .A)** mène la promotion du **L-100**, version civile du fameux transport militaire « **HERCULE** » produit depuis un quart de siècle(**1600** sont vendus jusqu'à **1981**)et qui est équipé du turbo - propulseur dont notre étude a fait l'objet.

Cela dit, plusieurs autres modèles d'appareil à propulseur par hélice, ont été reproduits sur la base du **C 130** (version militaire du **L 100-30**), citant en exemple :

- **L 10-30 PX** qui pourrait s'accommoder à **114** siéges dont le fuselage est conçu également pour le transport de palettes.
- Le COMBI.
- **L100-260,** un **L100** allongé de **6,6m** de plus que le **C 130.**
- **L-100** médicale, véritable hôpital volant.
- **L-400** version bimoteurs de **l'HERCULE.**

Ce dernier membre de la famille **C 130** est capable de prendre une charge de **9** tonnes, à partir d'une piste longue de **1000** mètres seulement, l'amènerait à **750 Km.**

Chez « **LOCKHEED** », les ingénieurs travaillent sans arrêt, sur la réalisation d'un nouveau type d'hélice « **PROPFAN** » et qui révolutionnera la propulsion par hélice, ceci dans le but d'optimiser d'avantage la consommation de carburant qui est l'atout majeur dans l'aviation moderne et grâce à quoi « LOCKHEED » a connu du succès.

I . 2 - Présentation de l'avion Hercules L 100 – 30 :

L'avion Hercule **L 100 – 30**, de construction en aluminium est conçu pour le transport du frètes et le transport de 92 passagers en tout temps dans les aéroports.

- ❖ L'avion est divisé en deux compartiments :
- ➢ La cabine de pilotage permettant le contrôle de l'avion par l'équipage.
- ➢ Un fuselage large et spacieux pour le transport du frètes dont le chargement s'effectue par l'arrière de l'avion.
- ➢ Equipé de quatre turbo- propulseurs attachés sur les ailes pour la propulsion de l'avion.

Caractéristiques principales de l'avion :

Envergure	**132 feet (40,5m)**
Longueur	**97 feet (30m)**
Largeur du fuselage	**38 feet (12.5m)**
Poids total en charge 155 000 pounds	**75 tonnes.**
Hauteur	**11,06m.**
Longueur de la cabine	**16,9 m.**
Largeur de la cabine	**3,12 m.**
Surface Alaire	**162 m^2.**

I. 3 - Etude de groupe propulseur :

I. 3 .1 - Description générale :

Les avions Lockheed **L100-30** de la compagnie **Air Algérie** sont équipés de quatre moteurs **ALLISON 501D22A**, entraînant chacun une hélice à **4** pales.

Ce moteur étant à régime constant, la puissance est nécessaire pour fournir le couple de traction à l'hélice.

Pour adapter l'hélice à un certain nombre de tours par des raisons aérodynamiques un réducteur est placé entre l'hélice et la section de puissance.

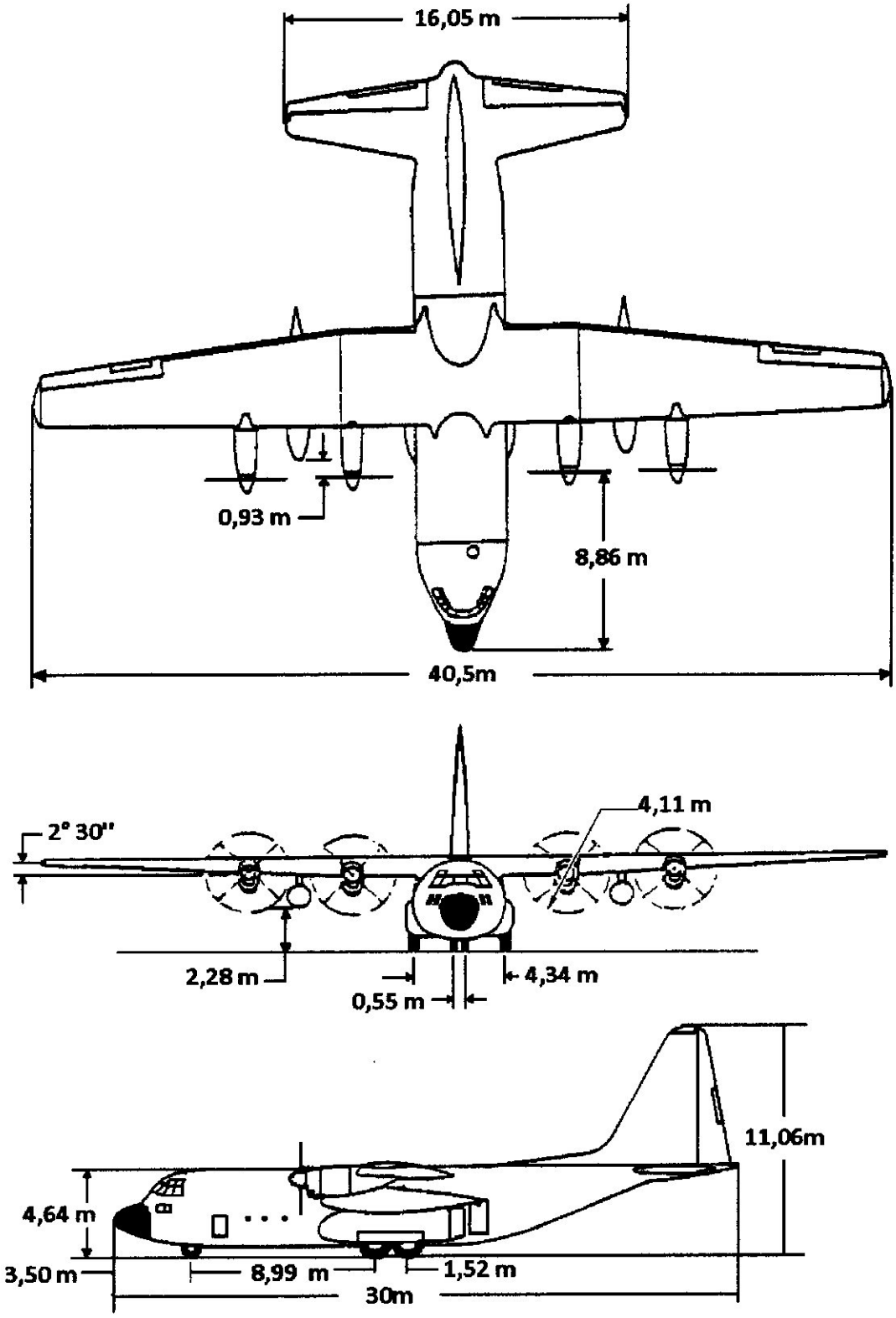


Figure (I -1) : Les dimensions de l'avion.

❖ Chaque moteur est composé :

- D'un compresseur
- D'une chambre de combustion
- D'une turbine
- D'un réducteur
- D'un arbre de transmission

I.3.2- Fonctionnement :

Les moteurs Allison **501 D22A** sont dotés d'un système qui contrôle les séquence de démarrage qui est la phase critique, afin d'obtenir un bon fonctionnement avec toutes les mesures de sécurité.

Le contrôle du démarrage est assuré par un ensemble d'accessoires mécaniques et électroniques. Ces accessoires sont entraînés par l'intermédiaires d'un système d'engrenage, appelé boite d'entraînement des accessoires ou Gear Box Accessory.

Le moteur Allison **501 D 22 A** est mis en route par un démarreur pneumatique qui est alimenté par un prélèvement de l'air à partir de l'unité de puissance auxiliaire **(A.P.U)**

Lors du démarrage, le compresseur fournit de l'air comprimé vers la chambre de combustion. Le mélange air comprimé / carburant pulvérisé grâce aux injecteurs, est enflammé dans la chambre de combustion.

La turbine reçoit l'énergie calorifique et la convertit en énergie mécanique qui fait tourné l'arbre moteur ainsi que l'arbre porte- hélice.

A une certaine vitesse nominale du moteur (**60%** du régime normale), le démarreur n'est plus utilisé .le moteur devient donc autonome.

La rotation de l'hélice va propulser l'avion

Caractéristiques techniques :

Le moteur est composé principalement des parties suivantes :

- Un compresseur axial de **14** étages.

- Une chambre de combustion composée de **6** tubes à flammes.
- un réducteur et l'arbre porte – hélice.
- une turbine de **4** étages.
- un arbre de transmission appelé torque mètre.
- un réducteur pour l'entraînement des accessoires.

Caractéristiques principales :

- longueur **146 inch (3,7m)**.
- poids **820 Ibs (826 kg)**.
- vitesse de régime normale du moteur **13 820 tr /min.**
- vitesse de rotation de l'hélice **102O tr/min.**
- température maximal à l'entée de la turbine **1071 °C**
- spécification carburant « Kérosène Jet A 1 »
- spécification d'huile « **MIL –L-7808** »

La « Accessory Gear box » est une boite d'engrenages pour l'entraînement des accessoires au contrôle du moteur, elle est entraînée par le compresseur par l'intermédiaire d'un arbre d'extension « Extension shaft » au moyen d'engrenages coniques.

Cette liaison permettra de tourner le système d'engrenages de la boite d'entraînement des accessoires à des différentes vitesses de rotation nécessaire au fonctionnement du moteur.

- Ces accessoires sont :
  - la pompe à carburant (Fuel Pump)
  - le régulateur de carburant
  - la pompe de récupération d'huile

LEGENDE voir figure (I-2)

1 - cabine de pilotage

2 - air cargo

3 - porte d'accès à la cabine

4 - rampe cargo

5 - Hélice

6 - Moteur

7 - Réservoir extérieur

8 - Atterrisseurs avant

9 - Atterrisseurs principaux

10 - Compartiment roues

11 - Nez ou radome

12 - Plan fixe horizontal

13 - Plan fixe vertical

14 - Aile

15 - Gouverne de direction

16 - Gouverne de profondeur

17 - Aileron

18 - Compresseur de la gouverne de profondeur

19 - Compresseur de la gouverne de direction

20 -Compresseur des ailerons

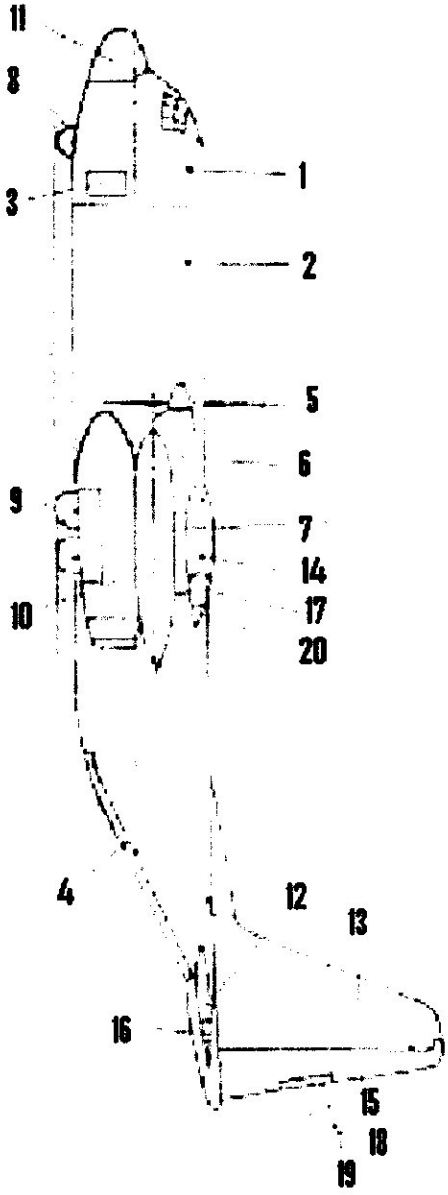


Figure (I -2) : Lockheed Hercule L100 -30.

I.4- Description générale de l'hélice :

Le but de l'hélice est de fournir une force de traction en prenant appui sur l'air d'une voilure tournante Considérons l'hélice immobile,
Voir figure (I-3) on appelle :

- **Le moyeu :** l'axe de rotation **(Ox)** ou axe de l'hélice.
- **Une pale :** son axe **(Oy)** qui autour du quelle la pale peut s'orienter.
- **O :** Le centre de l'hélice.
- **II :** Le plan de rotation de l'hélice.
- Le plan normal à **(II)** découpe sur la pâle une section droite située à r de l'axe **(ox).**

I.5 - Description géométrique :

I.5.1 -Angle de l'hélice et angle de calage de l'hélice :

Les caractéristiques de l'hélice se définissent exactement comme un profil de voilure on considérons une section droite située à une distance r =0.7R de l'axe d'hélice (voir figure (I-4) avec **R**=rayon d'hélice, cette section est appelées section de base.

a - Angle de l'hélice :

- **L'angle de l'hélice :** c'est l'angle formé entre la direction de l'écoulement et le plan de rotation **(II)**, il est différent pour chaque section de la pale.

- **La corde de référence AB** : Elle est située d'une distance de **(OX)**

Avec :

$$\boxed{r = 0{,}7R}$$

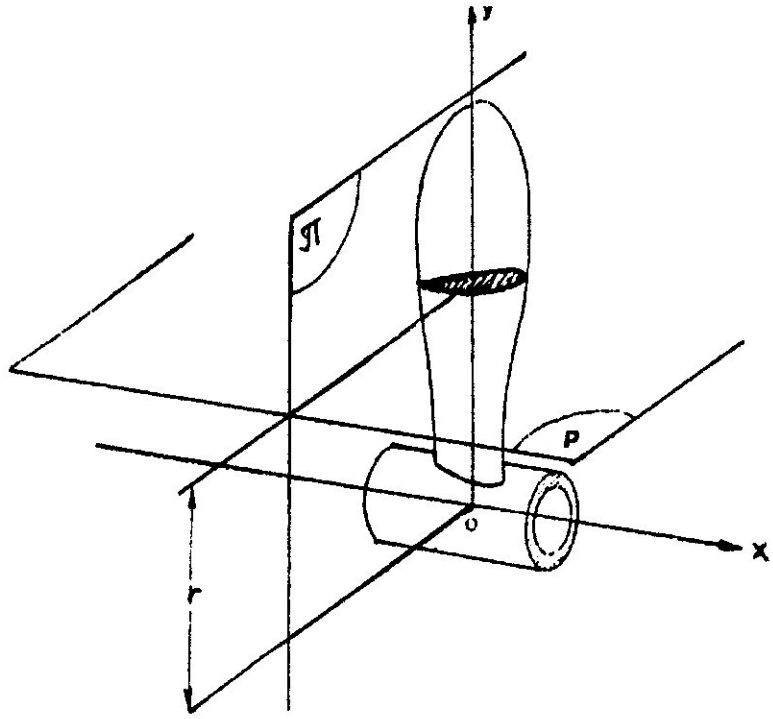


Figure (I -3) : Hélice immobile.

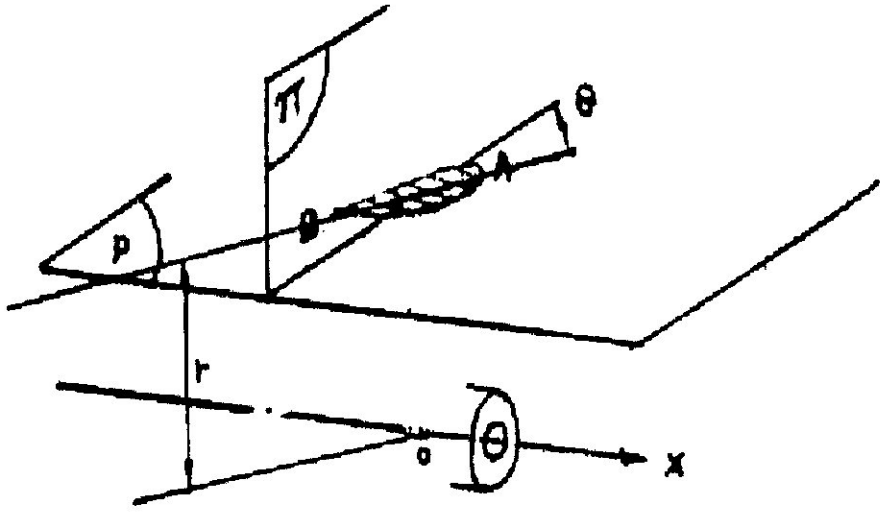


Figure (I -4) : La section droite de l'hélice par le plan (P).

b – Angle de calage :

Pour que toute section ait un angle d'attaque **(i)**, il faut lui donner un angle légèrement supérieur à l'angle d'hélice, et cet angle s'appelle l'angle de calage **O** qui se définit comme étant l'angle entre la corde de profil de la pale et le plan de rotation. (Voir figure I-4)

I. 5. 2 - Le pas d'une hélice : (voir figure I – 5)

L'hélice géométrique est la courbe inscrite sur un cylindre tel qu'en chaque point la tangente fasse un angle constant avec l'axe du cylindre.

L'hélice géométrique ainsi définit par la corde **AB** a un pas, ce dernier est par définition appelé le pas géométrique de l'élément de la pale.

- **Le pas géométrique :**

C'est la distance séparant deux points sur une génératrice du cylindre.

Avec : $\boxed{H = 2\pi\ r\ tg\theta}$

- **Le pas relatif : (Voir figure I – 6)**

C'est le rapport du pas géométrique de l'hélice sur le diamètre de l'hélice.

h=H / D = pas géométrique de l'hélice / le diamètre de l'hélice égale

$$2\pi\ 0,7\ R\ tg\ \theta / 2R$$

Donc :

$$h = 0,7\pi\ tg\theta = 2,2\ tg\theta \quad \rightarrow \quad \boxed{h = 2,2\ tg\theta}$$

Avec :

$$\boxed{H = 2\pi\ r\ tg\theta}$$

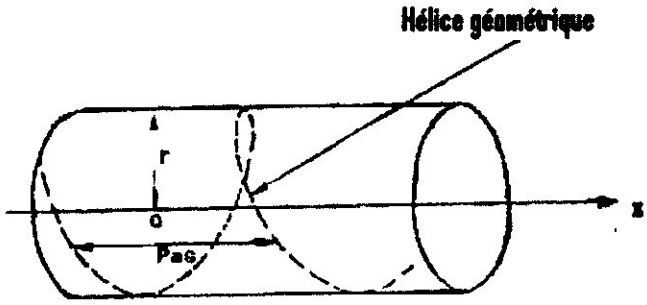


Figure (I - 5) : Hélice géométrique.

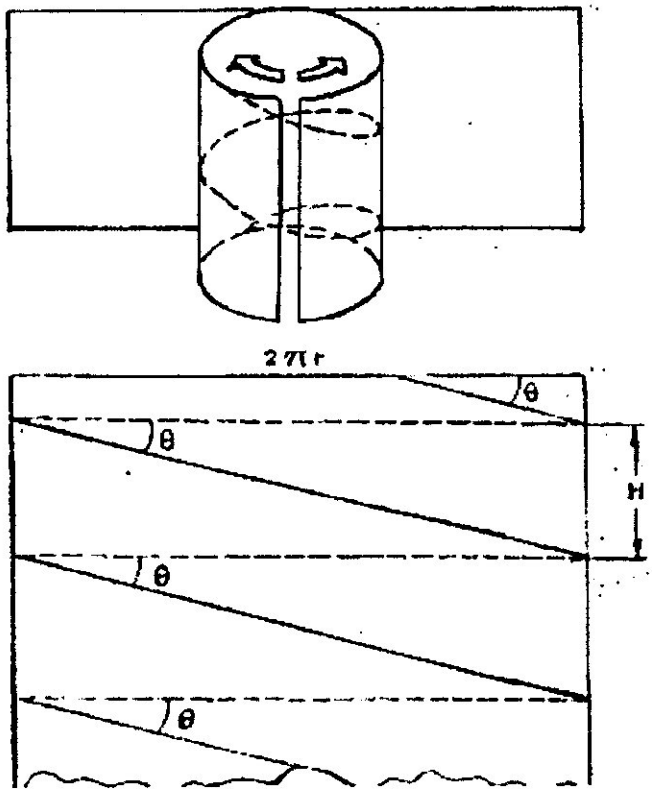


Figure (I -6) : Hélice développée.

I. 5. 3 - Types d'hélice :

- **Hélice à pas constant (fixe):**

C'est une hélice dont le pas reste constant en toute sections, dans ce cas θ (L'angle de calage) varie depuis le moyeu jusqu'à l'extrémité de la pale.

$$H = 2\pi\ r\ tg\theta = \textbf{Constant}$$ ou r ↑ (augmente) et **tgθ** ↓ (diminue)

Dans une hélice a pas constant, le calage diminue du moyeu à l'extrémité et dite à calage fixe si l'orientation de la pale ne peut être modifiée (hélice mono – bloc).

- **Hélice à calage variable :**

On l'appelle aussi hélice à pas variable ; si l'orientation peut être modifiée lorsque l'hélice tourne soit par commande ou automatiquement.

Sur une hélice à calage variable, on dispose de deux calages donnant Le « Petit pas » et « le grand pas ».

I – 6 - L'aérodynamique de l'hélice :

I - 6 - 1 Fonctionnement aérodynamique sur un élément de la pale :

Une hélice produit la traction parce que la corde de chaque élément d'une partie de la pale fait un petit angle semblable à l'angle d'attaque d'un profil d'aile ; avec le vent relatif par son mouvement.

Il y a donc une portance et une traînée appliquées sur la section de la pale :

1 – la force parallèle à l'axe de l'avion « force de traînée T ».

2 - la force parallèle au plan de rotation « Effort résistant F ».

L'ensemble des efforts résistants appliques sur les pales de l'hélice produisent un couple de réaction qui s'oppose au couple moteur et qui tend à faire tourner l'arbre moteur dans le sens contraire de la rotation de l'hélice. Quand l'hélice tourne à un nombre constant de tour par minute, le couple d'hélice est exactement égale et opposé au couple moteur. (Voir figure I- 7 et figure I – 8).

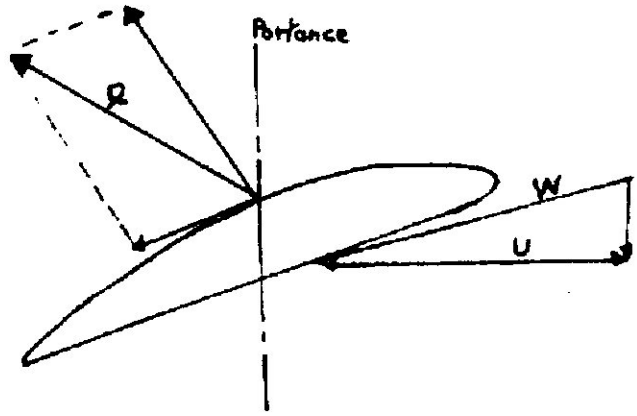


Figure (I -7)

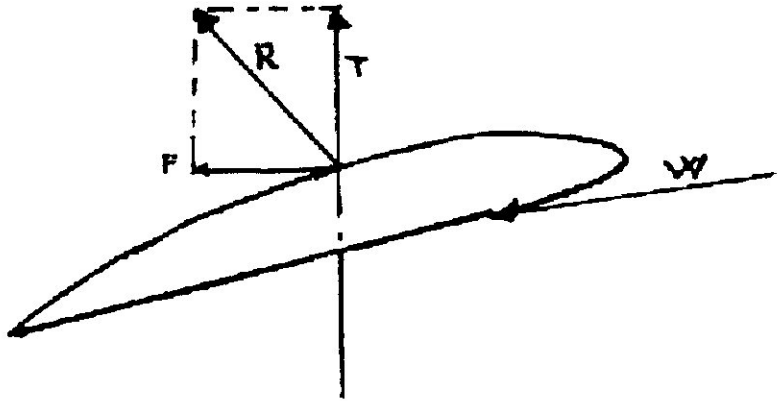


Figure (I -8)

Le fonctionnement aérodynamique.

I. 7 – Le rendement :

Le rendement d'une hélice est le rapport du travail utile restitué par l'hélice sur le travail qu'elle reçoit du moteur.

$$\eta = W \text{ utile} / W \text{ moteur}$$

Le travail mécanique se calcul en faisant le produit de la force par la distance parcourue.

Quand l'hélice se déplace vers l'avant à chaque tour d'une distance égale au pas moyen expérimental, le rendement est nul parcequ'il n'y a pas de traction.

De même lorsque la vitesse de translation est nulle, la distance parcourue est nulle, par conséquent, il n'y a pas de travail produit donc pas de rendement.

Le but obtenu est ; la traction (T) maximale avec le couple résistant (F) minimale, c'est à dire qu'on veut obtenir le plus grand rapport T / F possible, pour cela deux conditions sont nécessaires :

- **Une finesse élevée :** est relativement facile à obtenir, ce qu'il faut ; un bon profil aérodynamique, un angle d'attaque correcte est un certain vrillage de la pale sur sa longueur.

- **Un petit angle d'hélice de la pale :** est difficile à obtenir car l'élévation de la vitesse tangentielle et la réduction de la vitesse de translation de l'avion n'ont jamais été le but des constructeurs.

La différence entre le pas idéal qui représente le pas expérimental, et le pas réel qui représente l'avance par tour ; donne le «Recul» qui s'exprime par un pourcentage (%).

La présence de «Recul » est nécessaire si on veut avoir une traction.

Lorsque le «Recul » est nul, le pas réel est égale au pas idéal, cela conditionne une traction et un rendement nul.

I. 8 – Le pas variable:

Pour un avion à vitesse moyenne, la traction d'une hélice à pas fixe est habituellement maximale quand il n'y pas de vitesse de translation ; C'est à dire que l'avion est immobile au sol, la traction produite dans ces conditions s'appelle la traction au point fixe. Sa valeur est élevée à l'avantage de tourner l'avion à une bonne accélération quand il quitte l'état de repos de façon à raccourcir la course au décollage.

Le rendement de la traction au point fixe serait tellement bas et la course au décollage sera aussi longue, le pas variable est le seul remède.

Pendant longtemps, les constructeurs ont hésités avant d'adapter le pas variable à cause de son poids et de sa complexité.

Alors il faut remarquer ce qu'il fallait, à ce moment là une hélice qui aurait un bon rendement dans les deux cas extrêmes :

Celui de la vitesse maximale en croisière et celui des basses vitesses pendant l'accélération au décollage.

Alors une hélice à deux pas était tout ce qu'on avait besoin, on assista à la naissance de l'hélice à pas réglable en marche. Le réglage en petit pas servait au décollage, puis le pilote pousse un levier quand l'avion était en l'air, et l'hélice passait automatiquement au grand pas.

Si l'on fait pivoter les pales au delà de la position normale de grand pas jusqu'à ce que la corde soit parallèle à la direction de vol ; de façon à présenter la résistance minimale, on dit que l'hélice est en Drapeau. Voir Figure (I – 9).

Cette position des pales particulièrement utile pour un multi- moteur, car elle permet de réduire la traînée de l'hélice d'un moteur en panne. Elle offre aussi un moyen de commande d'arrêter une hélice et de l'empêcher de tourner «En moulinet » voir Figure (I – 1O), cela réduit le risque d'aggraver l'endommagement d'un moteur ayant subit un bris mécanique. Le pivotement des pales au delà de la position est le contraire de la mise en drapeau.

L'angle d'attaque est négatif et l'écoulement frappe le mauvais coté du profile aérodynamique pour produire une traction négative.

L'effort résistant que l'on avait en condition de vol normal est transformé en une force motrice qui entraîne le moteur de l'avion. On peut atteindre des vitesses de rotation dangereuses lorsque la pale passe par ces angles.

Si on réduit encore l'angle de calage pour atteindre la plage des angles négatif (Voir Figure (I – 11)), on peut alors utiliser l'hélice en tant qu'aérofrein, mais d'une façon différente de l'effet de moulin ; bien que la traction soit toujours négative.

On remarque la force résistante est dirigée dans le même sens qu'en condition normale, cette position est appelée la Reverse. Elle procure un excellent freinage pour ralentir l'avion après l'atterrissage puisqu'elle permet de produire une traction négative élevée à faible vitesse de translation.

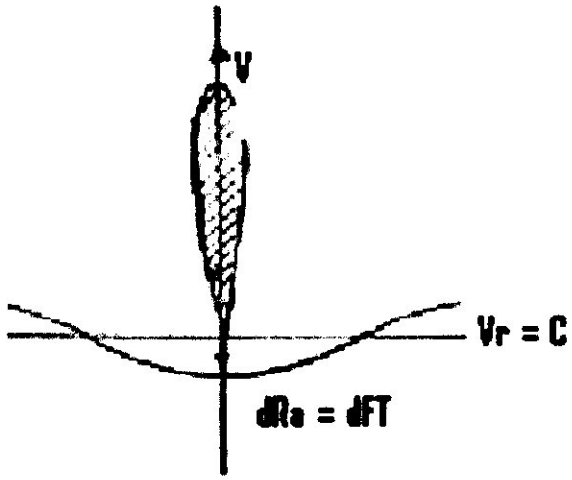


Figure (I -9) : Fonctionnement en Drapeau.

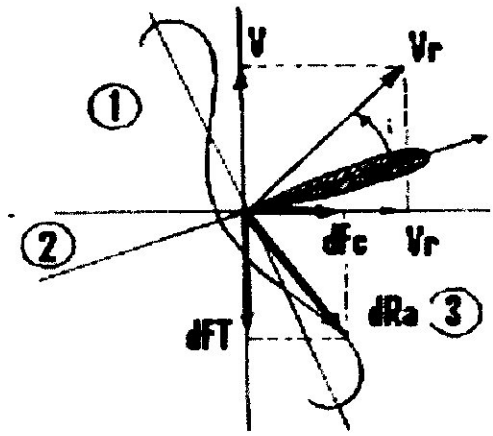


Figure (I – 10) : Fonctionnement moulinet.

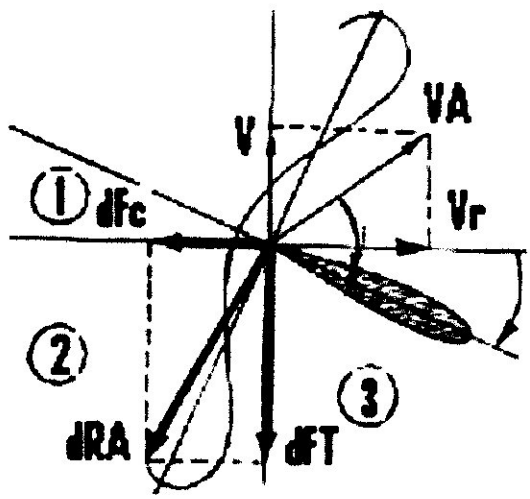


Figure (I -11) : Inversion de pas.

Chapitre II

Description et fonctionnement de l'hélice Hamilton Standaed

CHAPITRE II

DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT DE L'HELICE

54H60-111 HAMILTON STANDARD

II. 1 – Généralités :

Les hélices qui équipent les avions Hercule sont des hélices à 4 pales, à pas variable, le mécanisme de variation de pas est hydraulique. Chaque hélice a son propre système hydraulique. L'huile et les pompes qui la mettent sous pression sont contenues dans le carter du système de commande. L'hélice est commandée par la manette des gaz, le condition lever.

II.2 – Fonctionnement en vol « Alpha Range »: voir Figure (II -1)

En vol, la manette se trouve dans la plage comprise entre «Flight- Idle » et «Take - Off » et le levier de condition est en position « Run ». Dès lors, le système de commande règle automatiquement le pas de manière à maintenir la vitesse de moteur constante (100 % RPM sur l'indicateur moteur). Dans ces conditions, l'hélice tourne à 1020 tours par minute.

Si en vol, le pilote doit arrêter le moteur, il place le condition lever en position « Feather », le pas de l'hélice devient maximum, l'hélice est dite en position « Drapeau ». Ses crochets verrouillent automatiquement les pales dès qu'elles atteignent cette position, ce qui permet de supprimer la pression hydraulique de commande.

Pour sortir l'hélice de la position drapeau et redémarre le moteur en vol, le pilote pousse momentanément le Condition Lever en « Air START ».

Pendant la mise en Drapeau de l'hélice, un bouton situé sur le panneau de coté du copilote s'allume et attiré par un électron- aimant vers le panneau « Propeller Feather Override ».

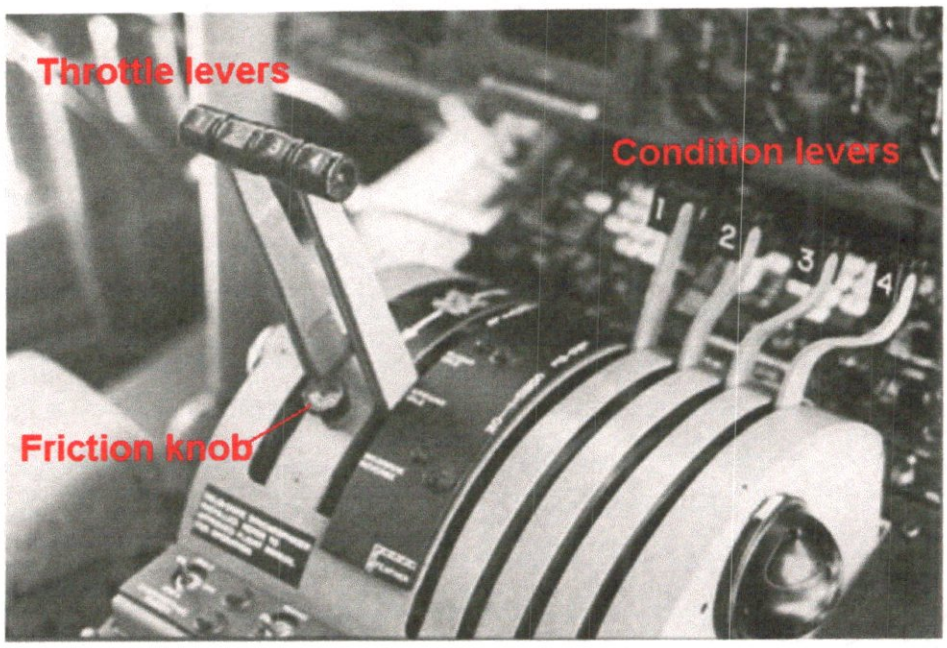


Figure (II - 1) : Quadrant de control.

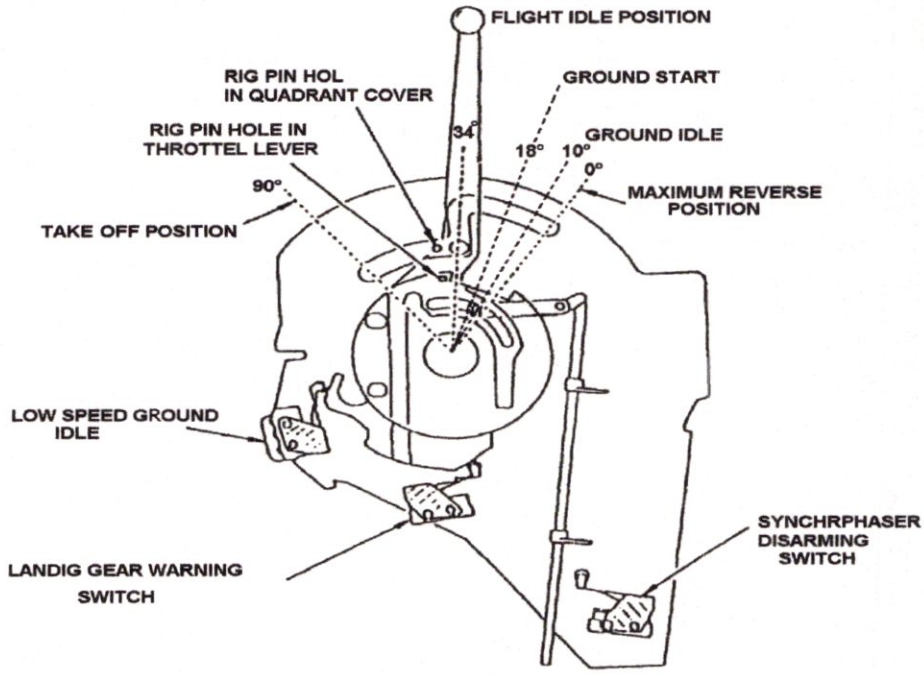


Figure (II -1) : Commandes de puissance.

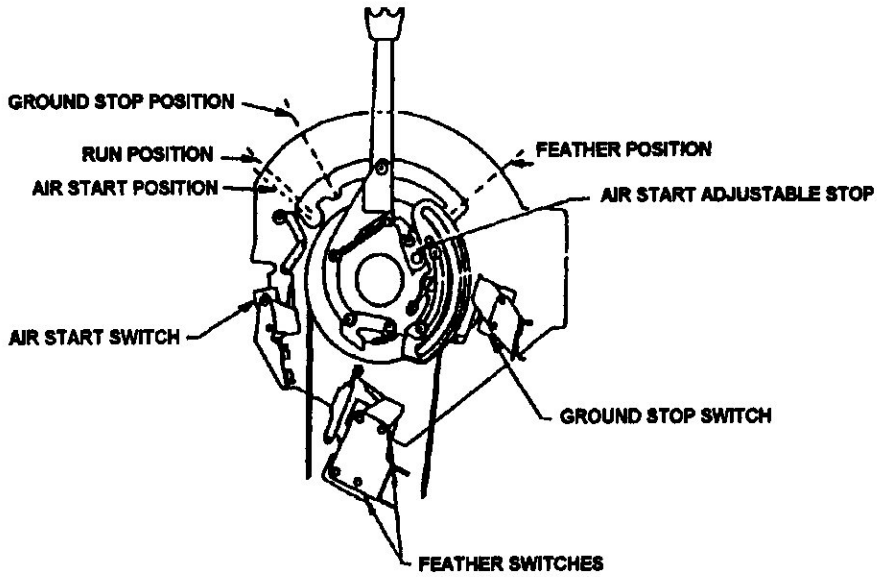


Figure (II - 1) Levier de condition.

0°: MAXIMUM REVERSE.
10°: GROUND IDLE.
18°: GROUND START.
34°: FLIGHT IDLE.
90°: TAKE-OFF

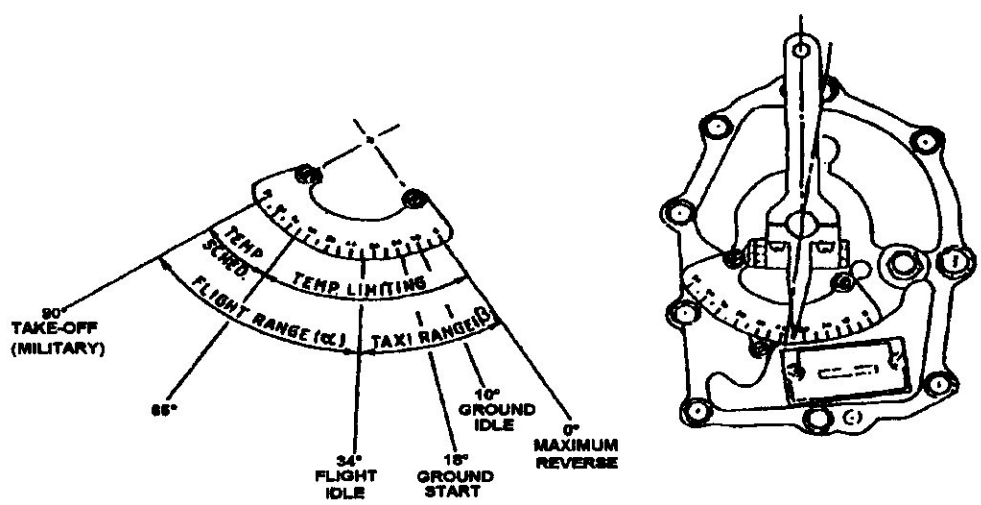


Figure (II -1) : Les positions de coordinateur.

II. 3 – Fonctionnement au sol « Bêta – Range » : Voir Figure (II – 1)

Au sol, dans la gamme de puissance utilisée pendant le « Beta-Range » ou le « Taxi range », le pas est lié mécaniquement à la position de la manette des gaz. Le mécanisme de variation de pas suit les déplacements de la manette selon un programme préétablie.

L'hélice est à son pas minimum quand la manette est en position « Ground Idle ». Si la manette est encore ramenée vers l'arrière, le pas de l'hélice devient négatif c'est-à-dire que l'hélice est en position «« Reverse »».

Cette poussée inversée de l'hélice assure une partie de freinage de l'avion lors de l'atterrissage.

Pour arrêter le moteur au sol, le pilote place le levier de condition en position « Ground Stop ». Cette manœuvre n'entraîne pas la variation de pas de l'hélice.

II. 4 – Sécurité : voir figure (II – 2)

II. 4. 1 – Protection contre les survitesses et les pertes de pression :

Un arrêt à crabot «« Pitch Lock »» bloque automatiquement le mécanisme de variation de pas et l'empêche de diminuer le pas, quand la vitesse de moteur atteint ou dépasse les **103,5 %** ou quand la pression hydraulique devient trop faible.

Notes :

- En cas de perte de pression hydraulique, la force centrifuge qui agit sur les pales tend à réduire le pas, d'où le danger de survitesse.
- Pour dégager l'arrêt après le retour de la pression à la valeur normale et disparition de la survitesse, il faut accroître légèrement le pas.
- Le mécanisme du « Pitch Lock » n'intervient pas quand l'angle de la pale est inférieur à 25 degré c'est-à-dire à la position «Taxi Range » ou supérieur à 55 degré. La limite de 55 degré est prévue pour que le mécanisme du « Pitch Lock » ne s'oppose pas à la sortie de drapeau.

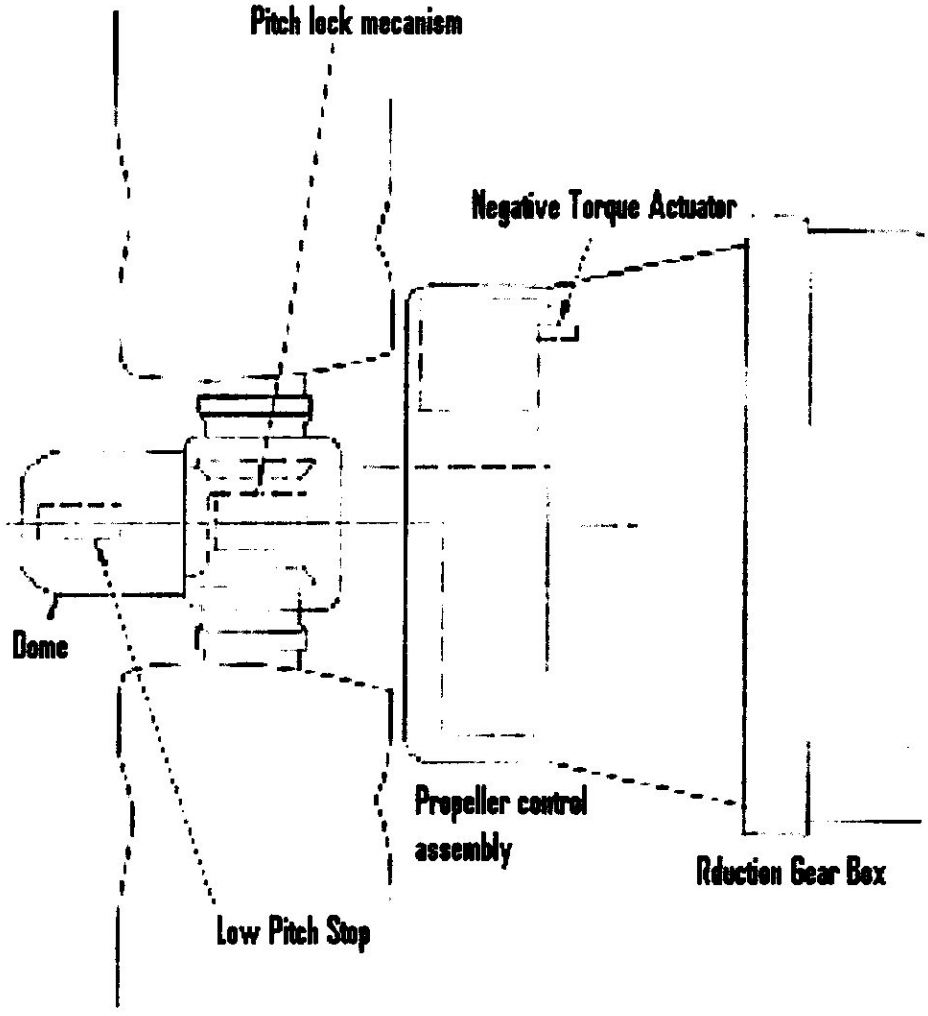


Figure (II -2) : Système de sécurité de l'hélice.

II. 4. 2 – Limitation de pas minimum en vol :

Une butée « Low Pitch Stop » empêche toute réduction de l'angle de pale en dessous de **23,5** degré quand l'avion est en vol (la manette des gaz est entre « Flight Idle » et « Take Off ». La manette commande l'effacement de la butée dés qu'on le met dans la plage de fonctionnement au sol « Bêta Range ».

II. 4. 3 – Protection contre les couples négatifs :

Un dispositif de sécurité fonctionne quand le système de couple négatif « Négative Torque System » augmente automatiquement le pas d'hélice quand cette dernière tend à entraîner le moteur.

Ceci peut se produire par exemple en cas de panne du moteur ou de system de commande de l'hélice. Un couple négatif d'une hélice peut entraîner un mouvement de lacet de l'avion.

Ce system ne fonctionne que si la manette est dans une position prévue pour le vol au delà de « Flight Idle ». La commande de l'hélice redevient normal des que le couple négatif disparaît.

II. 5 – Description des parties principales de l'hélice : voir Figure (II – 3)

Le system consiste en des parties tournantes et des parties fixes ; les parties principales tournantes de l'hélice sont :

- **Le moyeu** «« Barrel »» : transmet le couple du moteur aux pales.
- **Les pales :** qui sont en nombre de quatre pales.
- **Le dôme :** fixé à l'avant de moyeu et qui contient le mécanisme de variation de pas.
- **Le spinner :** c'est un carénage qui recouvre le dôme, le moyeu et la boite de commande, il a une forme aérodynamique qui réduit la traînée.
- **La boite de commande :** ««Propeller Control Assembly »» : on peut la définie aussi comme le servo – hélice, elle contient les réservoirs d'huile des différentes pompes, les valves de commande et les parties nécessaires pour la commande normal et d'urgence, cette dernière représente la partie fixe de l'hélice.

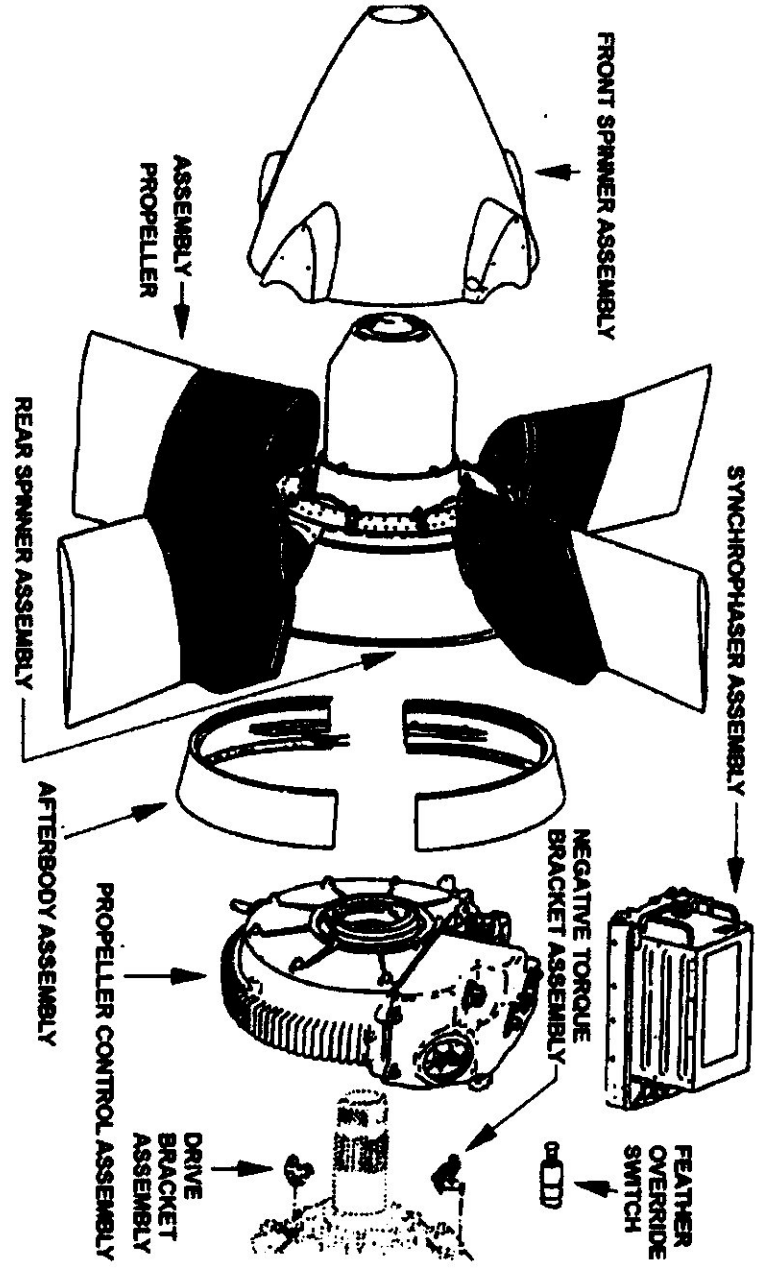


Figure (II - 3) : les parties principales de l'hélice.

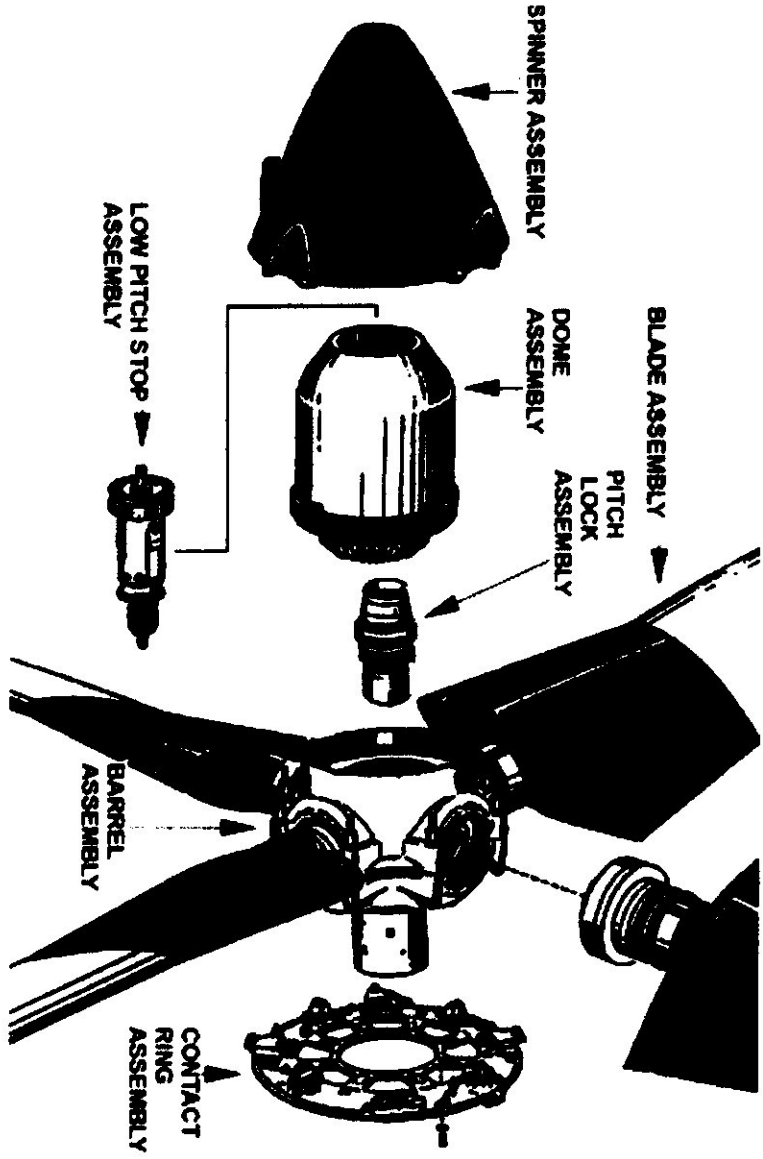


Figure (II - 3) : les parties principales de l'hélice.

✈ Le dégivreur « De Icing » :

Il est placé sur le spinner, le bord d'attaque des pieds de pale. Il contient un ensemble de résistance pour chauffer et dégivrer les parties concernantes pendant le vol.

(Voir Figure (II – 4)).

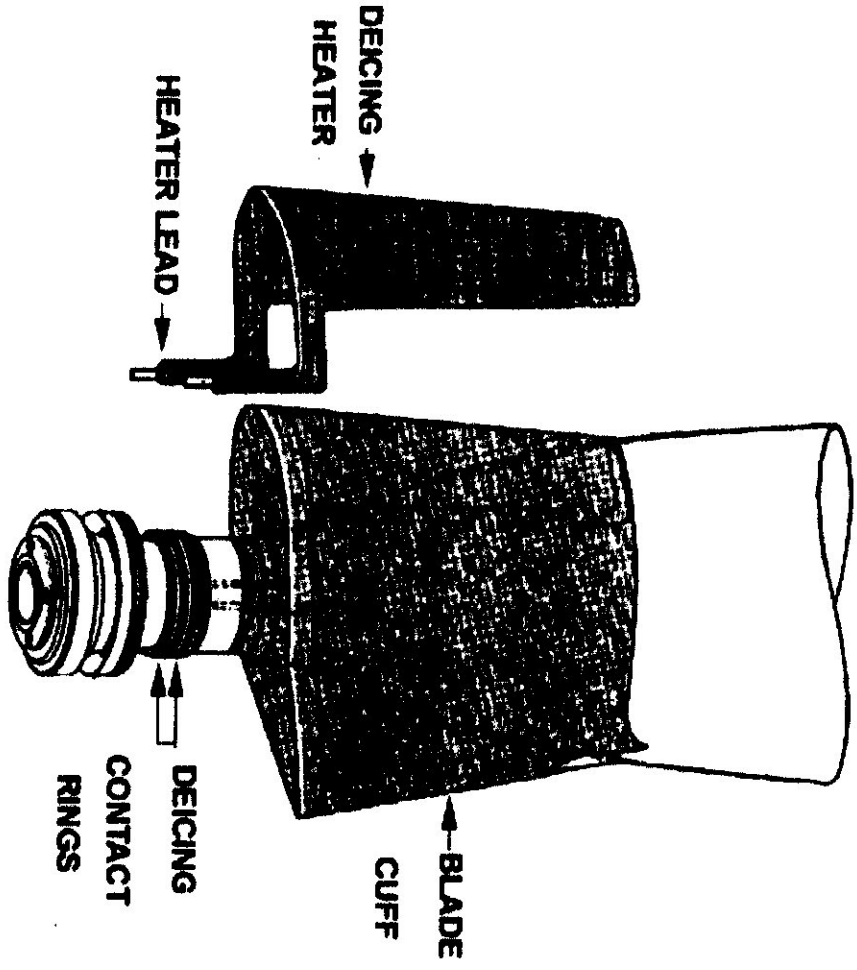


Figure (II - 4) : Le system de dégivrage.

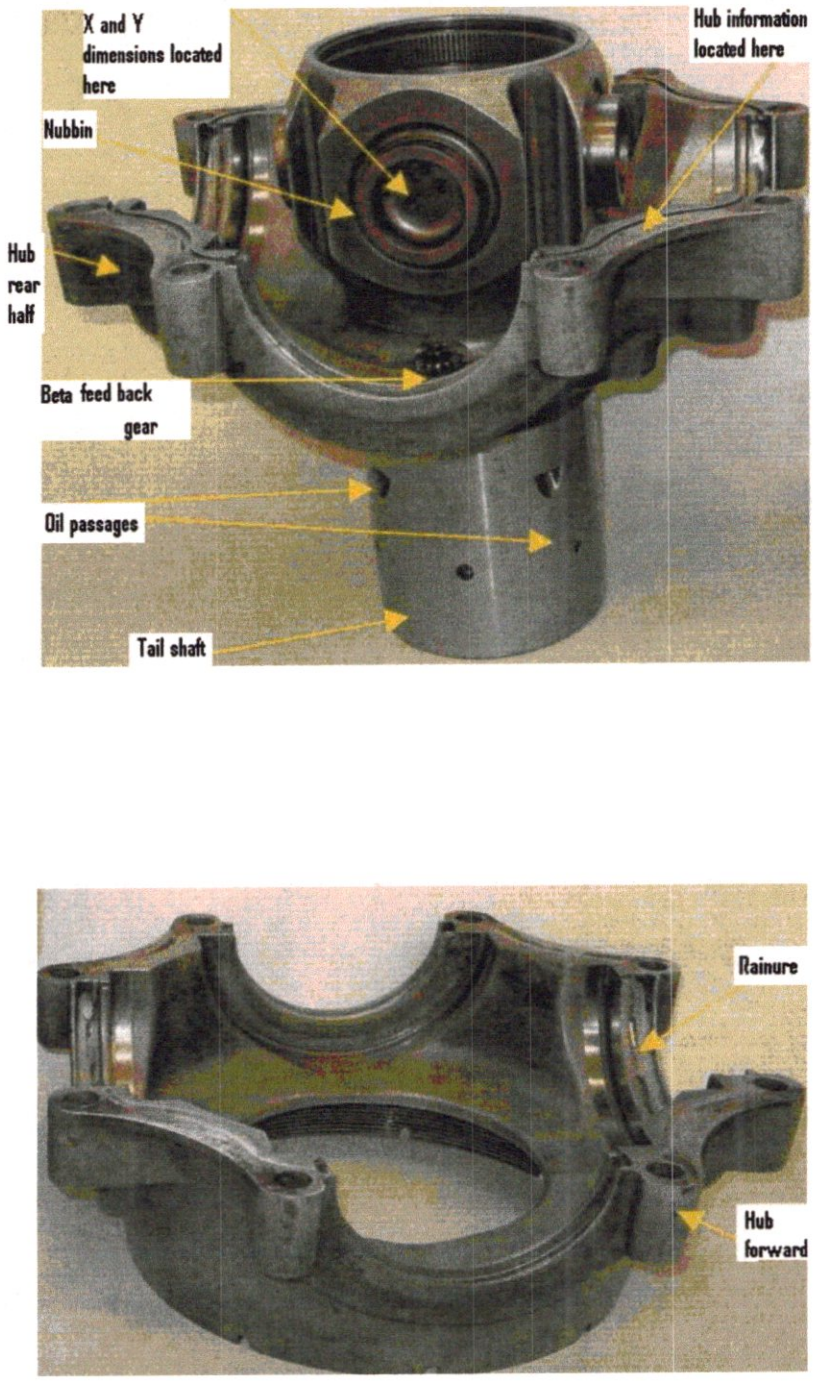


Figure (II - 5) : Barrel Assemblée

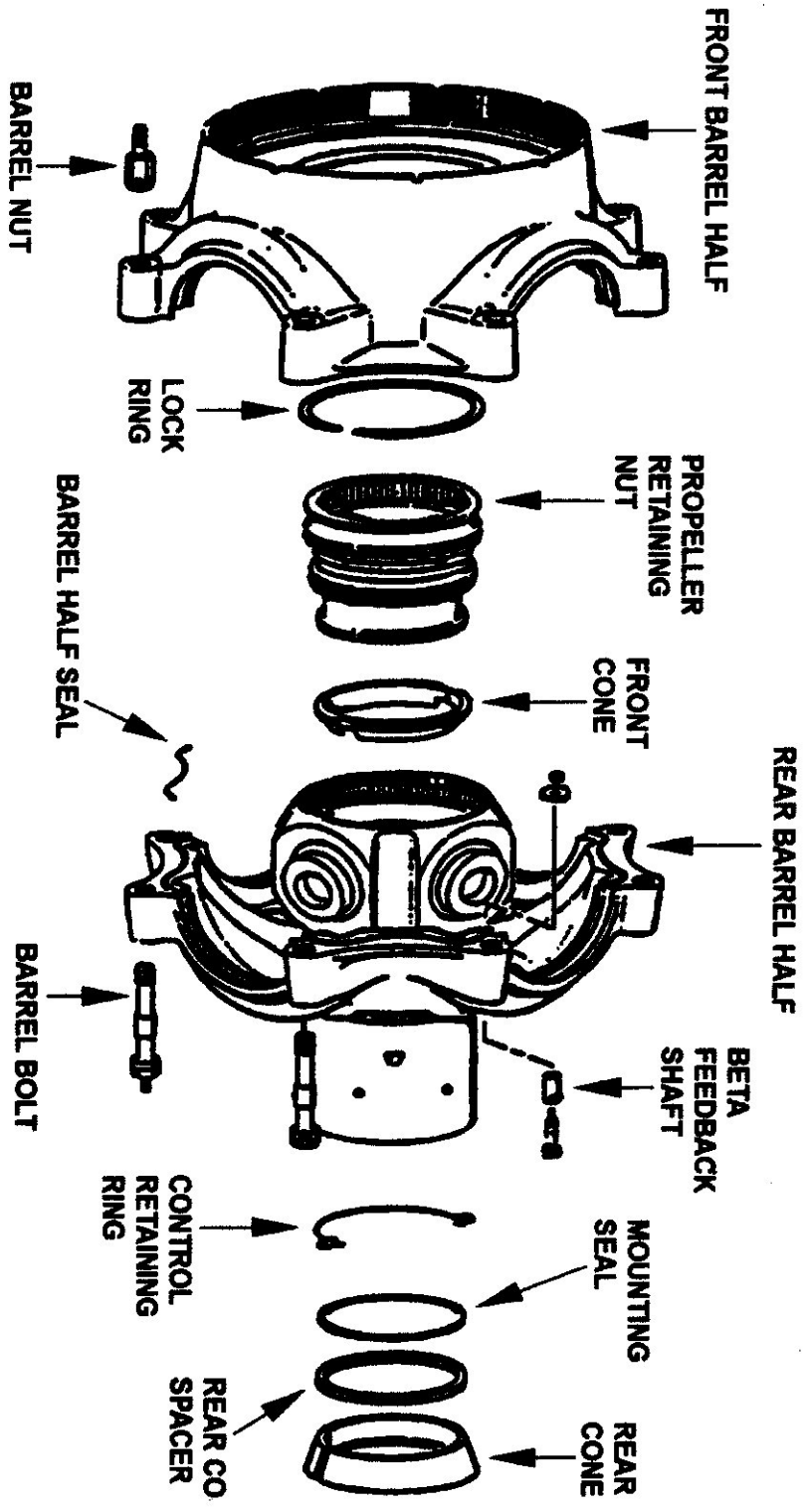


Figure (II - 5) : Description de Barrel.

II .7 – la pale au Barrel : voir figure (II – 6)

- **Gear segment** : Il fait la liaison entre les pales et les forces de rotation du dôme.

- **Micro adjusting ring** : Il fournit l'ajustement d'angle entre le gear segment et la pale dans des incréments de 0.5 degré.

- **shim plate** : Il est placé entre le visage de bout de la pale et le barrel, ajuster un jeu entre les deux. Le plat de cale (shim plate) situé à la position de la pale No.1 incorpore (contient) un gear segment pour conduire le beta feedback qui avance à travers le barrel à l'embrayage différentiel dans la commande (control assembly).

- **split thrust washer** : Il assure l'ajustement entre (thrust bearing) le palier de butée et le barrel, il aide à transmettre les charges centrifuges au barrel.

- **Blade performed packing** : Logé dans la lèvre de barrel, empêchant le fluide hydraulique de s'échapper autour de la jambe de pale.

- **Packing Lock rings :** Empêche le joint de la pale de tourner dans la groove (rainure) de joint.

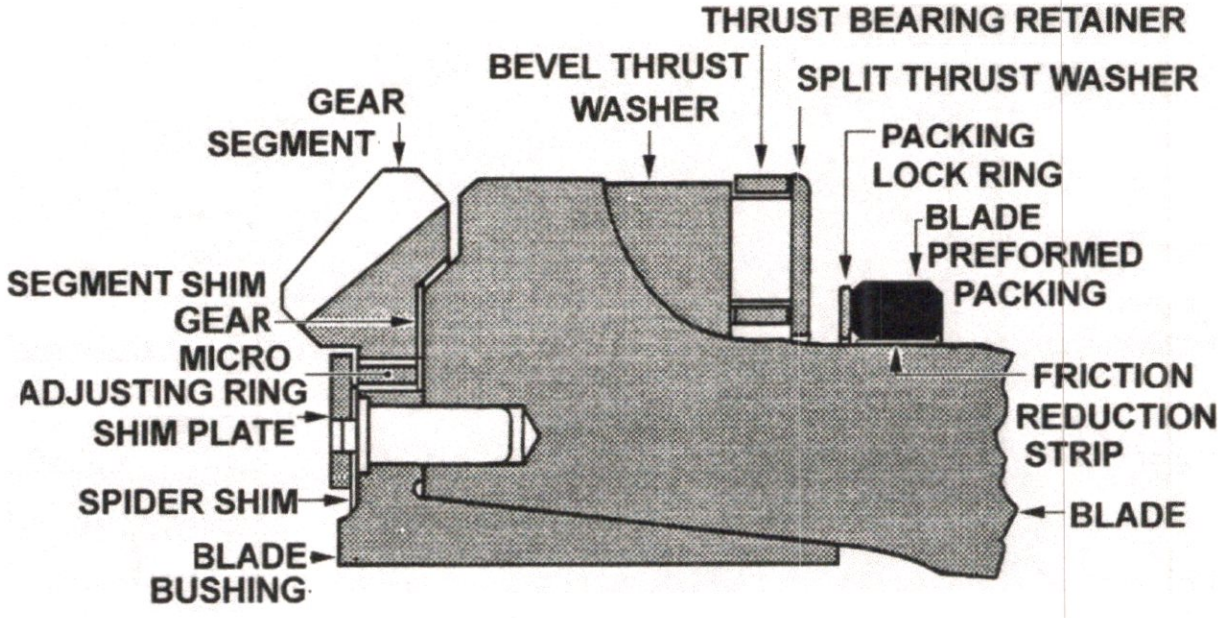


Figure (II - 6) : La pale au Barrel.

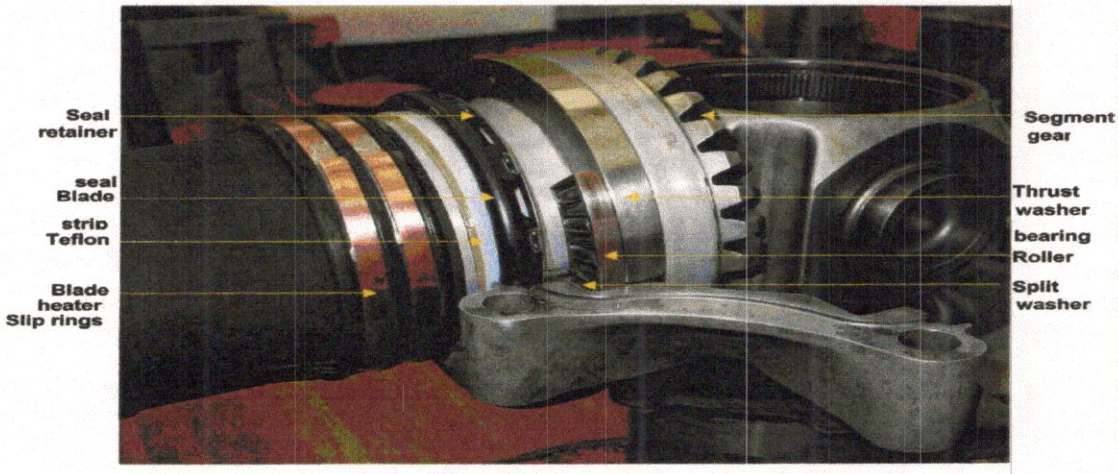


Figure (II - 6) : La pale au Barrel.

II. 8 – Les pales de l'hélice : voir figure (II – 7)

La pale est forgée d'un alliage d'aluminium dur, une rondelle en acier (beveled steel thrust washer) qui a le même rayon de l'extrémité de bout, elle est installée sur la pale avant que l'extrémité de bout de la pale soit formée (l'assemblage de la pale). Pour que la pale soit légère et équilibrée horizontalement, une portion de shank (la jambe d'hélice) soit forgée creuse. Le capot de carénage (fairing cuff) ou la manchette est conçu pour diriger le flux d'air vers l'entré d'air du moteur, il est fait en mousse couverte (foam covered) de matériel en caoutchouc renforcé par nylon.

II. 8. 1 - Les composants secondaires de la pale :

- **Beveled thrust washer** : Est une rondelle en acier qui a le même rayon que le bout (butt), elle transfère les charges centrifuges au barrel.

- **deicing heater** : Des éléments électriques (résistance) sont inclus dans le réchauffeur en caoutchouc de pale.

- **Thrust bearing (split)** : Est un roulement de type à rouleau placé entre le barrel et la rondelle de poussée (thrust washer), il aide également le transfert des charges centrifuges au barrel.

- **balancing plug** : Est une fiche en aluminium avec un goujon fileté qui s'adapte dans l'alésage de cône (taper bore) de la pale la où des rondelles d'acier sont attachées pour l'équilibrage de la pale.

- **bushing** : Est une bague placé dans le bout d'alésage de cône de pale là où la pale reçoit l'entrée de rotation du secteur denté.

- **shank au spinner seal** : Il fournit un joint d'air entre la pale et le spinner pour réduire la turbulence d'air.

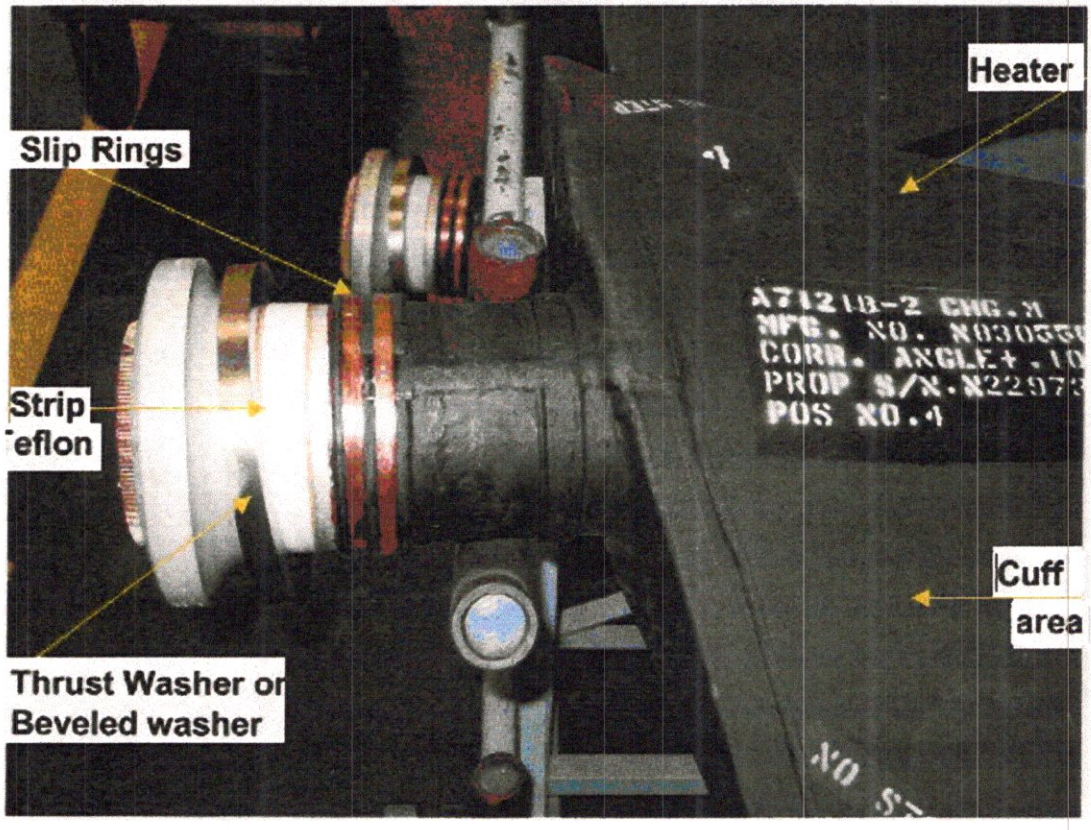


Figure (II - 7) : La pale d'hélice.

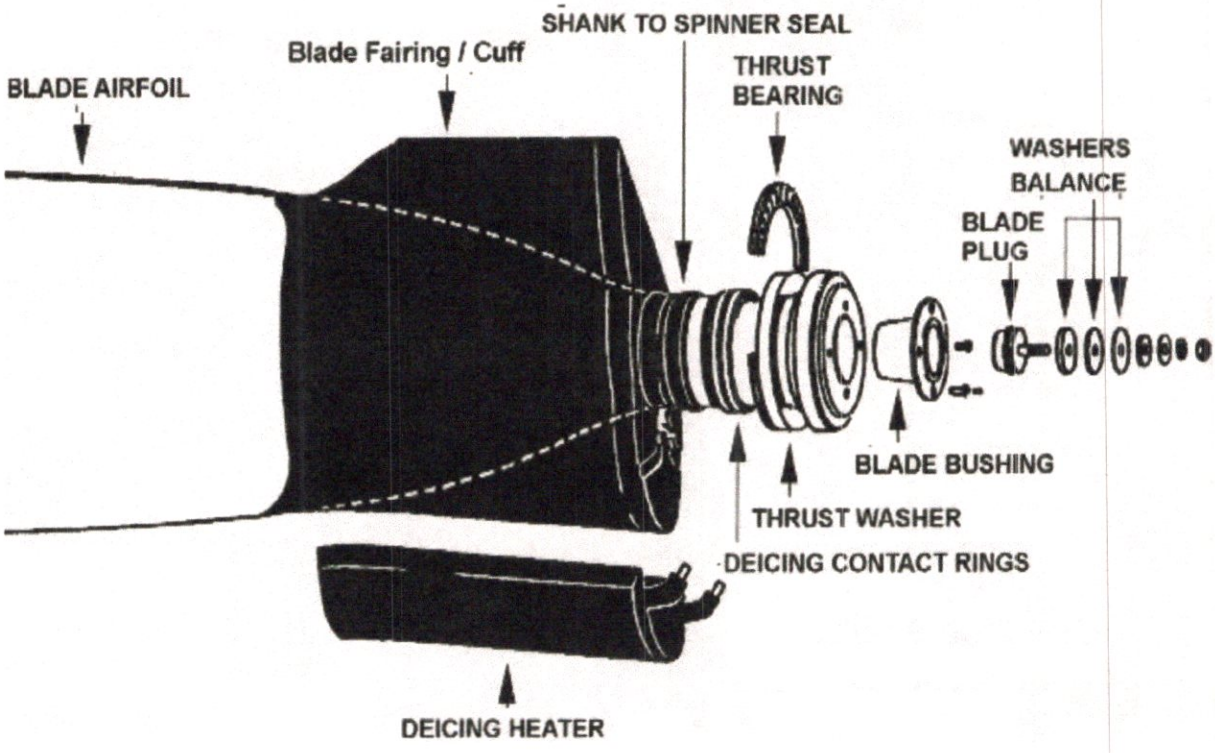


Figure (II - 7) : Description de la Pale.

II. 9 – Le dôme Mécanisme de variation de pas : voir Figure (II – 8)

Le dôme emploie la pression hydraulique fournie par pitch lock regulator pour changer l'angle de pas. Le dôme convertit cette pression hydraulique en force de rotation pour tourner les pales jusqu à l'angle de pas désiré. Le dôme est monté sur une étagère dans la moitié avant du barrel par un écrou.

II. 9. 1 - Les composants secondaires du dôme :

- **Dome shell** : Il contient la pression hydraulique qui pousse le piston.
- **Bushing** : Il maintient low pitch assembly (LPS).
- **Piston sleeve** : Il limite le déplacement (parcoure) de piston en entrant en contact avec le levier de low pich stop.
- **Piston seals** : parfois appelé (joints de quadruple). Créer un joint entre l'augmentation de pas du piston de dôme et le côté diminué de pas du piston.

- **Piston** : Il emploie la pression hydraulique pour se déplacer axialement, induisant la force de rotation à la came tournante.

- **Stationary cam** : une partie non tournante, elle assure le déplacement axial et rotatif de piston, elle est bloquée par le barrel.

- **Feather latch**: Il Verrouille (bloquer) le stop ring en position feather. La force hydraulique est exigée à rendre l'hélice en position unfeather.

- **Stop ring** : Il limite le déplacement de la came tournante dans les deux opérations; feather et reverse.

- **Rotating cam** : Elle tourne en raison de la force produite par le mouvement axial du piston. L'action de rotation est transférée aux pales par les secteurs dentés (segment gear).

- **Cam roller assemblies** : Elle est connectée au piston à travers les voies de came, dont les deux mouvements rotatif et stationnaire imposent un mouvement rotatif (circulaire) sur la came tournante et cette dernière à une connexion à la pale.

- **Rotating pitch lock ratchet** : C'est un Dispositif à ressort (spring loaded) permet le blocage (verrouillage) de l'hélice dans n'importe quel changement d'angle de pas.

II. 9. 2 – Fonctionnement de mécanisme de la variation du pas « Dôme » :

Le mécanisme de variation de pas transforme la force hydraulique en un mouvement de rotation qui permet le changement de l'angle de la pale d'hélice.

Le fluide hydraulique qui est contrôlé par la boite de commande, permet au piston de se déplacer soit en avant ou en arrière. Quand le piston se déplace vers l'avant, la came tourne et l'engrenage conique engrené avec les segments dentés des pales et ceci diminue l'angle de pale.

Maintenant si le piston se déplace vers l'arrière (dans le sens opposé), la came tourne dans l'autre sens et l'angle des pales augmente. Les galets (Rollers) placés à l'intérieur de piston glissent dans les rainures de la came fixe tout en suivant le cheminement des rainures.

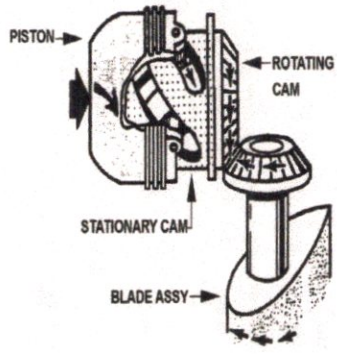


Figure (II -8) : Dôme Assembly.

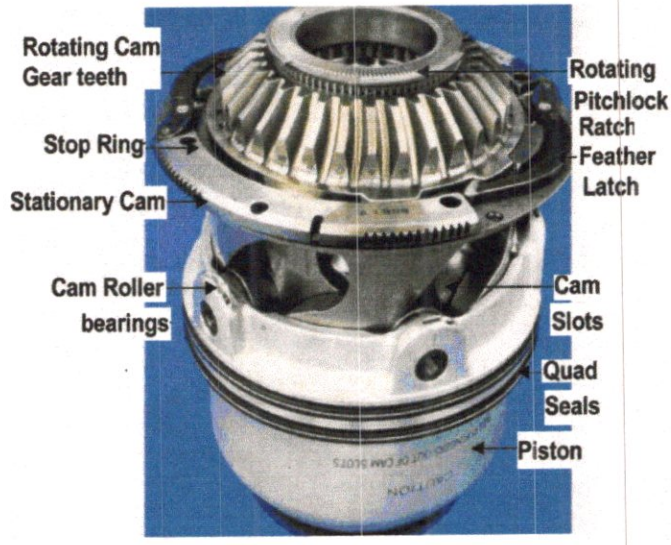


Figure (II -8) : Dôme Assembly.

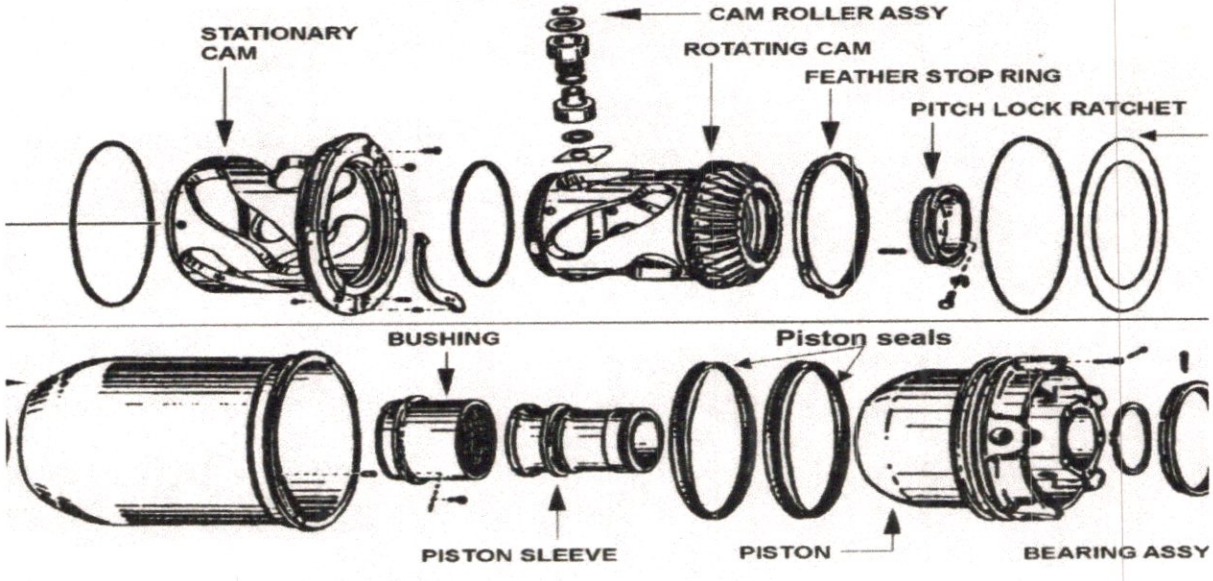


Figure (II - 8): Description du Dôme Assembly.

II. 9. 3 - Butée petit pas «Low Pitch Stop » : voir Figure (II – 9)

Il fournit un arrêt mécanique pour empêcher l'angle de pale d'aller au-dessous de 23,5 degrés pendant le vol. Ceci est accompli en limitant le déplacement du piston de dôme vers l'avant (low pitch).

II.9. 3.1- Les composants secondaires du low pitch stop :

- **Tube de transfert d'huile** : Il permet au fluide hydraulique de se déplacer du pitch lock regulator par low pitch stop pour augmenter le déplacement du piston du dôme.

- **Stop levers sleeve :** La position de low pitch housing sleeve peut être ajustée pour changer l'angle de pale que la douille de dôme (dôme sleeve) entre en contact avec les leviers. Stop levers sleeve engagent la douille de dôme (dôme sleeve) pour arrêter leur mouvement vers la diminution du pas.

- **Stop lever wedge :** Prend stop levers en place pendant le vol (flight).

- **Servo piston shaft :** Il acte sur la pression de diminution du pas à repositionner les wedges stop pour libérer les leviers d'arrêt pour permettre au piston de se déplacer vers la reverse ou ground handling.

- **Return springs :** Il retourne le servo piston et stop levers en position où les leviers peuvent engager la douille de dôme en vol.

II. 9. 4 - Butée de course « Stop Ring » : voir Figure (II – 10)

Un anneau buté « Stop Ring » est fixé à la came tournante, il arrête le mécanisme en position « Reverse ». Deux crochets à ressort « Feather Latches » verrouillent la came en position « Feather » en l'absence de pression hydraulique.

Pour ouvrir ces crochets, il faut appliquer une pression plus élevée pour l'opération normale dans le sens « réduction de pas ».

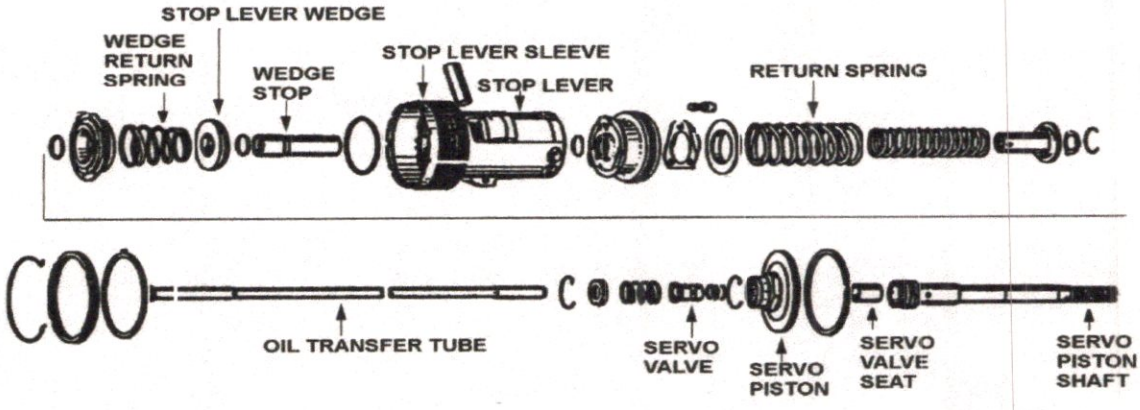


Figure (II - 9) : Description du Low Pitch Stop.

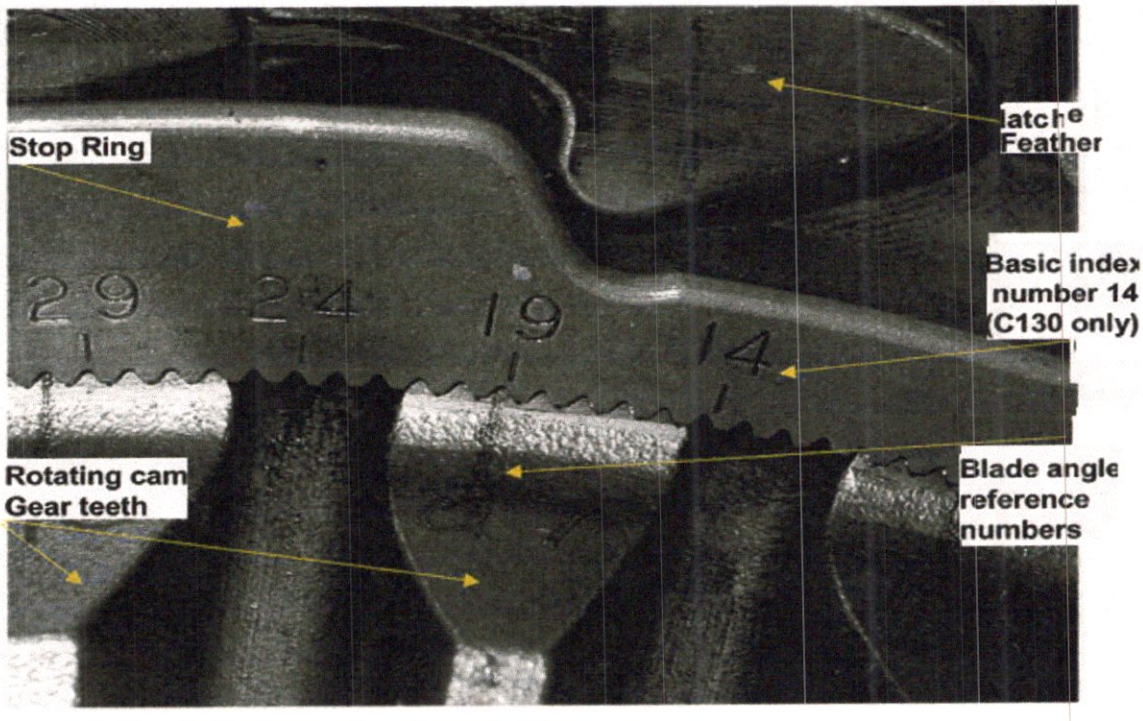


Figure (II - 10) : Stop ring.

II. 9. 5 – La pitch lock : voir Figure (II – 11)

Le but de régulateurs de pitch lock est double: transférer l'huile au côté intérieur ou extérieur du piston de dôme. Retenir la survitesse s'il y a une perte de pression d'hydraulique pour empêcher le changement d'angle de pas.

Dans le mode normal de fonctionnement en vol, 14.5 à 60 degrés, les rachets (pignon) stationnaires et tournants de pitch lock sont maintenus désengager par la pression augmentée.

Pour les angles de pas moins de 14.5 ou plus de 60 degré, pitch lock rachets sont désengagés par un anneau (came out ring).

Pendant une survitesse ou une perte de pression d'huile, la pression travaillant sur le piston de pitch lock sera perdue et les pignons de pitch lock s'engagent. Avec des pignons de pitch lock engagés, l'angle de pas ne peut plus diminuer même si une rotation à un angle de pas plus élevé est permise.

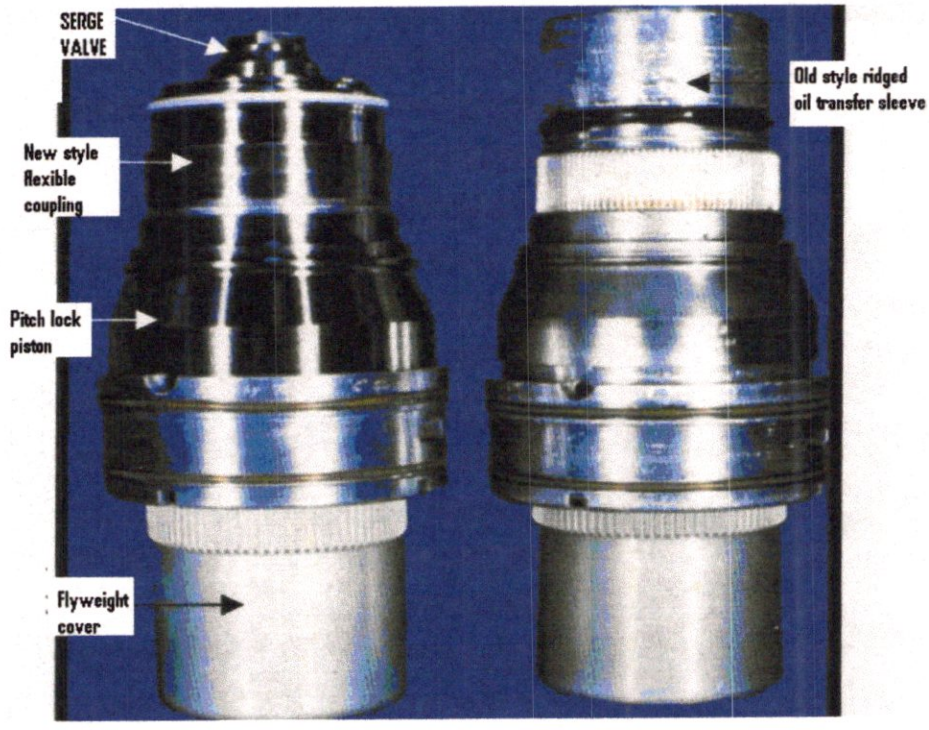


Figure (II - 11) : Pitchlock Regulator.

II.9.5.1- Les composants de régulateur du pitch lock :

1- **Selector et check valve** :

Ils sont deux valves séparées contenues dans un seul housing (logement), la section de Selector valve est un type valve de boule et de siège qui choisira le plus haut de la pression de changement de pas et lui permettra de passer à la valve de pressurisation et de régulation et de sorte que la valve de boule (flyweight valve) et le pitch lock servo piston restent pressuriser.

La section de clapet anti-retour est également une boule et une valve de type de siège, qui se trouve dans la ligne de la circulation d'hydraulique et une fois la check valve est fermée (clapet anti-retour), la pression dosée va se détourner par la valve de pressurisation et de régulation.

Quand l'angle de la pale se déplace vers le pas élevé, l'hydraulique s'écoule de nouveau au coté pressurisé ouvrant le clapet anti-retour pour permettre un écoulement non interrompu hors du dôme.

2- **La valve de la pressurisation et de la régulation** :

Elle se compose d'un plongeur à ressort et une douille fixe et des orifices empilés (stacked orifices). Maintient approximativement 200 psid déférence entre la cavité de boule (flyweight cavity) et la pression de barrel, plaçant le servo valve piston contre la force de ressort.

3- **Servo valve** :

Elle est placé en fonction de la position des masselottes et flyweight cavity pressure. La position de piston dirige la pression d'huile qui change le pas le plus élevé vers le piston de pitch lock.

- ❖ Si les masselottes sentent une survitesse :

Le servo piston sera repositionné pour évacuer (védanger) la pression de pitch lock piston permettant aux pitch lock rachets d'engager et empêcher l'angle de la pale de diminuer le verrouillage de l'hélice.

4- **Surge valve** :

Elle se compose d'un plongeur à ressort et d'une douille fixe, elle fonctionne seulement quand la diminution excessive de pression de pas se produit. Approximativement à 625 psi de différence, la Surge valve s'ouvre et la pression de high pitch line va se diminuer et vis versa pour low pitch line cela

permet de diminuer le pas d'hélice. Cette condition peut se produire quand l'hélice atteinte l'opération reverse.

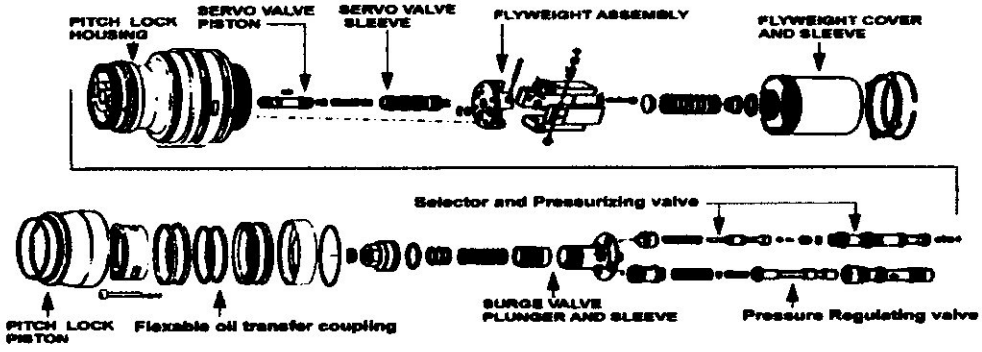


Figure (II - 11) : Pitch lock Regulator Assembly.

Figure (II -12) : les différents parties du l'hélice

1. **Anneau Rotatif.**
2. **Joint Caoutchouc.**
3. **Chapeau de dôme.**
4. **Butée petit pas. (Low Pitch Stop).**
5. **Goupille fondue.**
6. **Vis de Blocage.**
7. **Ecrou Rotatif.**
8. **L'ensemble de dôme.**
9. **Anneau Rotatif**
10. **Anneau Fileté Extérieur.**
11. **La Came de Control de Verrouillage de Pitch Lock.**
12. **Goupille Elastique.**
13. **Anneau à cliquet fixe de pitch lock.**
14. **Bague Entretoise Cannelée Extérieur.**
15. **Joint Caoutchouc.**
16. **Joint Caoutchouc.**
17. **Joint Caoutchouc.**
18. **Ensemble de Régulateur de Pitch Lock.**
19. **Goupille Fondue.**
20. **Ecrou Crénelé (Créneaux).**
21. **Rondelle de Montage de Spinner.**
22. **Ensemble de cloison étanche du montage de moyeu.**
23. **Rondelle de Montage de Spinner.**

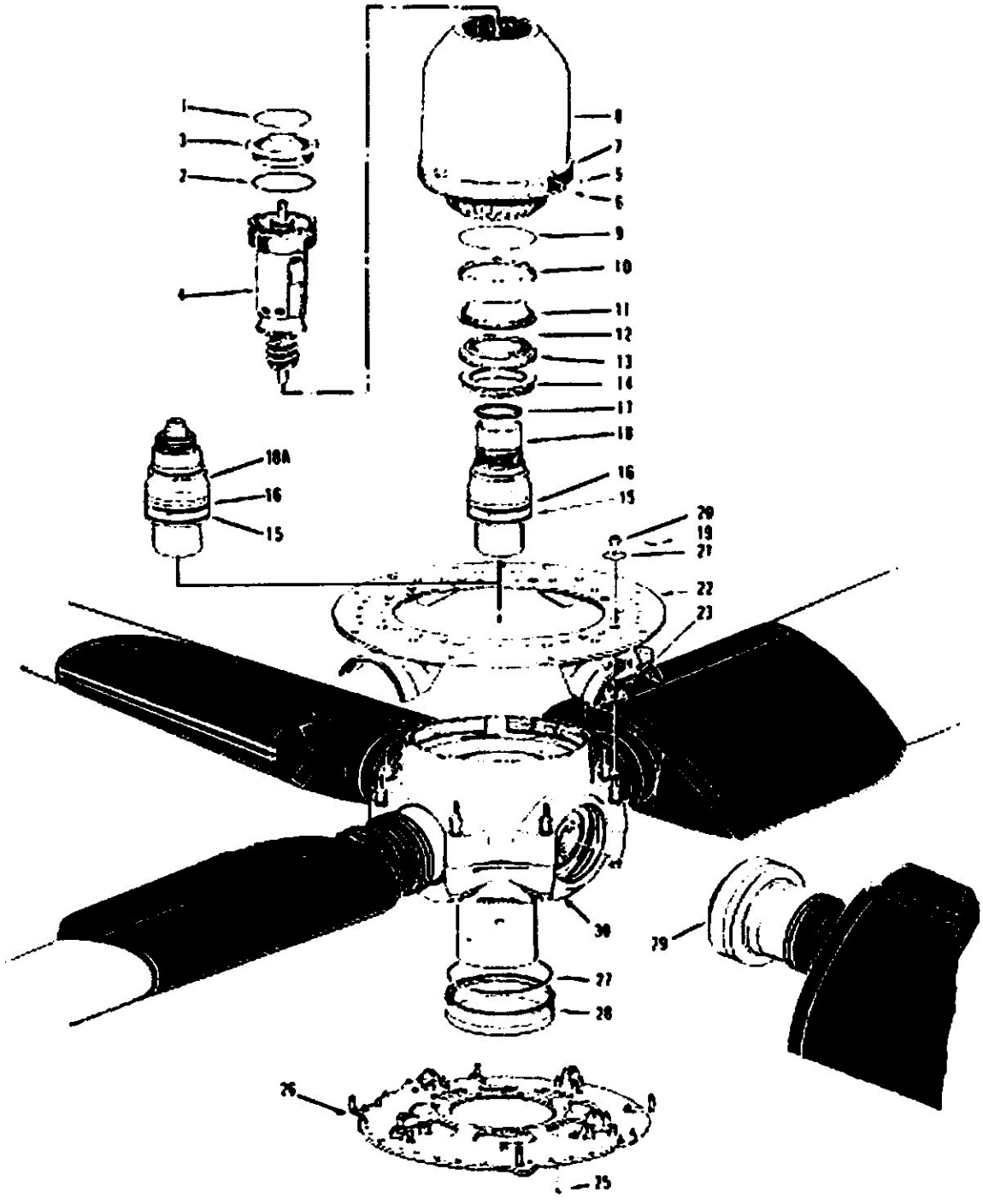


Figure (II - 12) : Les différentes parties de l'hélice.

24. **Boulon de Tête Femelle.**
25. **Rondelle Plate.**
26. **Le Support des Anneaux de Contact de Dégivreur.**
27. **Joint Caoutchouc.**
28. **Anneau Embase le joint.**
29. **Ensemble des Pales de L'hélice.**
30. **Ensemble de moyeu de L'hélice.**

II. 10 - Le Spinner :

Le Spinner est un carénage qui recouvre le dôme, le moyeu et la boite de commande. Il a une forme aérodynamique qui permet de réduire la traînée.

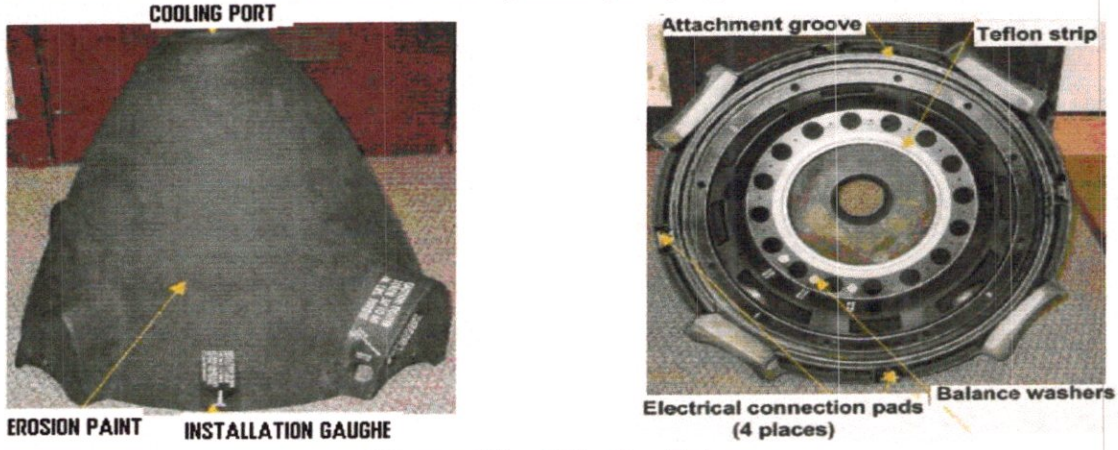


Figure (II - 13) : Le Spinner.

II. 11 – La boite de commande « Propeller Control Assembly » :

Le Propeller control assembly est divisé en deux ensembles principaux ; la pompe housing assembly et la valve housing assembly.

La pompe housing est la moitié inférieure du Propeller control assembly, elle fournit l'huile hydraulique sous pression à la valve housing.

La valve housing assembly est la moitié supérieure du Propeller control assembly, elle fournit l'huile calculée (metered oil) de la grandeur appropriée dirigée à l'hélice pour changer le pas des pales.

✈ **NOTE :**

L'huile utilisée est de l'huile hydraulique répondant à la spécification « MILL- H - 5606 ». Le system contient 24 quarts dont la moitié environ dans les deux carters. La procédure de remplissage est assez complexe, se référer aussi aux instructions du manuel de maintenance.

❖ Pour Propeller Control Assembly voir chapitre III.

Chapitre III

Description et fonctionnement du Control Assembly et le Régulateur d'hélice

CHAPITRE III

DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT DE LA POMPE HOUSING ET LA VALVE HOUSING

III . 1 – Le Boîtier de commande d'hélice :

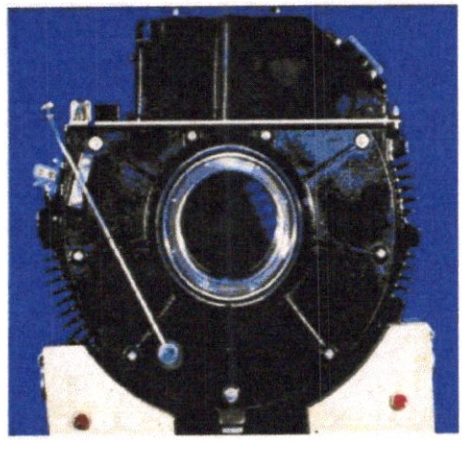
La commande de l'hélice (Propeller control assembly) : est un ensemble non tournant monté à l'axe arrière du barrel.

La rotating sleeve dans la commande permet à l'hélice de tourner tandis que la commande demeure stationnaire, elle est également reliée avec un engrenage au pompes hydrauliques situé dans la pump housing.

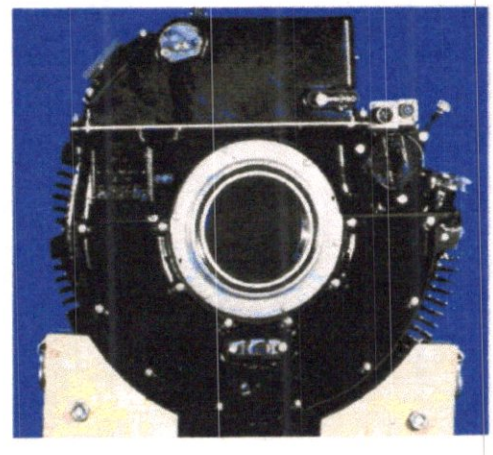
La commande assure la pression hydraulique à la grandeur appropriée pour des conditions de fonctionnement choisies indiquées par le poste de pilotage (flight deck).

❖ La boite de commande se compose de deux parties :

Une partie inférieure qui contient le system de génération de pression « La pompe housing » et une partie supérieur qui contient les valves de commandes «La valve housing » sachant que la valve housing possède un axe de commande et le Négative Torque System.



Vue arrière du Boîtier De Commande d'hélice



Vue avant du Boîtier De commande d'hélice

Figure (III – 1) : Le Boîtier de Commande d'hélice.

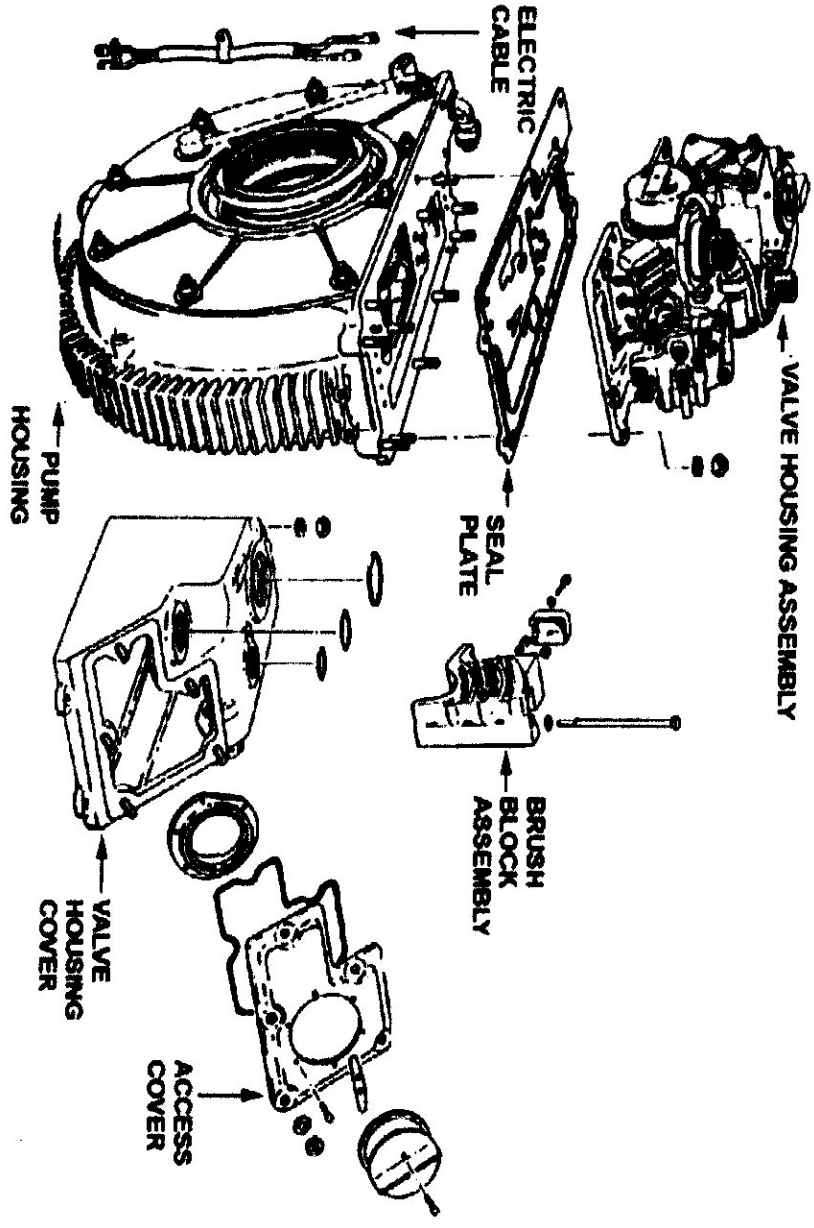


Figure (III - 1) : Description du boîtier de commande d'hélice.

III . 2 - La Pompe housing (Le Control Assembly) :

Le control assembly est un mécanisme fabriqué en magnésium de fonte, il contient le carter atmosphérique et pressurisé. Le control assembly de l'hélice utilise 3 pompes de pression et 2 pompes de récupération, et toutes ses pompes sont des pompes à engrenage. Main Pump, Stand by Pump et Main Scavenge Pump entraînées par l'arbre de l'hélice. Axiliary Pump et Axiliary Scavenge Pump sont actionnées par un moteur électrique.

Les pompes de pression sont alimentées dans un carter pressurisé. Les pompes de récupération aspirent dans un carter à pression atmosphérique et refoulent dans le carter pressurisé. Un clapet Anti–Retour limite la pression du carter pressurisé entre 15 et 20 psi. Un contacteur de niveau bas « Low Level Switch » commande une alarme quand le niveau d'huile dans le carter pressurisé diminue de 2 quarts.

III . 2 . 1 - Les composants secondaires de la Pompe housing :

A . Atmospheric sump :

Il contient le fluide hydraulique sous une pression atmosphérique et aussi auxiliary scavenge pump, main scavenge pump, pressure cutout switch, sump relief valve, main pump, standby pump, auxiliary pump.

B . Pressurized sump:

Il contient un fluide hydraulique de pression au-dessous de 20 psi, oil level indicator (indicateur de niveau d'huile), et oil transfers tubes (tube de transfert d'huile).

C . Main scavenge pump:

Elle transfert l'huile du carter de vidange atmosphérique au carter de vidange pressurisé avec un débit de 24qts/min. Pendant l'opération normale, la pompe maintient approximativement 20 psi (réglé par sump relief valve).

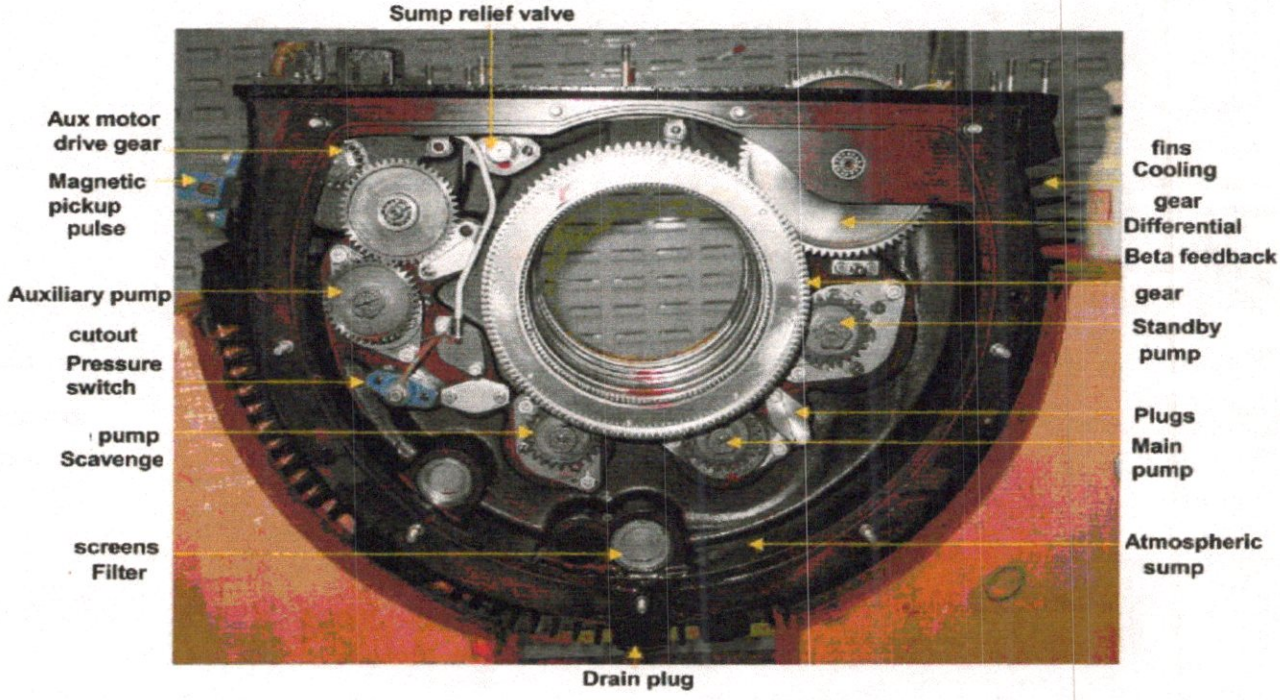


Figure (III -2) : Description de la Pompe Housing.

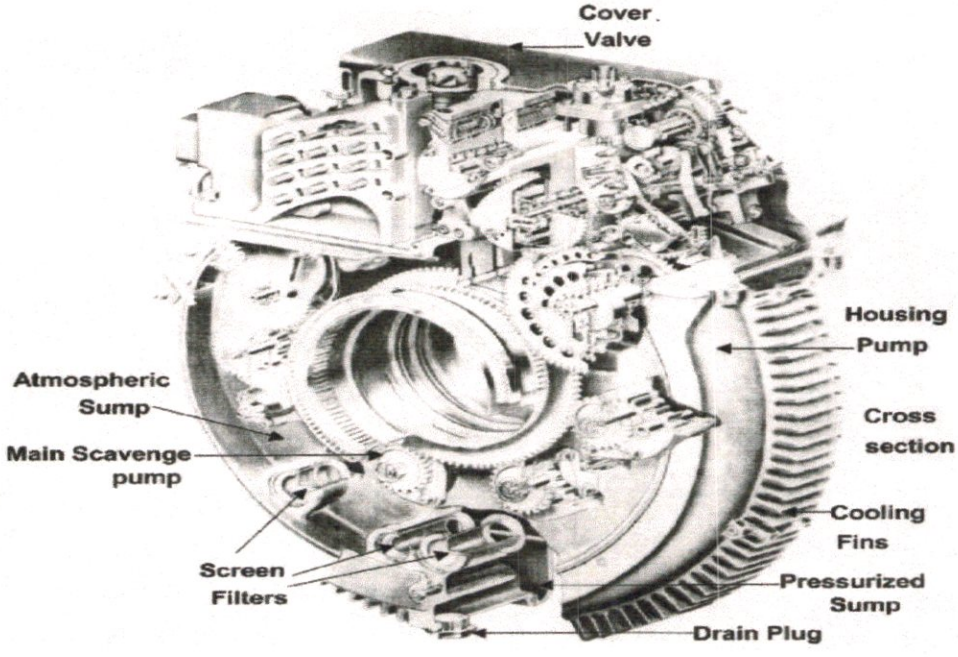


Figure (III -2) : Description de la Pompe Housing.

D . Main pump :

La pompe principale est une pompe à engrenages qui est conduite par un train d'engrenages (gear train) par la rotation de l'hélice. Quand l'hélice tourne au 1020 tr / min, la pompe approximativement tourne au 4346 tr/min et approvisionnements fournit un débit de 18 qts/minute (2tenne/min) à la valve housing quand la pression lit sur la jauge est 1375 psig.

E . Standby pump :

La pompe de secours est également conduite par la rotation de l'hélice. Cette pompe peut fournir un débit minimum de 36 qts/min à la valve housing quand la pression lit sur la jauge est 1375 psig.

Figure (III –3) : Main or Standby Pump.

F . La pompe Auxiliaire : voir figure (III - 4)

La pompe auxiliaire est conduite par un moteur auxiliaire (auxiliary motor), elle fournit approximativement un débit d'huile de 14 qts/minute à 1000 psig.

Auxiliary pump est employé pour feathering, unfeathering et opération de prise de terre (ground operation).

G . Auxiliary scavenge pump : voir figure (III - 5)

Elle fait partie de pompe auxiliaire, elle est conduite par un moteur électrique. Elle transfert l'huile de carter de vidange atmosphérique (atmospheric sump) au carter de vidange pressurisé (pressurized sump), le débit fournit par cette pompe est 13 qts/min.

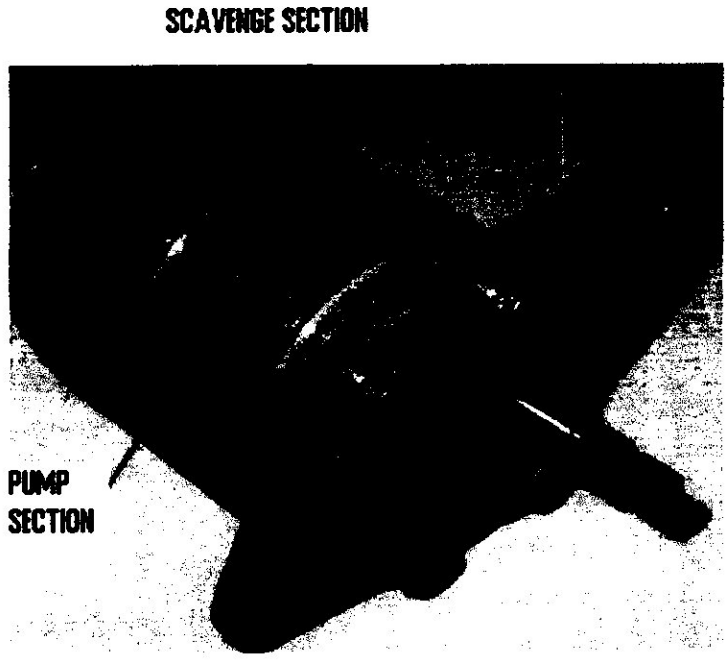


Figure (III -4) : Auxiliary Pump.

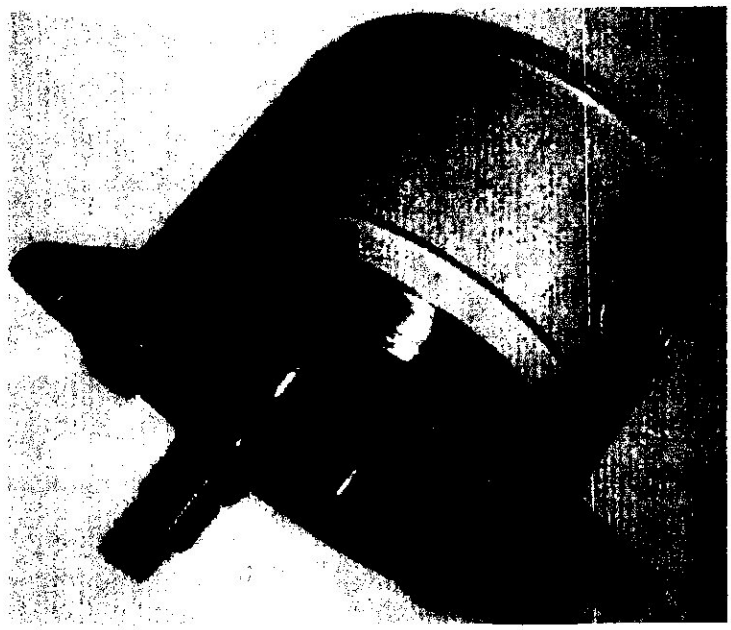


Figure (III -5) : Scavenge Pump.

H . Auxiliary motor :

Il conduit la pompe auxiliaire, il opère avec 208 volts AC à 400 hertz. Le cycle de fonctionnement est 60 seconds ON sur 60 seconds OFF.

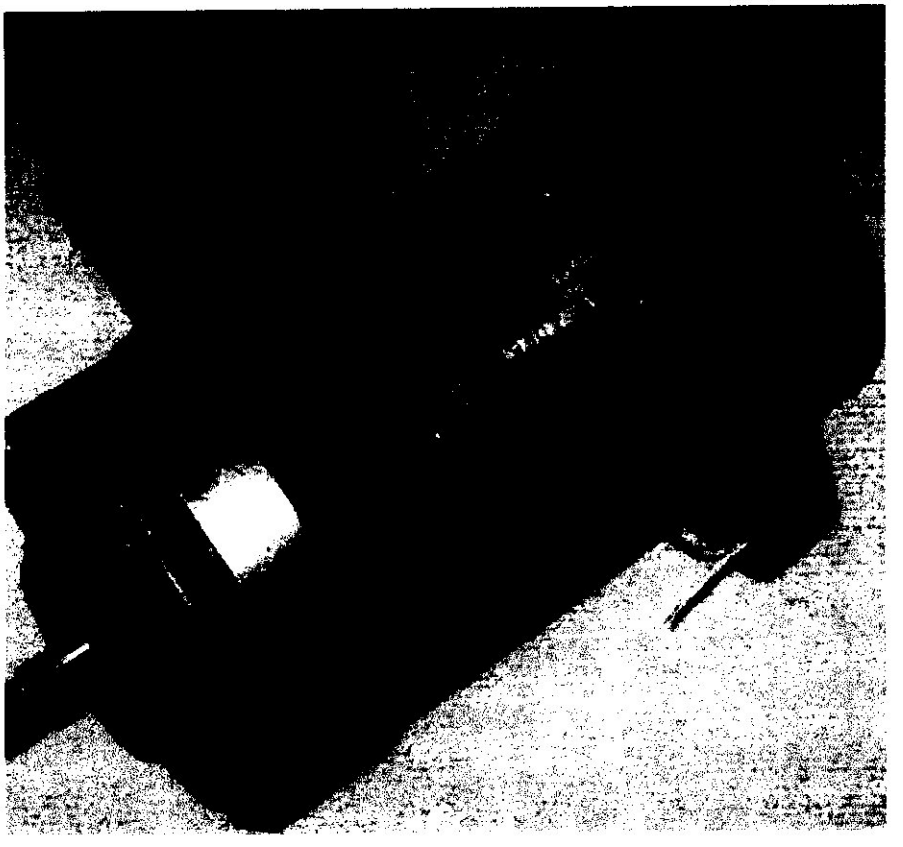


Figure (III - 6) : Auxiliary Motor.

I . Differential gear train :

Il se compose d'un inner et outer gear (engrenage extérieur et intérieur), un différentiel engrenage et arbre à came. Il relie la pale du numéro 1 du l'hélice tournante au bêta shaft dans la commande stationnaire.

Les Changements d'angle d'attaque de pale sont passés au input gear (engrenage intérieur) qui a comme conséquence le mouvement relatif entre engrenage intérieur et engrenage extérieur. La sortie des Train d'engrenages (Output gear train) également commande governor flyweight assembly.

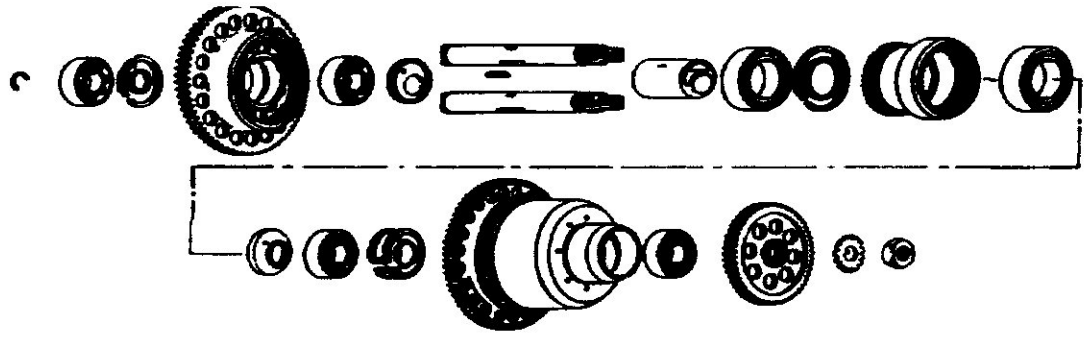


Figure (III -7) : Differential Gear train.

G . Pump drive gear :

Elle fait partie de rotating sleeve assembly, elle est connecté au drive gears sur la pompe principale et de secours (main pump et standby pump) et la pompe principale de récupération (main scavenge pump).

K . Pressure cut out switch : voir figure (III - 8)

Pressure cut out switch est un commutateur (switch) activé hydrauliquement. L'action de changement de pas du l'hélice en raison de pressure surge (la pression de surtension) d'approximativement 650 psi quand les pales atteignent l'arrêt mécanique de feather.

Le commutateur (switch) enlève la masse au feather override button et désactive feather solénoïde et auxiliary pump motor.

Figure (III -8) : Pressure Cutout Switch.

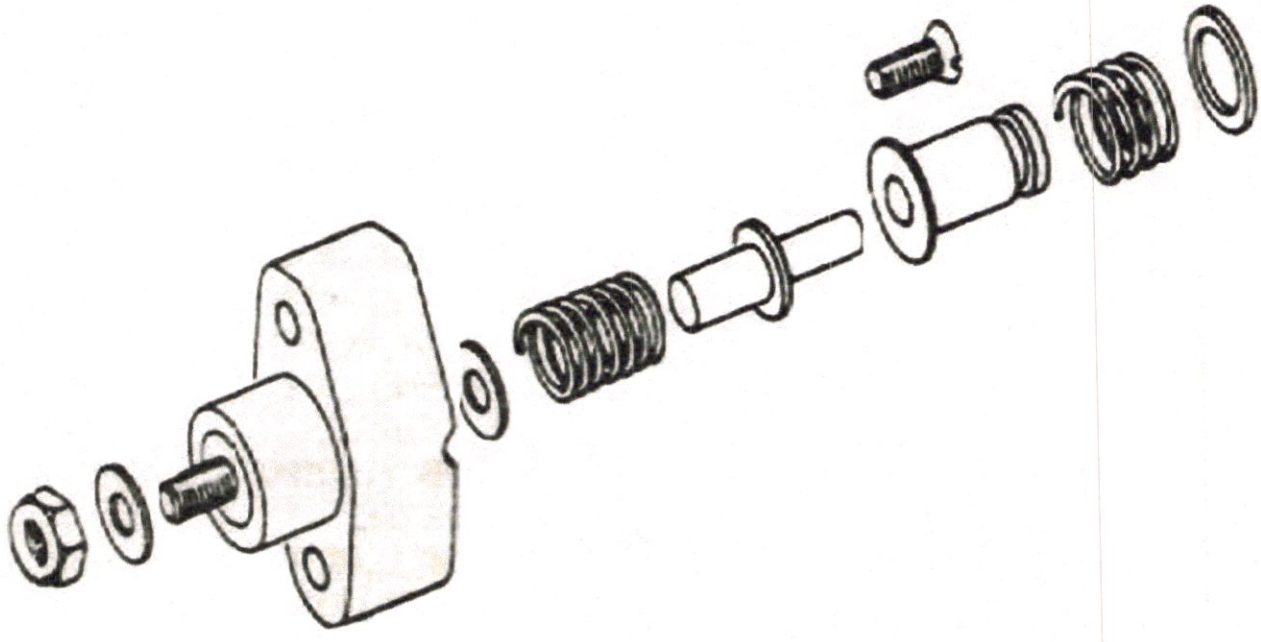


Figure (III -8) : Pressure Cutout Switch.

L . Transfert bearing assembly :

Il se compose d'une douille stationnaire et d'une douille tournante (rotating et stationary sleeve) situé dans le centre de la pompe housing. Il fournit un chemin au l'huile hydraulique pour aller du stationary pump housing à l'hélice tournante en entrant par le demi arrière de barrel à extension.

M **- Rotating sleeve** :

Elle est conduite par splined gear sur le demi arrière du barrel, cette sleeve entraîne les pompes et l'engrenage différentiel entraîne governor drive gear.

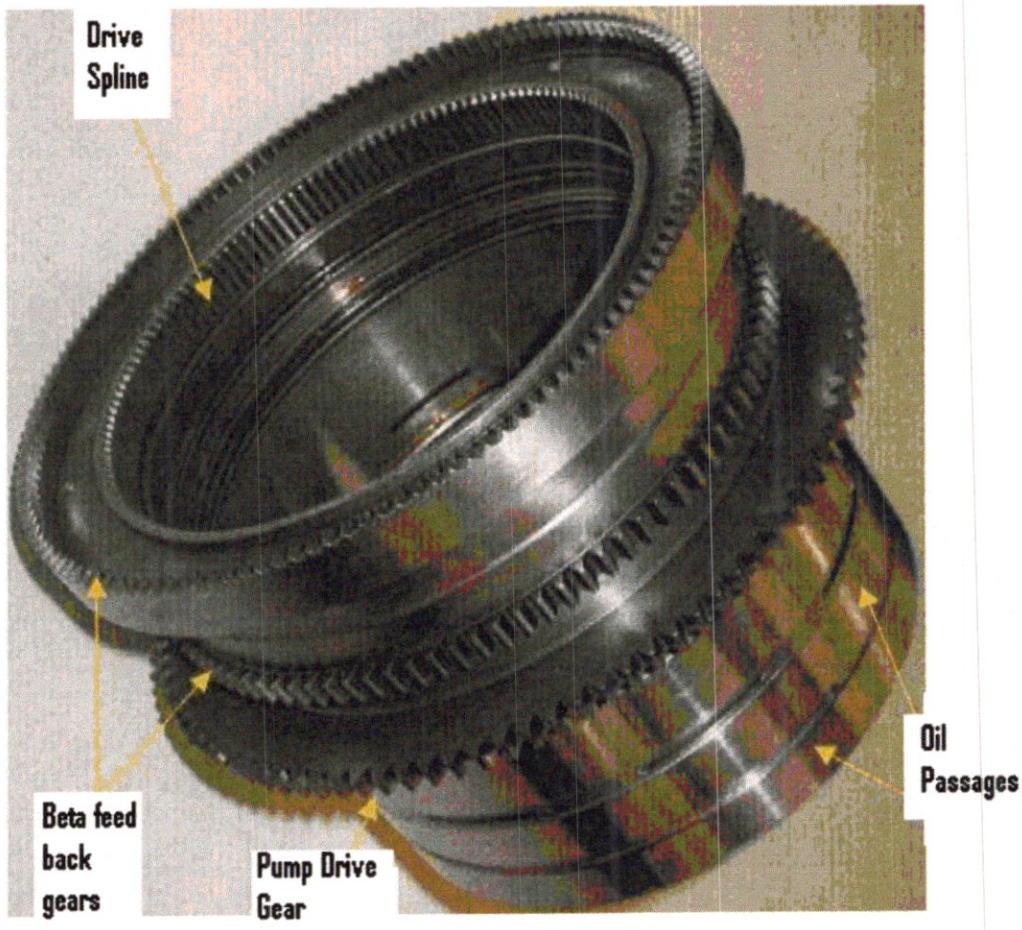


Figure (III -9) : Rotating Sleeve et Transfert Bearing.

Figure (III -9) : Rotating Sleeve.

N . **Sump relief valve** :

Elle se compose d'un plongeur de type valve à ressort, elle règle la pression du carter pressurisé (pressurized sump) approximativement à 20 psi.

La surpression pousse la valve de son siège et cette dernière permet de dégager l'excès de pression dans le carter de vidange atmosphérique (Atmospheric sump).

Figure (III -10): Sump Relief Valve.

O . Atmospheric dipstick :

Il fournit une indication du niveau d'huile dans le control assembly seulement quand la pompe auxiliaire est en fonction. La pleine marque (full mark) est située de ½ inch de la fin du bâton (jauge), tout excès d'indication qui marque, indiquerait un mauvais fonctionnement du Propeller control assembly.

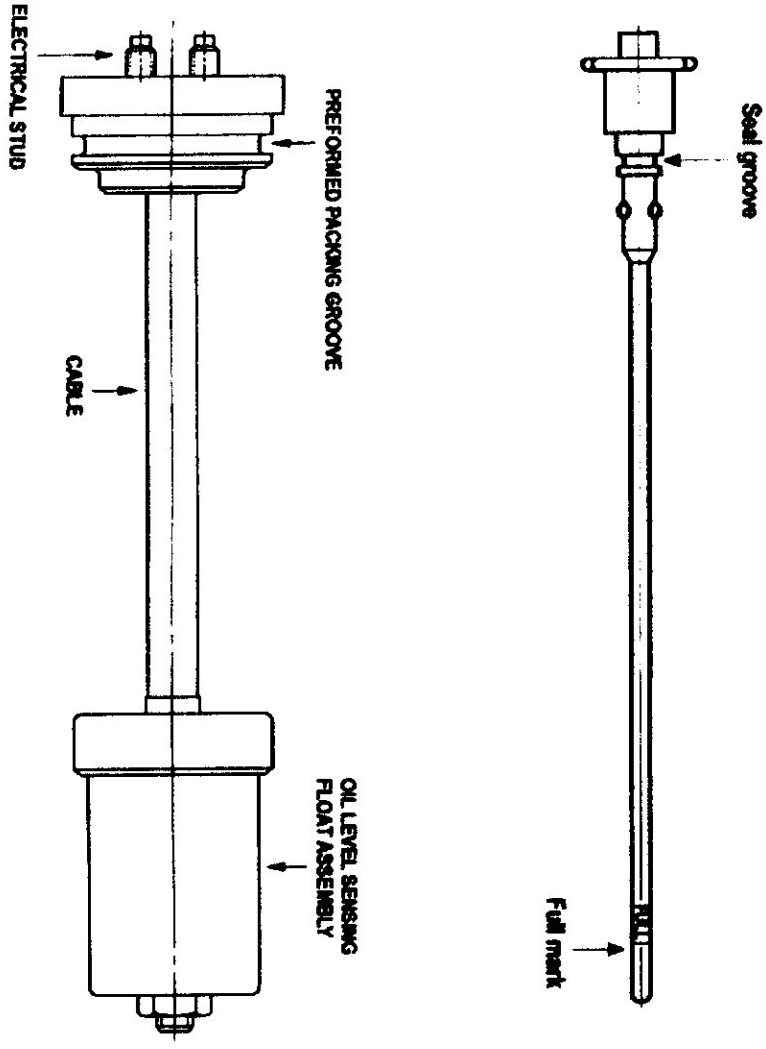


Figure (III -11) : Dip Stick et Float Switch.

P . Oil level float switch :

Il est installé sur le carter de vidange pressurisé (pressurized sump). L'illumination du voyant d'alarme du poste de pilotage se fait quand le niveau d'huile dans le carter de vidange pressurisé est au dessous de 2 quarts (½ L) ou moins.

Le minimum de nombre de tour (RPM) de l'hélice est nécessaire à pressuriser le système de l'hélice.

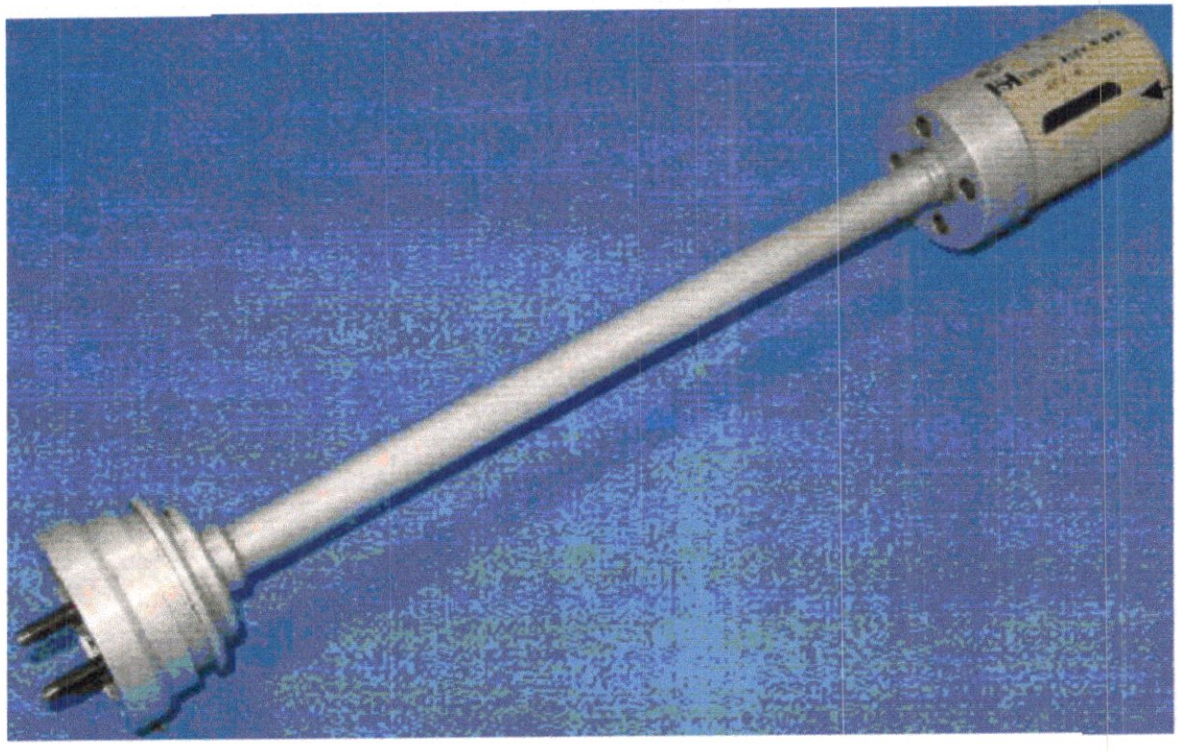


Figure (III -12) : Oil Level Float Switch.

III . 3 – La Valve Housing (Le Régulateur D'hélice):

Le fonction des différentes valves contenues dans ce carter est de commander le passage de fluide hydraulique vers le mécanisme de changement de pas, les mouvements de la manette dans le poste de pilotage sont transmis au coordinateur par l'intermédiaire d'un system de câble et de liens mécaniques.

❖ Les Composants du régulateur d'hélice sont : **voir figure (III - 13)**

- Beta set cam, Backup valve cam.
- Input shaft spur gear.
- Throttle anticipation potentiometer spur gear.
- Beta feed back shaft.
- Splined shaft.
- Beta follow-up cam.
- Beta backup valve cam.
- Pressure cutout switch backup cam.
- Speed sensing governor.
- Main and standby filter.
- Main and standby regulating valve.
- Low pressure relief valve
- High pressure relief valve.
- Feather actuating valve.
- Feathering solenoid valve.
- Backup valve.
- Feather valve.
- Selector valve.
- Standby pump check valve.
- Negative torque bracket.
- Control drive bracket.

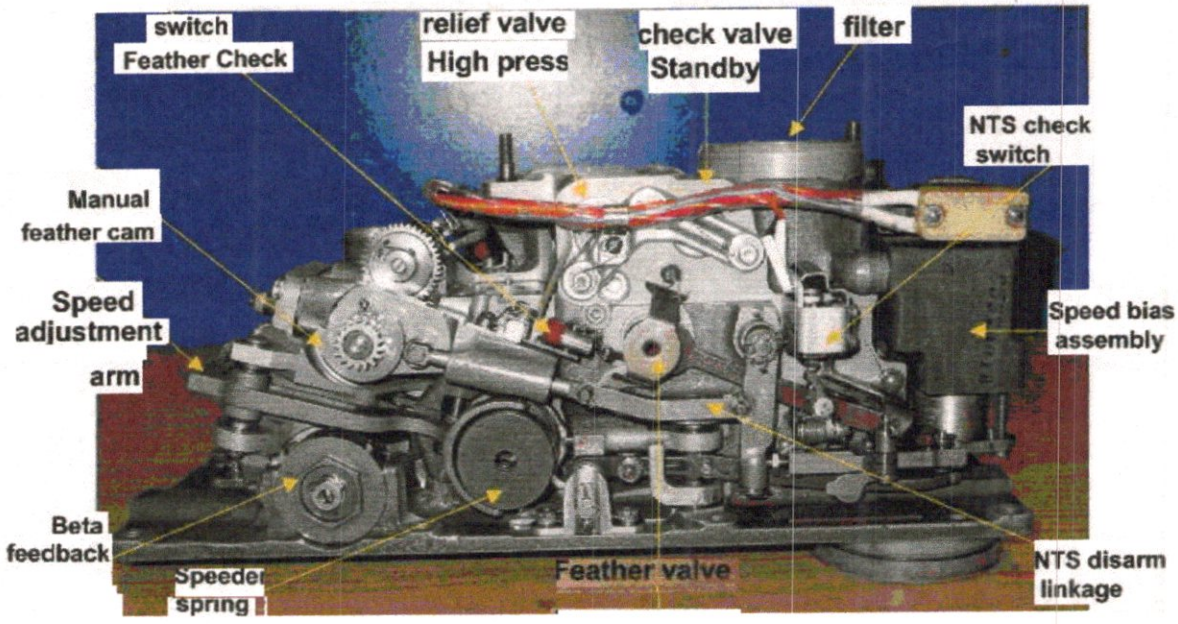


Figure (III - 13) : Description de la valve housing.

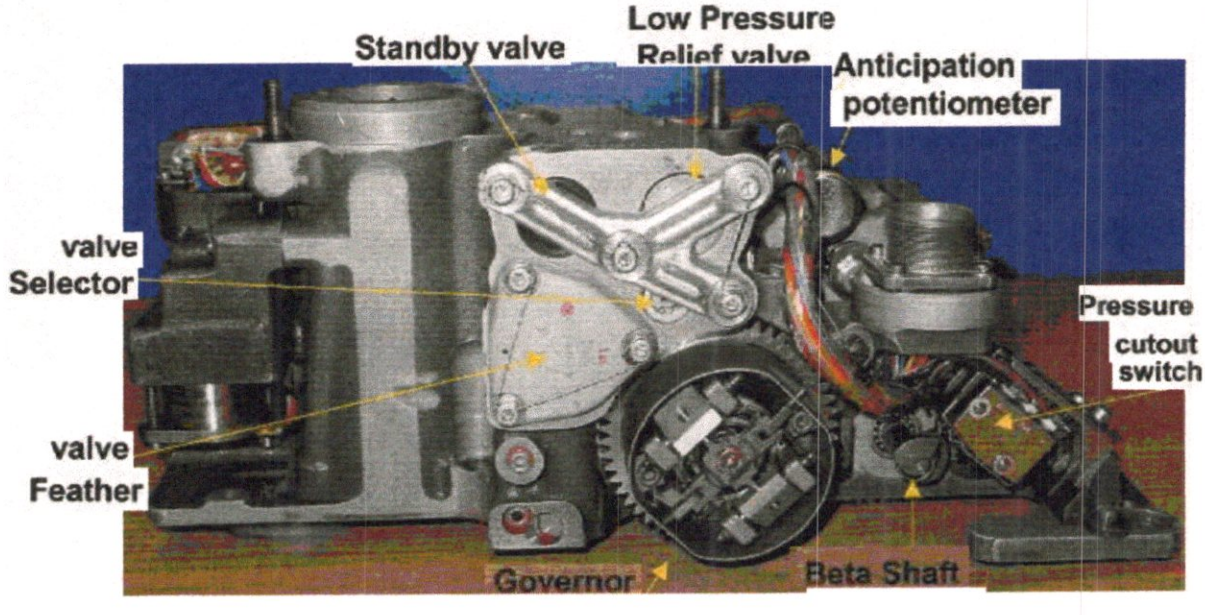


Figure (III - 13) : Description de la valve housing.

III . 3 . 1 - Les composants secondaires de la valve housing :

A . Alpha Shaft :

Les mouvements de la manette et le levier de condition sont transmit par le coordinateur vers l'alpha shaft. L'alpha shaft ou le Propeller input shaft à quatre cames et deux engrenages attachés.

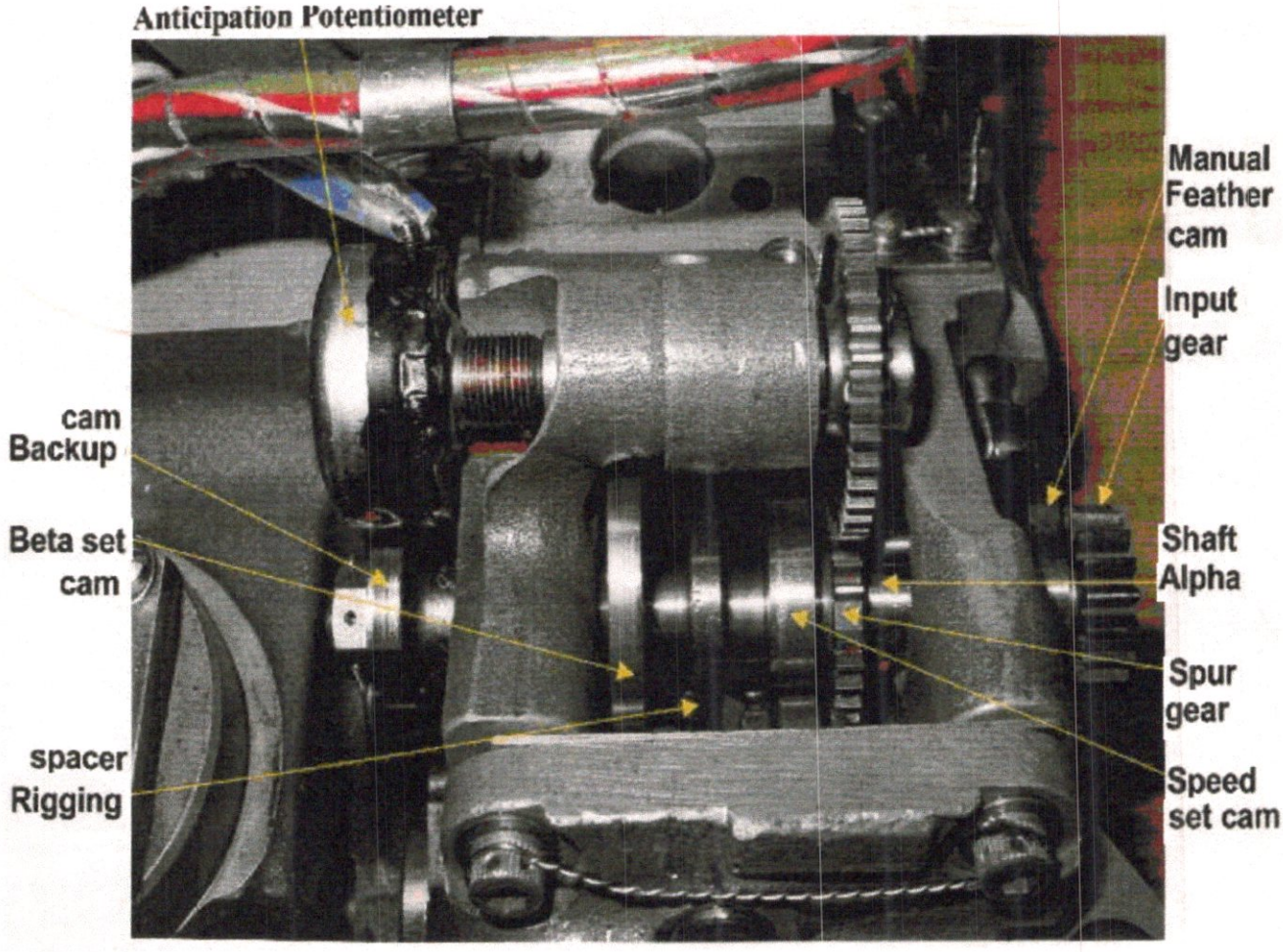


Figure (III - 14) : Alpha Shaft.

A . 1 - Manuel Feather cam :

Il arme le system NTS en flight range ou alpha range. Il décale mécaniquement la feather valve quand le levier de condition est placé dans la position feather.

A . 2 - Speed Set cam :

Elle règle la tension de speeder spring pour un RPM de 100 à 113 percent en bêta range et de 100 percent en alpha range.
Le réglage de la tension de speeder spring a pour but d'éliminer le travail des masselottes sur la pilote valve.

A . 3 - Bêta set cam :

La bêta set cam travaille en bêta range de la manette des gaz (ground ou taxi range), la bêta set cam déplace mécaniquement la pilote valve de telle façon que celle-ci amène l'angle de l'hélice suivant l'angle demandé par le throttle. (Le recentrage de la valve se fait par le bêta feedback cam).

A . 4 - Backup valve cam :

Quand l'alpha shaft est au-dessous de Flight Idle (0 à 23,5 degré) la came déplace backup valve, pour bypsser la pression dosée à main et standby relief valve pour libérer le méchanical low pitch lock. La pression employée est environs de 250 psi.

La backup valve s'ouvre également pour aller de feather vers petit pas. On a également besoin d'une pression dosée (plus au moins 200 psi) pour enlever des crochets à ressort (feather Latches).

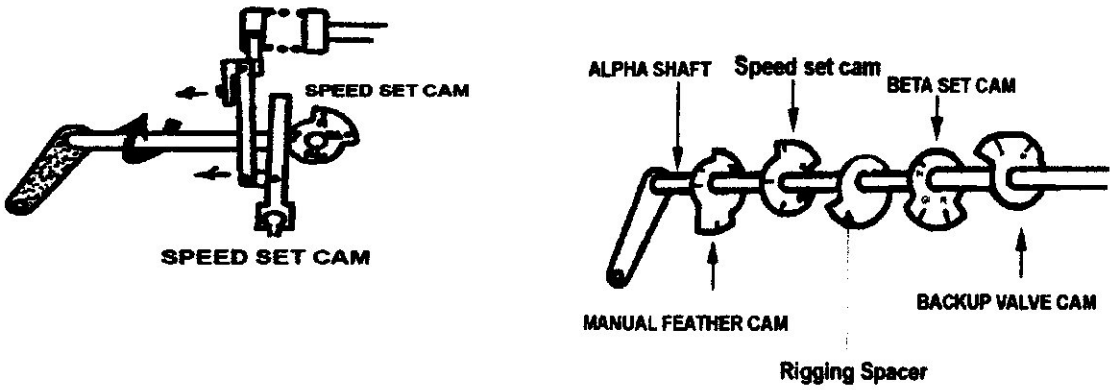


Figure (III - 15) : Les cames d'Alpha Shaft.

A . 5 - Input gear :

Il est connecté à l'entrée de l'arbre dans le carter de la valve à travers un train d'engrenages.

A .6- Spur gear de potentiomètre d'anticipation : tourne le curseur (un aiguille) du potentiomètre d'anticipation. (Avoir un résultat rapide d'une action désirée).

B . Bêta feedback shaft :

Il se compose de splined shaft, et quatre cames, la position du beta feedback shaft est un résultat direct de la position réelle d'angle de pas.

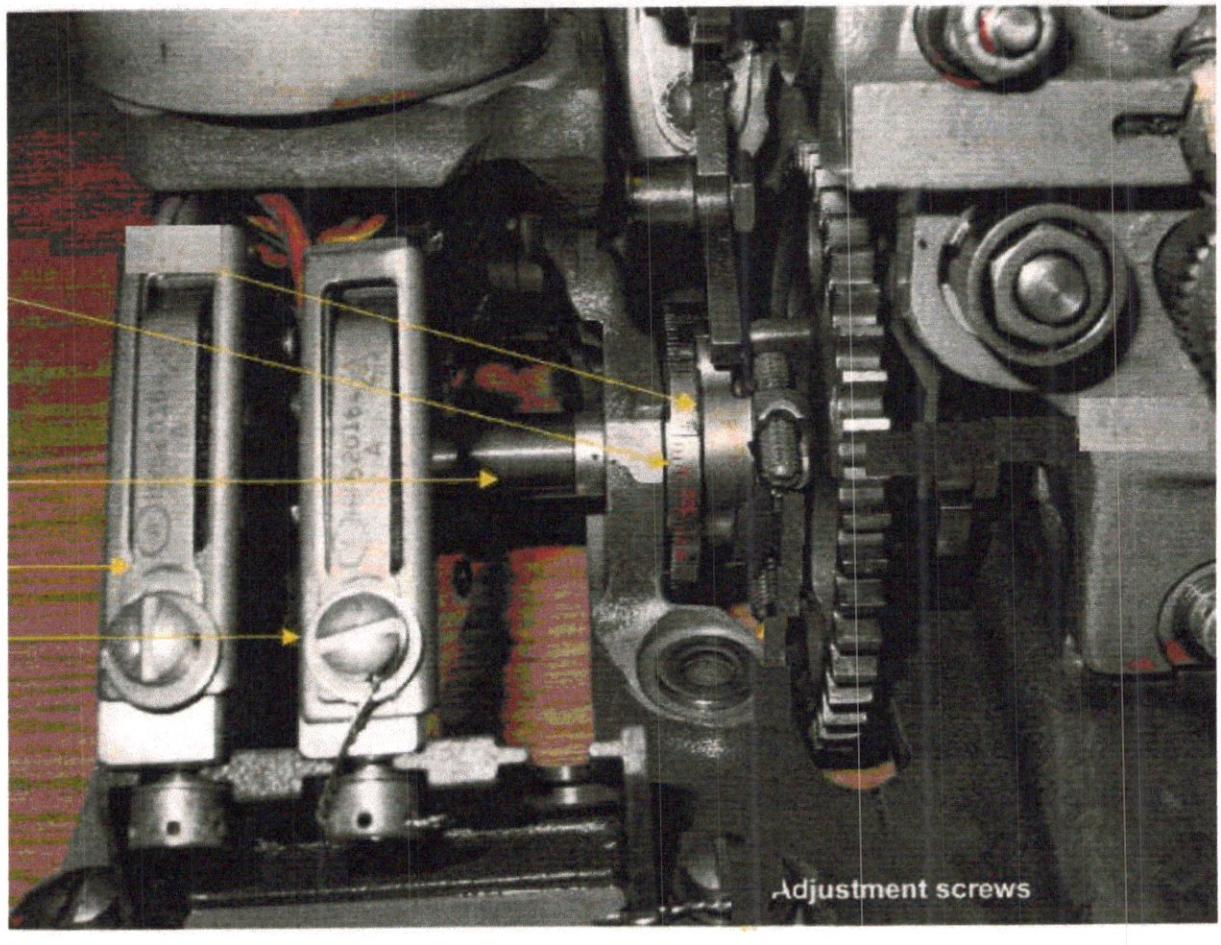


Figure (III - 16) : Beta feed back shaft.

B . 1 - Splined shaft :

Splined shaft est positionné par le train d'engrenages, il est connecté au bêta gear segment, ce dernier est attaché à la pale numéro un.

B . 2 - Beta follow- up cam :

Elle arrête en ground ou taxi range le travail hydraulique lorsque l'angle de pale désiré est atteint.

Balancé le governor pilote valve à travers le mécanisme de linkage. Elle travaille en même temps avec bêta set cam, qui est attaché au Alpha shaft, elle renvoie le pilot valve dans une position qui maintiendra le pas programmé par la manette des gaz.

B . 3 - Pressure cutout switch backup cam :

Il ferme un switch quand l'angle d'attaque de pale est près de la positon feather, ainsi que pressure cutout switch permet l'arrêt du circuit électrique de feather quand la pression appropriée est senti pendant le changement de pas (feathering).

Ce switch travaille en parallèle avec le pressure switch (600 à 800 psi) ; ceci empêche la mise hors service des pompes Auxiliaire avant que les 86 d'angle de pale ne soient atteints (les deux ensemble arrêtent la pompe Auxiliaire).

B . 4 - Beta backup valve cam :

Elle active la backup valve quand l'angles de pas est au-dessus de 30 degrés.

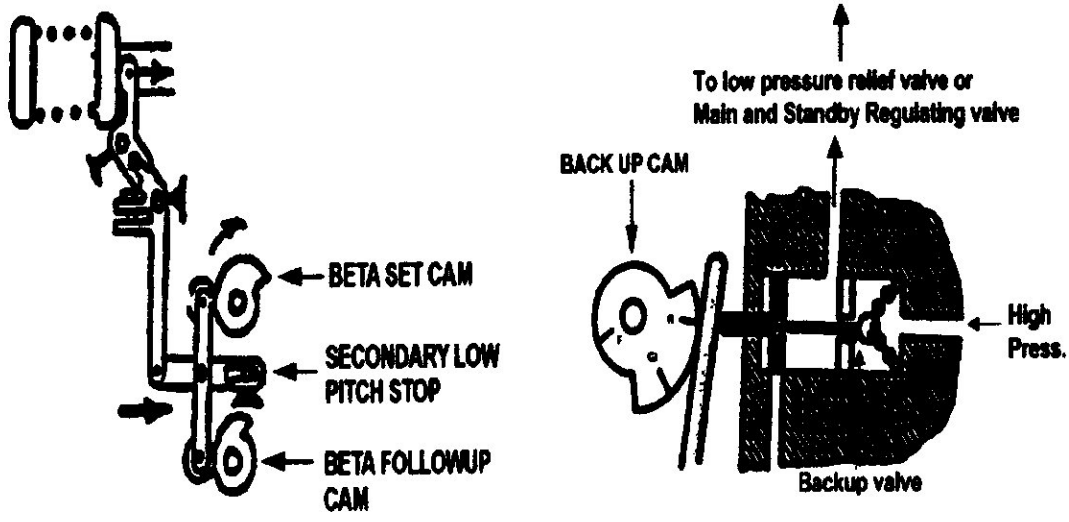


Figure (III - 17) : Les cames de Bêta Shaft.

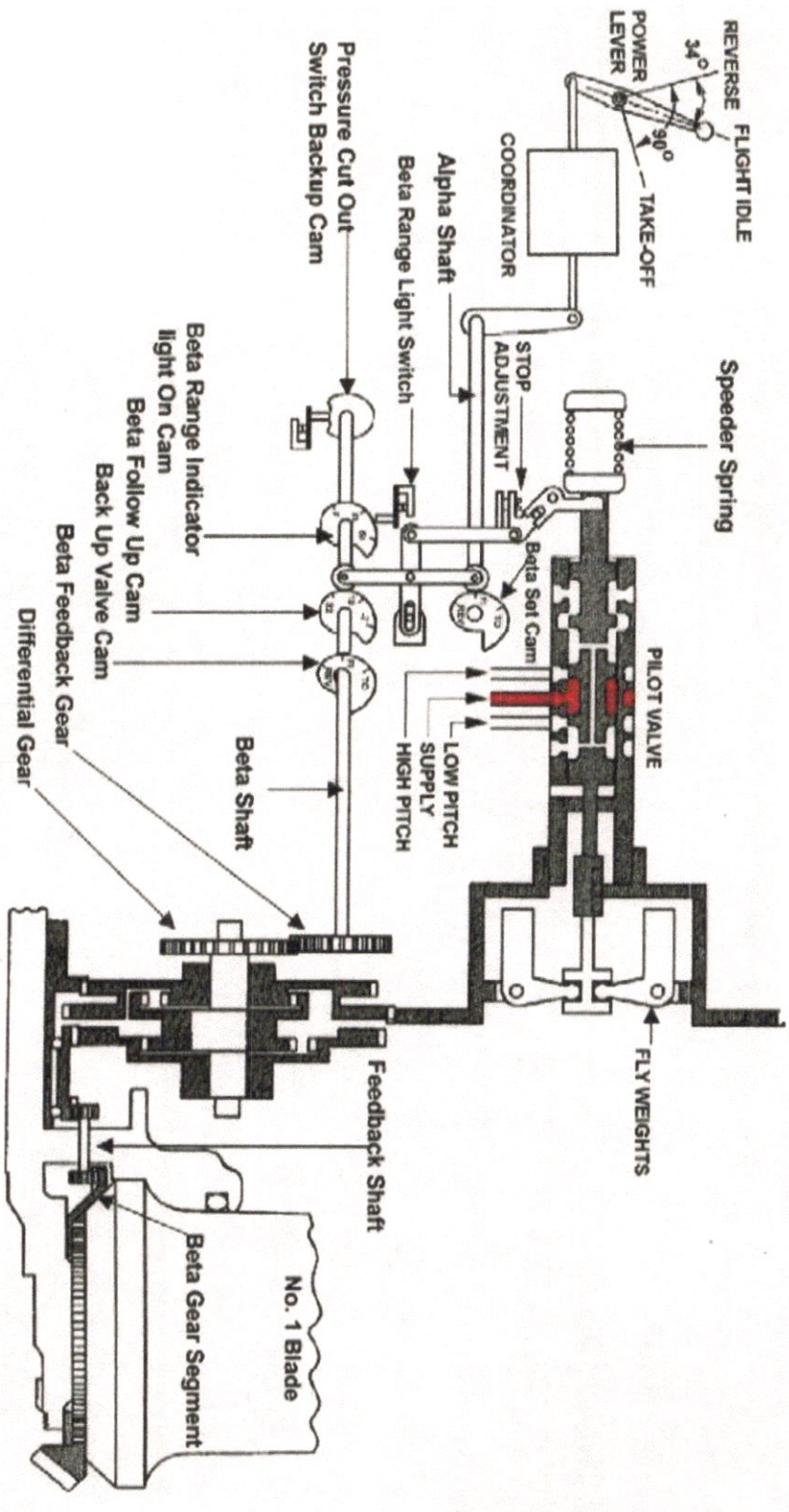


Figure (III - 18) : Les composants de la valve housing.

C . Speed Sensing Governor : voir figure (III - 19)

Le rôle du speed sensing governor assembly est maintenu la vitesse de l'hélice (RPM) constante dans Alpha range, ceci est accompli en commandant l'angle des pales.

Les masselottes sont entraînées par un train d'engrenage différentiel à 3190 rpm à 100% rpm, elles développent une force centrifuge directement proportionnelle à la vitesse de l'hélice qui positionne le pilote valve contre la force de speeder spring et qui est égal à la force centrifuge des masselottes en état de vitesse (100% RPM).

La forces de Speeder spring peut être réglée en fonction du levier de puissance, condition lever ou syncrophaser entrée au speed bias motor.

Lorsque la vitesse de moteur augmente, la force centrifuge du masselotte pousse la force de speeder spring et repositionne le pilot valve. Le Mouvement de la soupape de commande (pilot valve) dirigera la pression d'huile du pompe au coté avant du dôme (piston) pour augmenter le pas des pales ce qui réduira le RPM de l'hélice à 100%.

Quand le RPM du l'hélice baisses au dessous de 1106 tr/min, les forces centrifuges agissant sur les masselottes sont diminuées ce qui permet au speeder spring force de pousser et déplacer la pilote valve pour permettre au basse pression de changer le pas à travers le fonctionnement de piston. Une réduction dedans augmente la pression de pas, laissera centrifugal twisting moment sur les pales pour diminuer le pas, ce qui augmente le rpm de l'hélice à 100%.

D . Main et standby filter :

Ce filtre est situé sur la ligne de la circulation du fluide hydraulique dans la valve housing.

Le dispositif de by-pass valve est construit en cas de colmatage du filtre, ce qui permit à l'hélice de recevoir assez de flux de fluide hydraulique.

Deux types des filtres différents sont généralement utilisés stacked screen disk qui filtre à 81 microns et newer paper element qui filtre à 65 microns.

Les deux types des filtres sont remplaçable le stacked disc filter peut être nettoyé et employé encore, ou peut être converti en filtre à cartouche.

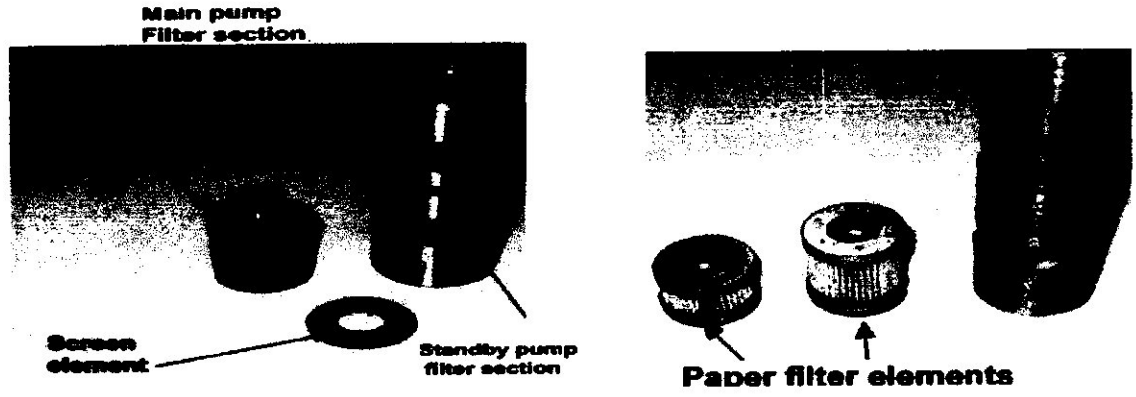


Figure (III - 20)

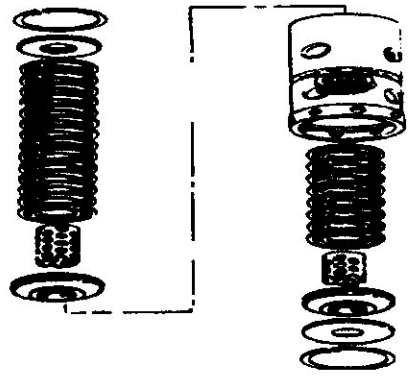


Figure (III - 20)

Figure (III - 20) : Main and standby filter

E - **Low pressure relief valve : voir figure (III - 21)**

Elle est située dans la valve housing maintient approximativement 100 psi différence de pression entre la pompe de refoulement et la pression de changement de pas (high pitch et low pitch).

L'augmentation ou la diminution de la pression dans le circuit de high pitch, décalera le Selector valve.

La pression sera alors passé directement au côté de ressort de low pressure relief valve. La pression de changement de pas est facilitée par la tension de ressort qui maintiendra la pression de pompe approximativement à 100 psi au-dessus de la pression de changement de pas. La surpression est déviée et dirigée vers le coté pressurisé.

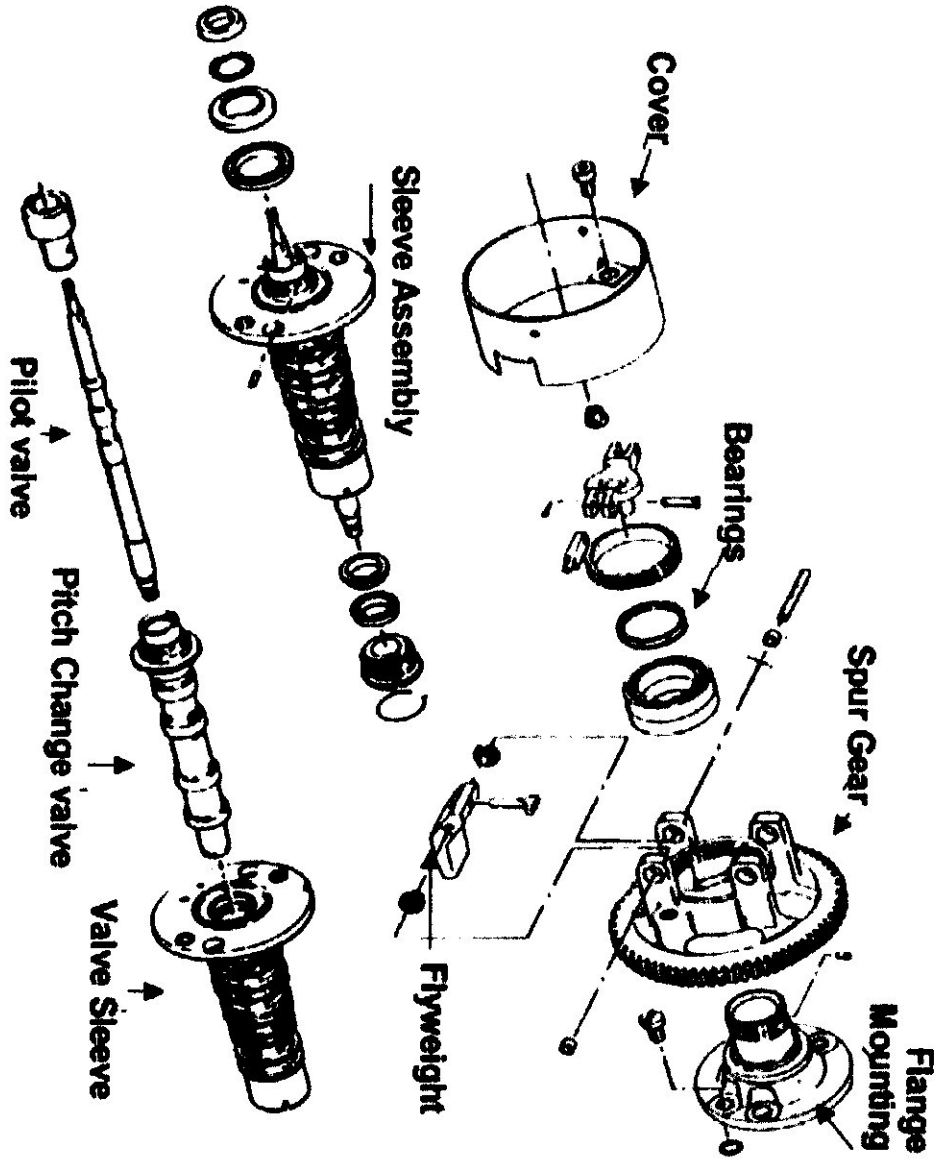


Figure (III - 19) : Speed sensing governor.

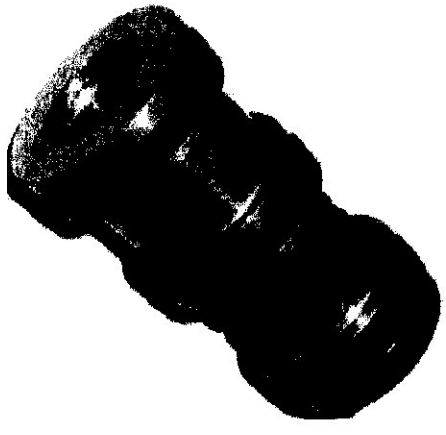


Figure (III - 21) : Low pressure relief valve.

F . High pressure relief valve :

Elle est située dans la valve housing sur le coté de la sortie du pompe principale et de la pompe auxiliaire. Le rôle de la valve est soulagé (déchargée) la pression des pompes soit la principale ou l'auxiliaire causé par le mauvais fonctionnement de pressure cutout switch ou pressure cut out backup switch (86degree switch).

La valve est normalement fermée excepte pendant un défaut de fonctionnement qui cause une surpression dans ce cas la valve s'ouvre et porte une pression plus élevée au coté pressurisé.

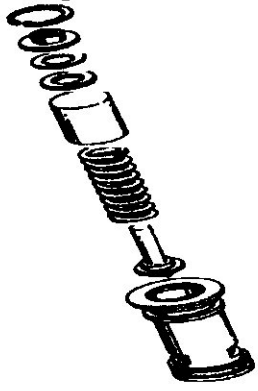


Figure (III - 22) : High pressure relief valve.

G . Feathering solénoïde valve : voir figure (III - 23)

Elle est située dans la valve housing, elle se compose d'un plongeur actionné électriquement qui pousse contre une boule à ressort (un ressort retaré) de type clapet anti-retour. La valve est actionnée électriquement par un commutateur déclenché avec un levier de condition ou un emergency shutdown handle (T handle).

Le solénoïde activé (exité) déplace le clapet anti-retour qui permet au fluide hydraulique de passer à la chambre drapeau pour les deux : la pilot valve et feather valve. La position de ces deux valves permet l'écoulement de la pression de pompe au côté extérieur du dôme assurant le changement efficace de pas (feathering).

H . Backup valve : voir figure (III - 24)

Elle est située dans la valve housing, elle est activée par le mécanisme de linkage positionné (commandée) par alpha shaft backup valve cam ou bêta backup valve cam. Le but de backup valve est dirigé la pression calculée vers le côté de ressort de low pressure relief valve ou main et standby regulating valve pour l'hélice sous le matricule 54H60-111, gardant (laissant) la pression en

équilibre (balance) pour maintenir son 150 Psid dans le système pendant l'opération unfeathering et reverse.

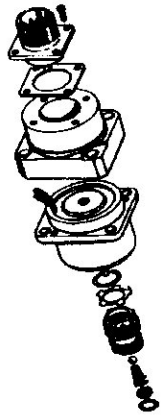


Figure (III - 23)

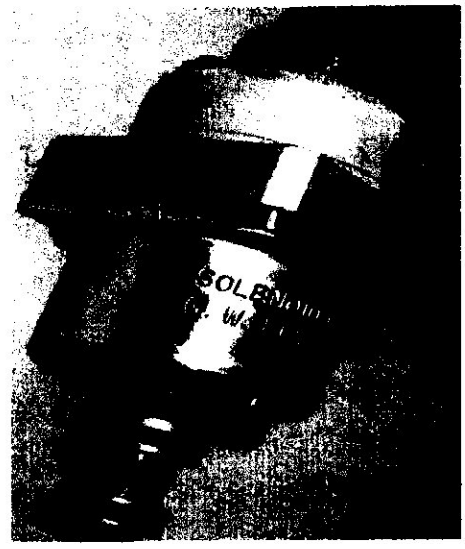


figure (III - 23)

Figure (III - 23) : Feathering solenoid valve.

Figure (III - 24) : Backup valve.

I . Feather valve :

Elle est située dans la valve housing, elle se compose d'un plongeur à ressort taré qui se déplace dans une douille fixe.

La valve peut être enclenchée (actionnée) mécaniquement et hydrauliquement par :

- Mouvement de levier de condition.
- Traction de poignée d'arrêt de secours.

- Action de la négative torque system plongeur.

Le rôle de la valve est dirigé la pression d'hydraulique vers le coté supérieur du piston de dôme Assembly. Ceci fournira une augmentation rapide de pas d'hélice pour placer les pales dans la position feather (mis en drapeau).

Quand la feather valve décale, elle dirige un taux d'huile élevé délivré par toutes les pompes à augmenter le pas du l'hélice et fournit un chemin d'écoulement pour retourner au coté pressurisé.

Figure (III - 25)

Figure (III - 25)

Figure (III - 25) : Feather valve.

J . Selector valve :

Elle est située dans la valve housing, elle se compose d'un plongeur dans une douille fixe sous une pression hydraulique.

Le rôle de la valve est de sélectionner la pression supérieur et dirigé cette pression vers le côté du ressort du low pressure relief valve ou vers main et standby regulating valve.

La valve est actionnée normalement pendant la position unfeather et les opérations reverse, dont une pression importante va donner un angle de pas important et vis versa.

Figure (III - 26)

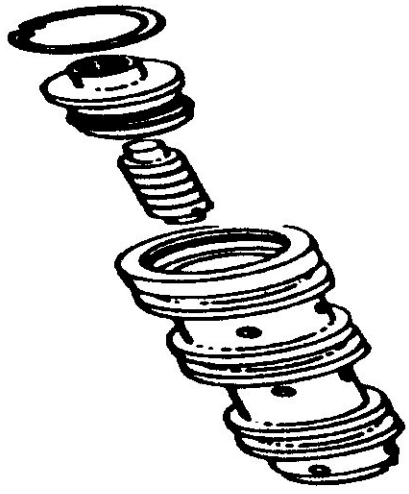


Figure (III - 26)

Figure (III - 26) : Selector valve.

K . Standby pump check valve : voir figure (III - 27)

Elle est située dans la valve housing, c'est un plongeur à ressort de type valve de siège. Le rôle de cette valve est réglée standby pump par :

Dévier le débit de la pompe de secours vers le coté pressurisé ou par l'interaction avec la standby valve ou dans main et standby regulating valve, ce qui laisse le refoulement de standby pump d'entrer dans la canalisation d'alimentation en pression de pompe.

Pendant des conditions ou la vitesse de la pompe est minimale de 1% ou plus, la main et standby regulating Valve tournent pour augmenter la pression inférieure, la standby check valve s'ouvre par la pression élevée descendante, ce qui laisse la pression dans le système.

L . Negative torque bracket : voir figure (III - 28)

Il est monté sur le carter de la gear box. Le mécanisme de négatif torque signals fonctionne quand la vitesse de l'hélice tend à dépasser la vitesse de moteur pendant des conditions telles que des interruptions (coupure) temporaire de carburant, une force d'air qui arrive pendant la descente.

Des actions (signaux) sont transmise par negative torque bracket et partent alternativement à la commande où on produit un signal mécanique qui augmentera le pas d'hélice selon les besoins pour limiter le negative shaft torque.

Figure (III - 27)

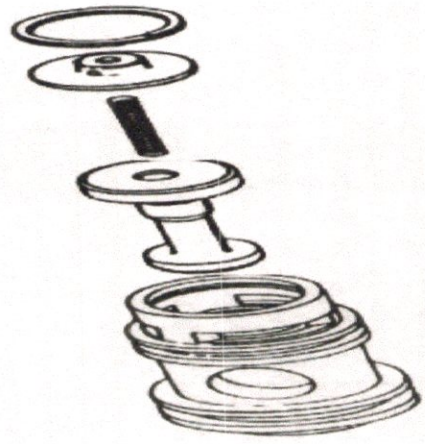


Figure (III - 27)

Figure (III - 27) : Standby pump check valve.

Figure (III - 28) : Negative torque bracket.

M . Control drive bracket :

Il est attaché à la caisse de pignon de réduction (réduction gear case), il se compose d'une bracket (support) formée par deux tampons métalliques (pads) en nylon ce qui engage un crochet de couple (torque lug) monté sur la pompe housing, il garde la commande pour la rotation.

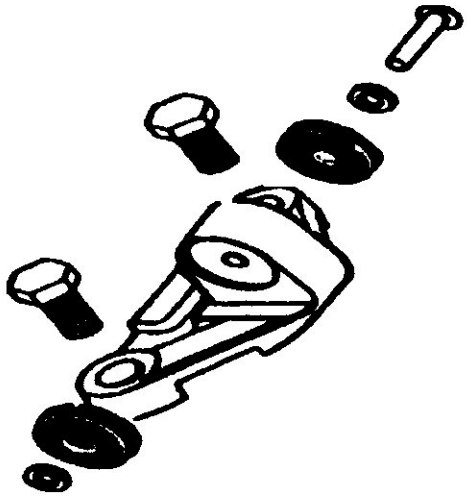


Figure (III -29).

Figure (III -29).

Figure (III - 29) : Control drive bracket.

N . Main et standby regulating valve :

Elles sont situées dans la valve housing, elles règlent la pression de la main pump à 150 psid au-dessus de la pression calculée pour maintenir assez de pression dans le système pour le changement du pas. Au moment de transit (déplacement) d'angle de pas de l'hélice la pression peut chuter au dessous de 150 Psid.

La force de ressort prend en charge la valve, décalant le plongeur bloquant le passage de fluide dans ligne de secours. Celle-ci augmente la pression, elle ouvre la pompe standby laissant le passage de la pression vers l'hélice avec un grand débit de pression.

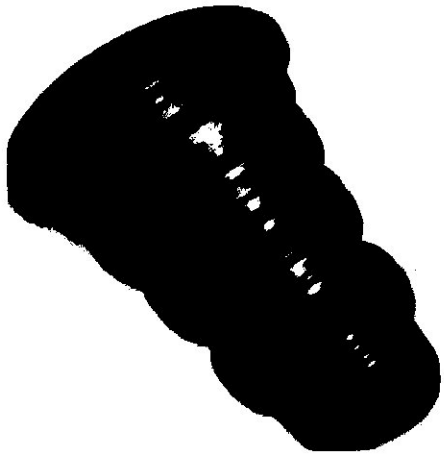


Figure (III - 30)

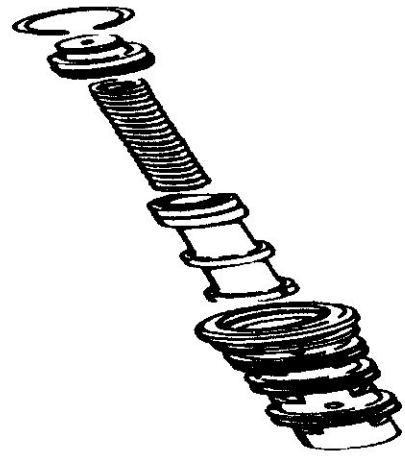


Figure (III - 30)

Figure (III - 30) : Main et standby regulating valve.

O . Feather actuating valve :

Elle est située dans la valve housing, elle se compose d'une douille intérieure et d'un piston à ressort qui se déplace dans une douille fixe. Un ressort est incorporé (inclus) pour maintenir la position du piston contre le feather linkage. Elle dirige la pression de pompe sur le coté arrière du feather valve et au governor pilot valve pour positionner ces valves dans une position feather une fois est activée.

La valve est actionnée par une entrée mécanique du levier du condition ou le plongeur de NTS.

Figure (III - 31): Feather actuating valve.

III. 4 – Les modes d'opération de l'hélice : voir Annexe 1

L'hélices a des conceptions contrôlable tel que le changement de pas, elle fournit la poussée sélectionnée par le pilote a travers des conditions de fonctionnement tels que Cruse mode (vol horizontal rectiligne), Bêta mode, Reverse mode, Feathering mode, Negative torque system.

Chapitre IV

Recherche de pannes

CHAPITRE IV

RECHERCHE DE PANNES

IV.1. Introduction sur la recherche de panne :

Dans ce chapitre on va étudier les procédures de recherche de panne et la méthodologie de dépannage attribuée.

A chaque avarie survenue en fonctionnement, les erreurs de fonctionnement ne doivent pas dépasser un certain intervalle de tolérance pour cela la panne doit être éliminée avant une exploitation ultérieure de l'appareil.

Le but principal de la recherche de panne est de détecter les défauts engendrant un néfaste comportement des pièces et de fournir des données concrètes pour juger de l'état des systèmes.

IV.2. Etape de dépannage :

a) plainte équipage (panne), CRM : message de panne.
b) recherche de panne.
c) pose/dépose (maintenance).
d) test de bon fonctionnement.
e) compte rendu.
f) restitution de l'avion à l'exploitation.

IV.3. Définition de la panne :

Il y aune panne dès qu'un défaut apparaît, c'est un écart entre ce qui devrait être et ce qui est, mais ce que on a constaté n'est qu'un symptôme.

Souvent le dépanneur cherche à supprimer la panne sans chercher les causes premières. Si l'on veut réellement que la panne ne se reproduise plus, il faut remonter à la cause première d'où la nécessité d'établir la chaîne des causes.

IV.4. Définition de la maintenance :

La maintenance est définie comme étant l'ensemble des actions permettant de maintenir ou de rétablir un équipement dans un état spécifié. On est en mesure d'assurer un service déterminé.

La maintenance effectue des opérations de dépannage, de graissage, des visites, de remplissage, d'alimentation etc.... ; permettant de conserver le potentiel d'un matériel du coût global optimum et d'augmenter la fiabilité (la durée de vie d'un élément).

IV.5. Le but de la maintenance :

La maintenance doit assurer la rentabilité des investissements matériels de l'entreprise, en mettant le potentiel d'activité, tenant compte de la politique définie par l'entreprise ; pour cela, elle se fixe des objectifs suivants :

1- maintenir l'équipement dans un état acceptable.
2- Assurer la disponibilité maximale de l'équipement avec un pris raisonnable.
3- Fournir un service qui élimine les pannes en tout instantes.
4- Augmenter la durée de vie de l'outil de production (la fiabilité).
5- Entretenir le maximum d'économie et assurer les performances de haute qualité, assurer le fonctionnement sûr et efficace à tout moment.
6- Obtenir un rendement maximal.
7- Maintenir les installations dans des conditions hygiéniques acceptables.
8- Réduire au maximum les coûts de maintenance.
9- Réduire les temps d'arrêt.

IV.6. Les méthodes de maintenance :

Toutes les méthodes de maintenances sont devisées en deux concepts.

- Maintenance corrective.
- Maintenance préventive.

IV.6.1. Maintenance corrective :

C'est une maintenance effectuée après détection d'une défaillance.

Avantage :

- Simplicité de travail.
- Utilisation maximale des matériels (l'exploitation).
- Economie des pièces.

Inconvénients :

- Organisation difficile de l'intervention à l'impossibilité de prévisions.
- Arrêt imprévu de la machine donc perturbation de production donc un coût de réparation plus élevé celui de l'intervention avant l'accident, parce que les dégâts sont plus importants.

IV.6.2. Maintenance préventive :

Maintenance effectuée dans l'intention de réduire la probabilité de défaillance d'un bien ou la dégradation d'un service rendu. Le programme de la maintenance préventive comporte des activités fondamentales suivantes :

- Inspection périodique et surveillance des machines.
- Entretien des unités de l'entreprise pour éviter les perturbations de production.

Avantages :

- Meilleure gestion financière.
- Les arrêts et les opérations sont programmés en accord avec la production.
- Augmentation de la sécurité.

Inconvénients :

- Le coût des opérations est élevé, à cause de la périodicité sur la durée de vie minimum des composants.
- L'intervention est anticipée pour rester en phase avec d'autres arrêts.
- Le démontage même partiel d'un appareil insiste aux changements de pièce par précautions.
- La multiplicité des opérations de démontage accroît le risque d'introduction de nouvelles pannes « défaut démontage ».

Pour ce type de maintenance on distingue deux types d'entretien :

- Entretien en ligne.

- Entretien en atelier.

IV.6.2.1. maintenance en ligne :

Elle est effectuée sur les lignes de vol dans une stations ou escale de la compagnie, généralement elle consiste en des taches de routines telles que la préparation de l'avion en vol, vidange lavage et certaines inspections de pannes majeures. La main d'œuvre et les équipements nécessaires pour ce type de maintenance sont limités.

IV.6.2.1.1 – Les opérations de maintenance en ligne :

- **Inspection des routines :**

C'est une inspection qui se fait après chaque vol et qui vérifie d'une manière visuelle les constituants extérieurs des organes ou des accessoires à visiter.

- **Vérification de fonctionnement :**

Celle-ci vérifie le fonctionnement des principaux organes et accessoires au sol en inspectant les indicateurs du poste de pilotage et analysant les différents régimes.

- **inspection pour l'état :**

Elle concerne la structure métallique extérieure de l'avion.

IV.6.2.2. Maintenance en atelier :

Ce type de maintenance est accompli dans une base de maintenance, elle est fixée et orientée parce que la base est destinée pour accomplir un nombre d'opérations de maintenance spécifique.

IV.6.2.2.1 - Les opérations de maintenance en atelier :

A. Démontage :

- Cette opération comprend la dépose et le démontage de toutes les pièces, l'opération se fait dans un endroit sec et dans un bon éclairage.
- Il faut être prudent pour éviter le dommage des pièces qui seront utilisées de nouveau.
- L'outillage doit être choisi avec soin pour ne pas détériorer des éléments de liaison.
- Le démontage doit être appliqué suivant un ordre qui est défini par le constructeur, dans le mode et les étapes nécessaires.

B. Nettoyage :

Parmi les causes de la dépose, on peut citer la corrosion, elle nous amène a faire le nettoyage des pièces, a fin de les maintenir et de faciliter le contrôle visuel.

L'opération de nettoyage de chaque composant doit être conforme aux normes imposées par le constructeur, toutes les parties doivent être nettoyées a fin d'enlever la graisse et la corrosion.

C. Inspection et contrôle :

Parmi les moyens de contrôle susceptible de faire connaître des composants, l'inspection visuelle s'est révélée comme l'une des plus efficaces, elle nous permet de détacher certaines détériorations : (Corrosion, déformation et rupture).

D. Réparation :

Les éléments ayant subi des dégâts : usiner, déformation...doivent être réparés si non remplacés.

E. Assemblage « remontage » :

Elle consiste à remonter les pièces et de construire des sous-ensembles, qui eux-mêmes seront assemblés pour constituer des ensembles tels qu'ils sont définis par de dessins d'ensembles.

F. Essais :

Les ensembles étant reconstituent sont soumis à des testes sur les bancs d'essais, le contrôle de performances se fera en rapport avec les manuscrits constructeurs « performance, information ».

G. Disponibilité :

Une fois que le contrôle a été conforme aux prescriptions du constructeur l'organe sera emballé et stocké du magasin, accompagné d'une fiche de bon état.

IV. 7 - Les tableaux de la recherche de pannes :

Démarche de Dépannage

❖ Tableau 1 : voir figure (IV – 1)

PROCEDURE DE L'ISOLEMENT		REMEDE
la pale ne change pas le pas pour le test au sol (Ground test)		
Avec la mise sous tension d'avion, fermés tous les disjoncteurs de commande de l'hélice sur les panneaux du disjoncteur du pilote et du co-pilote. Déplacer le levier de condition à la position feather. Est ce que les pales de l'hélice tournent jusqu à la position feather.	OUI	Procéder à la prochaine étape.
	NON	Vérifier la position feather de l'hélice en utilisant le levier de condition.
Avec les mêmes conditions comme ci-dessus, déplacer le levier de condition au Air START. Est ce que auxiliary feather pump motor fonctionne?	OUI	Procéder à la prochaine étape.
	NON	Vérifier le moteur de la pompe auxiliaire.
Vérifier la valve housing d'hélice et les câbles de commandes d'état du moteur. Sont-ils calés correctement ?	OUI	Procéder à la prochaine étape.
	NON	Réglé la valve housing. réglé l'état de moteur (condition de moteur suivant TSM).

❖ Procédure de la recherche de panne pour une pale ne change pas le pas pendant le test au sol (Ground test).

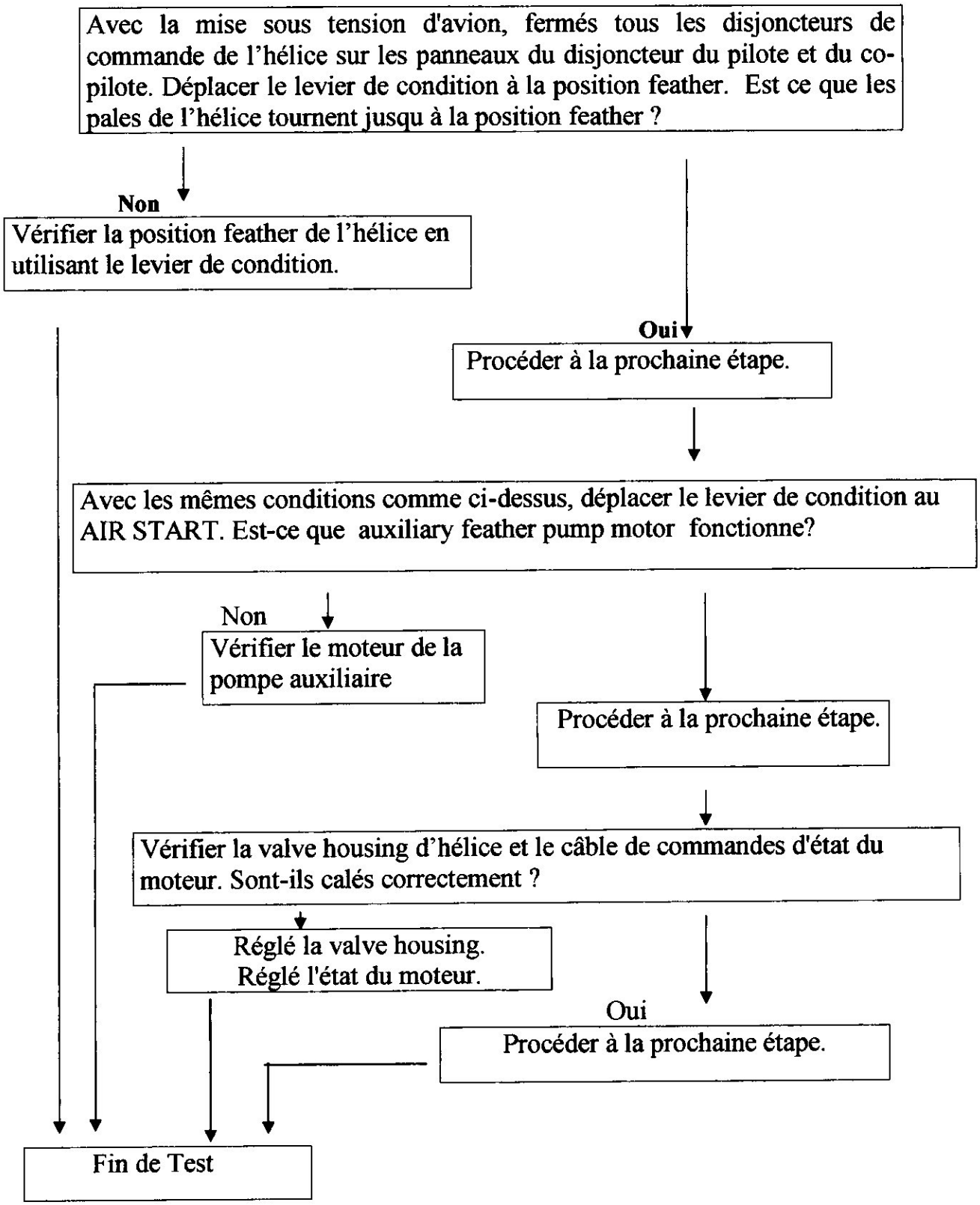


Figure (IV -1) : Organigramme sur la recherche de panne.

❖ Tableau 2 : **voir figure (IV – 2)**

PROCEDURE DE L'ISOLEMENT		**REMEDE**
Excessive Vibration		
Examiner les pales d'hélice pour déceler les dommages selon la publication de norme de Hamilton. Les pales sont-elles endommagées et des réparations dans les limites ?	OUI NON	Procéder à la prochaine étape. Enlever et remplacer le l'hélice.
Vérifier le Spinner. Est-il installé correctement ?	OUI NON	Procéder à la prochaine étape. Réinstaller le Spinner.
Vérifier l'alignement des pales de l'hélice à l'aide de l'outil, le numéro de la pièce standard HS 8550 de Hamilton. Est-ce que les pales sont alignées dans le ± 0, 040 inch ?	OUI NON	Procéder à la prochaine étape. Enlever et remplacer l'hélice.

❖ Procédure de la recherche de panne dans le cas d'une vibration excessive.

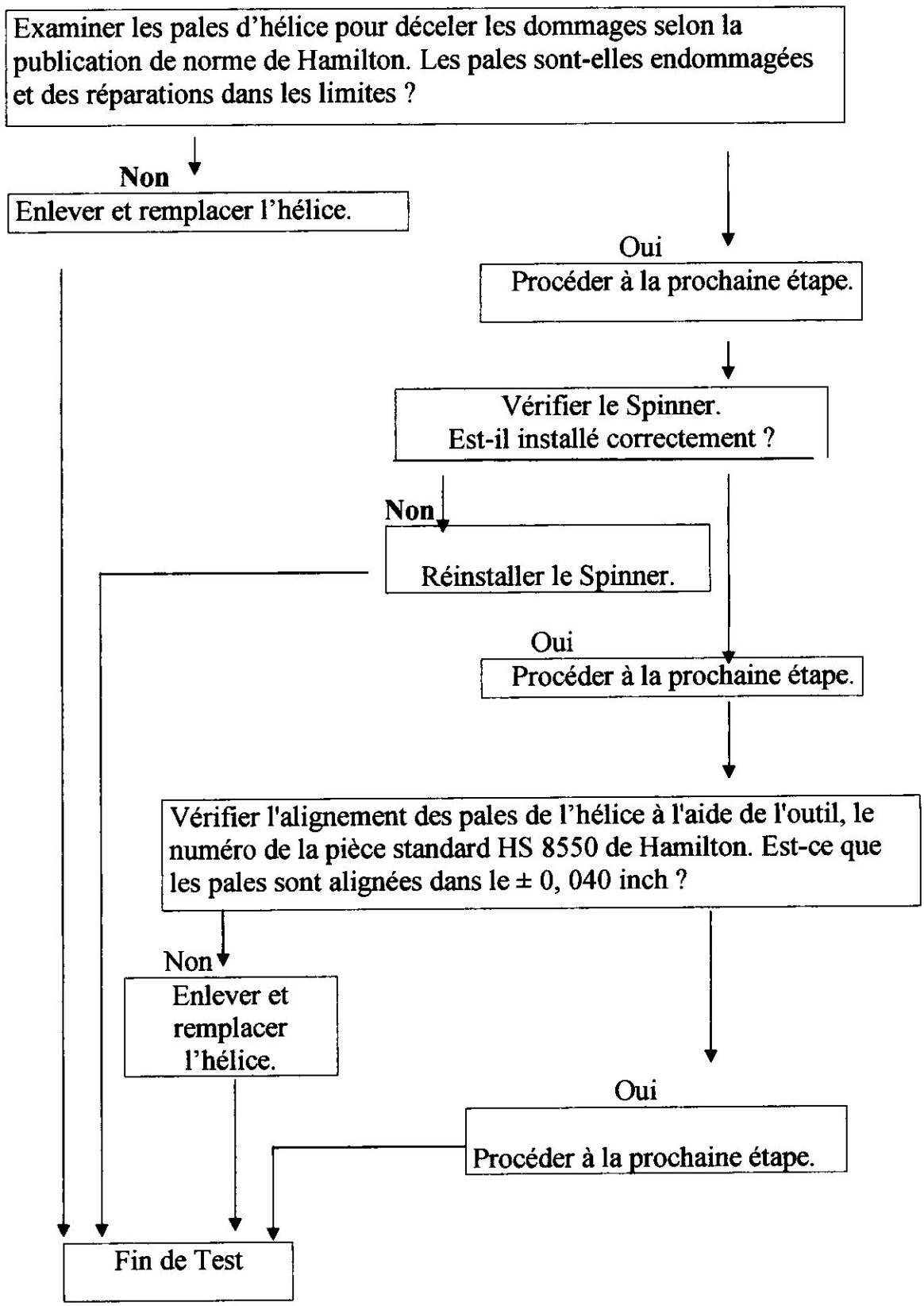


Figure (IV -2) : Organigramme sur la recherche de panne.

Conclusion

CONCLUSION

Ce modeste travail m'a permit d'améliorer mes connaissances dans le domaine d'aviation en général et dans le domaine de la propulsion par hélice à pas variable en particulier, en outre l'hélice représente un élément primordial et c'est pour cela que sa maintenance nécessite d'être prise en considération.

Parmi les conclusions tirées :

Chaque opération de maintenance ou de recherche de panne doit être faite étape par étape en respectant les procédures et les moyens selon le manuel de maintenance du constructeur.

Après chaque révision du propulseur, ce mécanisme doit passer au test de démarrage pour assurer et garantir un meilleur fonctionnement par le contrôle des différents paramètres qui déterminent le déroulement correct de la maintenance.

En fin, je souhaite que mon travail servira pour les futures étudiants, et j'espère qu'il puisse d'etre améliorer.

ANNEXES

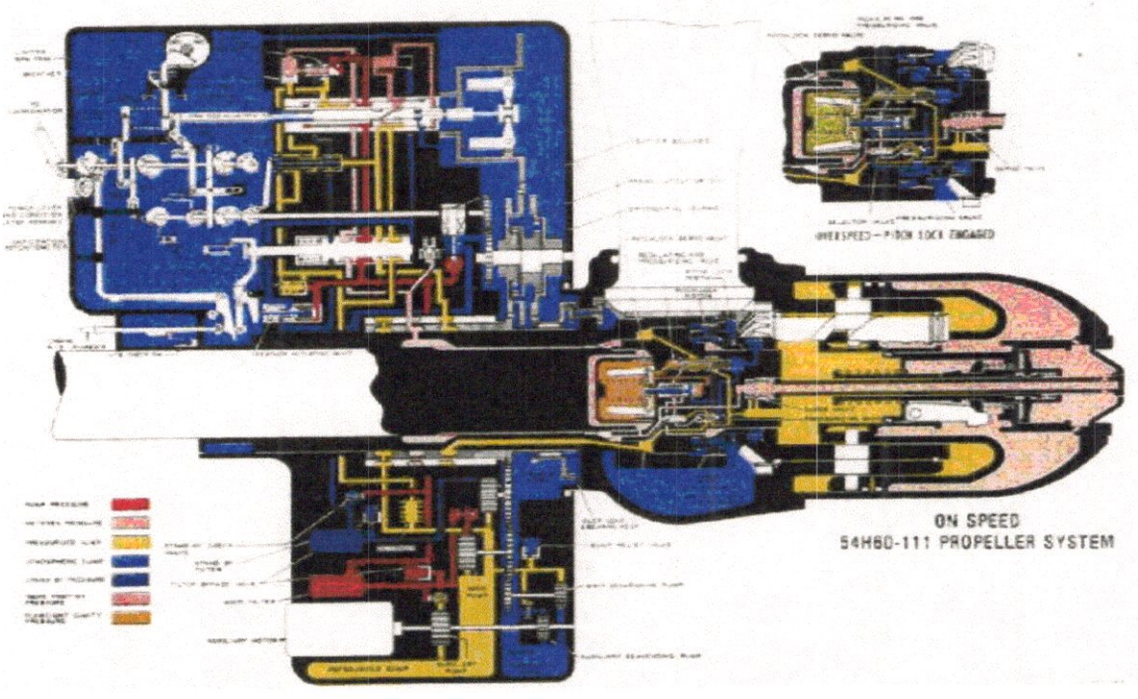


Figure (III-32): Propeller System Operation Cruise Mode (On Speed).

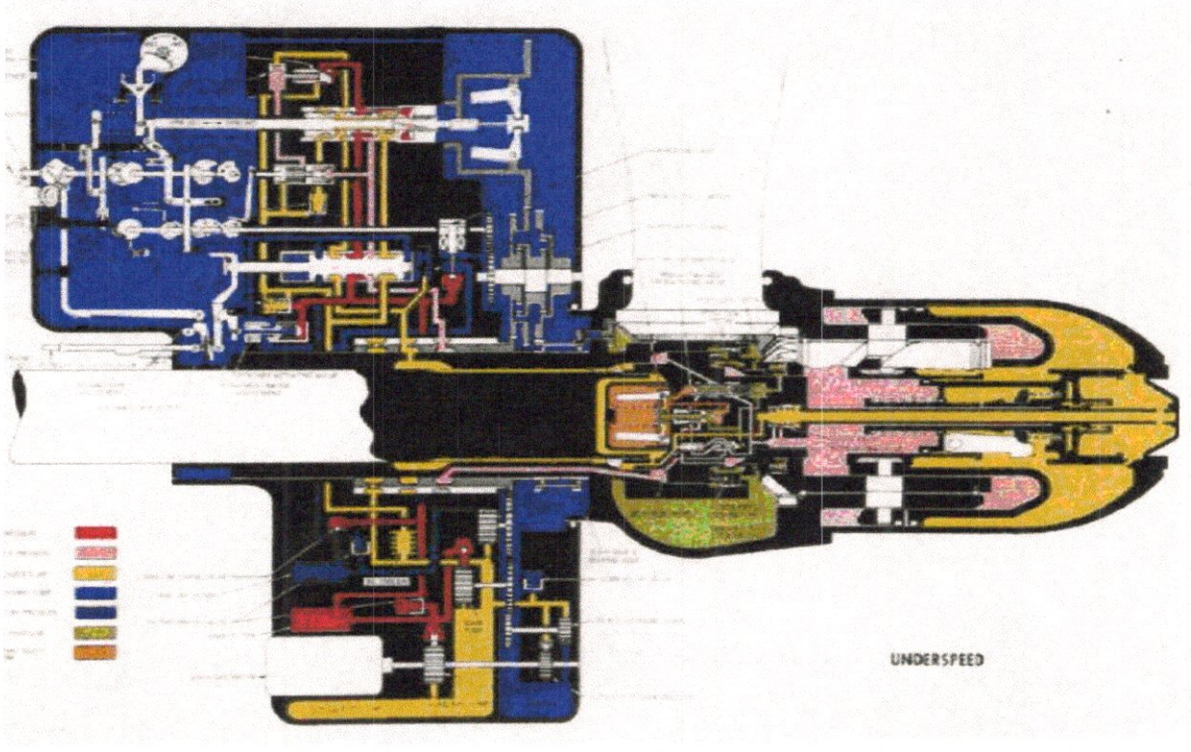


Figure (III- 33) : Propeller System Operation Cruise Mode (Under Speed).

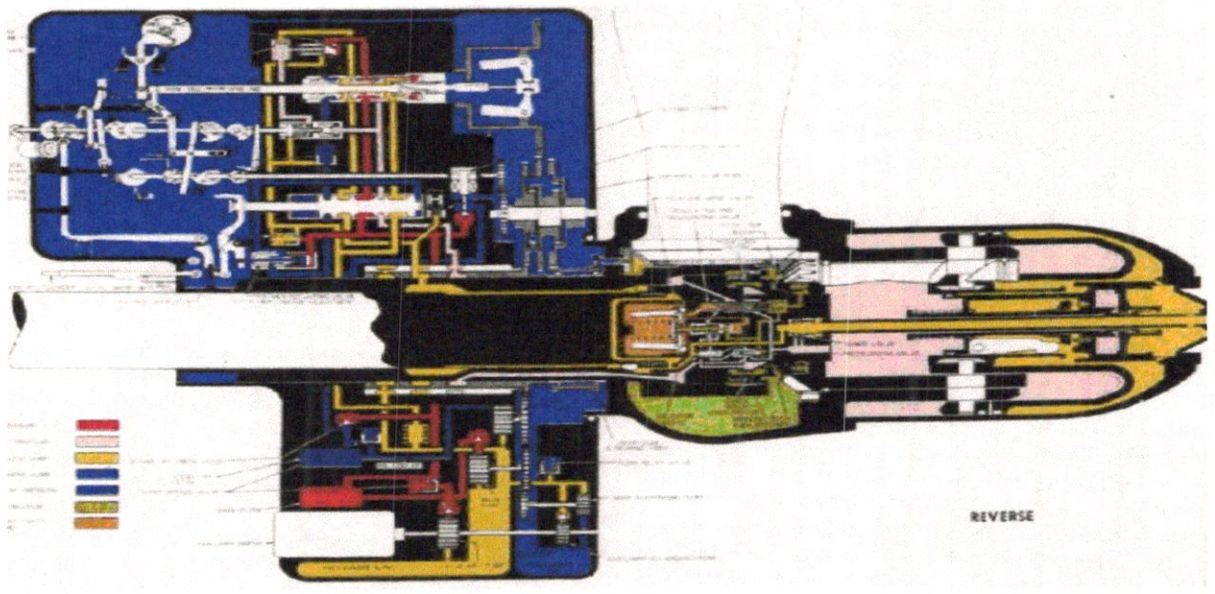


Figure (III-34): Propeller System Operation Beta Mode (Ground).

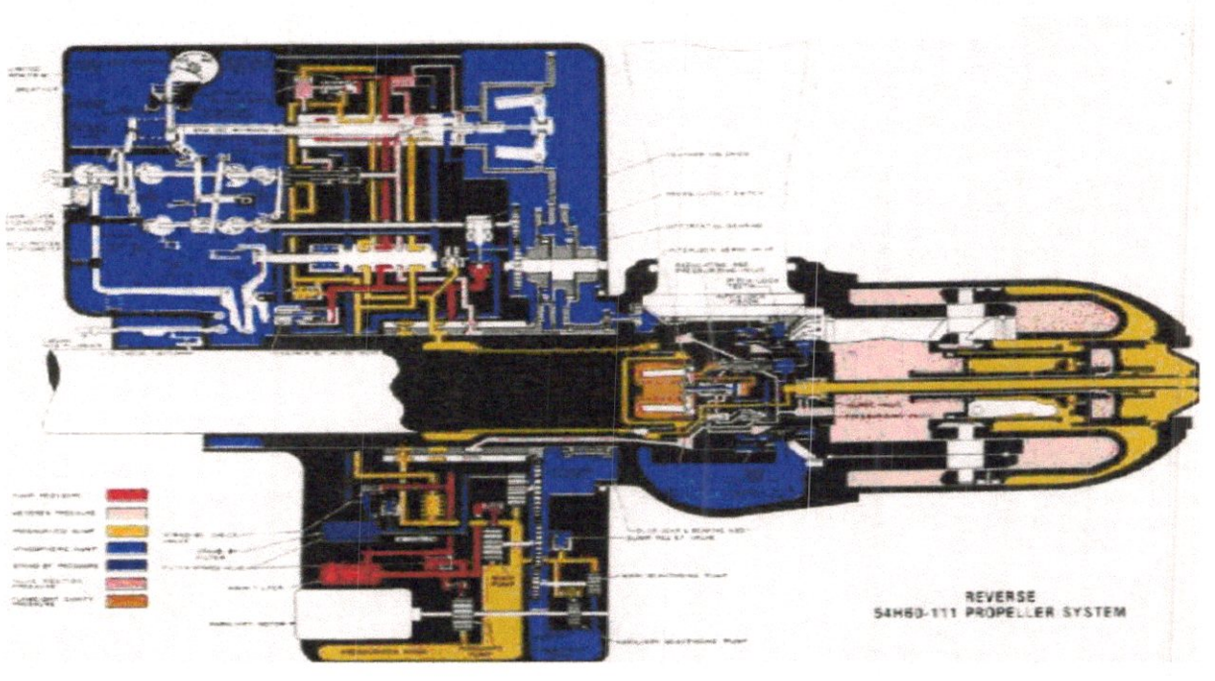


Figure (III-35): Propeller System Operation Reverse Mode.

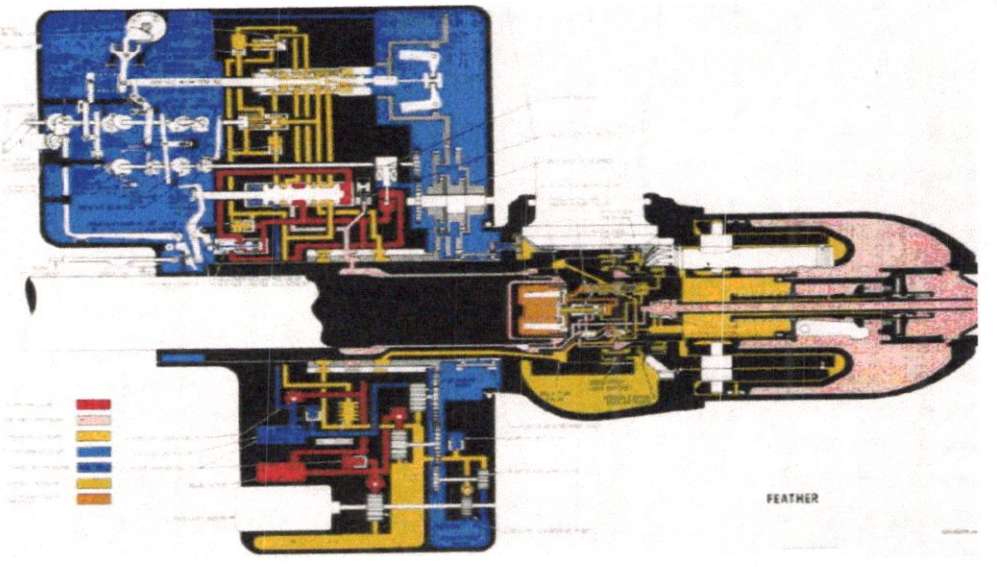


Figure (III-36): Propeller System Operation Feathering Mode.

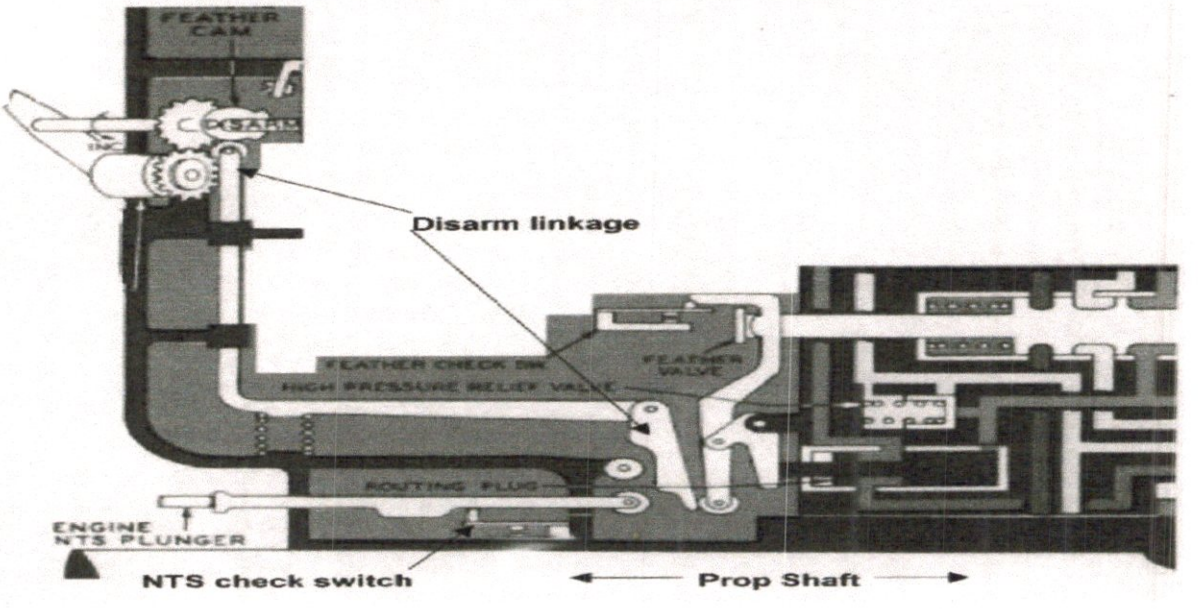


Figure (III - 37) : Negative Torque system.

PROCEDURE DE L'ISOLEMENT		REMEDE
angle de pas incorrecte au Flight Idle		
Avec la commande de puissance déplacée de GROUND IDLE au FLIGHT IDLE placer le pin dans le trou d'indexation dans le levier d'entrée. est ce que la tension des câbles est correcte ?	OUI NON	Procéder à la prochaine étape. ajuster la liaison de Hélice.
Accomplir le bêta contrôle d'ajustement de came. Tous les (réglages) ajustements sont-ils corrects ?	NON	Si le calage (rigging) ne peut pas être exécuté, remplacer la valve housing.

PROCEDURE DE L'ISOLEMENT		REMEDE
La commande de vitesse de l'hélice mécaniquement trop haute ou trop basse.		
Vérifier le niveau d'huile de l'hélice. Est-ce que le niveau d'huile dans des limites?	OUI NON	Procéder à la prochaine étape. Entretenez l'hélice.
Fait la mise en drapeau de l'hélice avec le levier de condition. Est ce que propeller feather override bouton hors service quand l'hélice en position drapeau ?	OUI NON	Procéder à la prochaine étape. remplacer l'hélice et contrôlé les fuites d'huile.
Vérifier le NTS. Est-il dans des limites ?	OUI NON	Procéder à la prochaine étape. Faire la réparation.

PROCEDURE DE L'ISOLEMENT		REMEDE
Feather valve et NTS check indicator light (lampe) ne s'allume pas quand le commutateur (switch) est en position de valve pendant l'essai de Feather.		
Vérifier le disjoncteur de NTS, situé sur le panneau latéral du disjoncteur des co-pilotes. Le disjoncteur (circuit breaker) est-il fermé ?	OUI NON	Procéder à la prochaine étape. Fermer le disjoncteur de contrôle de NTS.
testé le voyant de signalisation de NTS (NTS indicator light). Est ce que la lampe s'allume ?	OUI NON	Procéder à la prochaine étape. Remplacer l'ampoule.
Testé la masse de la lampe (fait passer la masse de la borne numéro 02). Est ce que la lampe s'allume ?	OUI NON	Procéder à la prochaine étape. Remplacer le commutateur de contrôle et réparer l'anomalie dans le harnais de fil.

PROCEDURE DE L'ISOLEMENT		**REMEDE**
L'hélice n'est pas unfeather en vol ou au sol		
Placer la commande de puissance au GROUND IDLE et déplacer le levier de condition au Air Start. Vérifier que tous les disjoncteurs sont correctement placés et les barres omnibus AC, et DC sont actionnées. Auxiliary pump motor fonctionne-t-il ?	OUI NON	Procéder à la prochaine étape. Vérifier Auxiliary pump motor.
Vérifier le system NTS. Le NTS fonctionne-t-il d'une manière satisfaisante ?	OUI NON	Procéder à la prochaine étape. Suivre le procédé approprié de remède, détecter l'anomalie et la corriger.
Feather Valve et NTS contrôle, situés sur l'étagère latérale de copilote (copilot's side shelf), dans la position de Valve. Avec l'alimentation AC et DC déplacer le levier de condition au Air Start. Est-ce que le voyant de signalisation de NTS ne s'allume pas ?	OUI NON	Procéder à la prochaine étape. Remplacer la valve housing.
Commencer le déplacement du l'hélice et de la commande de l'hélice. Comme chaque composant est enlevé, inspecter pour déceler les joints endommagés de bague. Y a-t-il des joints de bague (O – ring seals) qui montrent l'usage ou les dommages excessifs ?	OUI NON	Remplacer les joints. Remplacer l'hélice et la commande de l'hélice.

PROCEDURE DE L'ISOLEMENT		**REMEDE**
Le pitch lock de l'hélice ne fonctionne pas pendant l'essai		
Le contrôle de pitch lock est-il satisfaisant ?	OUI NON	Procéder à la prochaine étape. Réindexer l'hélice selon l'instruction.
Pendant le contrôle ci-dessus, la TIT (température des ailettes de la turbine) a-t-elle diminué quand le commutateur de contrôle a été enclenché ?	OUI NON	Procéder à la prochaine étape. vérifier le synchrophaser avec l'appareil de contrôle GS6090. Si le contrôle de synchrophaser n'est pas acceptable, remplacer le synchrophaser.
Pendant le contrôle ci-dessus est ce que le RPM augmente à 103,5 quand le commutateur de contrôle (check switch) a été enclenché ?	OUI NON	Procéder à la prochaine étape. Contrôlé le fuel control unit (FCU).

PROCEDURE DE L'ISOLEMENT		REMEDE
L'hélice mise en drapeau mais propeller feather override button ne saute pas dehors (déclencher) pendant le test au vol ou en statique. (vol ou contrôle statique).		
Avec le levier de condition en position feather et les pales de l'hélice ont 92.5 (± 0.25) degrés comme lus sur l'index de came de commande de propulseur (propeller control cam index), débrancher la fiche P390. Vérifier la continuité entre les goupilles (pins) J et K du côté de valve Housing de la fiche. La continuité est-elle interrompue ?	OUI NON	Procéder à la prochaine étape. Enlever la valve housing pour la révision.
Assurer que les pales de l'hélice sont en 92.5 degrés. Avec la puissance aux barres omnibus à AC et DC, le levier de condition pour faire varier le pas, et le bouton de Propeller Feather Override tiré dedans, débrancher la prise P392 située au valve housing. La Propeller Feather ne saute pas dehors ?	OUI NON	Remplacer l'hélice et la commande de l'hélice. Démonter le fil de la borne 7 du bouton de Propeller Feather Override. Si le bouton saute dehors (pop out), le fil est fondu ; isolé et corrigé le défaut. Si le bouton ne saute pas dehors, remplacer Propeller Feather Override button.

Liste des abréviations

TSM	Trouble shooting manual
APU	Groupe auxiliaire d'énergie.
AGB	Accessoire gear box.
RPM	Tour par minute.
CRM	Compte rendu matériel.
NTS	Négative torque system.
TIT	Température maximal à l'entée turbine
PSI	HP.
FCU	Pound per square inch
OFF	Unité de control du carburant.
ON	Fermé.
DC	Overt.
AC	Courant direct.
	Courant alternatif.

Glossaire

Aux pump	Pompe auxiliaire
Air start	Début d'air
Atmospheric sump	Coté pressurisé
Auxiliary scavenge pump	Pompe auxiliaire de récupération
Atmospheric dipstick	Jaugeur atmosphérique

Backup valve	Valve de secours
Blade angle	Angle de pas
Bypass valve	Clapet de dérivation
blade	La pale
Barrel	Le moyeu
Bêta Segment Gear	Secteur denté de bêta
Blade performed packing	La pale a exécuté l'emballage
Bevelled thrust washer	Rondelle de poussée biseautée
balancing plug	Prise d'équilibrage
bushing	douille
Beta set cam	Bêta came
Backup valve cam	Came de valve de secours
Beta feed back shaft	Bêta rétroagir l'axe
Beta follow-up cam	Bêta came de suivi
Beta backup valve cam	Bêta came de valve de secours
Backup valve	Valve de secours
Beta follow- up cam	Bêta suivre vers le haut de la came

Centrifugal twisting moment	Le moment de vrillage centrifuge
Clogged filter	Le colmatage de filtre
Cartridge type filter	Filtre à cartouche
Check valve	Clapet Anti retour
Condition lever	Le levier de condition
Cam roller assemblies	Rouleaux de came
Control drive bracket	La commande de bracket d'entraînement

De icing	Le dégivreur
De-icing heater	Réchauffeur de dégivrage
Dome shell	Coquille de dôme
Differential gear train	Train d'engrenage différentiel

Excessif pressure	Surpression
Eectrically actuated plunger	Un plongeur actionné électriquement
Emergency shutdown handle	Une poignée d'arrêt de secours (T Handle)
Energized solenoid	Solénoïde exité
Feather valve	Valve de mise en drapeau
Feather linkage	La tringlerie du drapeau
Flight Idle	Ralenti vol
Fairing cuff	Le capot de carénage
Feather latch	Verrou de plume
Fuel pump	Pompe à carburant
Feather actuating valve	Valve de déclenchement de plume
Feathering solenoid valve	Valve de solénoïde de changement de pas
Feather valve	Valve de plume
Fixed sleeve	Une douille fixe
Flyweights	Masselotte
Governor	Masselotte
Gear train	Train d'engrenage
Governor pilot valve	La soupape de commande de gouverneur
Groove	Rainure, Cannelure
Gear segment	Segment de vitesse
Ground start	Démarrage au sol
Governor flyweight assembly	Boule de gouverneur
High pressure relief valve	La soupape de sécurité à haute pression
Input shaft spur gear	Pignon droit de l'arbre d'entrée
Low pitch	Petit pas
Low pressure relif valve	La soupape de sécurité de basse pression
Low pressure relief valve	La valve de décharge
Loaded plunger	Un plongeur à ressort
Low Pitch Stop	Butée petit pas

Mechanical linkage	Tringlerie
Main pump	La pompe principale
Main regulating valve	La valve de régulation principale
Micro adjusting ring	Anneau d'ajustement
Main scavenge pump	La pompe principale de récupération
Main filter	Filtre principale

Negative torque bracket	
Negative shaft torque	Couple négatif d'arbre
Negative torque system plunger	Le plongeur de NTS
Négative Torque System	Système de couple négatif

Oil level float switch	Commutateur de niveau d'huile

Pressure cutout switch	Le commutateur de coupe-circuit de pression
Pilot valve	La valve de commande
Pitch change pressure	La pression de changement de pas
Pump pressure	La pression de la pompe
pressurized sump	Coté pressurisé
plunger	Un plongeur
Packing Lock rings	Anneaux de serrure d'emballage
Piston sleeve	Chemise
Piston seals	Joints de piston
Pump drive gear	Pompe d'entraînement à engrenage
Pressure cut out switch	Commutateur de coupe pression
Pressure cutout switch backup cam	Came de protection de commutateur de coupe circuit de pression
Pressurized valve	Valve de pressurisation

Reduction gear case	Le carter de la gear box
Rotating cam	Came tournante
Rotating pitch lock ratchet	Pignon tournant de serrure de lancement
Return springs	Ressorts de retour
Regulating valve	Valve de régulation
Rotating sleeve	Douille tournante

Spur gear	Pignon droit
Speed bias motor	Moteur polarisé de vitesse
Selector valve	Clapet sélecteur
Spring side	Le coté de ressort
Spring tension	La tension de ressort
Spring loaded plunger	Un plongeur à ressort taré
Standby check valve	Un clap de secours Anti retour
Spring force	La force de ressort
Splines	Cannelures
Shim plate and shim	Plat de cale
Split thrust washer	Rondelle de poussée
Shank to spinner seal	Jambe au joint de spinner
Stop ring	Arrêter l'anneau
Stationary cam	Came stationnaire
Stop levers	Arrêter les leviers
Stop lever wedge	Arrêter la cale de levier
Servo piston and shaft	Piston et axe servo
Stop Ring Butée de course	Arrêter l'anneau buté de course
Selector and check valve	Clapet de Anti retour
Servo valve	Valve servo
Surge valve	Valve Surge
Sleeve	Douille
Sump relief valve	Soupape de sécurité
Splined shaft	Arbre cannelé
Speed sensing governor	Gouverneur sentant à la vitesse
Selector valve	Clapet sélecteur
Standby pump check valve	Valve de secours du la pompe standby
Spring loaded ball	Une boule à ressort
Switch	Un commutateur
Standby filter	Filtre de secours
Standby regulating valve	Valve de régulation de secours

Throttle	La manette des gaz
Take Off	Décollage
Tail shaft	Axe de queue
Thrust bearing	Palier de butée
Transfert bearing assembly	Ensemble des roulements de transfert
Throttle anticipation potentiometer spur gear	Pignon droit de potentiomètre d'anticipation de commande de puissance
Unfeathering	Sortie de drapeau
Valve housing	Régulateur de l'hélice
Valve cover	Le carter de la valve
Wiper	Aiguille, curseur

Bibliographie

BIBLIOGRAPHIE

1 - Manuel de Maintenance.

- TSM 61 - 00 - 00.

2 - Cours de recherche de panne 3 années T.S par Mr ABADA.

- I.A.B – 2006-2007.

3 - Dictionnaire technique de l'aéronautique Anglais / Français.

4 - Dictionnaire des termes technique. SYSTRAN CD ROM.

5 - Hercule training manual.

- B.M.Boufarik.
- Loockheed – Georgia Company.

6 - Thèses :

- Banc d'essai hydraulique KS 2600 de l'hélice Hamilton Standard 54 H60 équipant les avions Lockheed C130/L 382.

- P.F.E - I.A.B – 1998 / 1999.

- System de control et d'indication du moteur ALLISON T56 - A15 équipant l'avion Hercule C130 - H.

- P.F.E - I.A.B - 2005 / 2006.

7 - **Sites Web** :

WWW. Lockheed L100-30.com.