

UNIVERSITE DE BLIDA
INSTITUT D'AERONAUTIQUE



Mémoire de fin d'étude

En vue de l'obtention de D.E.U.A

Option : PROPULSION

THEME :

ETUDE COMPARATIVE ENTRE :
L'HELICE HAMILTON STANDARD 54H60
ET
L'HELICE DOWTY ROTOL R193/4-30-4/65



Réalisé par:

- Mr : BELHADJ TARIK
- Mr : HADJADJ MOHAMED

Proposé par :

- Promoteur : Mr TRARI RACHID
- Co-Promoteur : Mr EL-AICHI TOUFIK

Dédicace

Je dédie ce modeste travail :

- *A ma famille.*
- *A tous mes amis.*
- *A mon binôme MOHAMED et sa famille.*

Mr : BELHADJ TARIK

Dédicace

Je dédie ce modeste travail :

.A mes très chers parents « FATIMA », « MAAMAR »

.A ma grand mère que dieu la protège .

.A mes chers frères : SID-ALI , ABDELKADER et KARIM.

.A mes chers sœurs : SOUAD et NASSIMA.

.A toutes ma famille.

.A mon binôme TARIK et sa famille.

.A tout qui nous a aider : RAOUF, MOHAMED, BENISSA.

.A toutes mes amies .

.A toutes ma promotion 2000 –2001.

Mr : HADJADJ MOHAMED

Remerciements

Nous remercions notre Dieu qui nous a donné la vie pour nous puissions arriver à ces moments là.

Et nous tenons à témoigner notre remerciement à notre promoteur Monsieur 'TRARI RACHID' pour son aide, sa patience, ainsi que la compétence qu'il a prouvé durant la préparation de cette mémoire

Nous remercions également notre co-promoteur Monsieur 'EL-AICHI TOUFIK' pour son suivie et encouragements.

Nous remercions tous le personnel de 'l'Institut d'Aéronautique' ainsi que ceux du cyber café 'Big Blue Net' surtout à Monsieur 'BENYOUCEF MOHAMED' et Monsieur 'AOUAD BENISSA' pour leurs aides.

Que tous ceux qui ont contribués au bon déroulement de notre travail en soient remerciés.

SOMMAIRE

INTRODUCTION.....1

CHAPITRE I : DESCRIPTION GENERALE DU MOTEUR

ALLISON 501- D22A ET DU MOTEUR DART 536-7.....2

1/ Description générale du moteur Allison 501-D22A.....	3
a- L'Entrée d'air.....	5
b- Le Compresseur.....	6
c- La Chambre de combustion.....	7
d- La Turbine.....	8
e- Le Torquemètre.....	9
f- Le Réducteur.....	10
2/ Description du moteur DART 536-7R.....	11
a- Ligne d'arbre.....	11
b- Réducteur.....	11
c- Carter d'entrée d'air.....	12
d- Section compression.....	12
e- Section combustion.....	16
f- Section turbine.....	18
g- Ensemble d'éjection.....	18

CHAPITRE II : GENERALITES SUR L'HELICE

1/ Introduction.....	20
2/ Les conditions requises du système d'hélice.....	20
3/ Description géométrique de l'hélice.....	20
a- Angle de l'hélice et angle de calage de l'hélice.....	20
b- Le pas d'une hélice.....	21
c- Type d'hélice.....	24
4/ Description cinématique d'hélice.....	24
5/ L'aérodynamique de l'hélice.....	25
a- Fonctionnement aérodynamique sur un élément de la pale.....	25
b- Les différentes forces en présence.....	25
c- Le rendement.....	26
6/ Le pas variable.....	28

CHAPITRE III : DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT DE L'HELICE HAMILTON STANDARD 54H60-117

1/ Introduction.....	30
2/ Eléments constituant l'hélice Hamilton Standard	30
a- Le moyeu.....	35
b- Le dome.....	37
c- Le spinner.....	39
d- Ensemble pales.....	39
e- Ensemble de contrôle.....	40
f- Le dégivrage et l'anti- givrage.....	42
3/ Les commandes d'Hélice (Hamilton Standard).....	44
a- Le quadrant de contrôle.....	44
b- Le levier de condition.....	45
c- La manette de puissance.....	46
d- Coordinateur.....	50
e- La manette coupe feu.....	51
4/ Fonctionnement de l'Hélice (Hamilton Standard).....	52
a- Fonctionnement en vol « alpha range ».....	52
b- Fonctionnement au sol (bêta range).....	52
c- Verrouillage de l'angle de pale d'hélice Hamilton Standard	
1- Verrou Low Pitch Stop (butée petit pas vol).....	54
2- Verrou Pitch Lock « Verrou croisière ».....	54
d- La mise en drapeau d'hélice Hamilton Standard.....	54
e- Le dévirage (Unfeather).....	55

CHAPITRE IV : DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT DE L'HELICE Dowty Rotol R 193/4-30-4/65

1/ Les Eléments constituant l'hélice Dowty Rotol R193.....	60
a- Moyeu.....	60
b- Pales.....	61
c- Cône de pénétration.....	61
d- Cylindre.....	62
e- Contreplaque, Ensemble collecteur et Porte- charbons.....	64
f- Ensemble verrou.....	64
g- Le spinner.....	67

2/ Commande de puissance.....	68
a- Manette de puissance.....	68
b- Le Robinet HP.....	68
3/ Fonctionnement du système d'hélice Dowty Rotol R193	
a- Introduction.....	69
b- Unité de contrôle du pas d'hélice.....	70
c- Le fonctionnement à vitesse constante.....	73
d- Traînée de rotation minimum	77
e- Mise en drapeau.....	78
1- Mise en drapeau manuelle.....	78
2- Mise en drapeau automatique.....	79
3- Dévirage d'hélice.....	79
f- Dégivrage de l'hélice.....	79

CHAPITRE V : RESUME DE L'ETUDE COMPARATIVE ENTRE LES DEUX HELICES

1/ Circuit d'huile d'hélice	84
2/ Plage de fonctionnement des pales.....	85
3/ Verrouillage du pas de l'hélice.....	86
4/ Mise en drapeau manuelle.....	87
5/ Dégivrage et anti-givrage	88

CONCLUSION89

BIBLIOGRAPHIE90

Introduction

Les turbopropulseurs sont des machines thermiques qui transforment l'énergie calorifique d'un combustible en majeure partie en énergie mécanique .

La partie restante utilisable est transformée en énergie cinétique .L'énergie mécanique assure la rotation d'hélice qui crée la traction et l'énergie cinétique est utilisée sous forme d'un jet de gaz dont la réaction assure une poussée additionnelle.

L'hélice est un élément fondamentale du moteur (Les turbopropulseurs),c'est elle qui crée la traction pour faire la propulsion de l'avion .Il existe plusieurs type d'hélice ,hélice à pas variable , à pas fixe ,hélice à deux pales, à trois pales et à quatre pales.

Le but de notre étude est de comprendre le fonctionnement du système d'hélice (Hamilton Standard 54H60-117 et Dowty Rotol R193/4-30-4/65) et de faire une comparaison entre les deux .

L'étude proposée a été réalisée en cinq chapitres qui sont les suivants :

- I – Description générale du moteur Allison 501-D22A et le DART 536-7R.
- II – Généralités sur l'hélice.
- III – Description et fonctionnement de l'hélice Hamilton Standard 54H60.
- IV - Description et fonctionnement de l'hélice Dowty Rotol R193/4-30-4/65.
- V – Résumé de l'étude comparative.

Chapitre I

DESCRIPTION GENERALE

DU MOTEUR ALLISON

501-D22A

ET LE MOTEUR DART

536-7R

CHAPITRE 1
DESCRIPTION GENERALE DES MOTEURS
ALLISON 501 -D22 A ET DART 536-7R

Le turbopropulseur est un moteur à réaction appartenant à la catégorie des propulseurs indirectes.

Dans le turbopropulseur on trouve un générateur de gaz (ensemble compresseur, chambre de combustion, turbine), la turbine est accouplée à une hélice entraînée par un axe commun. L'air de la sortie de la chambre de combustion se détend presque complètement dans la turbine qui fournit l'énergie à l'hélice, ce travail mécanique se traduit en travail propulsif par l'hélice. Entre l'hélice et l'arbre de puissance est incorporé un bloc qui s'appelle le réducteur, pour accroître le couple d'hélice et réduire le régime de rotation.

Suivant le mode d'accouplement entre la turbine génératrice et la turbine de puissance on distingue trois familles de turbopropulseurs :

- a- les turbopropulseurs à turbine liée.
- b- les turbo propulseurs à turbine libre.
- c- les turbopropulseurs mixte.

1/ Description générale du moteur Allison 501 -D22A :

Les avions Hercules L100-30 de la firme Lockheed sont équipés de quatre moteurs Allison 501 -D22A positionnés sous les ailes, chaque moteur délivre une puissance maximale de 4910(ESHP) à 13820 R.P.M, ce sont des moteurs à turbines liées entraînant chacun une hélice Hamilton Standard.

Les constituantes principales du moteur sont : voir fig.(1.1)

1. L'entrée d'air
2. Un compresseur axial à 14 étages.
3. Six chambres de combustion de type annulaire, deux de ces chambres sont équipées de bougies d'allumage.
4. Une turbine à quatre étages entraînant le compresseur et l'hélice par l'intermédiaire du réducteur et de l'arbre d'entraînement (torquemètre).
5. Une boîte d'entraînement des accessoires moteurs située en dessous de l'entrée d'air moteur.

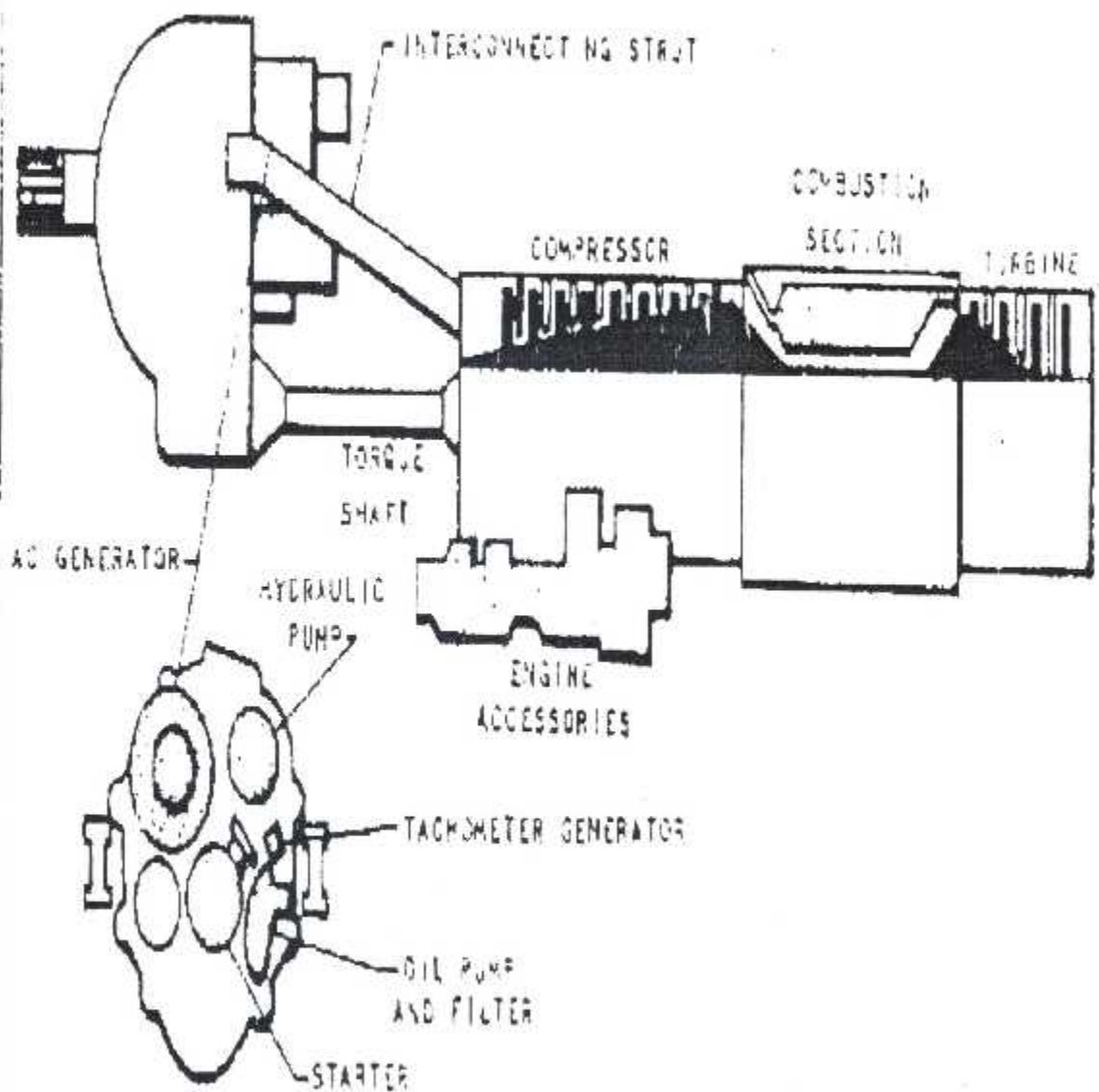


FIG I-1 : LE MOTEUR ALLISON 501 -D22A

a- L'Entrée d'air : voir fig (1.2)

L'entrée d'air est faite en alliage de magnésium a pour rôle de :

- Supporter le palier avant du compresseur de type à galets :
- Orienter l'air à l'entrée du compresseur
- supporter la boîte d'entraînement des accessoires du moteur.
- Supporter l'arbre d'accouplement (extension shaft entre le torque- mètre et l'arbre du compresseur).

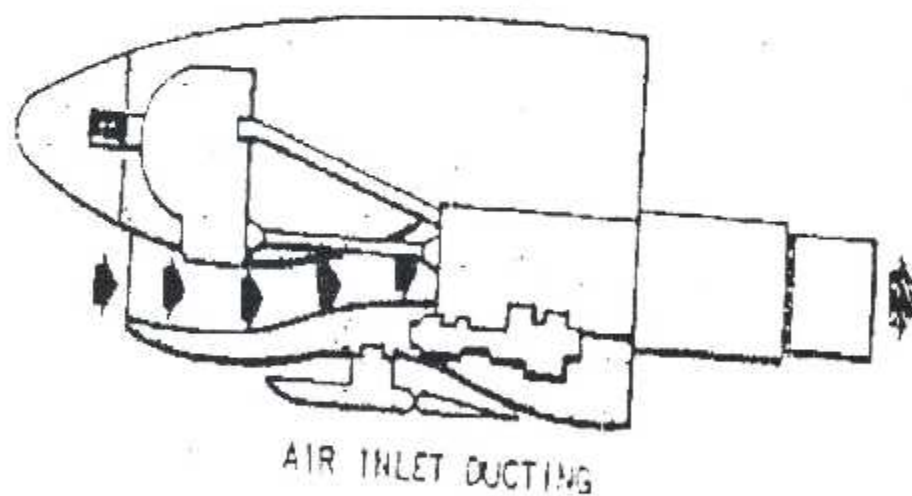


FIG I-2 : L'ENTREE D'AIR

b- Le Compresseur voir fig (I.3)

Le compresseur de ce moteur est composé de 14 étages axiaux. Il a un rapport de pression de 9.5/1, il est composé des parties suivantes :

- Un carter de compresseur constitué de deux demi- carters dans lesquelles sont fixés les ailettes stator .
- Un rotor du compresseur est composé de 14 roues rivetées ensemble aux bords externes .Les ailettes sont assemblées en queue d'aronde sur les roues par la fixation sapin pour éviter le mouvement axial.
- Un diffuseur : son rôle est de conduire l'air déchargé pas le compresseur vers la zone de combustion, il supporte les fixations des injecteurs de carburant.

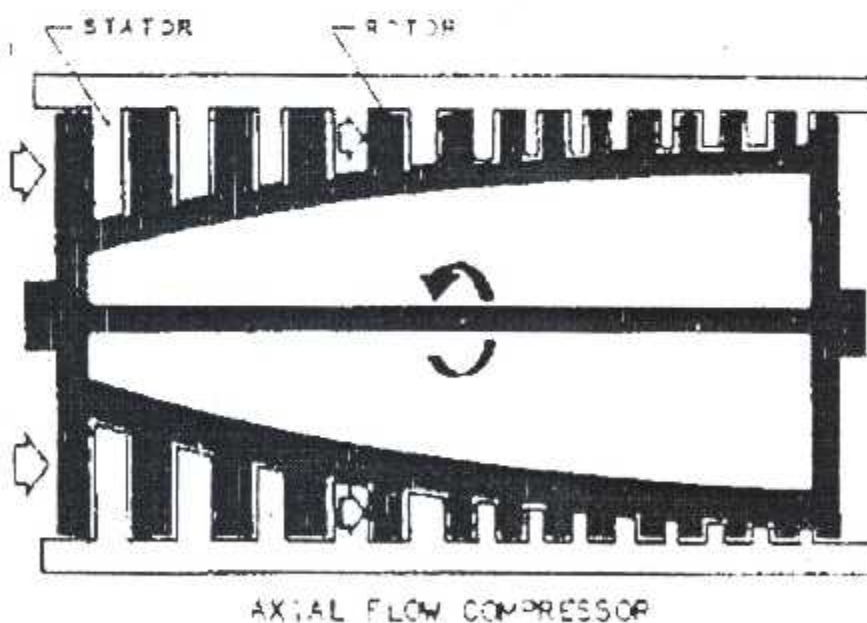


FIG I-3 : LE COMPRESSEUR

c - La Chambre de combustion : voir fig (I.4)

Elle est composée de :

- Un carter extérieur (outr casing)
- Un carter intérieur (inné casing)
- Six tubes à flammes interconnectés (combustion liners)

Le carter extérieur est en titanium, il constitue l'enveloppe externe des chambres de combustion. Il est fixé par boulonnage sur le diffuseur à l'avant et à l'arrière de la turbine.

Le carter intérieur en acier supporte les chambres de combustion il est fixé au carter de la turbine et il s'engage dans le carter diffuseur.

Les six chambres de combustions sont placées entre le carter intérieur et le carter extérieur.

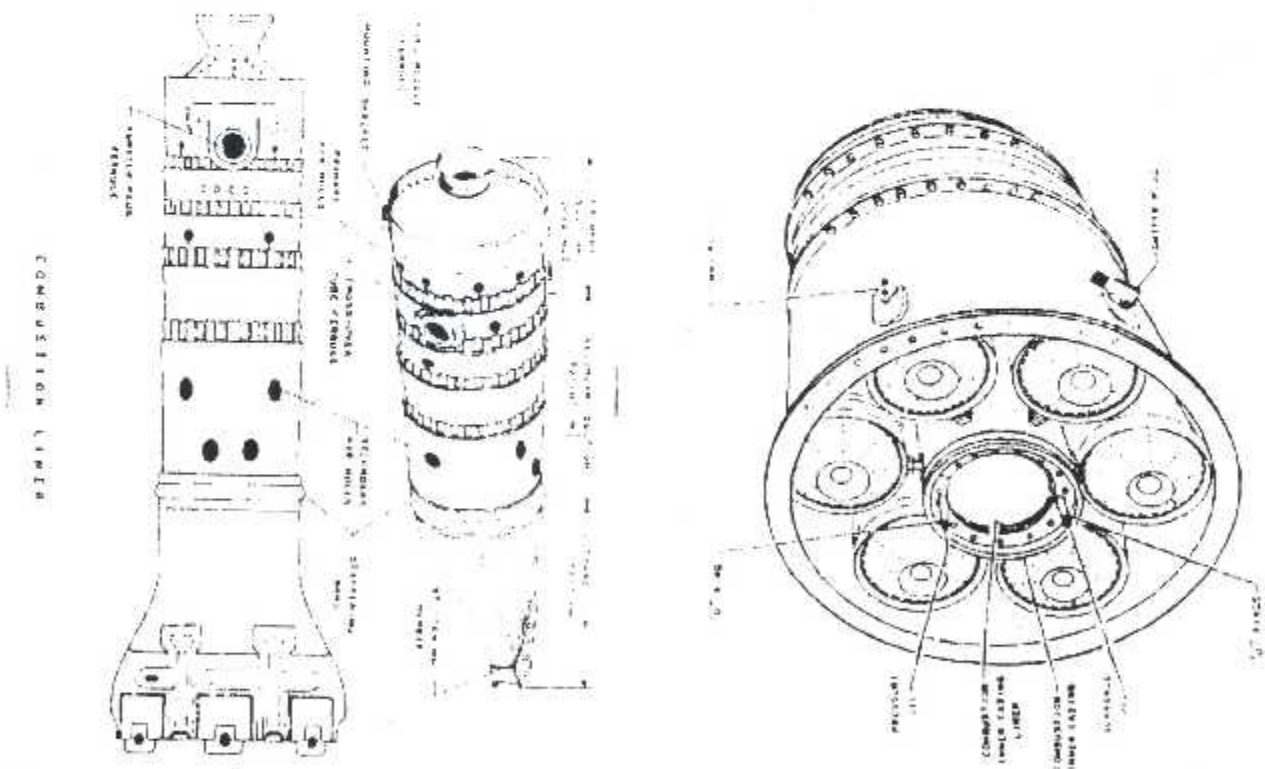


FIG I-4 : LA CHAMBRE DE COMBUSTION

d - La Turbine :

La turbine du moteur Allison 501 -D22A est constituée de quatre étages, son rôle est de transformer l'énergie des gaz chauds en énergie mécanique, la turbine est constituée d'une partie rotor et l'autre stator, l'ensemble rotor est supporté par deux roulements à galets , il entraîne le compresseur par l'intermédiaire du «Coupling Shaft. »

La turbine est constituée essentiellement :

- Carter d'entrée turbine
- Les aubes du 1^{er} étage stator de la turbine.
- Le roulement avant de la turbine
- 18 thermocouples pour la mesure de température d'entrée turbine (T.I.T)

- L'ensemble des aubes stator :

Les segments d'aubes de premier étage stator sont de nombre de trente (30), ceux de deuxième sont de nombre de douze (12) ,le troisième et quatrième étage sont constitués de six segments d'aubes chacun.

- L'ensemble rotor turbine:

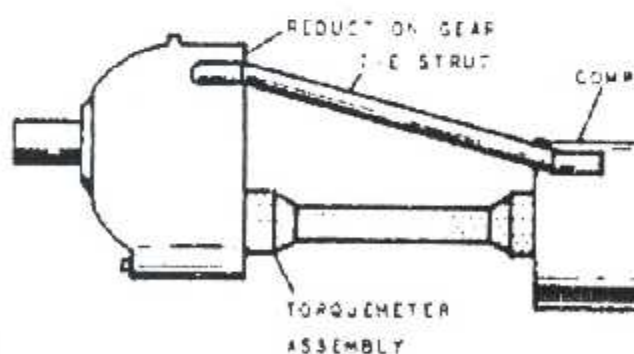
Il est constitué de quatre roues turbine et de trois disques d'écartement entre les roues rotor, fixés ensemble par huit boulons.

Il y a aussi deux joints d'étanchéité pour les paliers avant et arrière de la turbine.

e- Le Torquemètre : voir fig (1.5)

Le moteur entraîne le réducteur par l'intermédiaire d'un torque mètre et d'un arbre compresseur (compresseur extension shaft), le système comporte les éléments suivants :

- Un arbre d'entraînement (torque shaft) : Il est en acier et transmet seul au réducteur, le couple moteur, il est fixé par boulonnage à l'avant.
- Un arbre de référence fixé à l'arbre compresseur par son extrémité arrière (référence shaft).
- Un carter du torque mètre (Torque mètre Housing) : le rôle de carter est d'aligner, supporter le réducteur et d'assurer la rigidité du montage à l'aide de deux bras de force supérieurs.
- Un carénage d'anti-givrage (anti-icing shroud)
- Un transmetteur de couple (torque pick-up).L'indication est au niveau du cockpit, le couple est mesuré par la déflexion des arbres de transmission et de référence.



TORQUEMETER ASSEMBLY

FIG I-5 : LE TORQUE-METRE

f- Le Réducteur :

D'après sa conception et son mode de fonctionnement, l'hélice ne peut tourner à la vitesse de rotation élevée de la turbine qui est de l'ordre de 1382 tr/min pour l'Allison 501 -D22A pour remédier à ce problème un réducteur est placé entre l'hélice et la turbine afin de réduire cette vitesse et la rendre dans les limites acceptables, pour le bon fonctionnement de l'hélice qui est de l'ordre 1021 tr/min avec un rapport de réduction de 1/13,54 et aussi pour augmenter le couple moteur pour permettre à l'hélice de déplacer une grande quantité d'air.

2/ Description générale du moteur DART 536-7R

Le moteur DART 536-7R est constitué des éléments suivants : voir fig. (1.1)

- Ligne d'arbre
- Réducteur
- Carter d'entrée d'air
- Section compresseur
- Section combustion
- Section turbine
- Ensemble d'éjection

a- Ligne d'arbre :

La ligne d'arbre est un dispositif fondamental consiste en un arbre d'accouplement extérieur entre l'arbre de turbine et l'arbre du compresseur avec un arbre intérieur pour transmettre l'entraînement au réducteur.

b- Le Réducteur :

Il s'agit d'un réducteur de type composé qui consiste en :

- Un pignon hélicoïdal à grande vitesse accouplé par dentelures à l'arbre de torsion intérieur .
- Trois arbres intermédiaires à dentelures hélicoïdales.
- Un pignon annulaire à dents hélicoïdales qui est boulonné à l'arbre d'hélice.

Un circuit hydraulique utilisant l'huile moteur fournie sous pression par sa pompe utilisée pour équilibrer le mouvement axial des arbres intermédiaires.

C'est à partir de l'arbre limiteur inférieur de l'arbre intermédiaire que la pompe à carburant, le régulateur d'hélice et les pompes d'huile du moteur sont entraînées.

Le mécanisme d'embrayage du démarreur est monté sur le pignon à grande vitesse.

c- Carter d'entrée d'air :

C'est un carter en alliage de magnésium formant un conduit annulaire pour diriger l'air vers le compresseur. Il supporte le réservoir d'huile annulaire, le réducteur monté au centre et un logement des engrenages coniques d'entraînement des pompes à huile du moteur et l'entraînement de la pompe à carburant et du P.C.U (régulateur d'hélice). Les deux anneaux de levage avant du moteur et le montage du radiateur d'huile sont situés en haut du carter.

d- Section Compresseur voir fig (1.7)

Il s'agit d'un compresseur centrifuge à deux étages. Le rotor de chaque étage consiste en une roue et des aubes directrices à incidence fixée accouplées par dentelures à un arbre et fixées par un écrou de retenue, Les deux arbres étant accouplés ensemble par des dentelures.

Il existe trois carters principaux enveloppant les parties tournantes ce sont :

- Un carter d'entrée en alliage de magnésium
- Un carter intermédiaire alliage d'aluminium
- Un carter de sortie en alliage d'aluminium

Sept coudes de sortie, d'une seule pièce avec les grilles d'aubes, sont adaptés à l'arrière du carter de sortie pour diriger l'écoulement de l'air vers le zone de combustion.

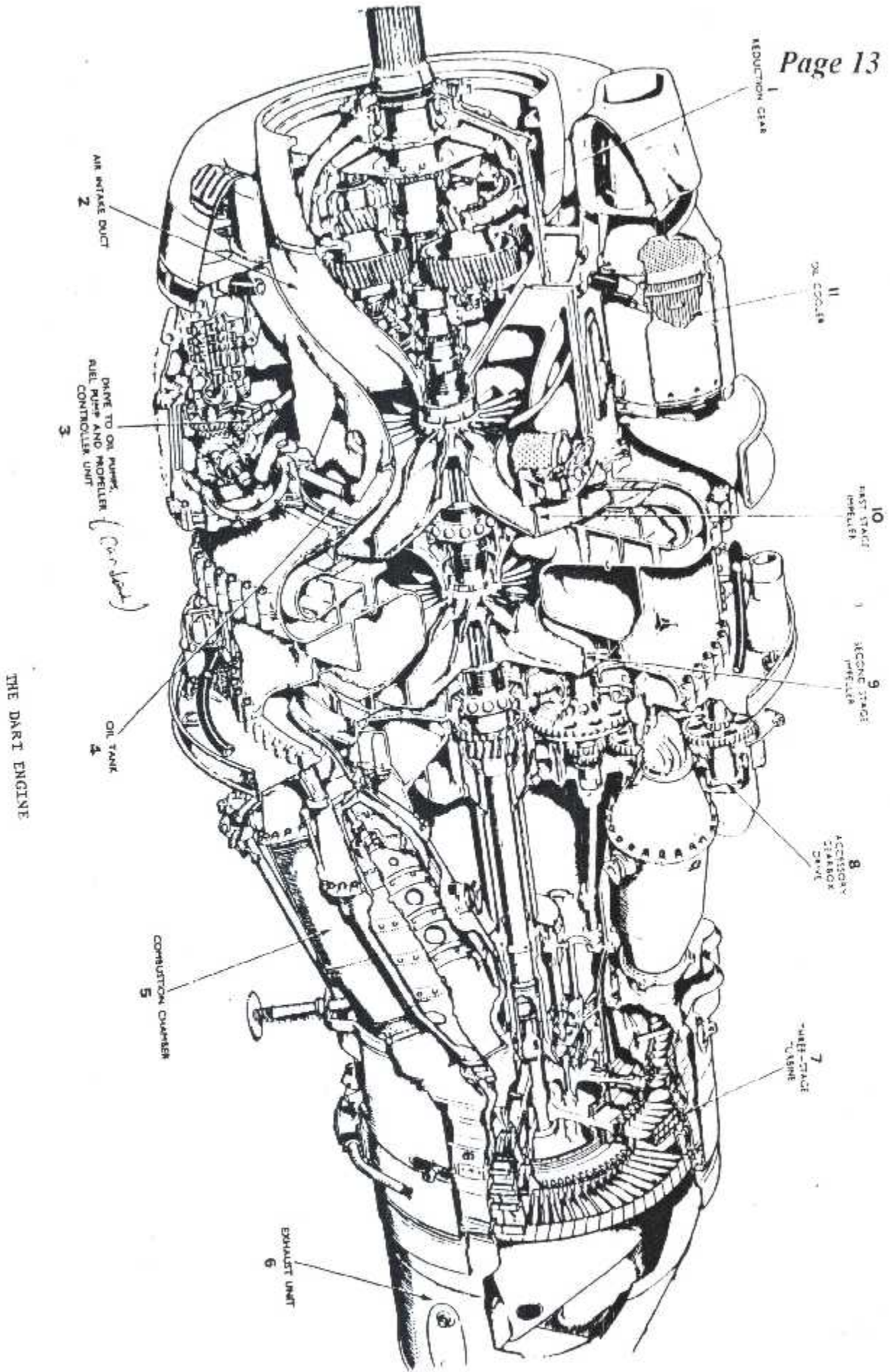


FIG I-6 : LE MOTEUR DART

- 1- Réducteur.
- 2- Conduit d'entrée d'air.
- 3- Entraînement des pompes à huile, à carburant et régulateur d'hélice .
- 4- Réservoir d'huile.
- 5- Chambre de combustion.
- 6- Ensemble d'éjection.
- 7- Turbine à trois étages.
- 8- Boite d'entraînement d'accessoires.
- 9- Roue de deuxième étage de compresseur.
- 10- Roue de première étage de compresseur.
- 11- Radiateur d'huile.

FIG I.6 : LE MOTEUR DART



FIG I-7 : ENSEMBLE MOTEUR

e - Section Combustion : Voir fig (I.8).

Les sept chambres de combustion sont numérotées dans le sens anti-horaire vues de l'arrière, la n°1 étant adaptée au coude supérieur de sortie du compresseur.

Chaque ensemble consiste en ce qui suit :

- Chambre de détente
- Enveloppe
- Tube à flamme
- Tube d'interconnexion
- Injecteur de carburant

Chaque chambre de détente fournit l'emplacement d'un injecteur, elle est dotée d'un raccordement de drainage de carburant.

Deux allumeurs sont adaptés aux chambres de combustion 3 et 7.

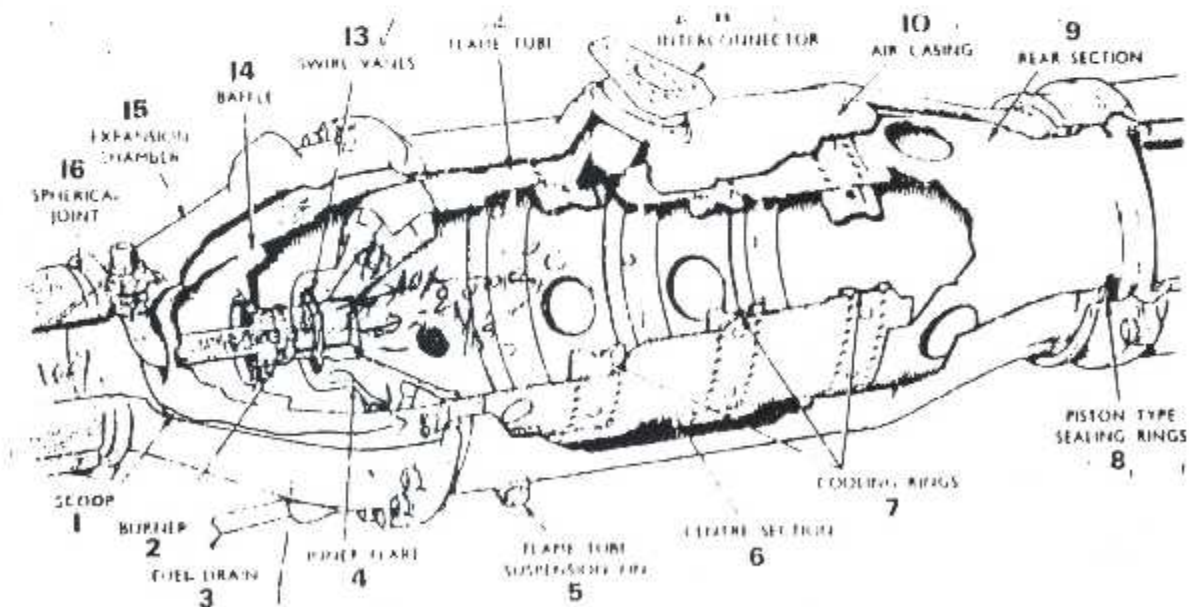


FIG I-8 : LA CHAMBRE DE COMBUSTION

- 1- Protecteur anti-chaleur de tube d'intercommunication (Bouclier).
- 2- Injecteur.
- 3- Drain du carburant.
- 4- Evasement intérieur.
- 5- Axe de suspension du tube d'intercommunication
- 6- Section centrale
- 7- Anneaux de refroidissement.
- 8- Anneaux d'étanchéité du type piston.
- 9- Section arrière.
- 10- Enveloppe de chambre de combustion.
- 11- Interconnexion.
- 12- Tube d'intercommunication.
- 13- Aubes de turbulence.
- 14- Déflecteur.
- 15- Chambre de détente.
- 16- Joint sphérique.

FIG. (I-8) CHAMBRE DE COMBUSTION .

f - Section Turbine Voir fig (I.7)

La turbine comprend trois disques auxquels sont fixées des ailettes par des attaches en forme de sapin, les disques étant boulonnés ensemble et fixés à l'arbre de turbine. Les deux points de suspension arrière sont placés au sommet du carter extérieur du distributeur de turbine qui est enveloppé par un bouclier thermique en acier.

g - Ensemble d'Ejection : Voir fig (I.9)

L'ensemble d'éjection qui est fixé à la bride arrière du distributeur de turbine consiste en un cône intérieur et un cône extérieur fabriqués à partir d'une tôle métallique résistante à la chaleur, le cône intérieur étant maintenu en position par trois carénages sur le cône extérieur.

Des trous de drainage de carburant existent dans l'ensemble d'éjection.

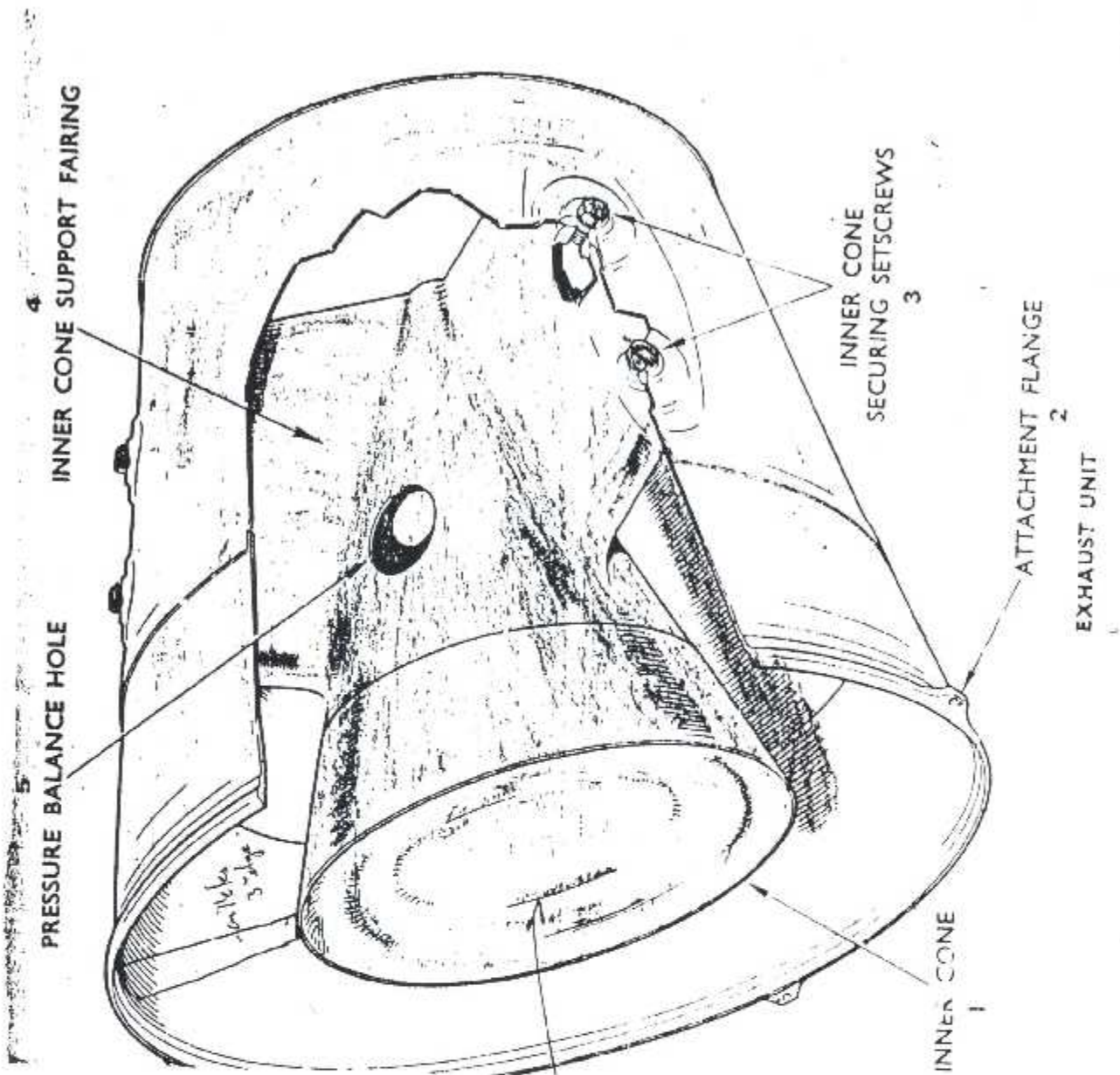


FIG I-9 : ENSEMBLE D'EJECTION

Chapitre II

GENERALITES SUR L'HELICE

CHAPITRE II

GENERALITES SUR L'HELICE.

1/ Introduction :

Sur tous les moteurs DART ou Allison sont adaptées des hélices à quatre pales à pas variable dont le fonctionnement est hydraulique. Ces deux hélices sont commandées par des régulateurs.

2/ Les conditions requises du système d'hélice :

- Donner une commande de vitesse constante
- Offrir une traînée de rotation minimum pendant le démarrage et l'accélération initiale du moteur à partir du ralenti au sol et fournir une traînée importante à l'atterrissage pour agir comme frein.
- Avoir des verrous du pas d'hélices.
- Fournir une traînée minimum sur un moteur en panne donc permettant à l'hélice de passer en drapeau.
- Il doit être possible de dévirer ensuite l'hélice si c'est nécessaire.
- Avoir des indications au cockpit pour surveiller le fonctionnement satisfaisant du système

3/ Description géométrique d'hélice :

a - Angle de l'hélice et angle de calage de l'hélice Voir fig (II.1)

Les caractéristiques de l'hélice se définissent exactement comme un profil de voilure, en considérant une section droite située à une distance r de l'axe d'hélice cette section est appelée section de base. Voir fig (II.2)

Ox : l'axe de rotation du moteur ou l'axe de l'hélice(le moyeu)

Oy : l'axe de la pale
 (π) : le plan de rotation

R : rayon d'hélice

O : le centre d'hélice

- **angle de l'hélice** : c'est l'angle entre la direction de l'écoulement et le plan de rotation π est différent pour chaque section de la pale .

- **la corde de référence AB** : qui est située d'une distance de $(ox) r = KR$ avec k constant.

- **angle de calage** :

Pour que toute section ait un angle d'attaque (i) , il faut leur donner un angle légèrement supérieure à l'angle d'hélice et cette angle s'appelle l'angle de calage θ qui se définit comme étant l'angle entre la corde du profil de la pale et le plan de rotation.

b- Le pas d'une hélice : (voir figure II-3)

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

$$\text{avec } H = 2 \pi r \operatorname{tg} \theta$$

le pas relatif : (voir figure II-4)

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

$$h = H / D$$

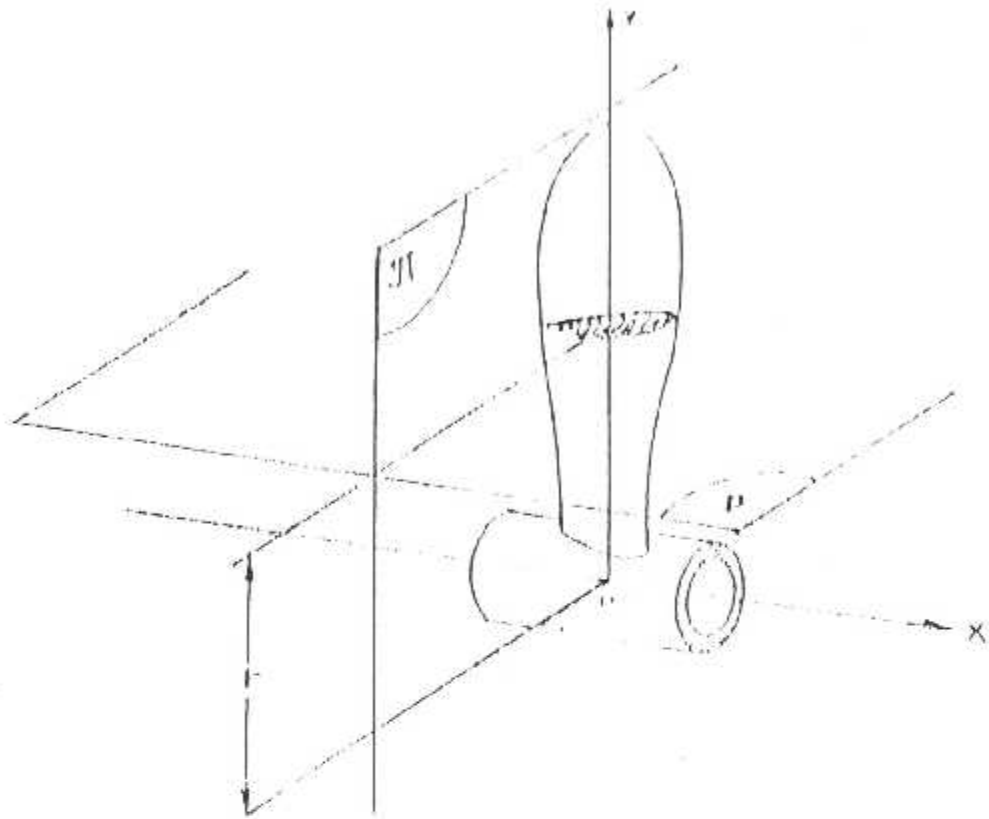
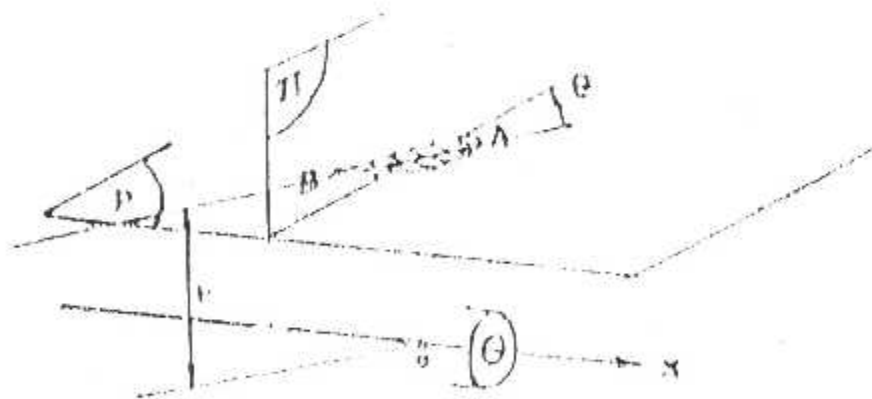
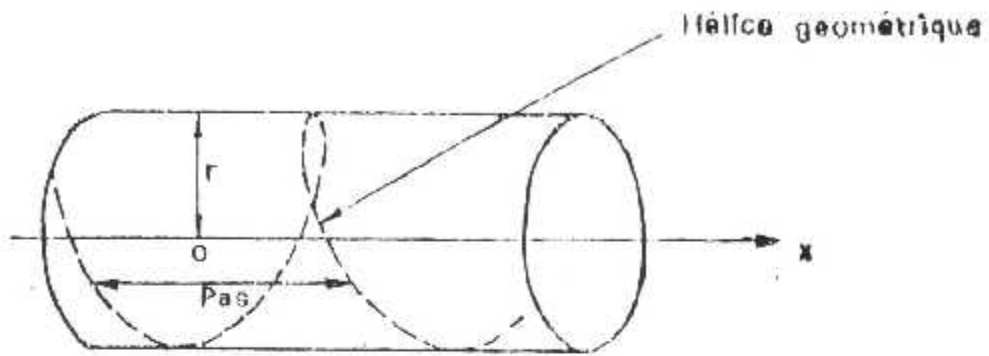


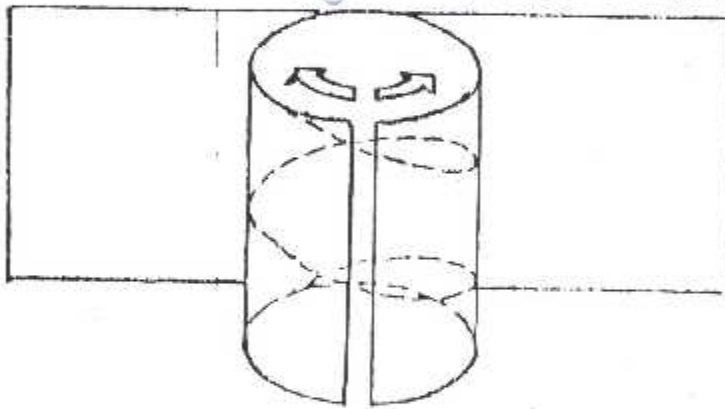
fig (II-1) : Hélice immobile



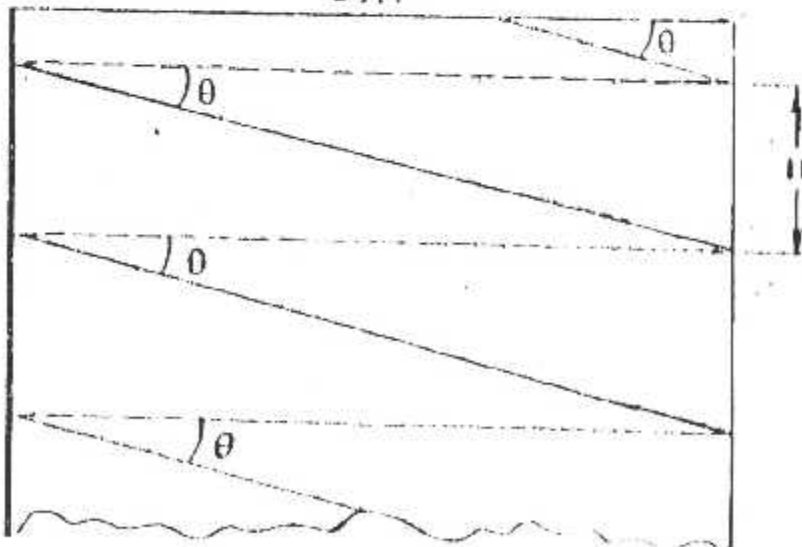
1 fig (II-2) : La section droite de l'hélice par le plan (P)



fig(II-3) : L'hélice géométrique



$2\pi r$



$$h = 2\pi r \tan \theta$$

fig(II-4) : Hélice développée

c- Types d'hélice :

- **L'hélice à pas constant** : c'est une hélice dont le pas reste constant en toutes sections, dans ce cas l'angle de calage varie depuis le moyeu jusqu'à l'extrémité de la pale.

$$H = 2 \pi r \operatorname{tg} \theta \text{ -constant ou } r \text{ augmente et } \operatorname{tg} \theta \text{ diminue}$$

- **L'hélice à calages variables** : on 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 « grand pas ».

4/ Description cinématique d'hélice : (voir figure II- 6)

Considérons l'hélice en fonctionnement, son mouvement est la somme de deux mouvements qui sont :

1 - mouvement de translation suivant (ox) avec vitesse de l'avion (V)

2 - mouvement de rotation de (ox) avec vitesse tangentielle (Vr)

le pas de cette hélice est :

$$H' = 2 \pi r \operatorname{tg} \beta$$

Si β est l'angle de avec (π) et $\operatorname{tg} \beta = V/V_r$

Avec : V_r : la vitesse tangentielle telle que $V_r = r \omega$

ω : pulsation du mouvement de rotation en rd/s

soit : $V_r = 2 \pi r n$ avec (n Nombre de tours seconde)

donc : $H' = 2 \pi r V/V_r = V/n$

D'OU : $H' = V/n$

H est l'avance par tour, cette valeur est indépendante de r , donc elle est constante le long de la pale.

5/ L'aérodynamique de l'hélice :

a - Fonctionnement aérodynamique sur un élément de la pale :

Une hélice produit de la traction parce que la corde de chaque élément de la 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 traction T)
- 2- la force parallèle au plan de rotation (effort résistant F)

L'ensemble des efforts résistants s'appliquant sur les pales de l'hélice produit 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 tours par minute, le couple d'hélice est exactement égale et opposé au couple moteur. (voir figure II- 7 et II- 8)

b- Les différentes forces en présence :

Les pieds de pale, sont à tout instant sollicités par différents couples, tel que le couple de contrôle $C1$, le couple de torsion centrifuge $C2$ et le couple de torsion aérodynamique $C3$.

- **Le couple de contrôle $C1$:** C'est un couple à tout instant égale et opposé à la somme des autres couples.

$$C1 = - (C2 + C3)$$

- **Le couple de torsion centrifuge $C2$:** Ce couple est dû à la force centrifuge s'exerçant sur les différents éléments de la pale et résultant de la vitesse angulaire de rotation de l'hélice.

Ce couple de torsion est le seule responsable de la tendance des pales à tourner vers le calage nul, le couple de torsion centrifuge total de la pale est égal à la somme des moments élémentaires, on démontre qu'il est nul

lorsque l'angle de calage $\theta = 0^\circ$ et $\theta = 90^\circ$ et qu'il est maximum pour $\theta = 45^\circ$.

3- Le couple de torsion aérodynamique C_3 : Ce couple est le produit de la résultante aérodynamique de la pale par la distance de cette résultante à l'axe de la pale.

Généralement pour les raisons constructives, le couple de torsion aérodynamique tend donc à augmenter l'angle des pale, l'influence de ce couple est faible par rapport au couple de torsion centrifuge.

c- 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 par ce qu'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 visé est d'obtenir d'une hélice, la traction (T) maximal 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 c'est un bon profil aérodynamique, un angle correct 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 l'avion n'a 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 l'on veut avoir une traction. Lorsque le « Recul » est nul, le pas réel est égal au pas idéal, ce qui est une condition de traction et de rendement nul.

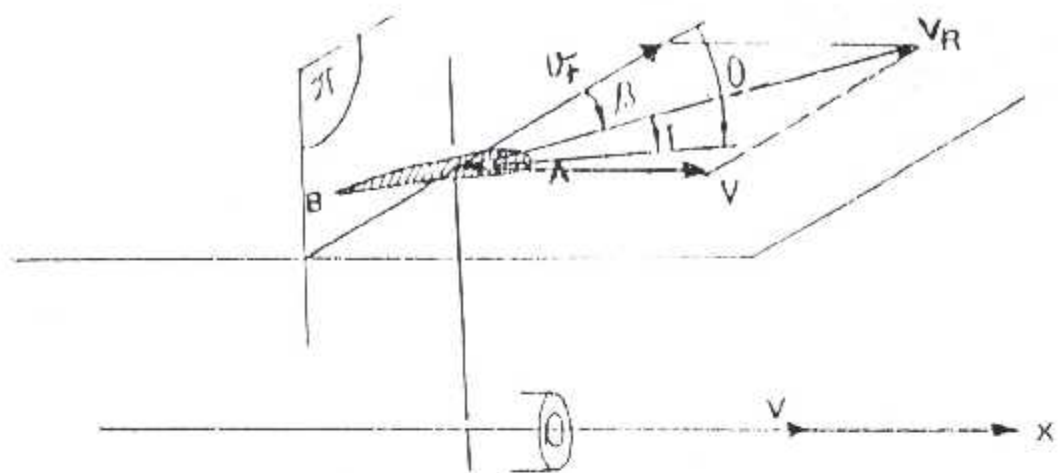
6/ Le pas variable :

Pour un avion lent, la traction d'une hélice à pas fixe est habituellement maximale quand il n'y a pas de vitesse de translation.

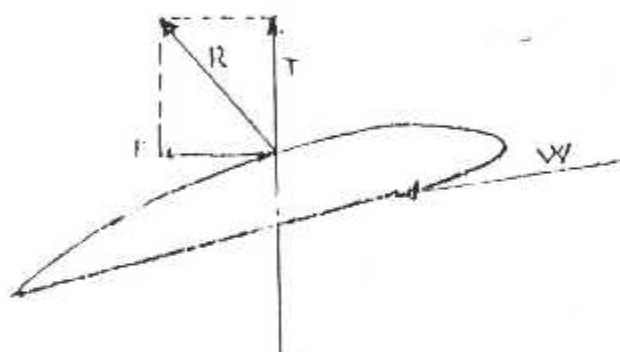
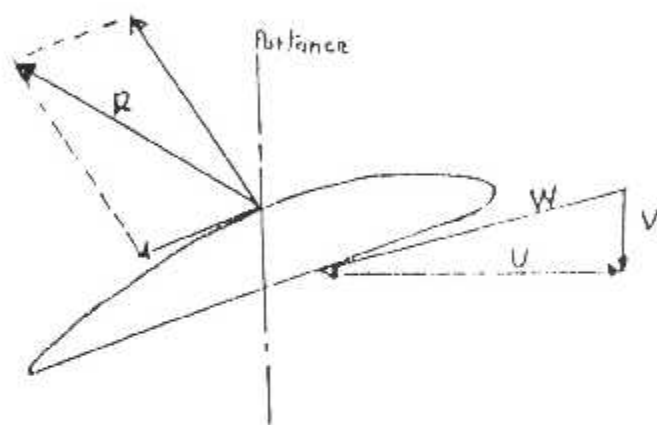
C'est à dire que l'avion est immobile au sol, la traction produite dans ces conditions s'appelle la traction au point fixe. Sa valeur élevée à l'avantage de donner à l'avion une bonne accélération quand il quitte l'état de repos de façon à réduire la distance de décollage.

L'hélice à pas variable est conçue pour réaliser des vitesses assez élevées. Elle est installée sur des avions à hautes performances.

Cette hélice permet le passage en drapeau pour réduire la traînée de l'avion particulièrement lors d'un arrêt moteur en vol, elle offre aussi un moyen de commande d'arrêter une hélice (frein hélice) et de l'empêcher de tourner « en moulinet ». Le pivotement des pales vers la position « petit pas » transforme l'hélice en un aérofrein.



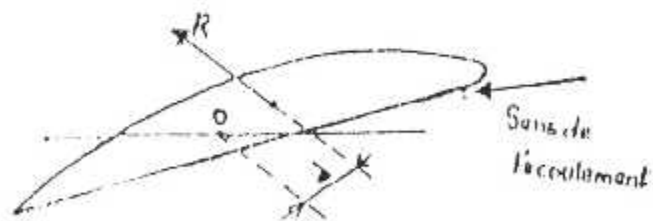
fig(II-5) : Hélice en Fonctionnement



fig(II-6) : Le fonctionnement aérodynamique



fig(II-7) : Couple de torsion centrifuge



fig(II-8) : Couple de torsion aérodynamique

Chapitre III

**DESCRIPTION ET
FONCTIONNEMENT DE
L'HELICE
HAMILTON STANDARD
54 H60-117**

CHAPITRE III**DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT DE L'HELICE
HAMILTON STANDARD 54 H60-117****1/ Introduction :**

Le système de propulsion de l'avion Hercules L100-30 est constitué d'un moteur et d'une hélice. Ces deux parties sont conçues de manière à fonctionner en coordination. Le moteur délivre la source d'énergie qui est convertie en poussée par l'hélice.

Le groupe turbopropulseur utilise une hélice Hamilton Standard Modèle 54H60-117. C'est une hélice à quatre pales à pas variable fonctionnant à vitesse constante pendant la phase vol. Elle est constituée d'une partie rotative et d'une partie fixe.

La partie rotative comprend les pales, le dome, le moyeu (barrel) et le spinner. Les mécanismes de changement de pas et de verrouillage du pas sont localisés dans le dome.

La partie fixe est constitué de l'ensemble de contrôle « Contrôle Assembly) composé du réservoir d'huile, des pompes (Pump Housing) et du régulateur hélice (Valve Housing).

2/ Eléments constituant l'hélice Hamilton Standard Voir fig (III-1)

L'hélice est constituée des parties principales suivantes :

a- le Moyeu « barrel » : loge l'emplanture des pales.

b- le dome : loge le mécanisme de changement du pas.

c- le spinner : c'est un carénage à l'intérieur duquel se trouvent le dome et le mécanisme de changement de pas.

d- Ensemble pales : qui sont au nombre de 4 pales.

e- Ensemble de contrôle hélice : « contrôle Assembly » : il est composé des parties suivantes : La valve housing (régulateur hélice) et la pump Housing (ensemble pompe) .

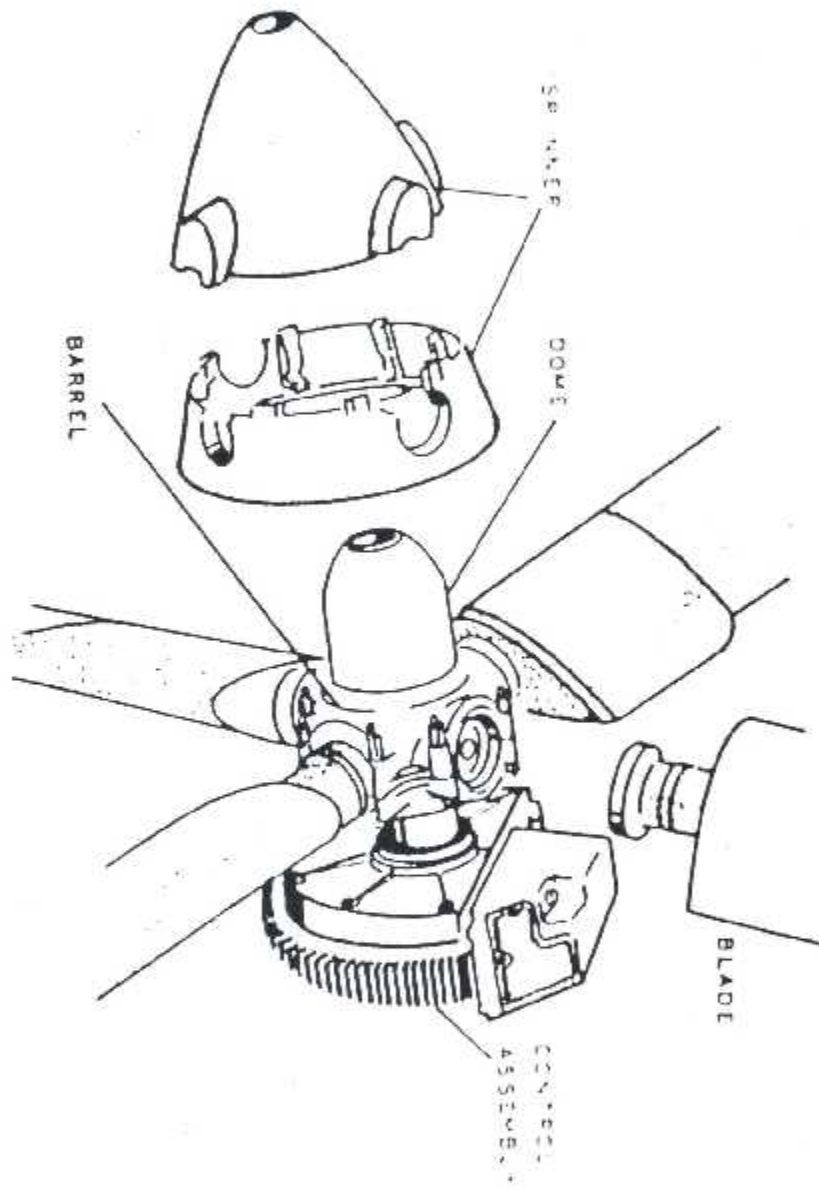
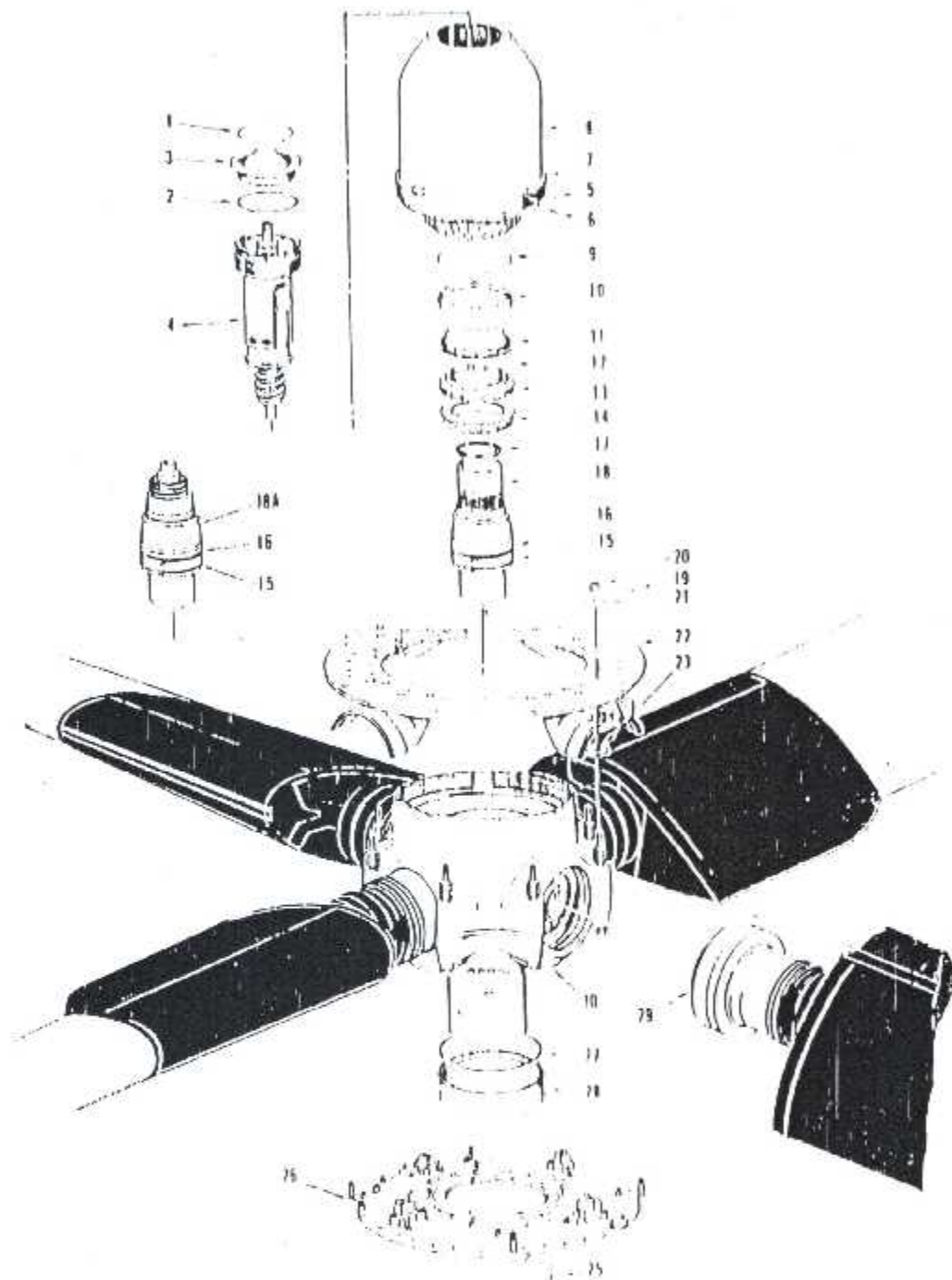


FIG III-1 : LES PARTIES PRINCIPALES DE L'HELICE



Les différentes parties de l'hélice

Les différentes parties de l'hélice :

- 1- Anneau rotatif.
- 2- Joint Caoutchouc.
- 3- Chapeau du dome.
- 4- Verrou petit pas vol (low Pitch stop).
- 5- Goupille Fondue.
- 6- Vis de Blocage.
- 7- Ecrou Rotatif.
- 8- L'ensemble du dome.
- 9- Anneau rotatif.
- 10- Anneau fileté extérieur.
- 11- La came de contrôle de verrouillage du pitch lock.
- 12- Goupille Elastique.
- 13- Anneau à cliquet fixe de pitch lock.
- 14- Bague entretoise cannelée extérieure.
- 15- Joint caoutchouc.
- 16- Joint caoutchouc.
- 17- Joint caoutchouc.
- 18- Ensemble de verrouillage du pas (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 montage de Spinner.

- 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.

a- Le Moyeu (voir fig(III-2))

Le moyeu est constitué d'une moitié avant et d'une moitié arrière, séparées. dans le plan de rotation de l'hélice est assemblées par des vis.

La moitié arrière à une extension qui porte des cannelures pour la rendre solidaire de l'arbre du réducteur, deux cônes ; un avant et l'autre arrière assurent son alignement.

Le pied de la pale est emboîté dans le moyeu. Un épaulement et une montée à rouleau retiennent la pale et absorbent la grande force centrifuge créée par la pale.

Un segment denté conique « blade gear segment » assure l'accouplement de la pale avec le mécanisme de variation de pas contenu dans la dome . Un anneau muni de cannelure très fines « micro adjusting Ring » sert comme un élément de liaison entre le segment denté supplémentaire « bêta segment gear »

Le moyeu a pour rôle ce qui suit :

- La fixation de l'emplanture des pales .
- Transmettre le torque (couple) développé par le moteurs aux pales.
- Relie le réducteur à l'hélice.

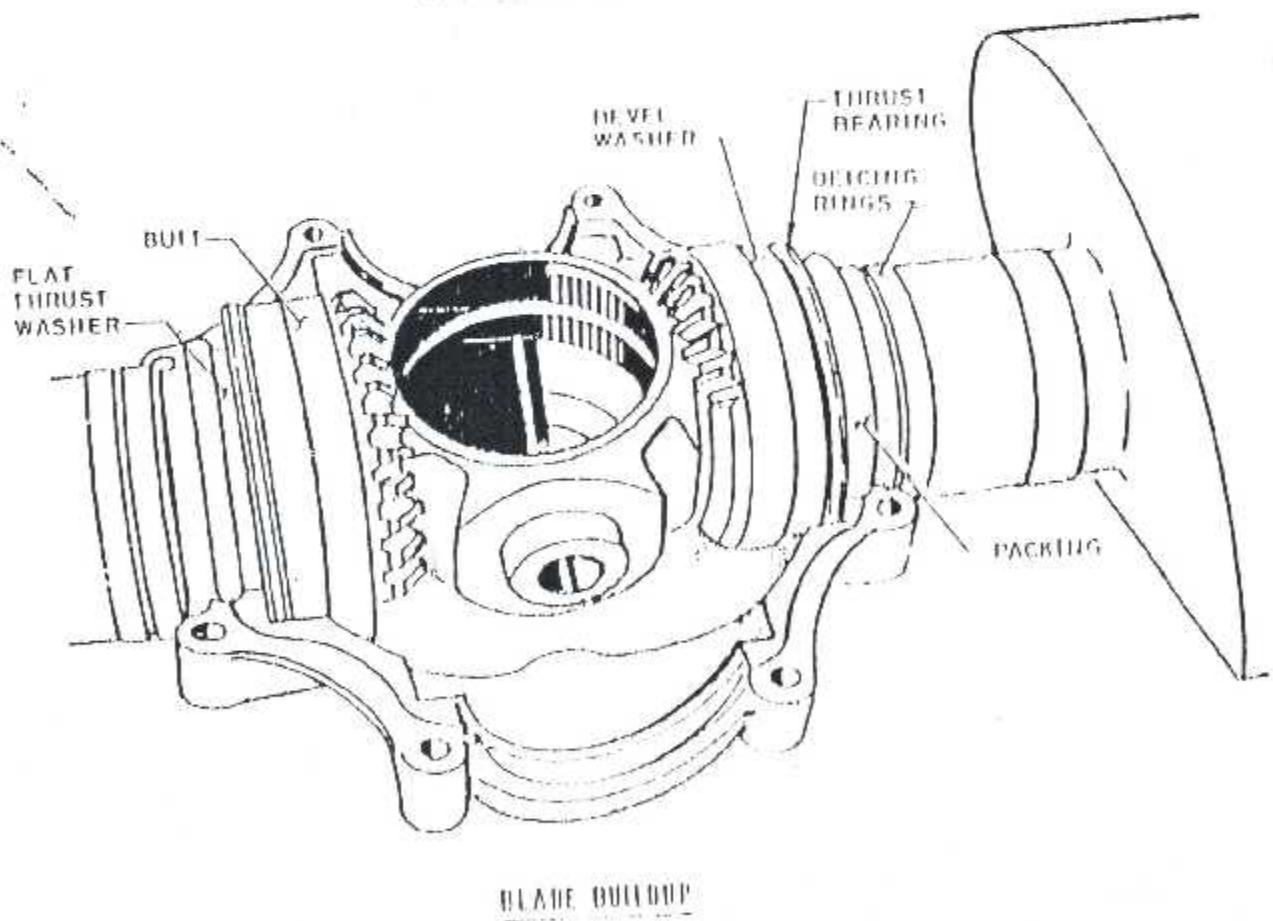
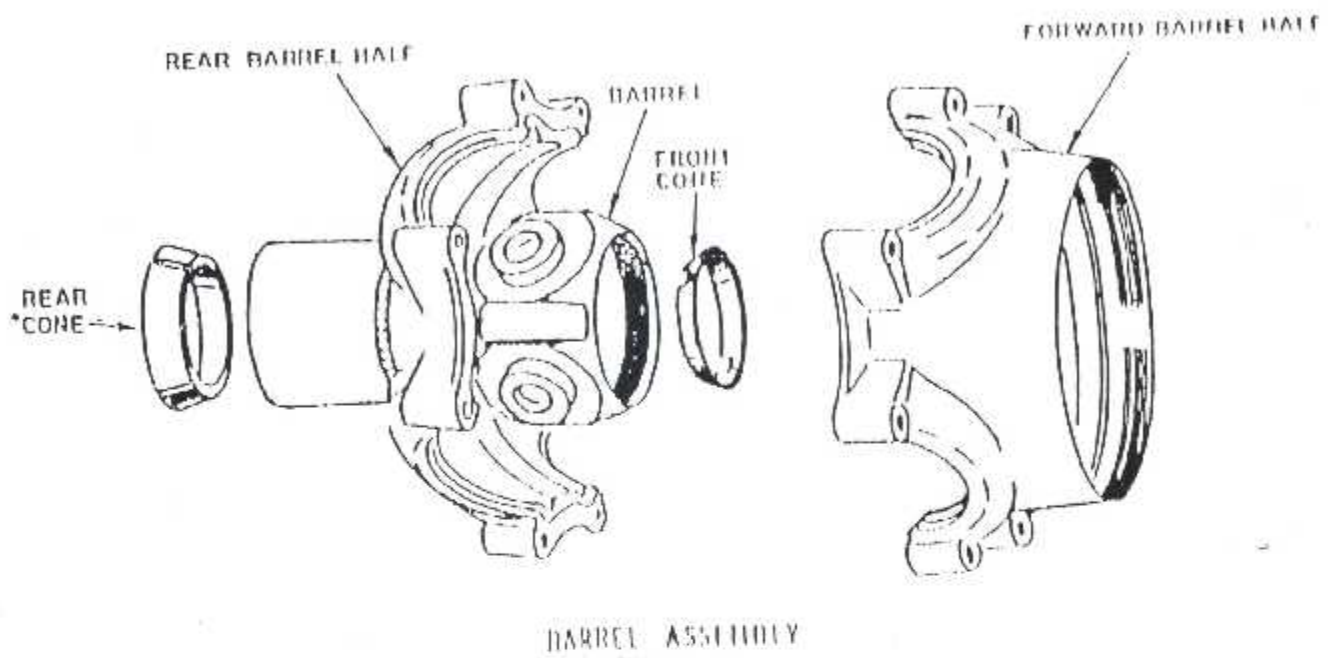


Fig (III-2): Le Moyen « Barrel »

b- Le dome : voir fig (III-3)

Le dome contient le mécanisme de changement de pas, les parties principales dans le mécanisme sont :

La coquille de dome, le piston, la came fixe (stationary cam) , la came tournante (rotating cam) , et la montée petit pas (low pitch stop).

La came tournante est logée à l'intérieur de la came fixe le piston emboîte les deux comes, le dome renferme le piston et les comes et aussi la montée petit pas, les deux canes fixe et tournante sont assemblées pour constitué un seul bloc. Le bout de la came fixe est attaché au moyeu, deux roulements à billes supportent la came tournante à l'intérieur.

La denture sur le bout de la came tournante s'engrène avec le segment denté de la pale « blade segment gear » , chaque came est munie de cinq rainures obliques. La direction des rainures dont la came tournante est opposé à la direction des rainures de la cane fixe.

Fonctionnement du mécanisme de variation de pas

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 contenu dans l'ensemble de contrôle hélice permet au piston de se déplacer soit en avant ou bien en arrière.

Quand le piston se déplace vers l'avant, la came tourne et l'engrenage conique engrène avec les segments dentés des pales et ainsi l'angle des pales est diminué.

Si le piston se déplace vers l'arrière, la came tourne dans l'autre sens et l'angle de pale 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.

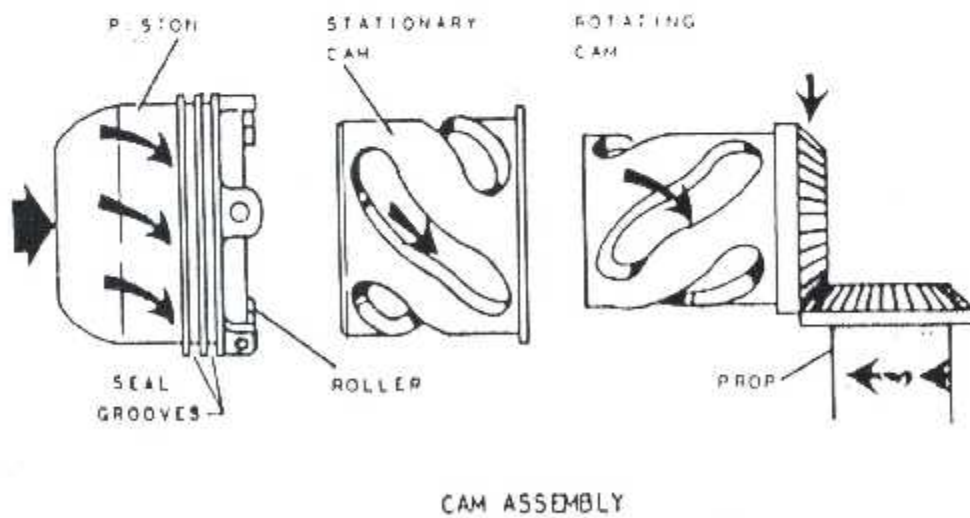
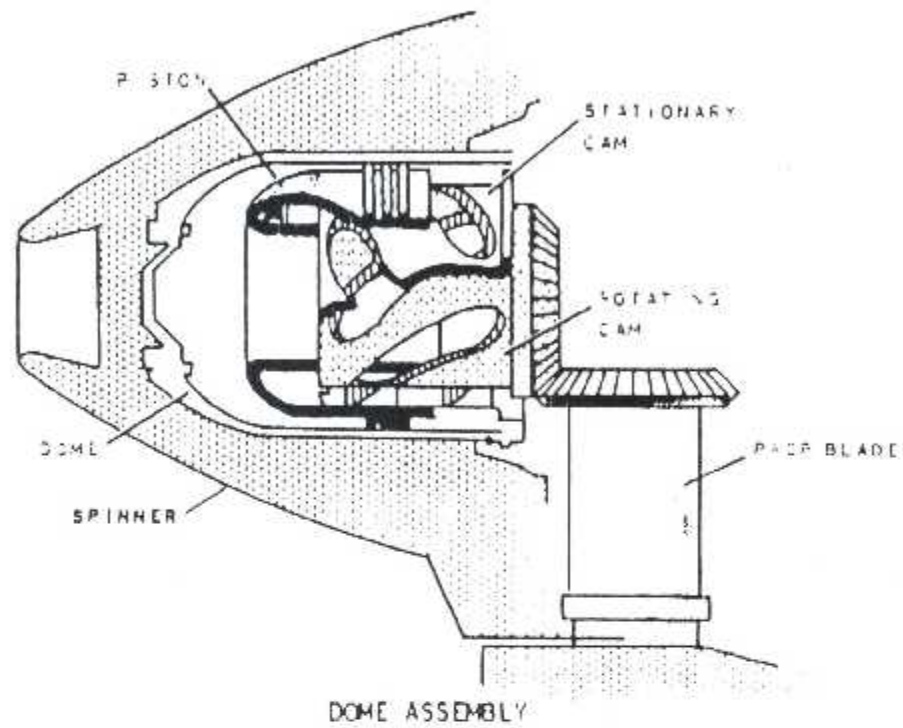


FIG III-3 : ENSEMBLE DOME

c- Le Spinner : voir fig (III-1)

Le Spinner est le carénage qui recouvre le dome, il permet à l'hélice d'avoir une forme aérodynamique appropriée et ainsi réduire la traînée.

d- Ensemble pales :

Constitué de quatre pales à pas variable dont la plage de fonctionnement est la suivante :

Ces angles sont mesurés à la station 42 inch. de la pale (mesurée à partir de l'emplanture de la pale)

- Maximum reverse : $-7^{\circ} \pm 1^{\circ}$.
- Ground start (démarrage sol) : 4° à $5,5^{\circ}$
- Mechanical low pitch stop (butée ou verrou petit pas sol): $23, 25^{\circ}$.
- Angle de pale maximal du fonctionnement au sol : $17,5^{\circ}$.
- Butée ou verrou croisière : 25° à 55° .
- Angle de mise en drapeau : $92,55^{\circ}$
- Angle total de pale disponible : 115° .
- Angle total de pale utilisé : $99,5^{\circ}$.
- Vitesse de rotation de la pale :
 - au sol 18° à $20^{\circ}/s$.
 - en sol 10 à $20^{\circ}/s$
 - rotation vol $15^{\circ}/s$
 - drapeau (6 seconde).

e- Ensemble de contrôle d'hélice (Control Assembly) : voir fig (III-4).

L'ensemble de contrôle se compose de deux parties :

- Une partie inférieure qui contient le système de génération de pression « Pump Housing ».
- et une partie supérieure « Valve Housing » contenant les valves de commandes et dotée entre autres de :
 - un axe de commande manuelle.
 - Un levier de commande du système couple négatif (NTS) (négative Torque system).

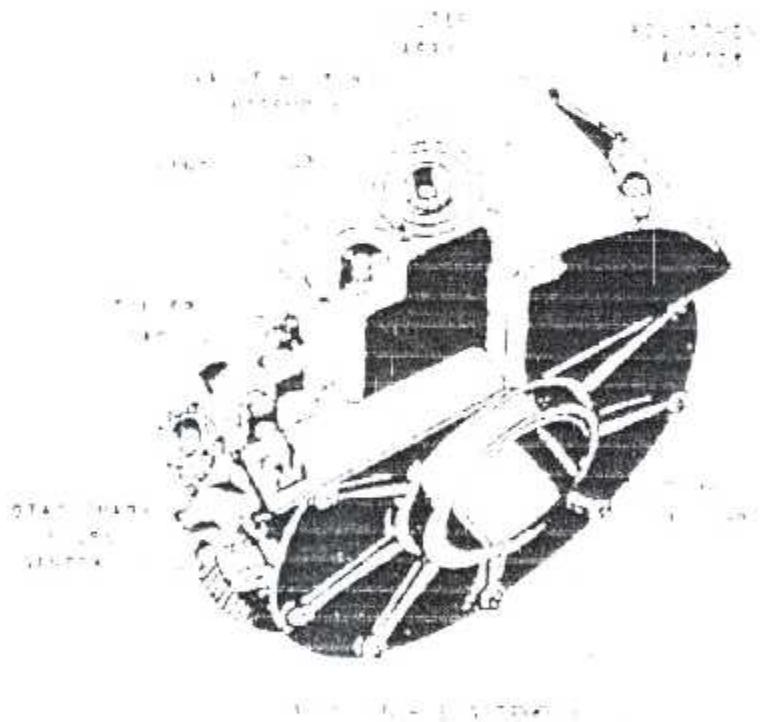


FIG III-4 : LA BOITE DE COMMANDE

L'ensemble pompes : voir fig (III-5).

Page 41

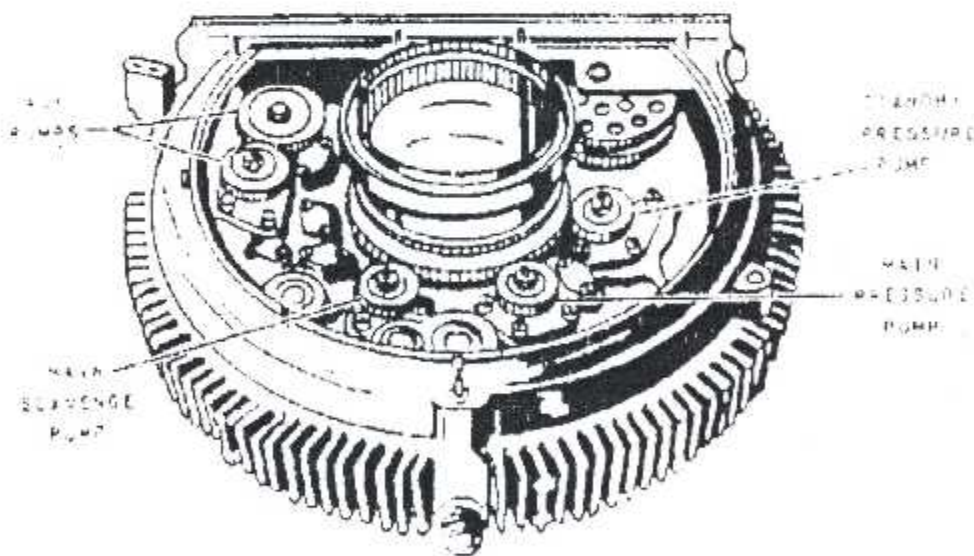
Le système hydraulique de l'hélice utilise trois (03) pompes de pression et deux (02) pompes de récupération, toutes les deux sont des pompes à engrenages.

La pompe principale (Main Pump), la pompe standby (stand by pump) et la pompe de récupération principale (Main scavenge pump) sont entraînées par l'arbre de l'hélice.

La pompe de pression auxiliaire (auxiliary pressure pump) et la pompe de récupération auxiliaire (auxiliary scavenge pump) sont actionnées par un moteur électrique. Les pompes de pression sont alimentées par un carter pressurisé.

Les pompes de récupération aspirent dans un carter à pression atmosphériques et refoulent dans le 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 est trop bas.



PUMP HOUSING ASSEMBLY

FIG III-5 :LA PUMP HOUSING

f - Le dégivrage et l'anti-givrage : voir fig (III-7)

Dégivrage et anti-givrage sont tous deux utilisés pour éviter la formation de givre sur le spinner et sur les pales.




L'anti-givrage est l'application de manière continue de chaleur sur une surface pour éviter la formation de givre.

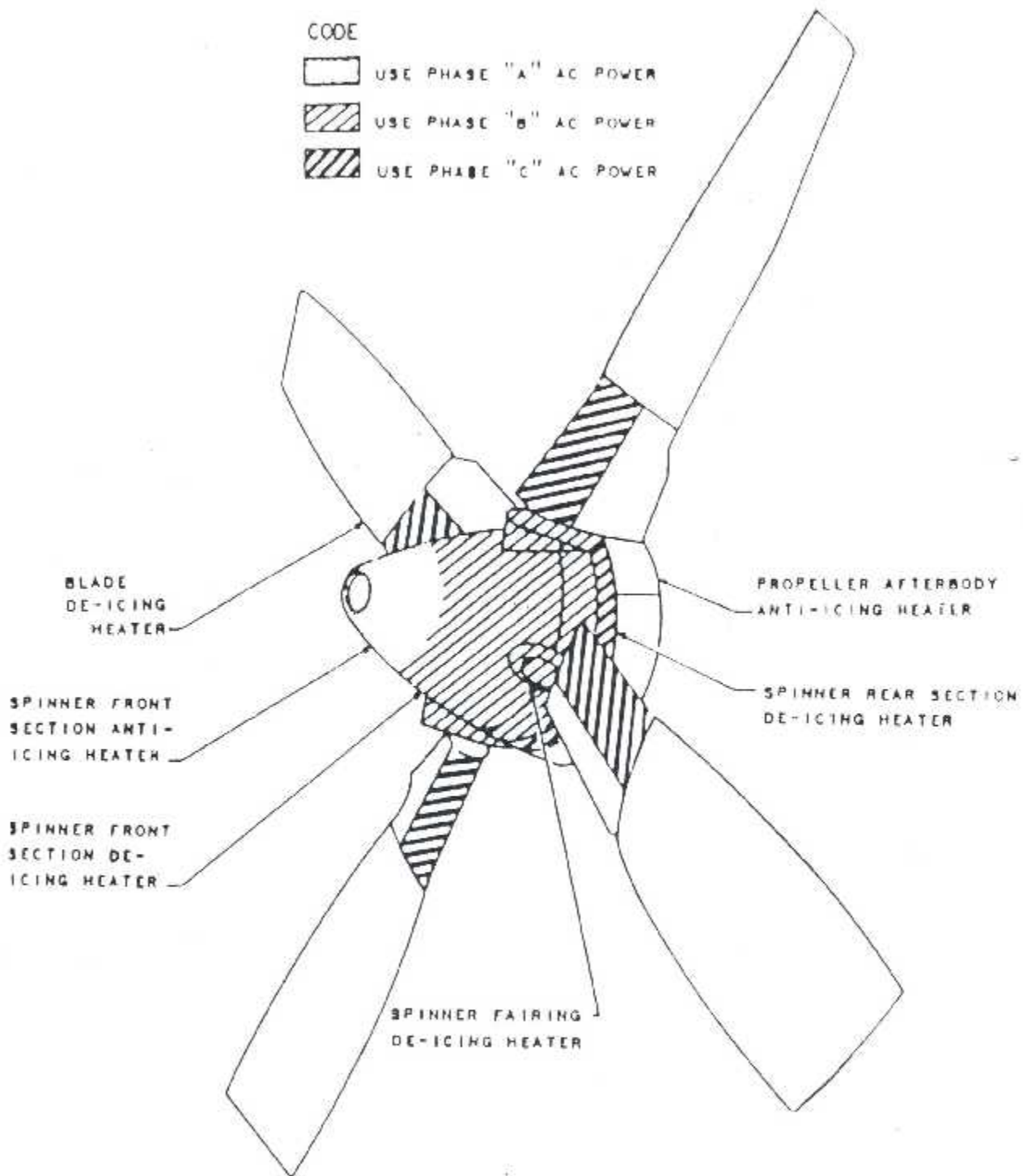
Le dégivrage est utilisé d'une manière intermittente par le pilote pour enlever le givre formé sur l'hélice.

Le dégivrage et anti-givrage sont effectués par un courant alternatif triphasé 115V , 400 Hz.

	Phase A	Phase B	Phase C
Partie avant du spinner	Anti-givrage	/	/
Partie arrière du l'hélice	Anti-givrage	/	/
Partie arrière du spinner		Dégivrage	/
Pales	/	/	Dégivrage

CODE

-  USE PHASE "A" AC POWER
-  USE PHASE "B" AC POWER
-  USE PHASE "C" AC POWER



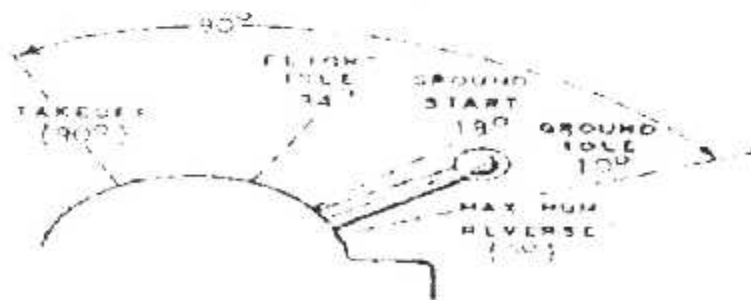
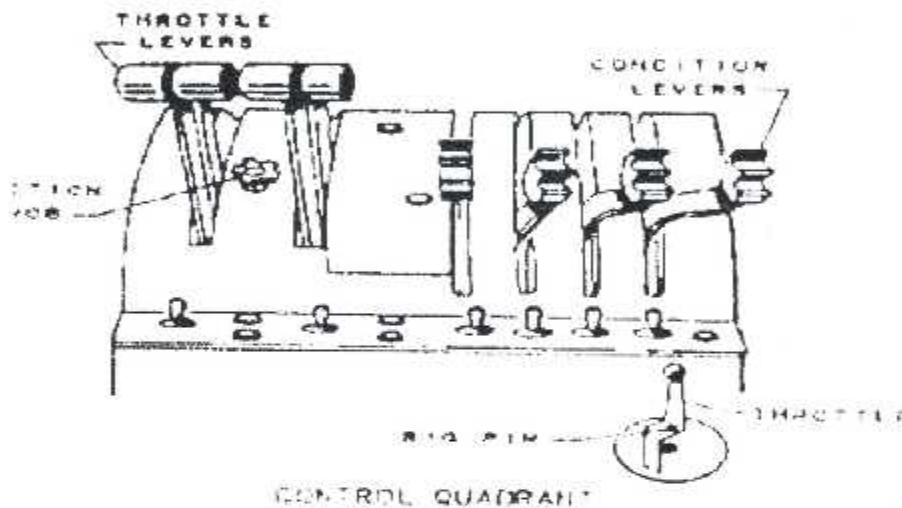
PROPELLER ANTI-ICING AND DE-ICING AREAS OH-117

3 - Les commandes d'hélice (Hamilton Standard) :

Le moteur est commandé généralement par la manette de puissance (throttle lever) est par le levier de condition (levier de condition) . Les deux manettes sont rassemblées dans un cadran de contrôle.

a- le cadran de contrôle - voir fig(III-8).

Le cadran de contrôle se trouve dans le cockpit entre les sièges du pilote et du copilote. Il contient quatre manettes de puissance et quatre manettes de condition.



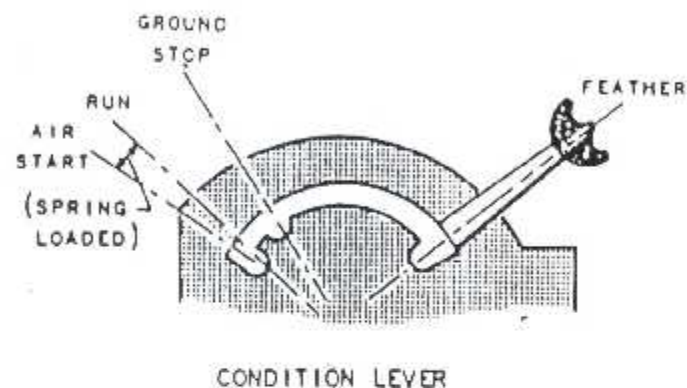
THROTTLE POSITIONS

(Fig. III-8) :LE QUADRANT DE CONTROLE ET LA MANETTE DE PUISSANCE

b- Le levier de condition (le levier de condition) Voir fig (III-9).

Le levier de condition ou levier de condition sélectionne l'opération conditionnel du moteur .Il a quatre positions qui sont indiqué sur le quadrant de contrôle. Les positions du levier de condition sont comme suit :

Positions du levier de condition	Angle du levier
- Air Start (redémarrage vol)	107°
- Run (en vol) : utilisé pendant le fonctionnement normal du moteur.	104°
Ground Stop : coupe le carburant à l'arrêt.	84°
- Feather (Position drapeau)	0°



c- La manette de puissance « throttle lever » : voir fig(III-10)

La manette de puissance contrôle la puissance moteur et permet la sélection du régime moteur souhaité.

Les positions caractéristique du levier sont :

Position de lever	L'angle de calage	RPM <i>Moteur</i>	Régime Moteur
- Take off (décollage)	90°	13820	100%
- Flight Idle (ralenti vol)	34°	13820	100%
- Ground Start (démarrage sol)	18°	13700	97%
- Ground Idle (ralenti sol)	10°	13700	72% à 97%
- Réverse	0°	13700 à 14370	97% à 104%

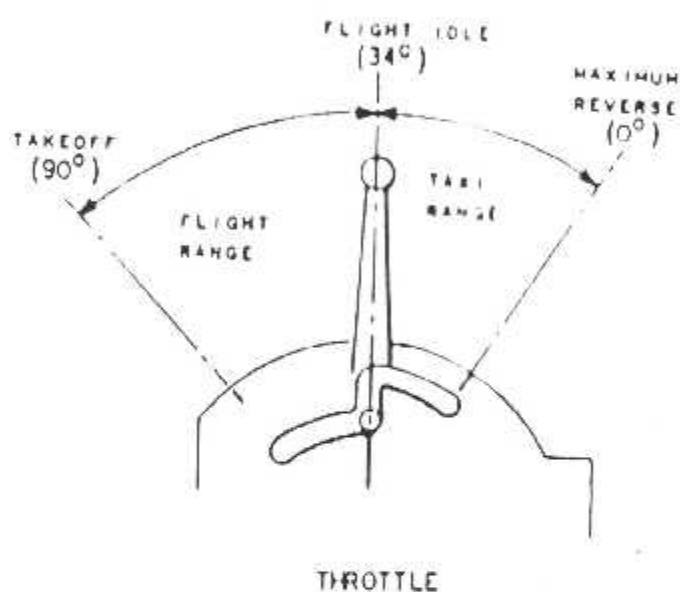


FIG III-10 LA MANETTE DE PUISSANCE

La position « Flight Idle » de la manette de puissance divise la plage de fonctionnement du moteur en deux parties :

*La première est le « beta range » ou « taxi range » ; les hélices fonctionnent comme des unités à pas variable car le pas d'hélice change directement par le

mouvement de la manette des gaz par l'intermédiaire du coordinateur (voir fig (III-11)).

La plage beta range comprend les positions principales suivantes :

- Ground Start (démarrage sol) l'angle de pas est fixé permettant d'avoir un couple minimal pour faire lancer le moteur .
- Ground Idle (ralenti sol) : c'est la position à laquelle la poussée produite par le groupe turbopropulseur est nulle

La deuxième est plage « alpha range » ou « flight range » ;les hélices fonctionnent comme des unités à vitesse constant à 100% RPM.

La plage « alpha range » comprends les positions suivantes :

- Flight Idle (ralenti vol) : cette position est la puissance minimale nécessaire pour effectuer un vol.
- Take Off : le carburant est fixé par le F.C.U (Fuel control unit), afin d'obtenir la T.I.T (Température d'entrée turbine) appropriée au décollage

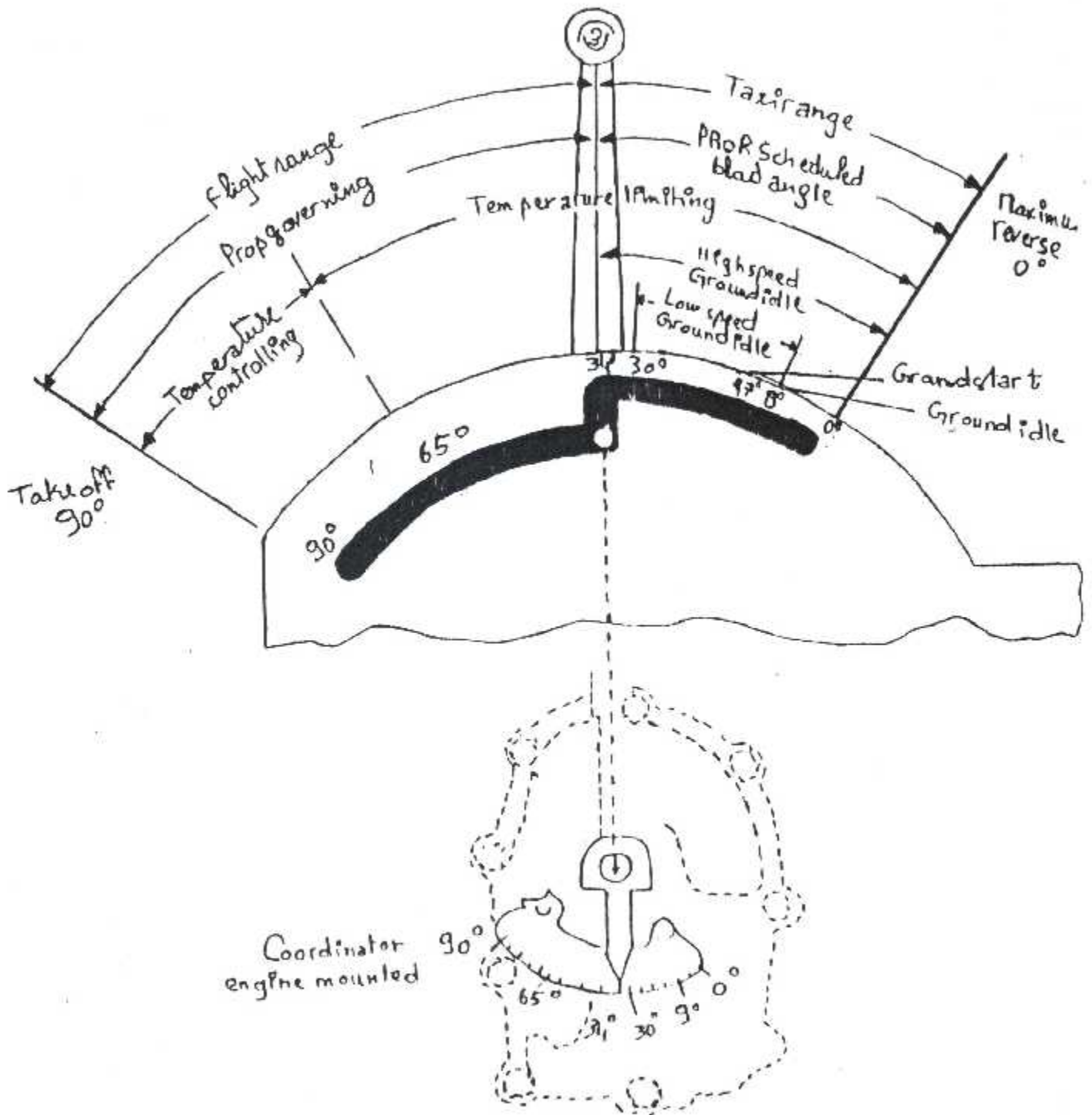


FIG III-11 : LE COORDINATEUR ET MANETTE DE PUISSANCE

d- Coordinateur : voir fig (III-12)

Le coordinateur est monté sur la face gauche du F.C.U , il a pour rôle de coordonner entre le pas d'hélice et la puissance moteur. Il assure la régulation de débit de carburant mécaniquement et électriquiquement , l'arrêt du moteur et la mise en drapeau de l'hélice.

Le coordinateur est constitué de deux arbres coaxiaux :

- 1- L'arbre intérieur : actionné par la manette de puissance et connecté au F.C.U et à l'hélice.
- 2- L'arbre extérieur : constitué de deux parties , une partie connectée à l'hélice et l'autre au levier de condition .

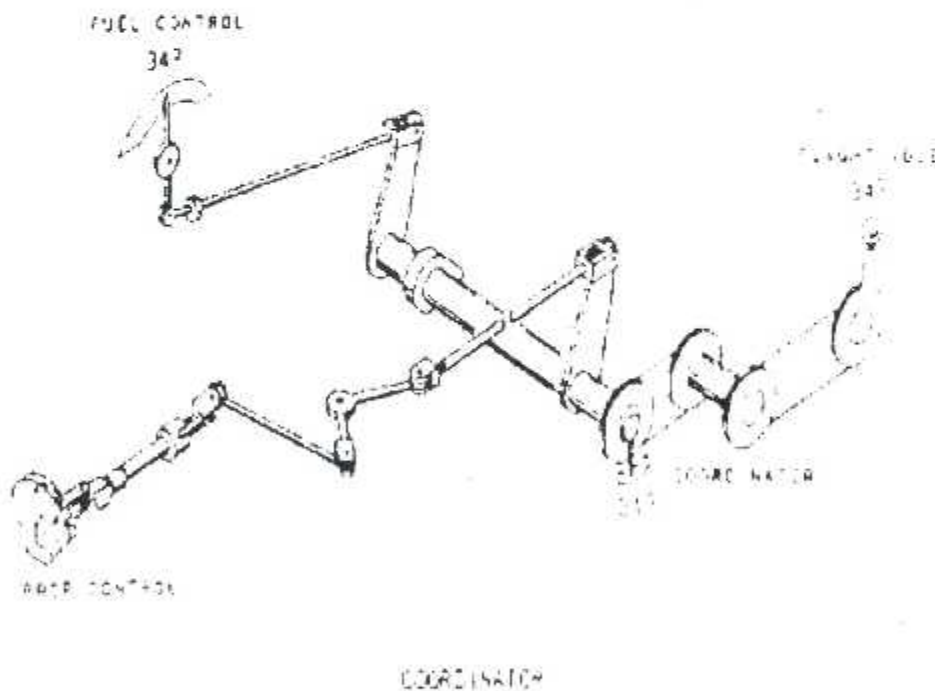


FIG III-12 LE COORDINATEUR

e- Fire emergency handle (Manette coupe feu) voir fig (III-13)

La manette coupe feu se trouve dans le cockpit sur l'un des panneaux de contrôle moteur , elle est utilisée en cas d'urgence pour arrêter le moteur à travers un circuit électrique.

Quand la manette est tiré , le moteur est arrêté en coupant l'arrivée du carburant et armant les extincteurs, dans cette configuration l'hélice est automatiquement mise en drapeau.

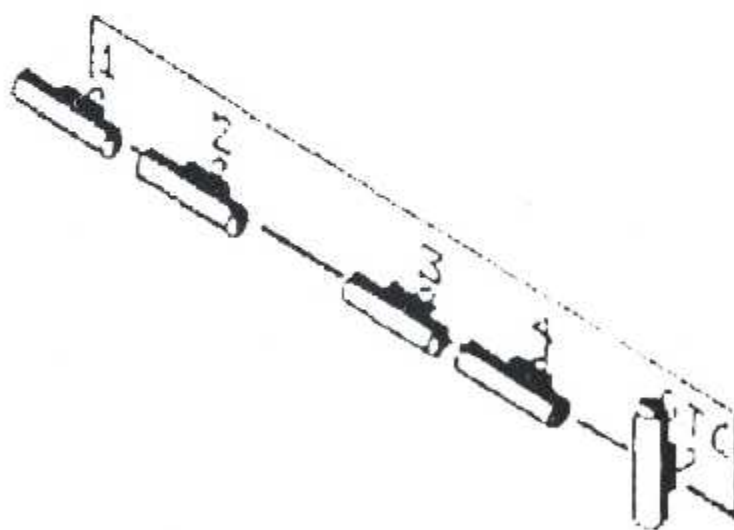


FIG III-13 : MANETTES COUPE-FEU
(LES 4 MOTEURS ET L'APU)

4/ Fonctionnement de l'hélice Hamilton Standard :

Les trois fonctions principales de l'hélice sont :

- fonctionnement au sol « bêta - range »
- fonctionnement en vol « alpha- range »
- la mise en drapeau et le dévirage (sortie de la mise en drapeau).

A/ Fonctionnement en vol « alpha range » voir fig (III-14)

En vol , la manette se trouve dans la plage comprise entre les positions « Flight Idle » et « Take Off » , le levier de condition étant sur la position « Run » , dans cette configuration l'ensemble de contrôle hélice (régulateur hélice) varie automatiquement le pas de manière à maintenir une vitesse constante du moteur (100% RPM).

B- Fonctionnement au sol (Beta Range) voir fig(III-14)

Au sol ou « taxi range », le pas est lié mécaniquement à la position de la manette de puissance. Le mécanisme de variation de pas suit les déplacements de la manette selon un programme préétabli.

L'hélice est à son pas minimum quand la manette est en position « Ground Idle ». Si la manette est encore ramenée vers l'arrière de cette position , le pas de l'hélice devient négatif ; c'est la position « Reverse » ou poussée inversée

Qui assure une partie du freinage de l'avion lors de l'atterrissage.

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

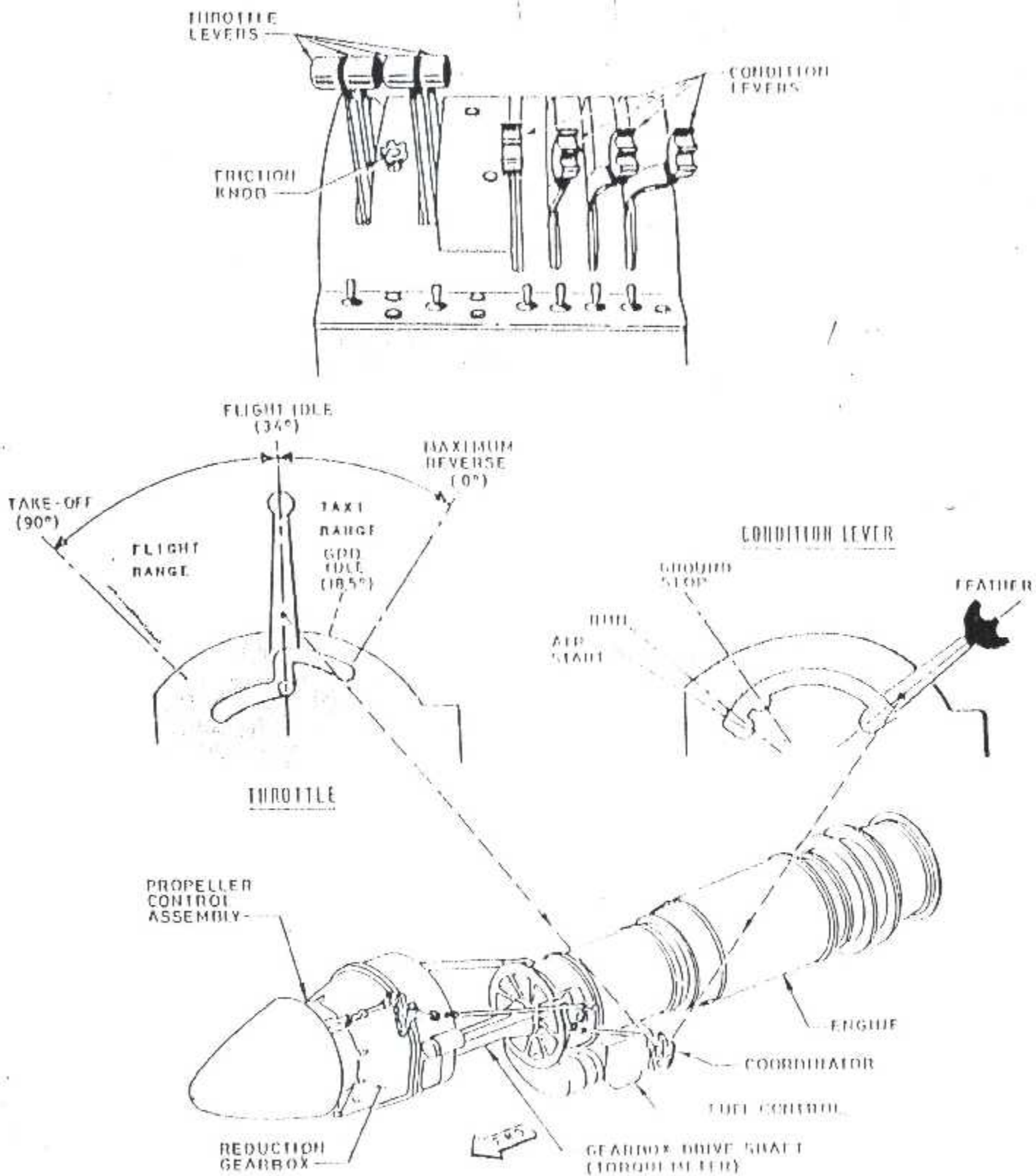


Fig. (III. 14) Plage de fonctionnement (Manette et le Condition Lever)

c- Verrouillage de l'angle de pale

1-Verrou Low Pitch Stop (butée petit pas vol)

Le verrou est effacé par la manette de puissance en passant au delà du ralenti vol (34° de la manette de puissance). Le verrou évite en vol le passage de l'hélice vers le « beta range » .

2-Verrou Pitch Lock « croisière » : (entre 25° et 55° de l'angle de pale) .

Il est engagé en vol dans le cas d'une survitesse ou perte de pression d'hélice pour empêcher la diminution du pas .

d- La mise en drapeau : voir fig (III-15)-16 -17-18}

La mise en drapeau est effectuée en vol par le pilote soit en tirant le robinet coupe feu soit en mettant le levier de condition sur la position « Feather ».

Pour sortir l'hélice du drapeau et redémarrer le moteur en vol, le pilote pousse momentanément le levier de condition sur « Air Start ».

Pendant la mise en drapeau de l'hélice, un bouton situé sur le panneau du côté copilote s'allume puis s'enfonce. Ce bouton ressort normalement quand les pales sont en fin de course, sinon le pilote peut le faire ressortir manuellement.

Quand le levier de condition est sur la position «Feather» un ensemble de cames et d'arbres situés dans le régulateur hélice «Valve housing » (arbre alpha et la came de mise en drapeau « Feather Cam ») sont actionnés pour ouvrir la soupape de mise en drapeau « Feather Valve » libérant ainsi l'huile hydraulique dans la tuyauterie d'augmentation de pas ; c'est l'action hydraulique.

Le courant électrique alimente l'interrupteur de mise en drapeau « Feather Switch » , le solénoïde de mise en drapeau « Feather Solenoïd» et la pompe auxiliaire de mise en drapeau « Auxiliary Feather Pump ».

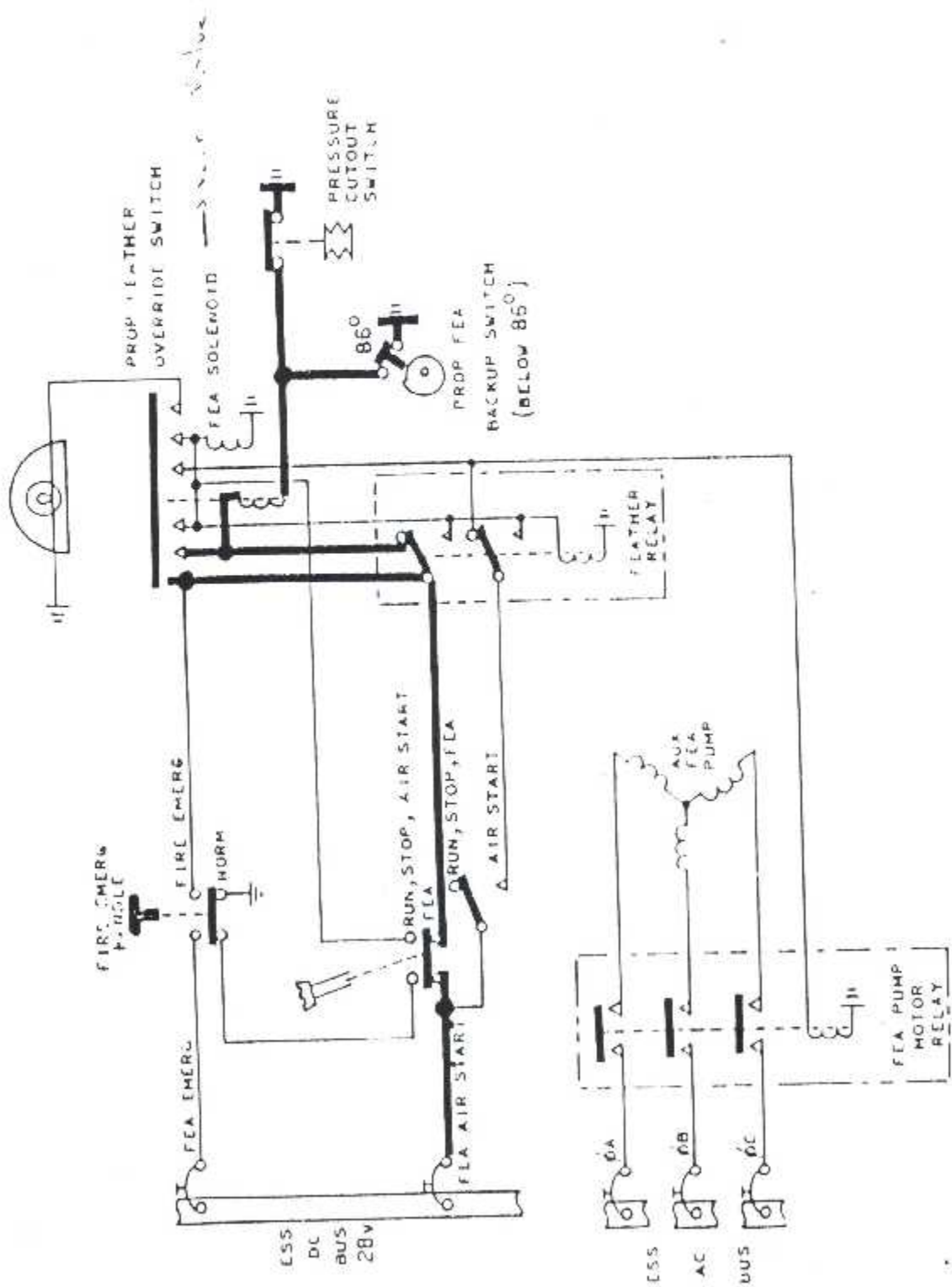
A partir de la pompe auxiliaire l'huile sous pression passe à travers la soupape de mise en drapeau , vers le «Governor Pilot Valve »puis vers le tube de transfert. Cette pression qui est appliqué sur la face du piston du mécanisme de changement de pas provoquant ainsi le déplacement de celui-ci vers l'arrière est par conséquent l'angle de pale augmente.

Le moteur de la pompe auxiliaire est actionné par l'interrupteur de pression « Pressure Cutout Switch » et par l'interrupteur du 86° degré « Propeller Feather Backup Switch ».

Quand la pale arrive à la position drapeau complète (92,5°), un mécanisme de blocage des pales empêche toute augmentation supplémentaire d'angle de pales. Quand la pression d'huile atteint les 600 à 800 PSI, l'interrupteur de pression «Pressure Cutout Switch » s'ouvre ce qui entraîne l'arrêt du moteur de la pompe auxiliaire ; l'hélice se trouve ainsi en drapeau.(voir fig (III-16).

e- Le dévirage (Unfeather) : voir fig(III-19)

Pour le dévirage de l'hélice , le levier de condition est placé sur la position « Air Start », le circuit électrique d'alimentation du moteur de la pompe auxiliaire est complété (fonctionnement de la mise en drapeau) , l'huile est dirigée vers la face arrière du piston du mécanisme de changement de pas se trouvant dans le dome, quand la pression d'huile atteint les 125 PSI il y a déverrouillage du pas pour libérer le piston vers l'avant ; ce mouvement du piston entraîne le dévirage d'hélice.



PROPELLER FEATHER (CONDITION LEVER, INITIATION)

Fig (III. 15)

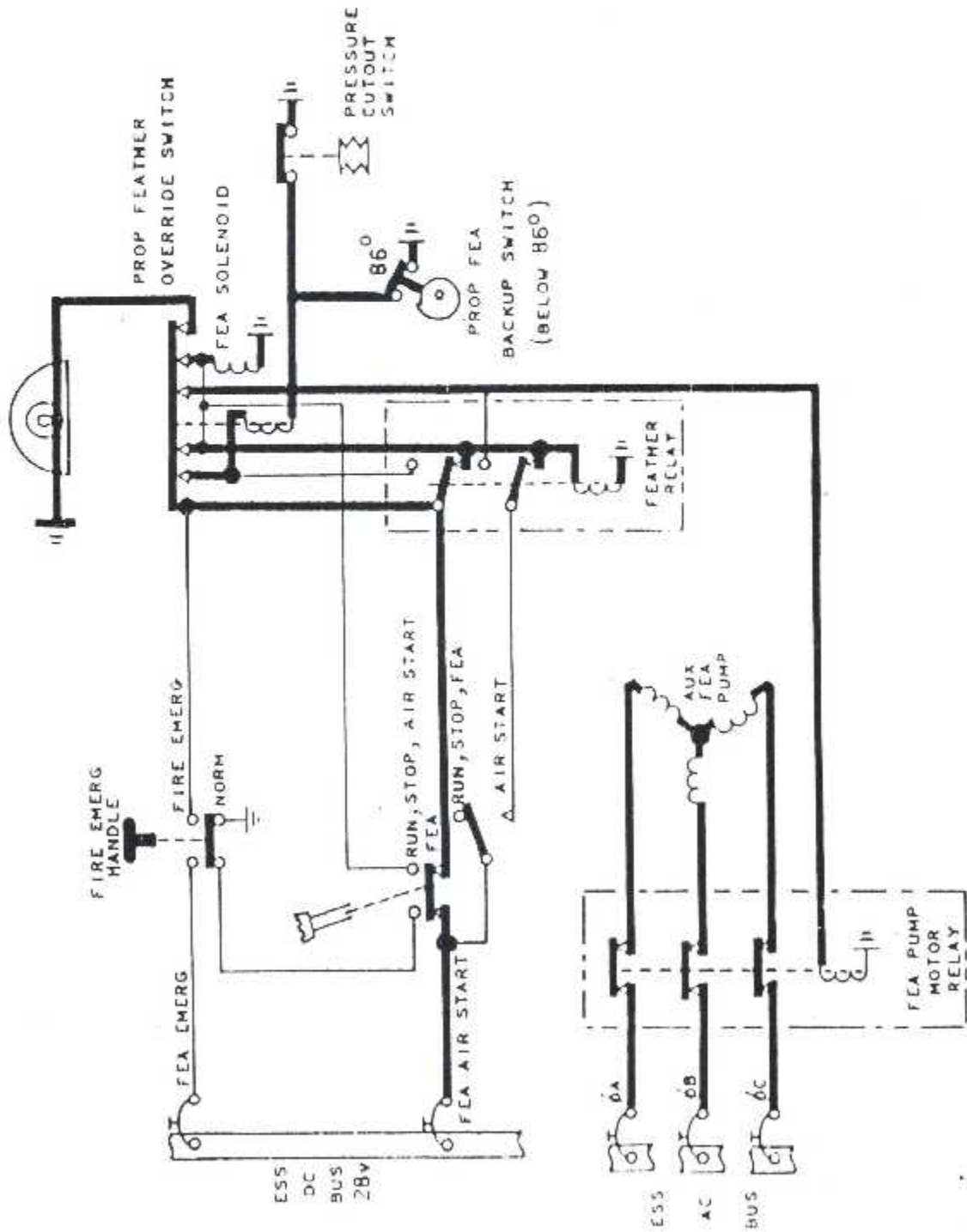


Fig. (III.16) PROPELLER FEATHER (CONDITION LEVER, IN TRANSIT)

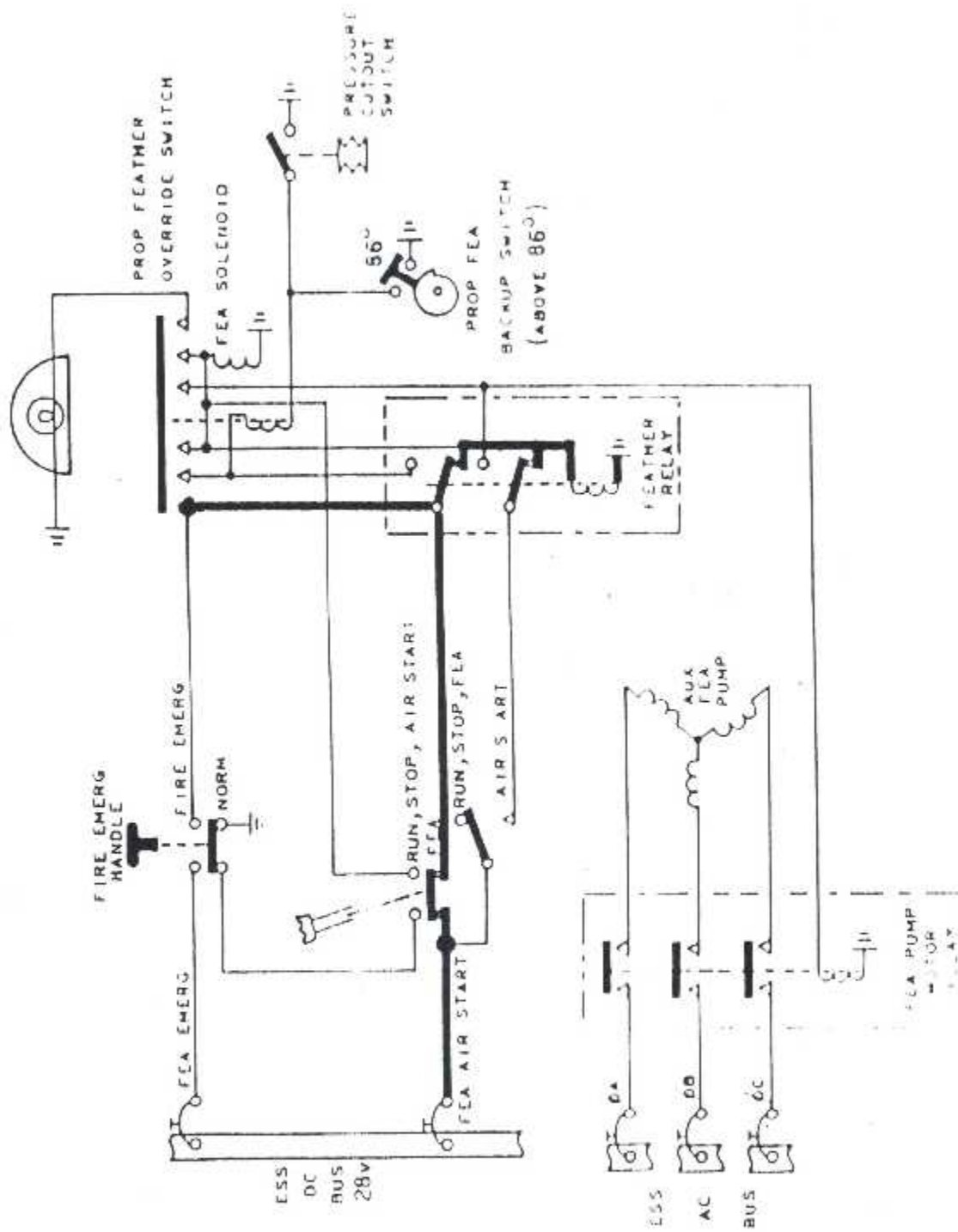


fig. (III 12) PROPELLER FEATHER (CONDITION LEVER, TERMINATION)

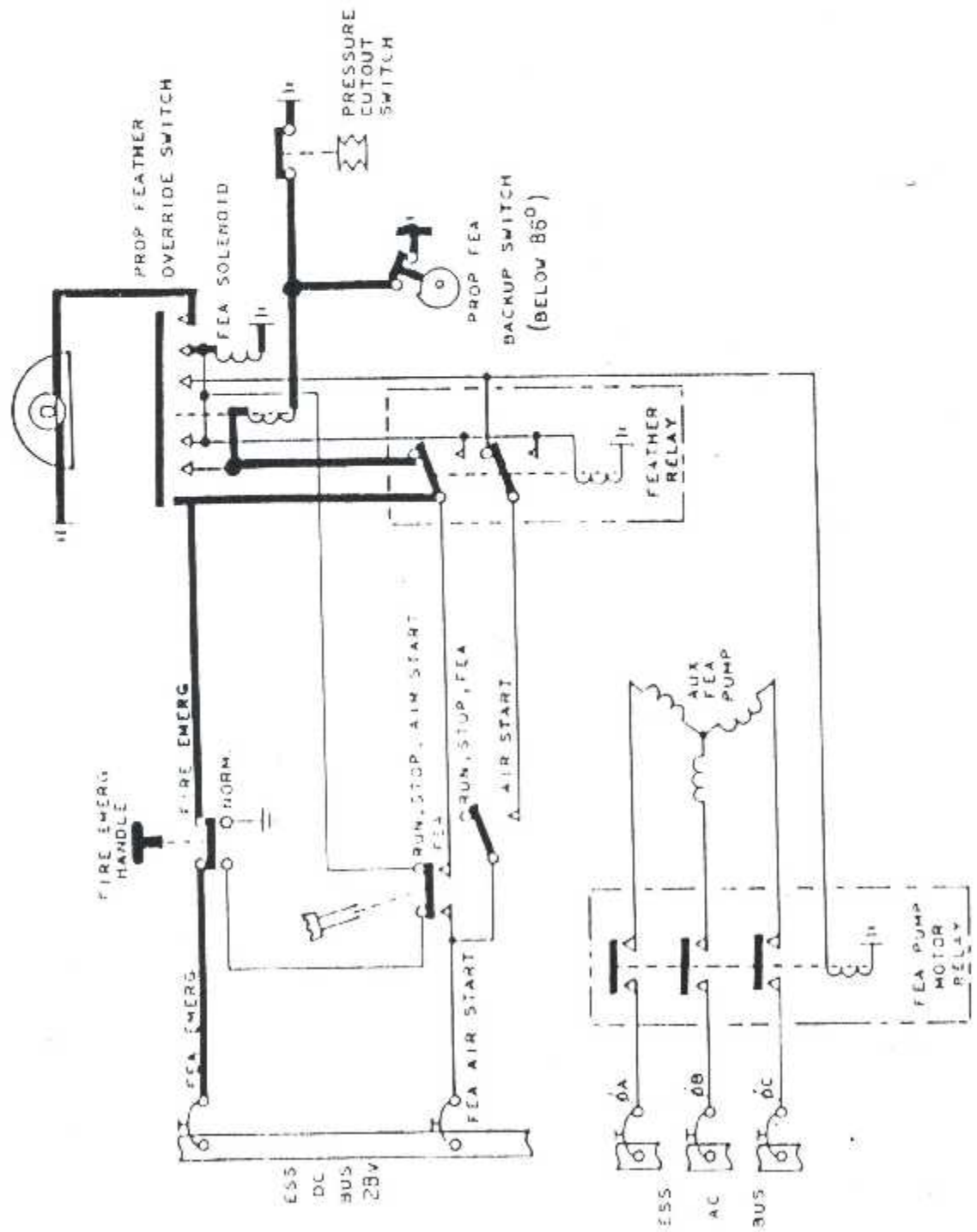


Fig. (III-18) PROPELLER FEATHER (FIRE EMERGENCY HANDLE, INITIATION)

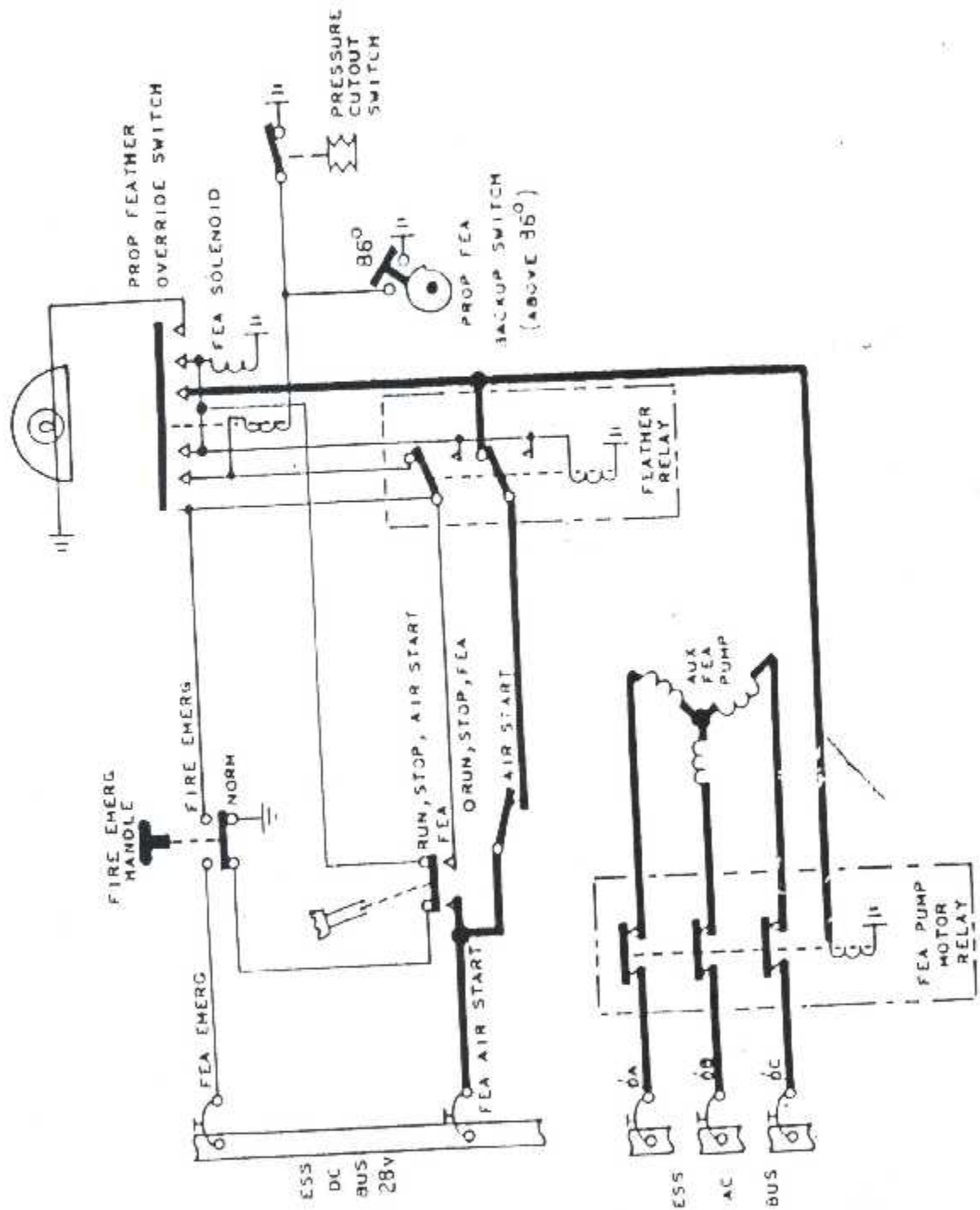


Fig. (IV-19) AIR START

Chapitre IV

DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT DE L'HELICE

Dowty Roto1 R193/4-30-4/65

CHAPITRE IV

IV- DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT DE L'HELICE DOWTY ROTOL R 193 4-30-4/65 :

L'hélice comprend les éléments suivants : moyeu, pales, cône de pénétration, cylindre ,ensemble verrou de pas et spinner. voir fig(IV-1) ,(IV-2)

1- Les Eléments constituant l'hélice Dowty Rotol R193 :

a - Moyeu :

Le moyeu est l'élément de base de l'hélice . Il est formé d'un carter et d'un élément central d'entraînement fixés l'un à l'autre à l'aide de boulons et d'écrous. Il assure la fixation des pales de l'hélice et loge les contacteurs de moyeu ainsi que les bielles qui commandent la rotation des pales sur leur axe.

Le carter se compose de quatre bras recevant les pieds de pales. Les bras sont équipés d'un filetage intérieur trapézoïdal destiné à recevoir le chemin de roulement fileté de pale, et sont numérotés 1,2,3 et 4 afin de repérer et faciliter le montage des pales. L'avant du carter est percé de quatre orifices, ménagés à l'arrière du carter, reçoivent les trois contacteurs de pieds de pale ainsi qu'une masse d'équilibrage qui compense le déséquilibre par les contacteurs.

L'alésage central du moyeu est cannelé sur une partie de sa longueur pour permettre son montage sur l'arbre porte-hélice. Un support conique emmanché et bloqué en place, sert de siège au cône arrière, solidaire de l'arbre porte-hélice. Le moyeu d'hélice est maintenu sur l'arbre porte-hélice par un écrou en acier plaqué cuivre et un cône en alliage d'aluminium , le cône est maintenu sur l'écrou par un jonc. L'alésage avant de l'écrou est cannelé intérieurement pour permettre l'usage d'une clé. L'écrou est verrouillé par les cannelures arrières de la valve distributrice d'huile qui s'ajustent dans celles de l'écrou de retenue du moyeu.

b- Pales:

La pièce d'aluminium massif formant le bord d'attaque de la pale est pourvue, sur les deux faces, d'un évidement qui permet la pose de la botte de dégivrage en caoutchouc. La longueur de l'évidement est la même sur les deux faces couvre approximativement les deux tiers de la pale à partir du pied. Un roulement à rouleaux coniques est monté sur le pied de pale à l'aide d'un boulon de retenue serré de manière à donner au roulement une pré-charge spécifique. Les rondelles d'équilibrage de la pale sont logées dans la couronne d'alésage de pied de pale et sont fixées par deux goujons.

Un gros maneton de commande à base hémisphérique en liaison mécanique avec le piston de commande est fixé sur la face inférieure du roulement. Sur les pales 1,2 et 3 la face inférieure du roulement porte un support de cames qui commande les contacteurs de pieds de pales, ainsi qu'une bague de réglage. Le support de came est maintenu contre la bague de réglage par un pied de centrage gradué et une série de trous de centrage qui parement le calage angulaire correct de la came.

c- Cône de pénétration :

Il comprend une contreplaque et une coquille. La contreplaque est fixée sur le logement d'une des bagues collectrices de dégivrage, à l'arrière du moyeu d'hélice. La casserole est fixée à la contreplaque à l'aide de dispositifs de verrouillage rapide à injection. Lorsqu'on débloque les verrous, ceux-ci provoquent l'éjection partielle de la casserole en la séparant de la contreplaque. La casserole, à dégivrage thermique, complète les éléments chauffants collés à l'intérieur de la coquille.

d- Cylindre :

Le cylindre contient le piston hydraulique de commande, relié mécaniquement aux pieds de pales. Le déplacement vers l'avant du piston provoque une réduction de pas, alors qu'un déplacement vers l'arrière provoque une augmentation de pas, par effet inverse. Le piston, muni d'une chemise en acier et de joints d'huile, coulisse sur le manchon qui fixe le cylindre sur le moyeu qui fixe le cylindre sur le moyeu de l'hélice. Les différentes butées sont constituées par des bagues d'acier à collerette fixées aux goujons sur les face avant et arrière du piston. Les butées ou verrous « petit pas vol » sont constituées par de bagues en acier fixées aux goujons de la face avant du piston. Les ergots de positionnement de la butée « petit pas vol » sont répartis sur la périphérie de la chemise du piston, à l'avant de celui-ci, alors que ceux de la butée ou verrou « sécurité de vol » prennent appui sur le diamètre extérieure de la butée « petit pas vol ». Deux cales laminées et deux cales massives, insérées entre les butées et le piston, permettent le calage angulaire des butées « petit pas sol », « petit pas vol », « sécurité vol » et « Drapeau ».

L'huile de commande « petit pas » est acheminée vers l'arrière du piston par des orifices ménagés sur la périphérie du manchon, immédiatement devant le flasque du cylindre. L'extrémité arrière du cylindre comporte un alésage central. Quatre alésages plus petits pratiqués dans la cloison arrière permettent le passage de l'ensemble de liaison mécanique. La périphérie de la partie arrière du cylindre est percée de trous taraudés destinés à recevoir les goujons de fixation des masses d'équilibrage de l'hélice.

L'alésage avant du cylindre est muni d'un filetage trapézoïdal et d'une fente, qui reçoivent respectivement un écrou de retenue en acier et un segment, qui maintiennent en place le couvercle du cylindre du bloc verrou de pas et le support du piston.

e- Contreplaque, Ensemble collecteur et Porte-charbons :

L'ensemble collecteur comporte un logement renfermant trois bagues collectrices. Il est fixé à la fois sur la contreplaque et sur la partie arrière du moyeu d'hélice. Les bagues collectrices assurent le passage du courant, du porte charbon aux éléments de dégivrage des pales et du cône de pénétration. Le logement du porte-charbon comporte un flasque intérieure percé de trous permettant le passage des goujons de fixation du logement sur le flasque arrière du moyeu. La face arrière du logement comprend un cavité revêtue d'un isolant et dans laquelle trois bagues collectrices concentriques en bronze phosphoreux sont encastrées.

f- Ensemble verrou :

Le verrou est solidaire du couvercle du cylindre et se démonte avec celui-ci. La valve distributrice d'huile pièce maîtresse du verrou de pas, comporte trois parties assemblées à l'aide de goujons et d'écrous.

Le verrou se déplace en deux temps : deux saillies en gradins , situées sur sa périphérie permettent , dans un premier temps , de comprimer partiellement le manchon élastique et , dans un second temps , de le comprimer totalement . dans le premier temps , le mouvement est créé par le cylindre de verrou / (augmentation de pression) qui efface la butée sécurité VOT . et, dans le second temps, c'est le piston de verrou qui efface la butée petit pas VOL. . Un ressort , situé entre le flasque de cylindre verrou de pas et le verrou (augmentation de pression) qui prend appui sur un épaulement portée par le tube de transfert avant et est maintenu en position par le couvercle de cylindre et par une butée portée par la chemise du piston de verrou . En cours de fonctionnement , le cylindre et le verrou avancent alors , libérant la butée sécurité VOL.

La course de cylindre est limitée à la distance nécessaire pour amener le verrou contre sa Butée . la pression d'huile étant retombée , le ressort intercalé entre le piston de verrou (augmentation de pression) et le flasque arrière du verrou repousse le cylindre en position arrière . Le piston du verrou de la butée P.P.V coulisse sur la chemise. Il est monté dans le cylindre de verrou, lui-même fixé sur le couvercle du cylindre. L'écrou du piston de verrou de la butée P.P.V., fixé sur l'extérieure arrière de la tige du piston porte sur le flasque intérieure du verrou, En cours de fonctionnement, l'huile du troisième conduit s'applique sur la face arrière du piston en passant par des orifices ménagés dans celui-ci et dans sa chemise. De ce fait, piston et verrou avancent, libérant la butée » petit pas VOL ».

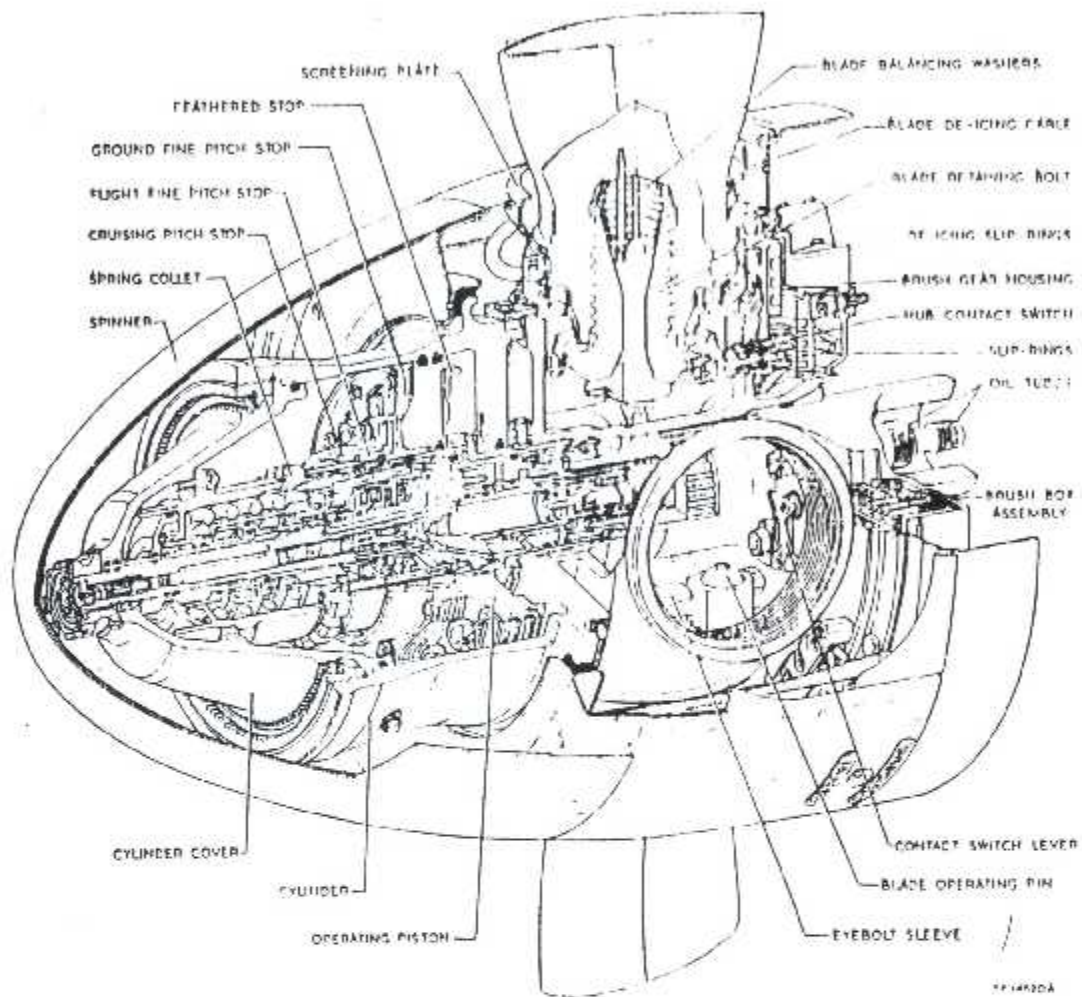


FIG IV-1 : LES DIFFERENTES PARTIES D'HELICE

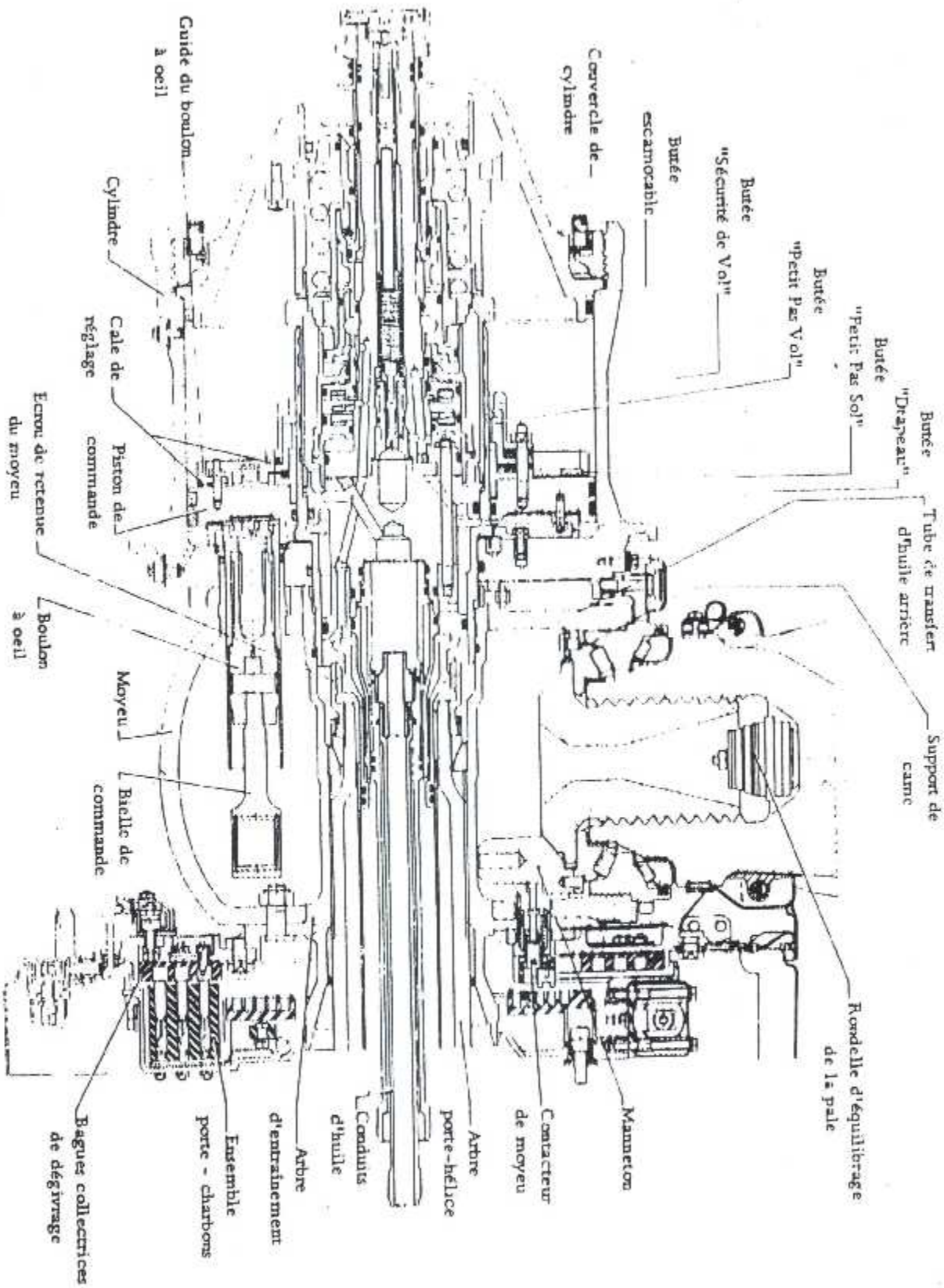


FIG IV-2 : ENSEMBLE D'HELICE

g- Le spinner : voir fig(IV-3) :

Le spinner est constitué de deux parties, la coquille et backplate son rôle est d'envelopper le moyeu , le piston et le mécanisme d'hélice. Il est destiné pour des raisons aérodynamique c'est a dire réduire la traînée.

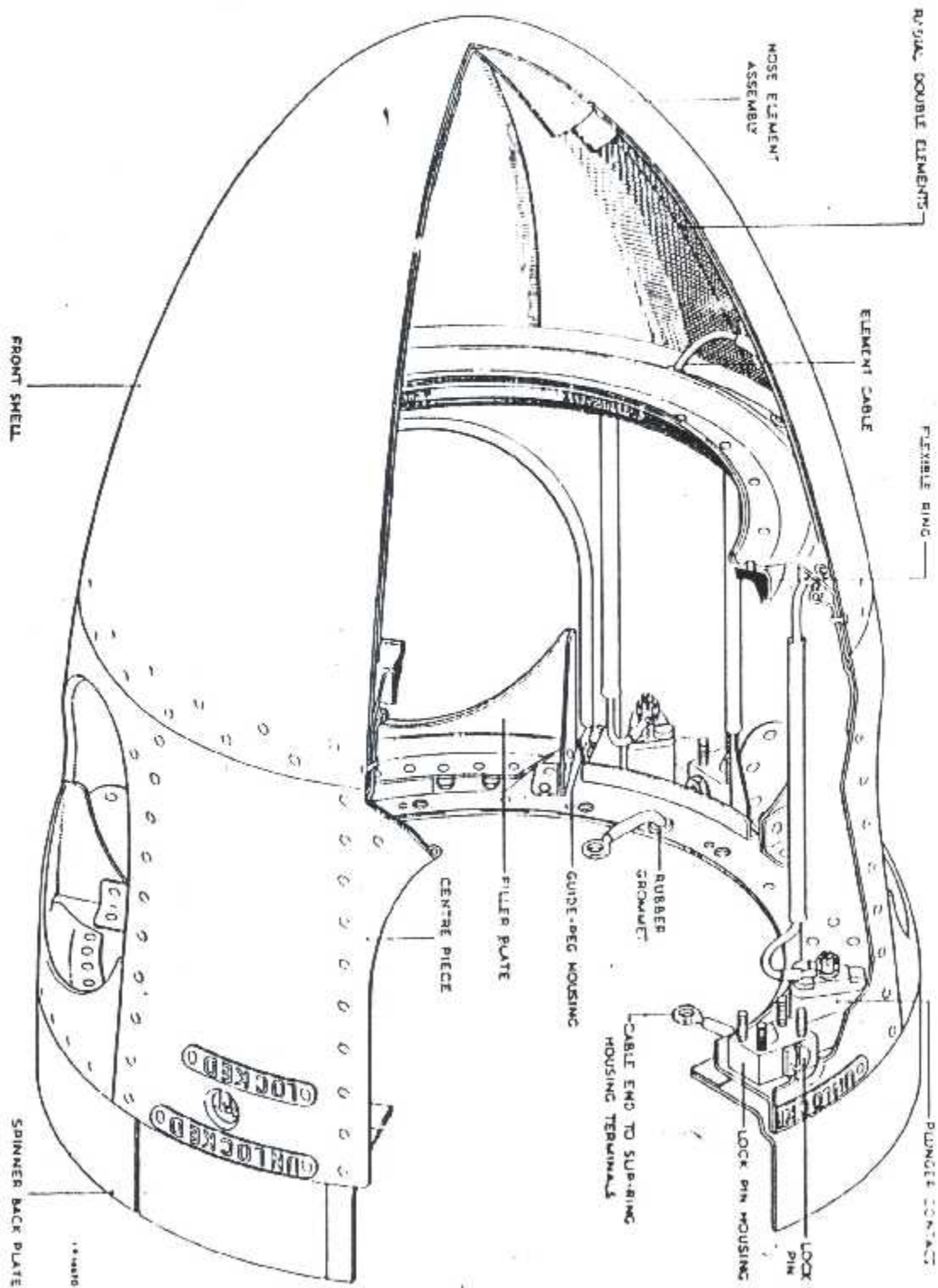


FIG IV-3 : LE SPINNER

2 / Commande puissance : voir fig(IV-4)

Le circuit de commande de puissance est commandé automatiquement par des manettes de puissance se trouvant dans le poste de pilotage.

a- Manette de puissance : voir fig(IV.4)

Deux manette de puissance , une par moteur, sont placées au centre d'arbre transversal situé sur le pylône, permettant ainsi une double commande .

b- La manette de commande robinet HP :

Sur le même arbre en trouve le robinet HP qui commande l'opération de mise en drapeau si on le tire vers l'arrière , ceci fait monté le piston du régulateur pour faire l'opération de mise en drapeau.

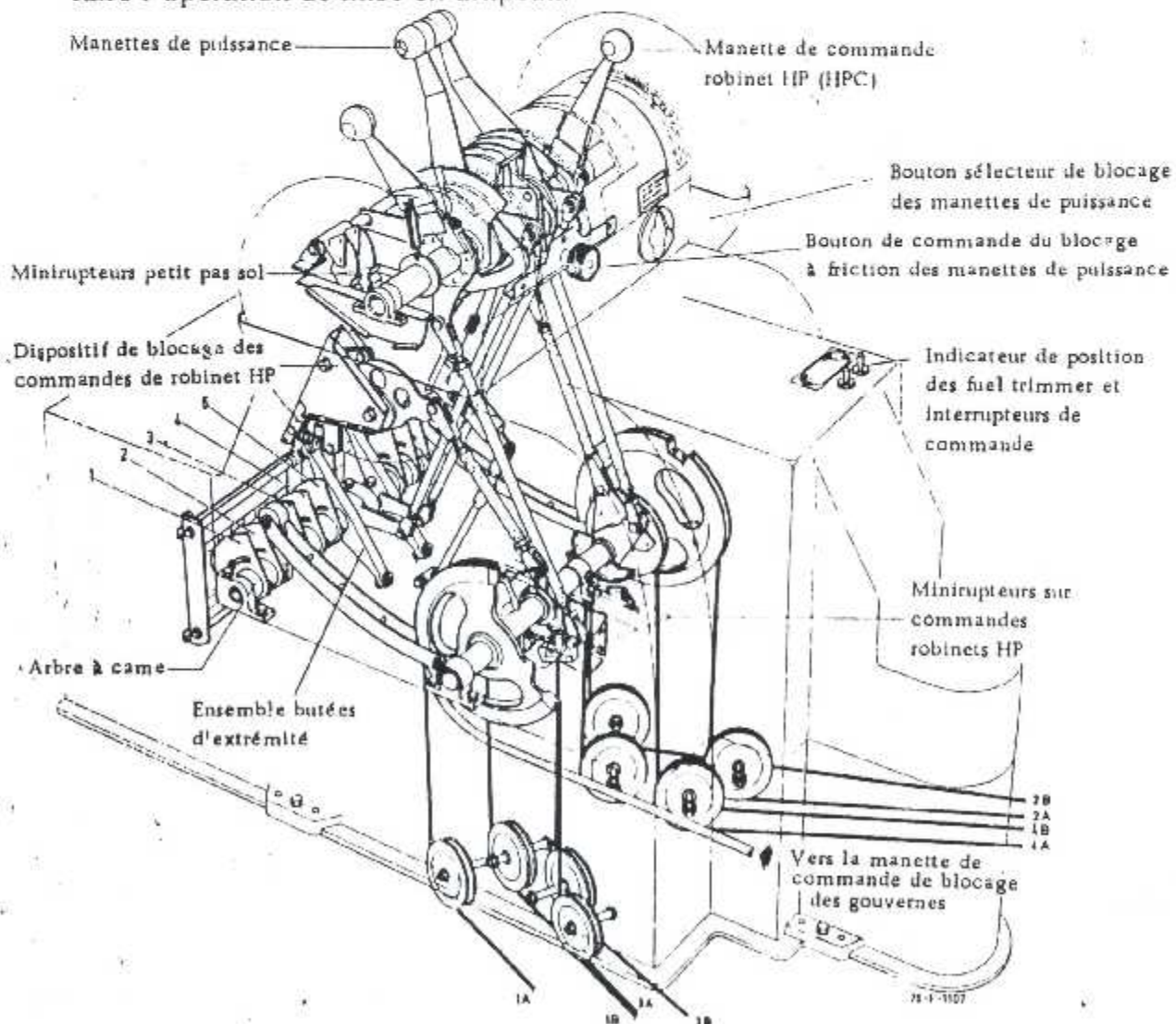


FIG IV-4 : COMMANDE DE PUISSANCE

3 / Fonctionnement du système d'hélice Dowty Rotol R193

a - Introduction :

L'hélice Dowty Rotol est une hélice à pas variable actionnée hydrauliquement grâce à l'huile haute pression délivrée par le moteur , elle même comprimé par la pompe de pression incorporée dans le régulateur d'hélice. Voir Fig. (II.7) .

Pour le fonctionnement de l'hélice en drapeau , l'huile est soutirée directement du réservoir et comprimé par une pompe électrique (pompe de mise en drapeau) .

L'huile d'alimentation du système d'hélice est acheminée à travers trois tuyauteries concentriques à travers l'arbre porte d'hélice .

Les deux tuyauteries interne et centrale conduisent l'huile jusqu'au piston de changement de pas (augmentation ou diminution du pas).

La troisième tuyauterie est utilisée pour effacer les butées de pas (pitch stop) au moment convenu.

Le petit pas est utilisée au démarrage et au ralenti moteur pour diminuer la charge sur la turbine.

Quand l'avion est au sol , le système d'hélice permet d'avoir un pas minimal de 0° dégréé (Ground Pitch stop); ceci permet le freinage de l'avion à l'atterrissage. .

Pour éviter un traînée excessive en vol pouvant être causée par une diminution de pas par inadvertance , une butée mécanique effaçable est incorporée dans le système d'hélice .

Cette butée réglée à 20° du pas de pale est appelé butée petit pas de sol (low stop), elle est effacée quand l'avion est au sol par le régulateur hélice à travers la 3ème troisième tuyauterie. Cette butée n'intervient pas dans le sens d'augmentation du pas , mais intervient dans le sens du pas qui diminue vers cette butée.

L'hélice Dowty Rotol est aussi dotée d'une autre butée effaçable appelé butée croisière (high stop ou cruise stop) réglée à 32° de l'angle de pale, cette butée ne s'engage qu'aux vitesses relativement supérieures de l'avion.

Cette butée engagée protège contre la diminution du pas qui provoque une traînée importante à grande vitesse, elle est effacée par l'accumulation d'huile dans la tuyauterie de diminution de pas.

b - Unité de contrôle du pas d'hélice : voir figure (IV-5),(IV-5A)

L'unité de contrôle du pas (régulateur hélice) est montée sur le côté droit du moteur qui est entraînée par le réducteur.

Cette unité comprend un piston dont le mouvement est contrôlé par un ressort est un régulateur à masselottes.

Dans la position neutre cette piston (piston valve) ferme l'arrivée d'huile au régulateur, donc maintient un angle de pale constant.

Le RPM (tr/min) auquel le piston est à la position neutre est déterminé par la tension du ressort. Cette tension (raideur) est varié par un système crémaillère, pignon et un levier extérieur.

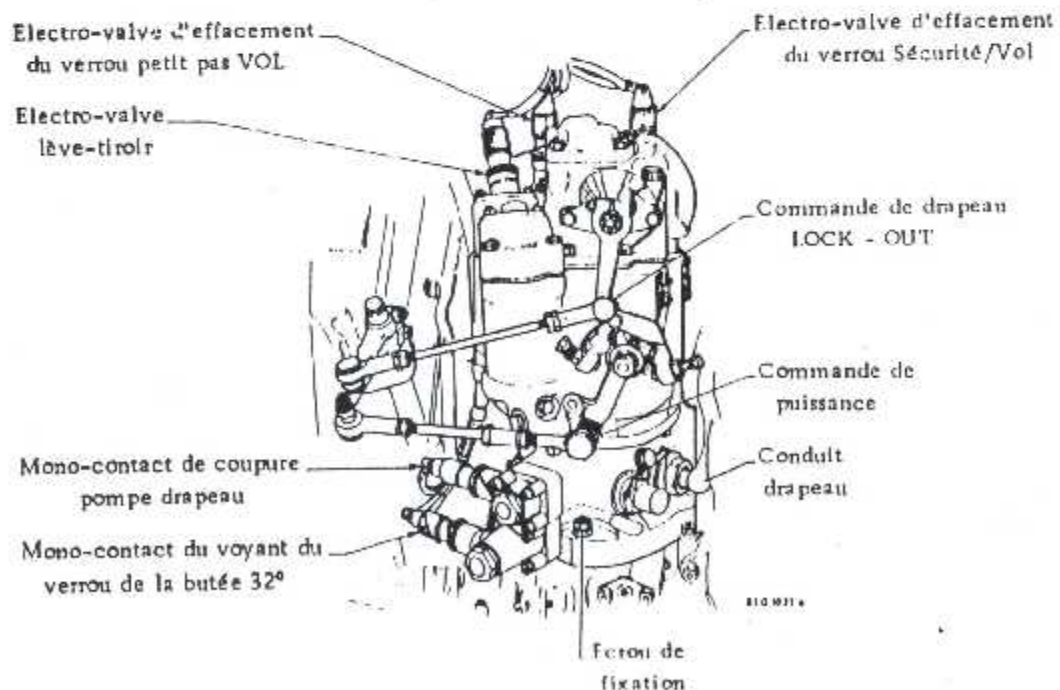


Fig.(IV-5A) BRANCIEMENT SUR REGULATEUR HELICE

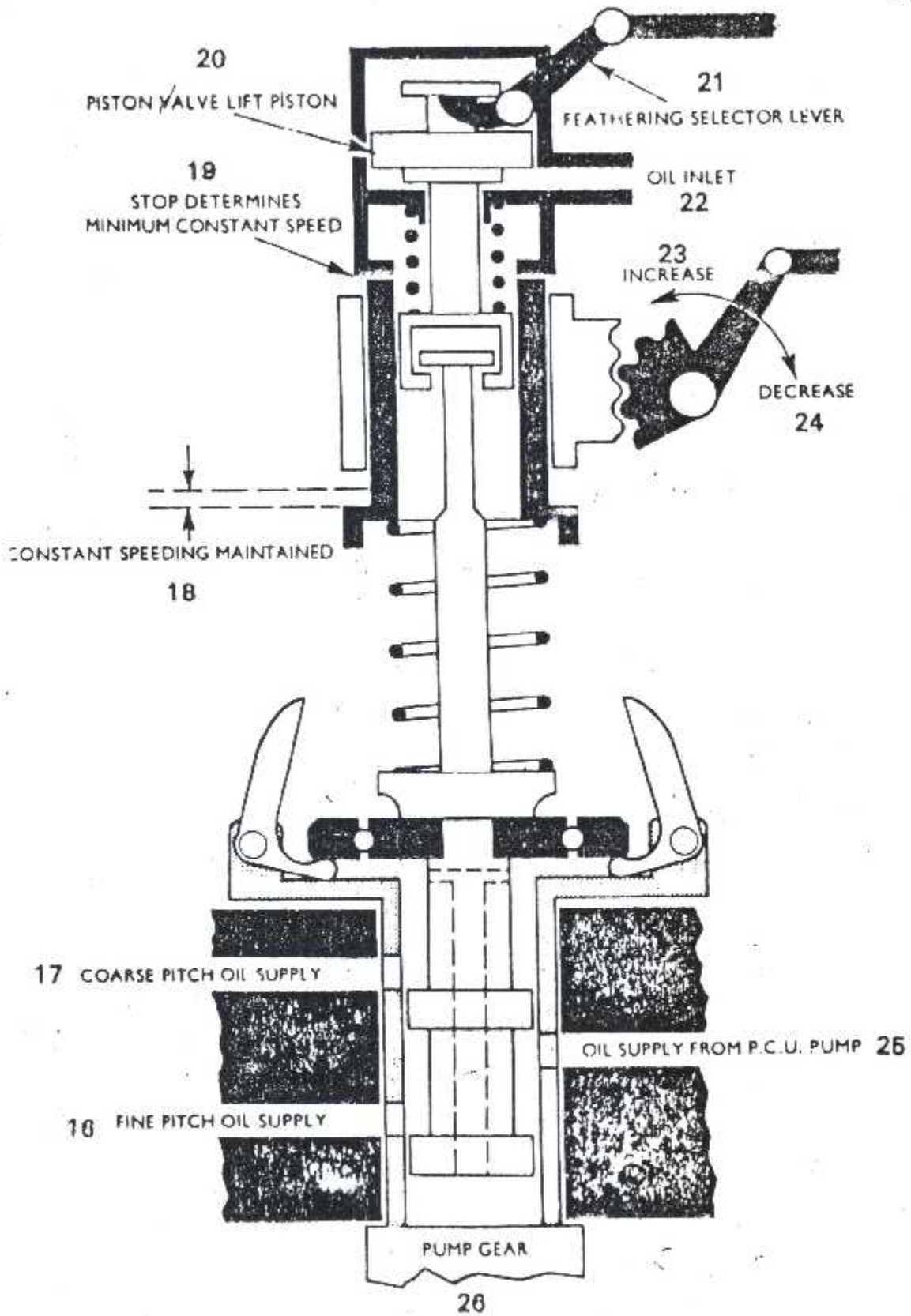


FIG IV-5. REGULATEUR D'HELICE

- 16- Alimentation en huile « petit pas ».
- 17-Alimentation en huile « Grand pas ».
- 18-Vitesse constante maintenue.
- 19-La butée détermine la vitesse constante minimum.
- 20-Piston de levage du tiroir à piston.
- 21-Levier de sélection de mise en drapcau.
- 22-Arrivé d'huile.
- 23-Augmentation.
- 24-Diminution.
- 25-Arrivée d'huile en provenance de la pompe du régulateur d'hélice.
- 26-Engrenage de la pompe.

FIG IV-5 : REGULATEUR D'HELICE

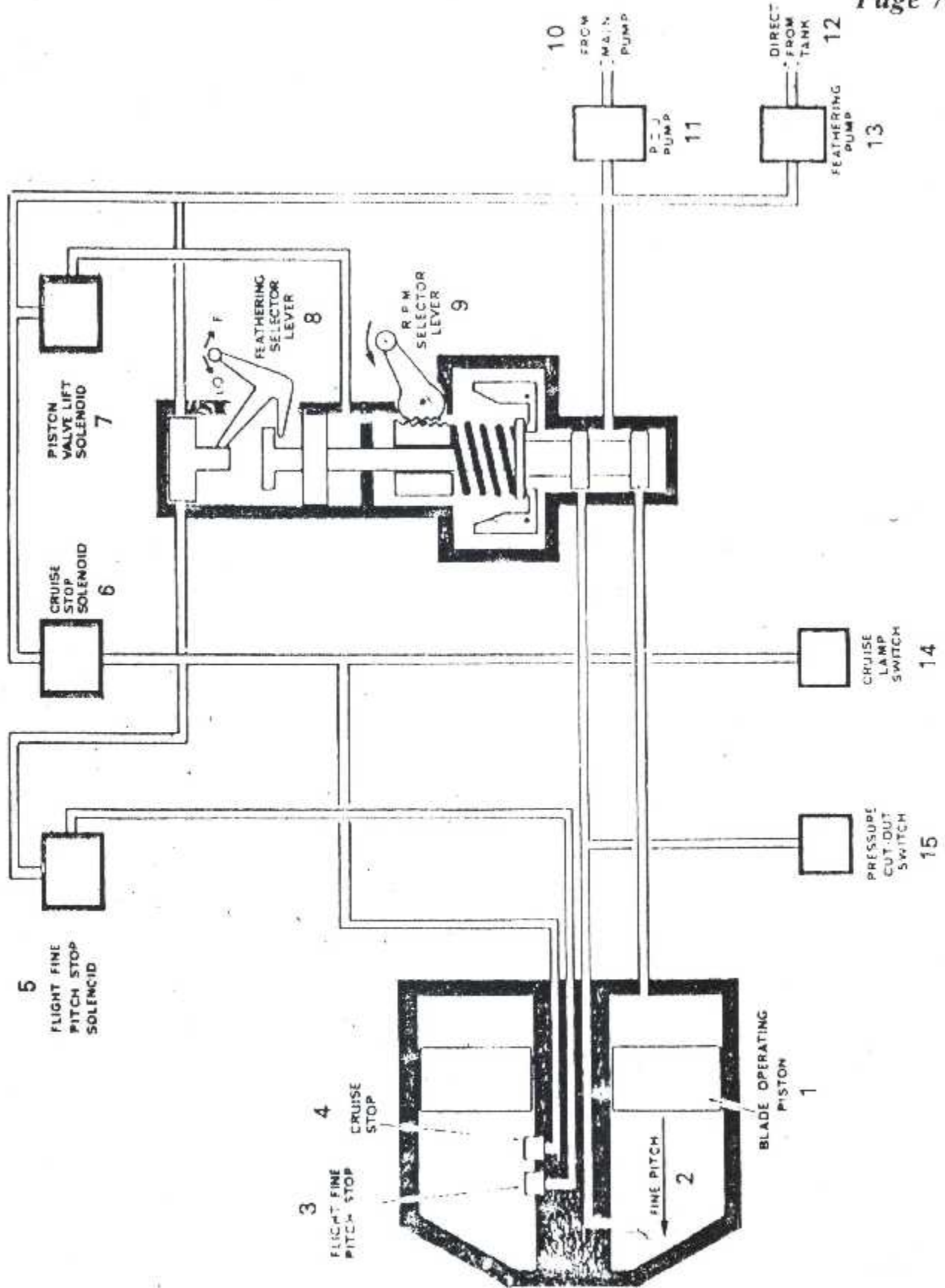
c - Le fonctionnement à vitesse constante :

Quand le piston est déplacé de la position neutre vers le haut (voir fig IV-5) dans le cas d'une survitesse, l'huile haute pression est admise dans la tuyauterie d'augmentation de pas entraînant l'augmentation de l'angle de pale suffisamment jusqu'à réduction du RPM (nombre de tours par minute) à la valeur choisie initialement.

La même chose se passe dans le cas d'une sous vitesse mais cette fois-ci l'huile est dirigée vers la tuyauterie de diminution de pas (voir fig-IV-6) .

Les forces agissant sur le tiroir piston sont en réalité des signaux de vitesse , le force du ressort est une vitesse sélectionnés (tr/min) et on peut la faire varier, la force des masselottes du régulateur de vitesse est la vitesse réelle (tr/min).

On peut alors comprendre qu'une variation quelconque dans les (tr/min) , à partir d'une valeur sélectionnée aura pour résultat un mouvement du tiroir à piston qui , soit augmentera , soit diminuera l'angle de pale d'hélice de façon à charger ou à décharger l'hélice pour ramener les tour/minute à la valeur sélectionné. Ceci , évidemment, donnera une vitesse constante à n'importe quelle valeur de tour/min sélectionnée, toutefois le minimum des tour/min ne correspond pas à notre vitesse constante sur la totalité de la plage des vitesses.



FIG(IV-6)SYSTEME HYDRAULIQUE D'HELICE SIMPLIFIE

- 1- Piston actionnant la pale. Interrupteur de coupure.
- 2- Petit Pas. Verrouillage hydraulique de pas.
- 3- Buté petit pas en vol.
- 4- Buté petit pas de croisière.
- 5- Solénoïde de butée de petit pas en vol.
- 6- Solénoïde de butée de petit pas de croisière.
- 7- Solénoïde de levage de tiroir a piston.
- 8- Levier de sélection de la mise en drapeau..
- 9- Levier de sélection de tours/minute.
- 10- En provenance de la pompe principale.
- 11- la pompe de régulateur d'hélice.
- 12- Directement en provenance du réservoir.
- 13- Pompe de mise en drapeau.
- 14- Commutateur de voyant de croisière.
- 15- Commutateur de coupure de la pression

FIG IV -6 : SYSTEME HYDRAULIQUE D'HELICE SIMPLIFIE

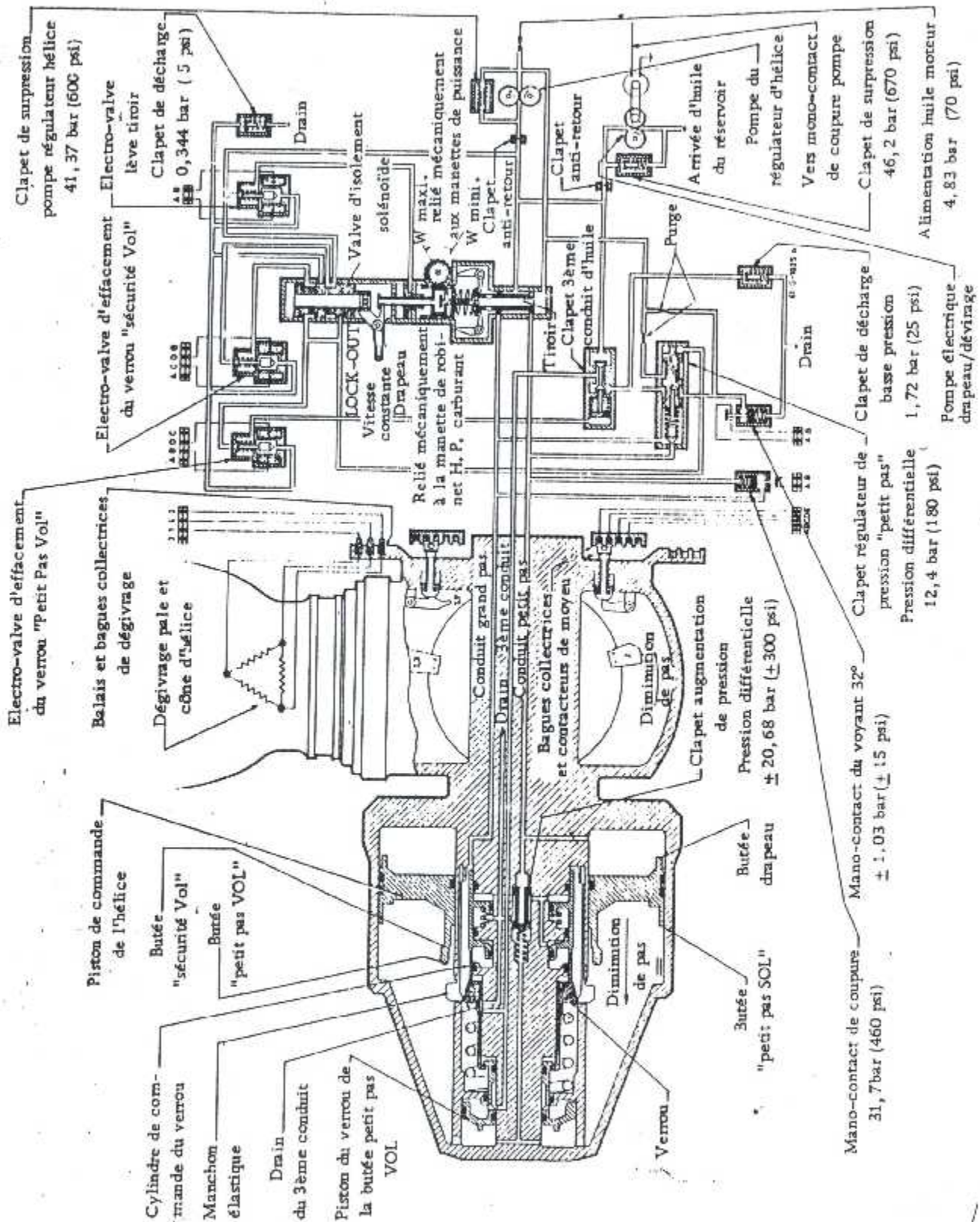
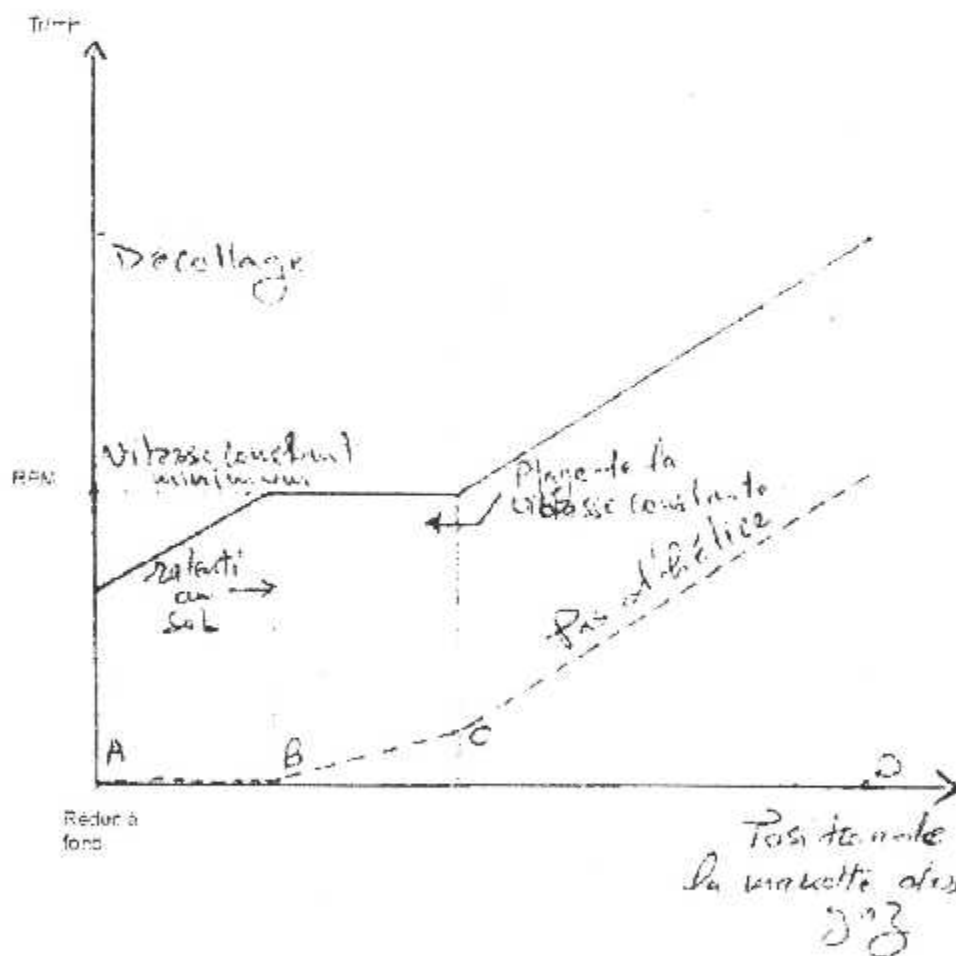


FIG IV-7 : CIRCUIT HYDRAULIQUE D'HELICE

d - Trainée de rotation minimum :

En utilisant un angle de pas d'hélice de zéro degré, cette position est appelée « Butée petit pas sol »

Elle est fixée sur le piston en fonctionnement, cette position (zéro degré de pas) est utilisé pour le démarrage.



A partir du graphe on peut voir qu'entre les tours/minute de ralenti et la vitesse constante minimum les tours/min augmentent . Ceci vient de ce que l'angle des pales d'hélice est maintenue à zéro degré , c'est à dire , entre le ralenti et la vitesse constante.

Pour obtenir se résultat, le tiroir à piston du régulateur d'hélice doit être maintenu en position basse tant que l'angle dont la manette des gaz est avancée reste inférieure au réglage de la vitesse de la vitesse constant minimum (voir fig.(IV-6))

Le déplacement de la manette des gaz , du point A au point C n'affectera pas la charge initiale du ressort, aussi le régulateur d'hélice ne pourra pas sélectionner un pas plus grand que le petit pas sol tant que la vitesse constant minimum n'aura pas été atteinte ; lorsque ce nombre de tour/min qui lui correspond sera atteint toute augmentation supplémentaire du nombre tr/mn sera compensée par une augmentation du pas. Toutefois lorsque l'on déplacera la manette des gaz au delà du point C, les tr/mn et le pas augmenteront tous deux progressivement.

e - Mise en drapeau d'hélice Dowty Rotol R193 : (Fig. IV. 8) Voir.

1- Mise en drapeau manuelle :

Pour effectuer une mise en drapeau, le robinet HP (HP cock) est tiré par le pilote vers l'arrière et le bouton « Feathering » est appuyé par ce dernier, ceci fait monter le piston du régulateur hélice vers le haut et ainsi l'huile est libérée dans le sens de l'augmentation du pas.

Cette pression d'huile est délivrée par la pompe électrique de mise en drapeau actionnée par le bouton « Feathering » voir fig(IV-8.A)

A la fin de la mise en drapeau, un mano-contact sensible à la pression d'huile relâche le bouton Feathering coupant aussi l'alimentation électrique à la pompe de mise en drapeau.

2- Mise en drapeau automatique : Voir Fig(IV. 8B)

Pour faciliter l'action du pilote pendant un arrêt moteur en vol ou au décollage, chaque hélice est dotée d'un système automatique de mise en drapeau actionné par un mano-contact de baisse de couple moteur (low torque switch) placé en série avec les contacteurs des leviers manette de puissance et robinet HP.

Quand le robinet HP est sur la position «Open » et la manette de puissance est dans la plage croisière, la pression d'huile qui règne dans le torquemètre (couple mètre du réducteur) chute au dessous d'une certaine valeur permettant au « low torque switch » d'exciter un solénoïde qui à son tour provoque le déplacement du piston (piston valve) du régulateur vers le haut et entraîne la mise en drapeau , ceci provoque aussi la mise en marche électrique de la pompe de mise en drapeau.

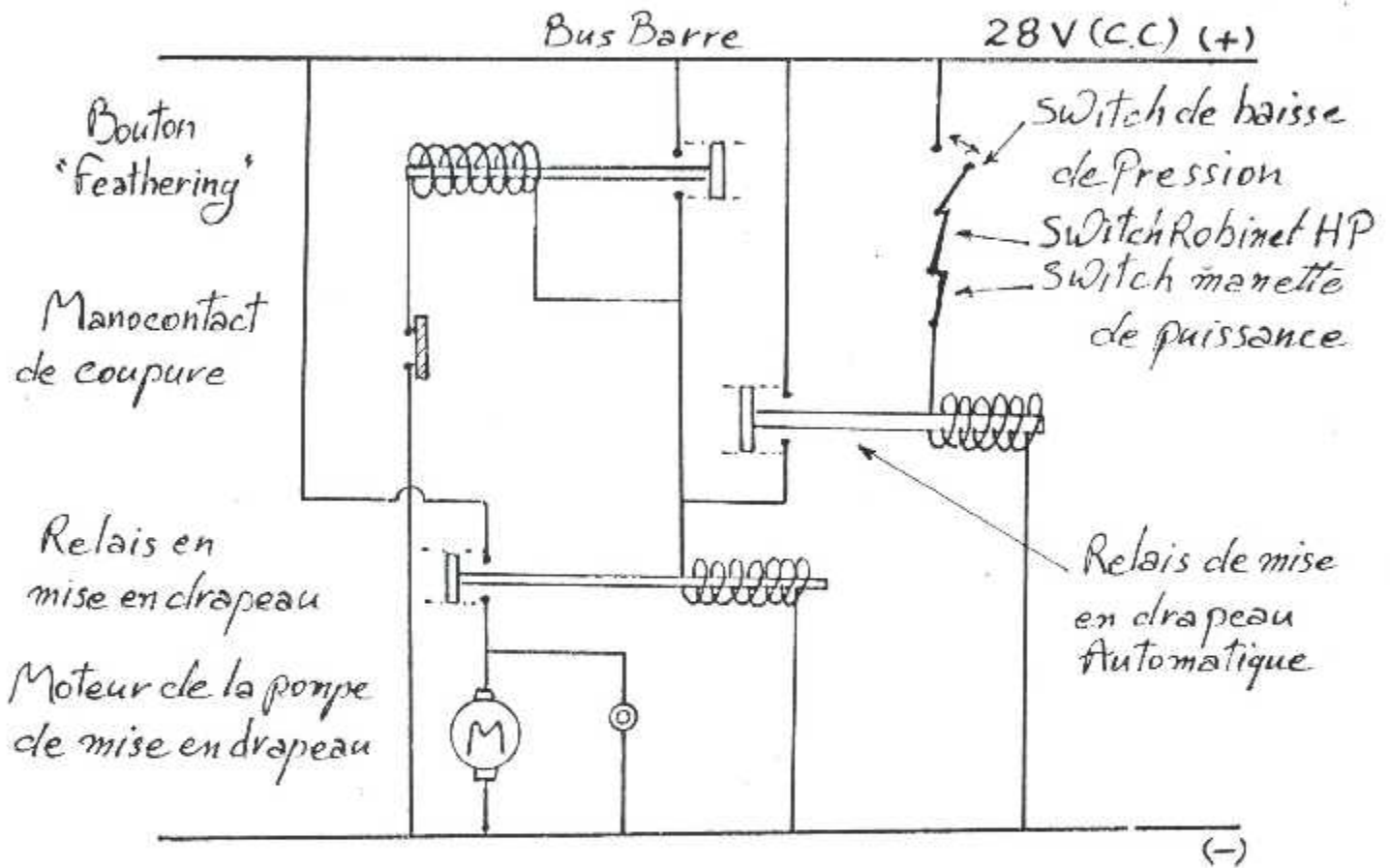
Après cela il est nécessaire d'effectuer une mise en drapeau manuelle pour arrêter le moteur entraînant la pompe mise en drapeau(Voir les schéma électrique de mise en drapeau)

3 - Dévirage d'hélice :

Le dévirage est la sortie de l'hélice de la position drapeau, ceci est effectué en déplaçant le robinet HP de sa position « Feather » et en actionnant la pompe de mise en drapeau qui va débiter de l'huile dans le sens de la diminution du pas.

f- Dégivrage d'hélice :

Un courant électrique est appliqué par intermittence (grâce a un contacteur automatique) aux pales et au spinner dans le but d'éviter la formation de givre . Cette méthode de dégivrage permet une économie meilleure de l'énergie électrique utilisée.



(Fig IV. 8) SCHEMA ELECTRIQUE DE CIRCUIT DE MISE EN DRAPEAU (AU REPOS)

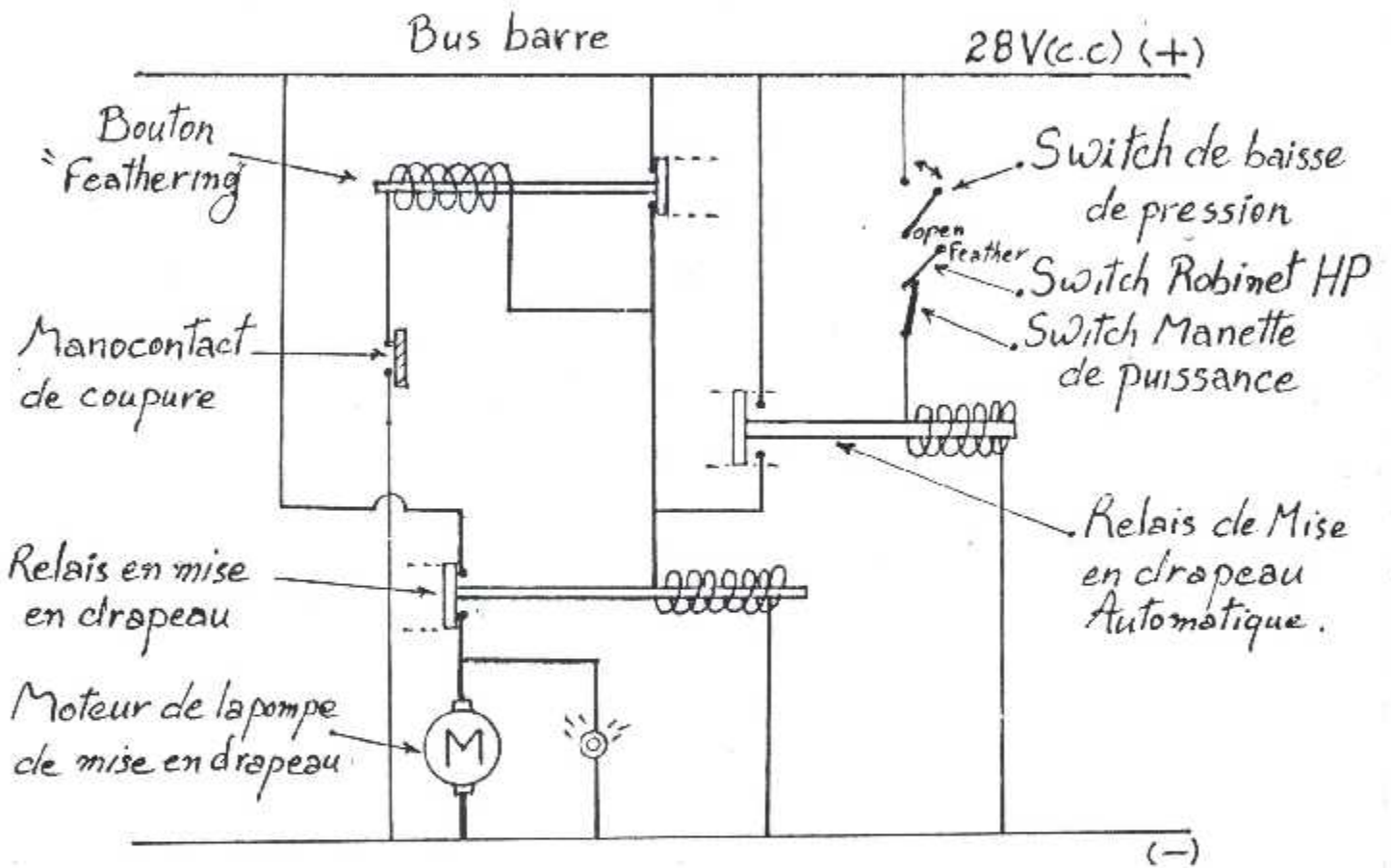


Fig IV. 8A1 MISE EN DRAPEAU MANUELLE

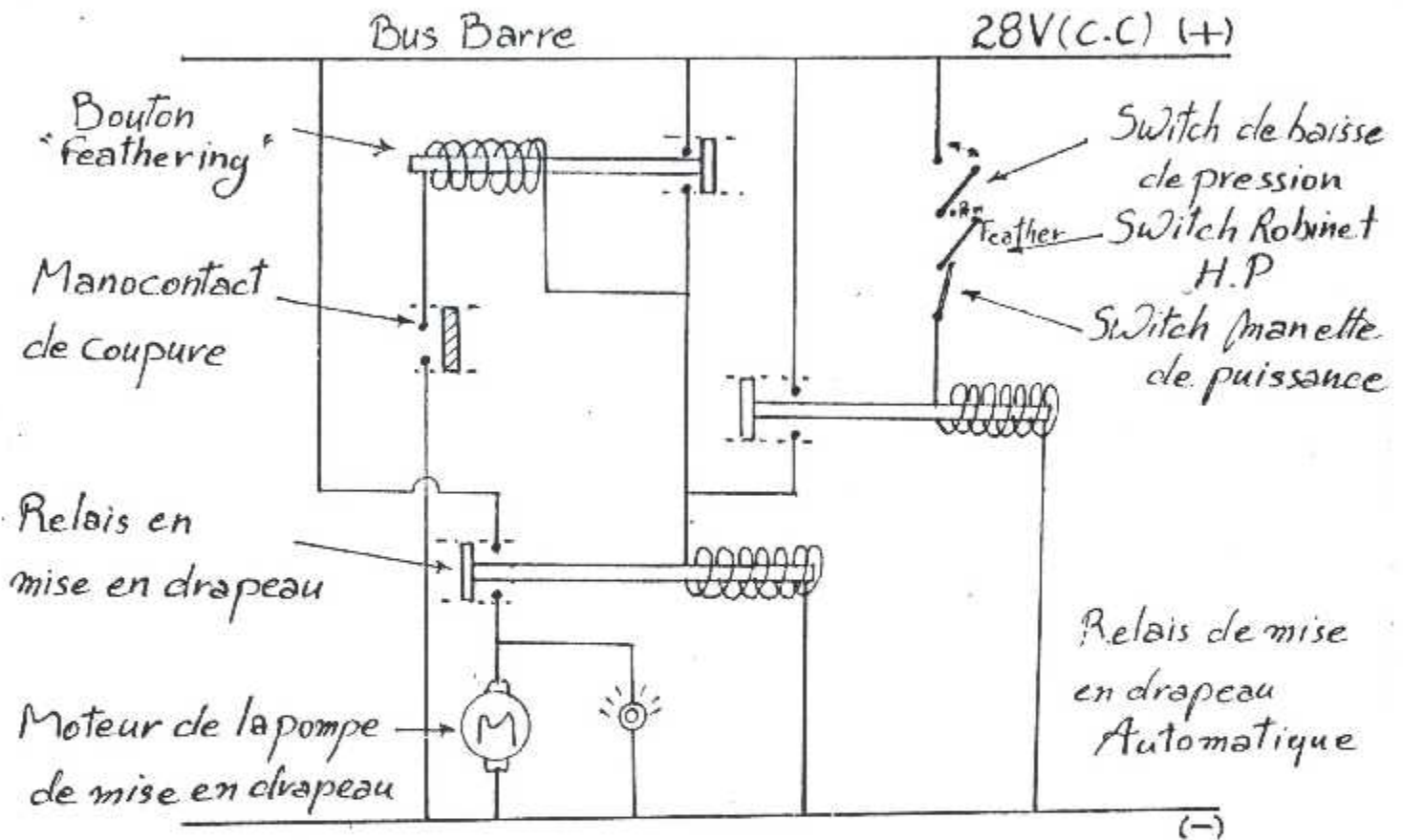


Fig IV.8A2 ARRET DE LA POMPE DE MISE EN DRAPEAU MANUELLE

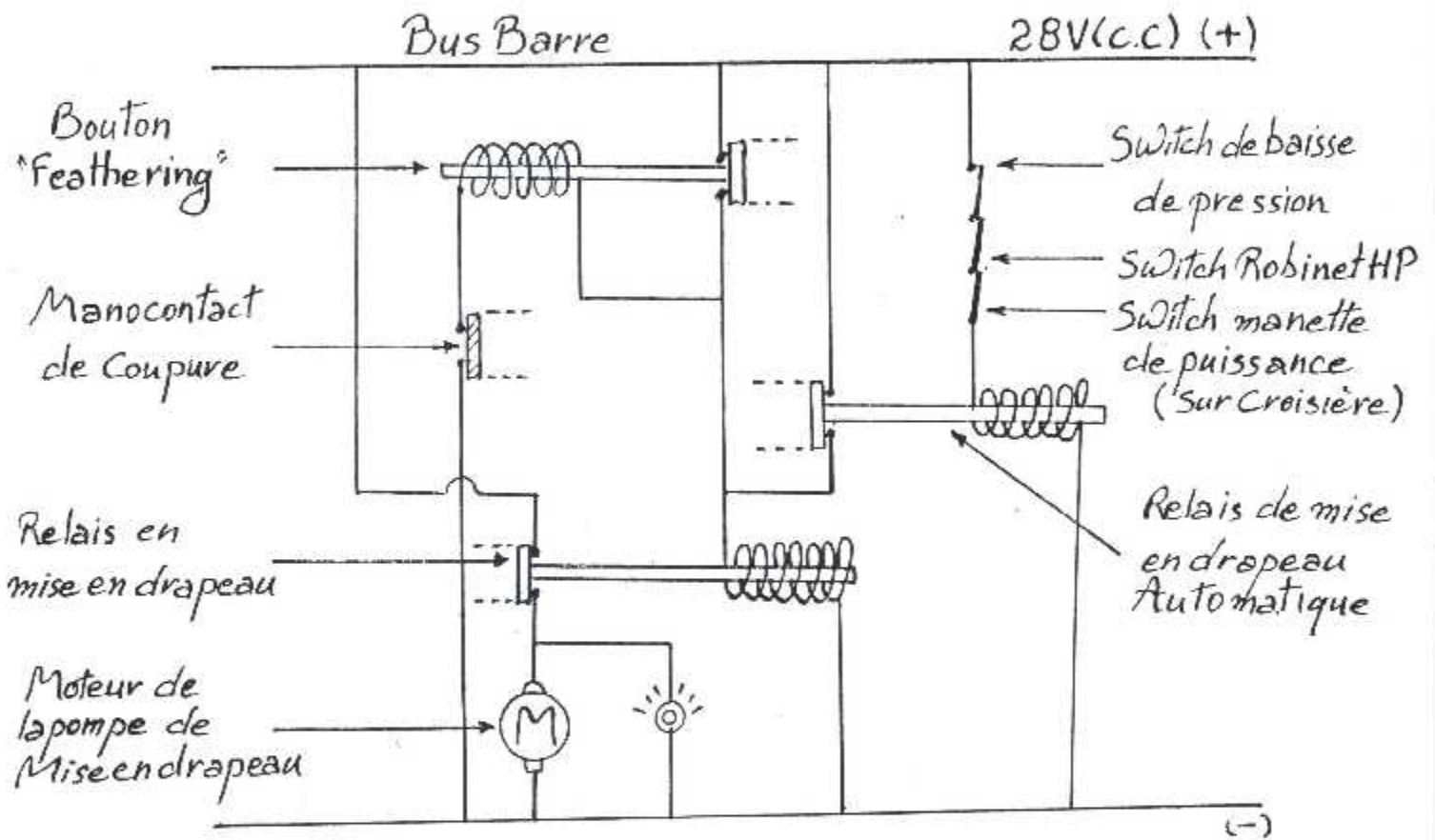


Fig IV. 8B MISE EN DRAPEAU AUTOMATIQUE

Chapitre V

**RESUME DE L'ETUDE
COMPARATIVE
ENTRE LES DEUX
HELICES**

CHAPITRE VRESUME DE L'ETUDE COMPARATIVE ENTRE
LES DEUX HELICES

1-Circuit d'huile d'hélice :

	Dowty Rotol	Hamilton Standard
Quantité d'huile	Commune au moteur et a l'hélice (26,5pints)	26 quarts .spécification huile (MIL-H-5606)
Pression d'huile	≤ 600 (psi)	175—225 (Psi)
Pression d'huile A la mise en chapeau	670 (Psi)	600- 800 (Psi)
Nature du circuit d'huile	Circuit d'huile commun avec le moteur	Circuit d'huile autonome

2-Plage de fonctionnement des pales :

	Dowty Rotol	Hamilton Standard
Sol	0° - 20°	0° - 17°,5
Vol	20° ou plus	17,5° - 55° pale
Mise en drapeau	87°	92°,5
Reverse	Pas de reverse	-6° - 0°

3-Verrouillage du pas de l'hélice :

	Dowty Rotol	Hamilton Standard
Petit pas vol (angle de pale)	20°	23,5°
Croisière (angle de pale)	32°	25° - 55°

4-Mise en drapeau manuelle :

	Hamilton Standard	Dowty Rotol
ACTION DU PILOTE	-Manette de condition sur « FEATHER » Ou -Fire Emergency Handle (T handle) (manette coupe feu tirée)	-Robinet HP sur « FEATHER » Plus Bouton « Feathering » poussé
Pression d'huile de mise en drapeau	670 (PSI)	600 - 800 (PSI)

5- Dégivrage et anti- givrage :

Mode de protection contre le givre	Hamilton Standard	Dowty Rotol
Anti givrage	-Partie avant du spinner -Partie arriere de l'helice	/
Dégivrage	-Pale -Parte arriere du spinner	Pales et spinner

Conclusion

L'étude des deux hélices Hamilton Standard 54H60-117 et Dowty Roto R193/4-30-4/65 équipant respectivement les avions Hercules L100-30 et Fokker F27 nous a permis de voir en détails leurs modes de fonctionnement, leurs différentes conceptions et les divers systèmes de protection dont elles sont dotées.

La description de ces deux hélices fabriquées par des constructeurs différents nous a fait découvrir l'avancement technologique réalisé pendant le siècle passé sur les systèmes de propulsion en particulier sur les hélices suite à l'introduction de l'électronique pour la gestion des circuits hélices (cas de l'hélice HS 54H60).

De ce fait une combinaison entre mécanique et électronique s'impose pour la réalisation d'hélices fiables, sûres et dont la maintenance est relativement facile et moins coûteuse donc des hélices dont l'utilisation est rentable pour les opérateurs.

De plus ces hélices de conception assez récente ne nécessitent pas un désassemblage complet pour effectuer une recherche de pannes en facilitant l'accès aux différents organes de l'hélice pour d'éventuels remplacements et par conséquent avoir de courts délais d'immobilisation des avions.

L'importance des turbopropulseurs dans le domaine du transport aérien impose aux différents constructeurs aéronautiques l'amélioration des systèmes d'hélices pour satisfaire aux multiples exigences de ce siècle que ce soit pour les avions cargo ou avions passagers.

BIBLIOGRAPHIE

- [1] - **Customer Training**
Power Pant n=°2 A, N=°2 B
(Lockheed-Georgia Company / Marietta, Georgia)
- [2] - **Training Manuel**
Rolls Royce Dart 536-7R
- [3] - **Maintenance Manuel**
Rolls Royce Dart 536-7R
- [4] - **Maintenance Manuel**
Dowty Rotol publication n=° 9411
- [5] - **Maintenance Manuel**
Fokker F27 chapitres 61-71-72
- [6] - **Manuel de Maintenance**
(AMM 61-00-00)
- [7] - **Banc d' Essais Hydraulique KS 2600**
de l'Hélices Hamilton Standard 54H60 Equipant
Les Avions Lockheed C 130/L 382