

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTER D'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA

Faculté des sciences de l'ingénieur

Département d'aéronautique

Projet de fin d'étude en vue de l'obtention du diplôme des études
Universitaires appliquées « DEUA »



Inspection et maintenances de l'hélice hamilton standard

54h60-117



Promoteur :

M.BECHERI

Présenté par :

Sadki Fatma

Co. Promoteur :

M.AZZI TAHAR

Saad Madina

PROMOTION 2007/2008

REMERCIEMENT

Nous remercions Dieu tout puissant de nous avoir donné la force de mener à bien ce travail.

Nous tenons à remercier notre promoteur M^r BECHRI pour son suivi et surtout notre co-promoteur M^r AZZI TAHAR ses orientations et conseils.

Nous remercions également l'honorable jury devant lequel nous avons le privilège d'exposer notre travail.

Nous tenons aussi à exprimer nos remerciements à notre ami MORAD pour son contribution à l'achèvement de notre travail.

Nous remercions finalement toute personne ayant participé de près ou de loin à la réalisation de ce travail.



Dédicace



Grâce au bon DIEU donc je veux exprimer mes respects remerciement envers mon promoteur Mr Tahar, et Mr Bachri qui m'a suivit par son expérience, aide ses meilleurs conseils.

Je dédie ce modeste travail a :

- ♣ Mes très chers parents qu'ils m'ont donné pour que j'arrive à ce niveau sur tout mon père et ma mère.
- ♣ Ma fiancé Nassime.
- ♣ Mes frères : Nassime, Hamid, Abdel salem, ♠Alilou, ♠Kamel, Hakime.
- ♣ Mes sœurs : Charoufa, Nassira.
- ♣ Nassime, sa femme Assia et les petites ♣Mouni ● Ibtissame♣.
- ♣ Ma tante Kaltoume
- ♣ Mes chère oncles : Rabie, Alhaje, Hossine et sa femme.
- ♣ mon collègue de ce projet : Madina et sa famille
- ♣ Tout mes amies à Medca : Mimi, Fatima, chikha, aycha, Rostome, Samir, cidaali, Mourade Hatta, Fouziya, Bakhta, Amel, Salime, Souhile,
- ♣ Touts mes amies de département d'aéronautique : A.Nour, Mahdi, Mahyou.
- ♣ Mes professeurs depuis primaire.
- ♣ Tout qui me connue et je les oublie.



DEDICACES

Je dédie ce mémoire à :

- ❖ A mes parents qui m'ont toujours soutenu et encouragé
- ❖ A mes sœurs
- ❖ A mes amis: Abdou, Belkacem, Fethi, Mourad, Sofiane, Mohamed, Elhadi, Sarah, Amel, Nesserine, Hadia, Riyad,
- ❖ A la famille Sadki
- ❖ A mes grands mères
- ❖ A le maitre EZZOUAOUI RABIE

MADINA

RESUME

Notre travail comprend inspection et maintenances de l'hélice
HAMILTON STANDARD 54H60-117
Pour cela on utilise la partie théorique pour justifier l'origine des
forces qu'ils appliquent sur l'hélice.

ان عملنا يتضمن الناحية الميكانيكية ومكونات مروحية هملتن (117-60 ش 54)
من اجل هذا استعملنا الجزء النظري للبرهان على موقع القوى المؤثرة على المروحية و اهميتها في

الطيران



Chapitre I : Théorie de l'hélice

I.1.Introduction :.....	1
I.2.Fonctionnement de l'hélice :.....	1
I.2.1.Le rendement de l'hélice :.....	1
I.2.2. Le rôle de l'hélice :.....	1
I.2.3. le principe de l'hélice :.....	2
I.2.4. l'hélice est elle vrillée :.....	2
I.2.5.Le rôle de rendement d'une hélice :.....	3
I.3.Limitation :.....	4
I.4.Petite pas, grand pas :.....	4
I.5.Etude aérodynamique.....	7
I.5.1.Les forces :.....	7
I.5.2.Description cinématique :.....	12
I.5.3.Le pas géométrique de l'hélice :.....	12
I.5.4.Le phénomène propulsif :.....	13
I.5.5.Fonctionnement aérodynamique de l'élément de pale :.....	16
a) Hélice propulsive :.....	18
b) Frein :.....	19
c) Moulinet :.....	19
d) Hélice réversible :.....	20
I.5.6.Fonctionnement aérodynamique de l'ensemble de l'hélice :.....	20



SOMMAIRE



II.3.2.Pales d'hélice :.....	45
II.3.3.Le moyeu :.....	46
II.3.4.Dome :.....	48
II.3.5.Pitch lock :.....	54
II.3.6.Boite de commande :.....	56
II.3.7.Système de commande de la pilote valve :.....	64
II.3.8.Système de commande de la feather valve :.....	64
II.4.Réglage du mécanisme de commande :.....	64
II.4.1.Réglage de la beta follow :.....	64
II.4.2.Réglage du pas d'hélice dans la beta range :.....	65
II.4.3.Réglage du pas d'hélice en reverse :.....	65
II.4.4.Réglage de la vitesse de rotation en alpha range :.....	66
II.5.Circuits électriques :.....	66
II.5.1.Circuits électrique de mise en drapeau :.....	66
a) Par le condition lever :.....	66
b) Par le fire switch :.....	67
c) Sortie de drapeau :.....	67
II.5.2.Système électrique de stabilisation de vitesse :.....	67
A) Speed bias servo :.....	67
a) . Génératrice tachymétrique :.....	68
b). Anticipation potentiometer :.....	68
c).Synchrophaser :.....	68



SOMMAIRE



d).Principe de fonctionnement :.....68

Chapitre III

Maintenance de l'hélice

III.1.Introduction :.....69

III.2. procédure de travail pour la remise en état de l'hélice :.....69

 III.2.1.Inspection preliminaire :.....69

 III.2.2.Le nettoyage :.....69

 III.2.3.Depose du control assembly :.....69

 III.2.4.Inspection visuelle des pales de l'hélice :.....70

 III.2.5.Inspection de la portion metalique :.....71

 III.2.6.Inspection de la portion non metalique :.....72

 III.2.7.Inspection du spinner :.....75



Sommaire



LA LISSTE DE FIGURATION

Fig I.1.1 →	La pale de l'hélice	2
Fig I.1.2 →	La pale dans le cas l'hélice vrillée	3
Fig I.2 →	L'hélice au petit pas et grand pas.	5
Fig I.3 →	La pale dans cas l'avion au point fixe	8
Fig I.4 →	La pale dans cas l'avion a pris de la vitesse.	9
Fig I.5 →	L'hélice à grand pas	11
Fig I.6 →	Système propulsifve	13
Fig I.7 →	La surface de l'hélice	14
Fig I.8 →	Les divers modes de fonctionnement aérodynamique de l'élément de pale...	17
Fig I.9 →	Les mode de l'élément de pale.	18
Fig I.10 →	l'hélice propulsive	18
Fig I.11 →	L'hélice mode frein	19
Fig I.12 →	L'hélice réversible	20
Fig I.13 →	La théorie de la pale	21
Fig I.14 →	Le rendement.	22
Fig I.15 →	La théorie de l'élément de pale.	24
Fig I.16 →	Courbe C_t fonction de j	30
Fig I.17 →	Courbe C_p fonction de j	30
Fig I.18 →	Courbe donnant η de fonction j	31
Fig I.19 →	Courbe donnant C_t de fonction j	32
Fig I.20 →	Courbe donnant C_p fonction de j différent valeur de h	32
Fig I.21 →	Courbe donnant η fonction j déffèrent valeur de h	33
Fig II.1 →	L'hélice	35
Fig II.2 →	Moteur turbo-propulseur	36
Fig II.3 →	Face avant du QEC.	37
Fig II.4 →	Face arrière du Qec	37
Fig II.5 →	throttle	39
Fig II.6 →	Manettes de puissance à gauche et manettes d'hélice à droite	40
Fig II.7 →	Low pitch stop	41
Fig II.8 →	General view of solid state synchrophaser	43
Fig II.9 →	Synchrophase	43





Sommaire



Fig II.10→	Le pied de pale	45
Fig II.11→	Pale de l'hélice	46
Fig II.12→	Moyeu	47
Fig II.13→	Barrel assembly	48
Fig II.14 →	Dome	49
Fig II.15→	Assemblément dome –barrel	51
Fig II.16 →	Butée fin de course	52
Fig II.17→	Butée petit pas	53
Fig II.18 →	Butée petit pas	53
Fig II.19→	Pitch lock	55
Fig II.20→	Boîte de commande	56
Fig II.21→	Pump housing	57
Fig II.22→	Main pump	58
Fig II.23 →	Auxiliary pressure pumu	59
Fig II.24 →	Auxiliary scavange pump	59
Fig II.25→	Auxiliary moteur	60
Fig II.26→	Valve housing	60
Fig II.27→	Valve housing assembly	61
Fig II.28 →	Feather valve	62
Fig II.29 →	feather solenoid valvee	63
Fig II.30→	Speed bias servo	68
Fig III.1→	Inspection visuelle de l'hélice	71
Fig III.2 →	Mesuring damage depth	72
Fig III.3→	Dégivreur	74
Fig III.4 →	Spinner	76
Fig III.5→	Filtre	78



	Définition
B	Angle de calage.
P	Puissance.
F_z	Portance.
F_x	Trainée.
V	Vitesse d'avion.
W	Vitesse de rotation.
n	Nombre de tours /seconde.
Q	Angle de la vitesse résultante V _R et du plan.
V_R	Vitesse d'une section droite de la pale à la distance.
r	Distance.
α	Angle d'incidence.
H	Section de base.
V₀	Vitesse de vol.
V₁	Vitesse de jet de propulsion.
F_r	Force de réaction.
m	Masse de flux d'air.
dT	Temps.
T	Traction.
A	Surface.
m	Le débit massique.
dr	Différence de vitesse entre l'entrée et la sortie.
P_u	Puissance utile.
P_d	Puissance disponible.
c	Corde.
dr	Elément de pale d'envergure.
dT	Traction élémentaire.
dQ	Effort élémentaire résistant.
N	Nombre de pale.
L	Force de portance.
D	Force de trainée.
C_l	Coefficient de portance.
C_d	Coefficient de trainée.
J	Coefficient de similtude des vitesse.
C_t	Coefficient de traction.
C_Q	Coefficient de frien.
C_p	Coefficient de puissance.
η	Le rendement

INTRODUCTION

Nous allons détailler les différents aspects liés à l'utilisation d'une hélice à calage variable. Nous commencerons par quelques rappels généraux sur le fonctionnement de l'hélice, en particulier son rôle et son principe. Nous verrons ensuite ce qu'apporte la possibilité de faire évoluer le calage en vol.

Puis nous passerons en revue les différents instruments de contrôle et les commandes qui y sont associés.

Une hélice est un sujet "ardu", voir ingrat, pour beaucoup d'entre nous. Ce mémoire va s'efforcer de le rendre aussi clair et synthétique que possible.

Dans les lignes qui vont suivre, nous tâcherons, dans un premier volet ; d'Énoncer le principe de la propulsion au moyen d'hélices ; de rendre compréhensible le phénomène complexe de la génération de la traction en évitant les élégances mathématiques ; de démontrer les principes de base de l'aérodynamique des hélices.

Dans un second volet, nous exposerons le système de commande de l'hélice Hamilton standard C130.

Et dans un troisième volet enfin, nous aborderons l'aspect pratique ; Expliquer les règlements régissant l'entretien des hélices C130 Hamilton standard.



CHAPITRE I

LA THÉORIE DE L'HÉLICE



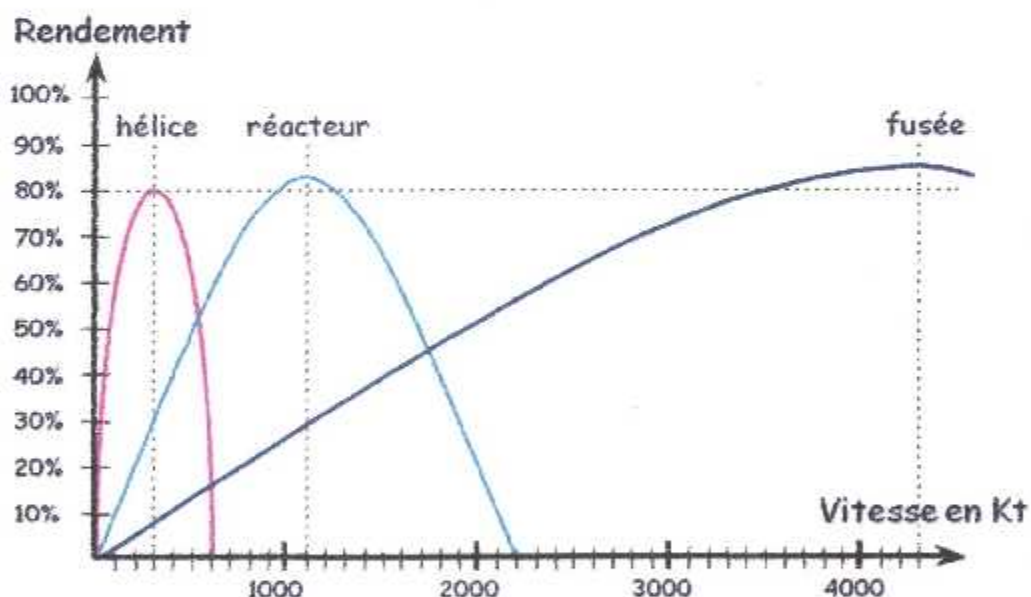
I-1- INTRODUCTION :

Les premières hélices avaient de très mauvais rendements. Elles ne transformaient qu'une faible partie de l'énergie du moteur en traction. Cela était dû au fait que les premiers concepteurs d'hélices croyaient, à tort, que la traction ou la propulsion n'était produite que par la partie arrière de l'hélice. Ils ne se préoccupaient pratiquement pas de la face avant. C'était de véritable « vis à air » (« airscrew »).

Les héliciers ne tardèrent pas à réaliser que l'efficacité des hélices pourrait être améliorée si l'on considérait les pales comme des ailes tournantes. Leur attention se porta donc sur l'extrados de la pale. En ajoutant cambrure et vrillage, les gains de performances étaient considérables. Une hélice moderne, au cours de sa rotation, crée une portance de la même manière qu'une aile, mais étant donné que la portance de l'hélice agit horizontalement, elle attire l'avion en avant. Des ailes sur un moyeu.

I-2- FONCTIONNEMENT DE L'HELICE :

I.2.1. Le rendement de l'hélice :



➡ Rendement (η) = puissance restituée / puissance absorbée

Voici quelques rappels, parfois simplistes, mais nécessaires au développement qui va suivre.

I.2.2. le rôle de l'hélice :

La production d'énergie assurée par le moteur est transformée en une force de traction rectiligne. De par ses qualités aérodynamiques, l'hélice transforme le couple fourni par le moteur en une force assurant le déplacement de l'avion dans l'air.

1.2.3. le principe de l'hélice :

Une hélice est composée d'au moins deux pales réunies par un moyeu, lui-même solidaire de l'arbre moteur. On remarque aisément que chaque pale, vue en coupe, présente de très évidentes similitudes avec une aile d'avion.

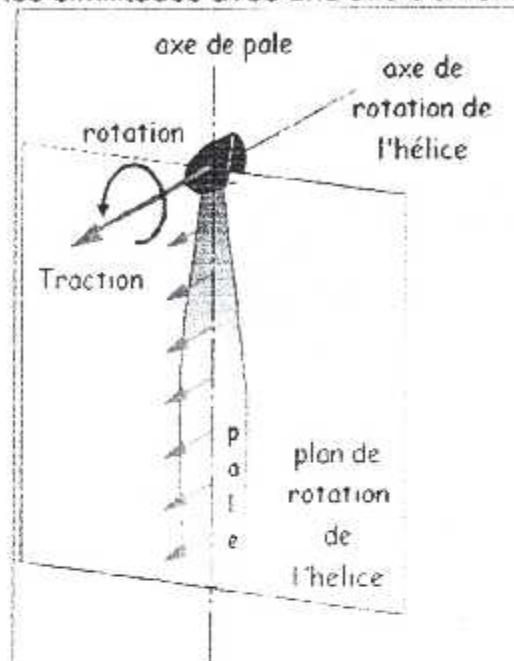


Fig I.1.1 : la pale de l'hélice

Ce sont en réalité les mêmes principes aérodynamiques qui sont utilisés. La pale placée dans le vent relatif (le vent relatif est généré à la fois par la rotation de l'hélice et par la vitesse de déplacement de l'avion) produit, grâce à son profil, une force de traction.

1.2.4. l'hélice est elle vrillée :

La forme vrillée de la pale s'explique par la différence de vitesse qui existe entre son extrémité et sa base. Afin d'obtenir une force de traction sur toute sa longueur, un "angle d'attaque" important est nécessaire là où la vitesse est faible (pied de pale), et un angle d'attaque faible là où la vitesse est forte (bout de pale).

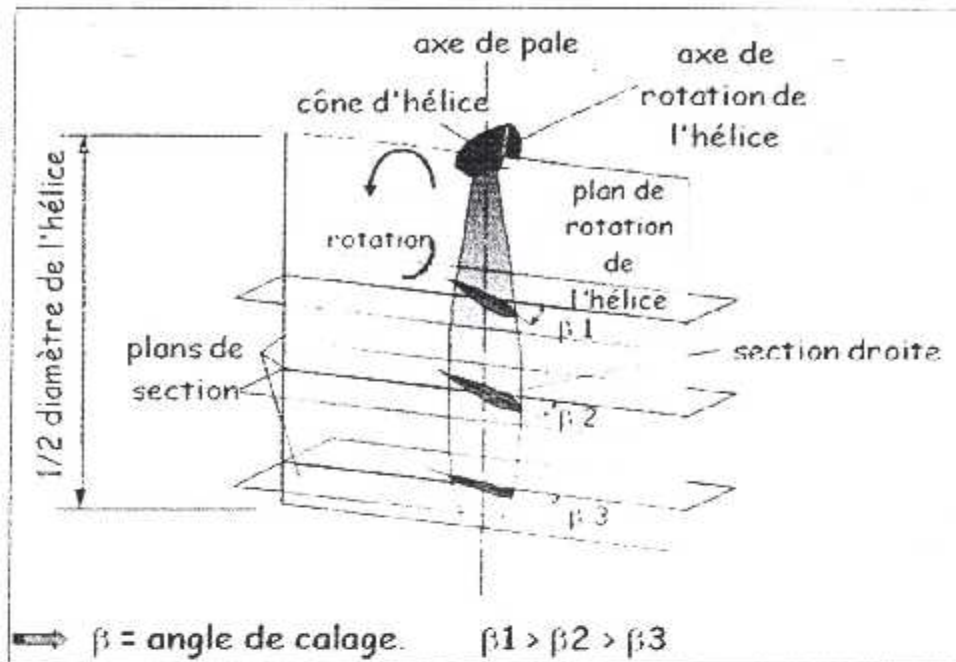


Fig I.1.2 : la pale dans le cas l'hélice vrillée.

N.B :

Les pilotes demandent souvent la raison pour laquelle certaines parties «internes » des hélices ont un système de protection contre le givre, et non l'extrémité. Cela est dû au fait que la partie extérieure se déplace tellement rapidement que la force d'inertie et la chaleur de la compression se combinent pour éviter d'avoir besoin de dégivrer. Bien sûr, cela n'est pas vrai pour la partie interne de la pale, dont la vitesse de déplacement est plus faible.

1.2.5 Le rôle de rendement d'une hélice :

Le rôle de l'hélice est donc d'absorber une énergie (celle du moteur), pour en restituer une autre (la force de traction), mieux adaptée à l'environnement dans lequel doit se déplacer l'avion : la masse d'air. Ce "transfert d'énergie" entraîne bien entendu des pertes. Leur importance est mise en évidence par ce que l'on appelle le rendement de l'hélice qui est le rapport entre l'énergie restituée et l'énergie absorbée. Si l'hélice était "parfaite", le rendement serait égal à 1. Mais dans tout système mécanique, les pertes d'énergie sont importantes. Le rendement moyen d'une hélice est plutôt de l'ordre de 0,7. Il peut aller jusqu'à 0,8 pour les plus performantes.

I-3- LIMITATIONS :

La portance générée par une aile donnée à un angle d'incidence spécifique est directement liée à sa vitesse de déplacement et à sa surface. De la même façon, la traction d'une hélice est en relation directe avec sa vitesse de rotation (régime) et avec la surface des pales. Malheureusement, il y a des limites pour les deux.

3

Si les hélices devaient tourner beaucoup plus rapidement, les extrémités passeraient le mur du son, et cela produirait un bruit extrême, une traînée excessive et de possibles vibrations. Il y a également le fait que l'énergie propulsive serait gaspillée en formant une onde de choc. Il serait également impossible d'agrandir le diamètre des hélices, car cela aussi engendrerait des vitesses de bout de pales excessives.

Au fur et à mesure que les moteurs ont gagné en puissance, la surface nécessaire était agrandie en utilisant des hélices à quatre ou cinq pales. Certains avions furent équipés d'une paire d'hélices contrarotatives montées sur le même arbre. Une telle configuration est un vrai plaisir en vol parce que cela annule les effets asymétriques dus à une seule hélice (souffle hélicoïdal, couple moteur, effet gyroscopique) et l'énergie gaspillée à produire un flux d'air tourbillonnant. On peut voir ici le mouvement de « vis » créer par la combinaison rotation de l'hélice et déplacement de l'avion.

I.4. PETIT PAS, GRAND PAS :

Avant le décollage, le pilote ajustait l'hélice au petit pas, ce qui équivaut à passer la première vitesse en voiture, au démarrage. Comme on le montre dans la figure, les angles plus petits sont plus efficaces pour des vitesses faibles. Il faut ajouter qu'une pale réglée au petit pas crée moins de traînée, permettant ainsi au moteur de tourner plus vite et donc de développer sa puissance maximale.

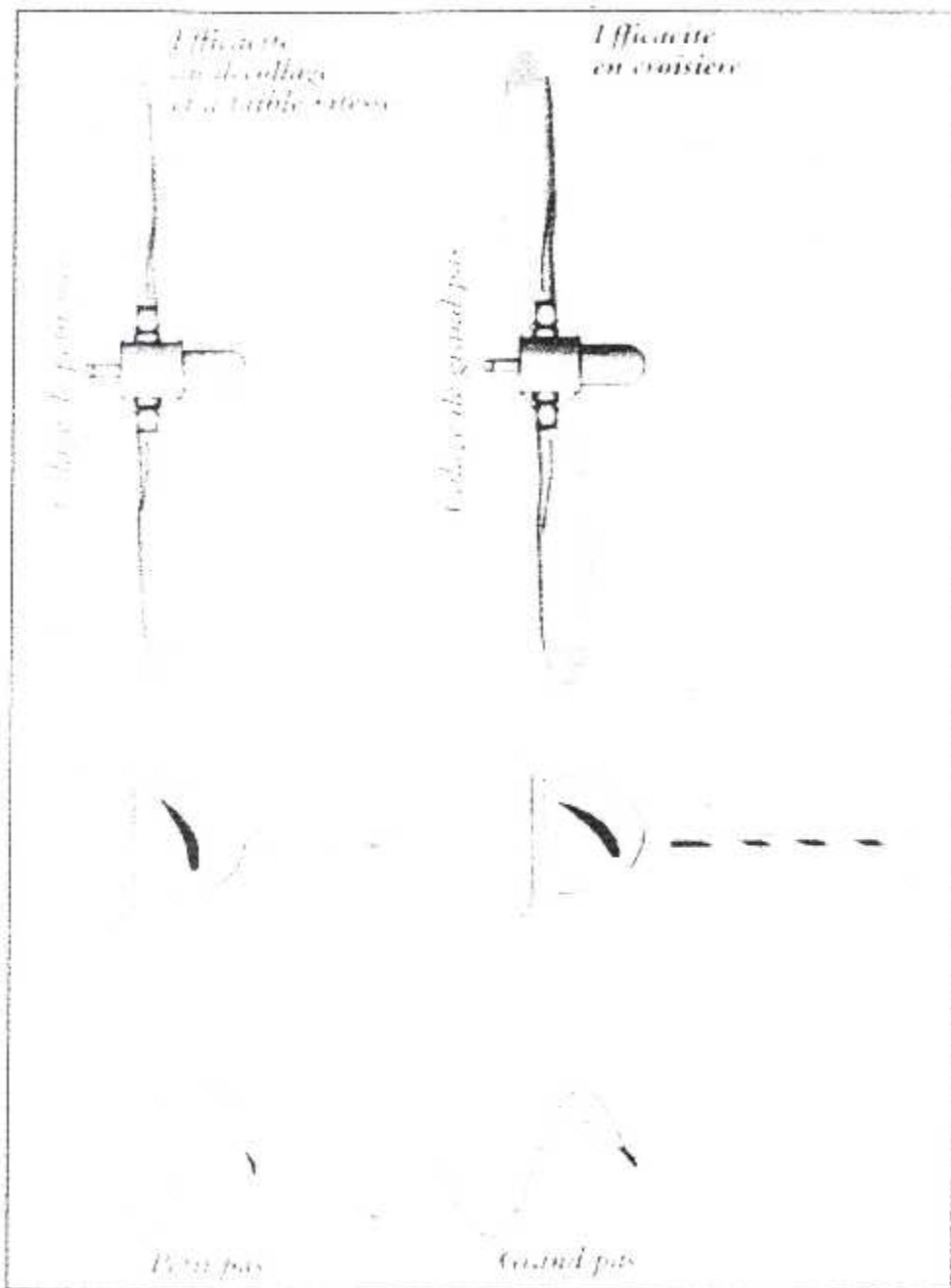
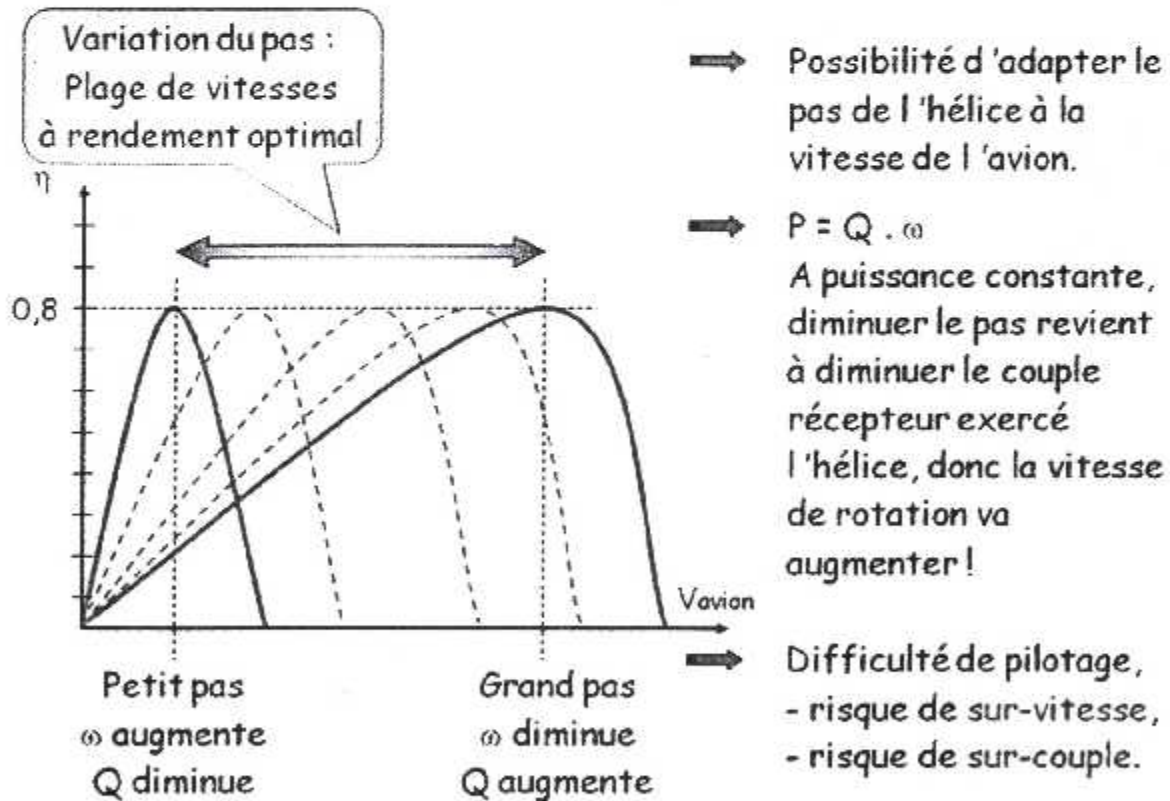
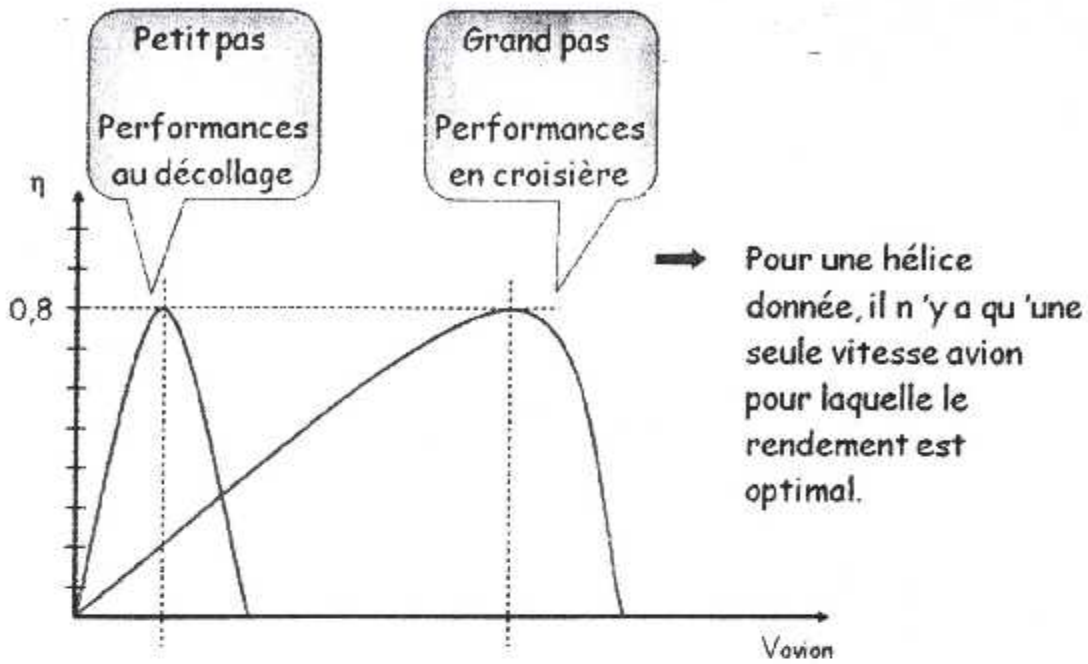


Fig I.2 :l'hélice au petit pas et grand pas.



N.B :

Les positions « plein grand pas » et « plein petit pas » ne correspondent pas nécessairement au plus grand et au plus petit calage.

Ce n'est pas parce une hélice aura un pas constant, que le rendement sera identique en tout point de la pale. En effet, pour un régime de rotation donné, si la vitesse croît proportionnellement avec le diamètre, la portance croît du carré de la vitesse. L'augmentation de l'angle de calage vers le moyeu ne compense pas suffisamment la diminution de vitesse pour conserver la même portance qu'en bout de pale. De plus le profil devient épais et peu aérodynamique pour des raisons de solidité et rigidité.

Bref, un vrai casse tête pour les héliciers. Sans compter qu'il faut qu'elle soit également adapté au moteur pour absorber sa puissance et en restituer le maximum.

I.5. ETUDE AERODYNAMIQUE :**BILAN****I.5.1. Les forces :**

La vitesse linéaire de la pale (vitesse en m/s ou km/h mesuré à 0,7 du rayon de l'hélice)

La portance F_z est issue de la vitesse de la pale et de son incidence.

La traînée F_x est créée par la résistance à l'air de la pale.

La résistance aérodynamique R_A est la résultante de F_z et F_x

La traction est la composante dans l'axe avion de R_A .

Le frein est la composante dans le plan de rotation de R_A .

La portance maximale de la pale est atteinte lorsque l'incidence atteint la valeur de l'incidence de finesse maximum.

Calage : angle entre la corde du profil de la pale et le plan de rotation de l'hélice.

Incidence : angle entre la corde du profil de la pale et le vent relatif résultant de la vitesse linéaire de rotation de l'hélice et la vitesse de l'avion.

Voyons le cas d'une hélice à calage fixe, on suppose l'avion nez orienté vers la droite.

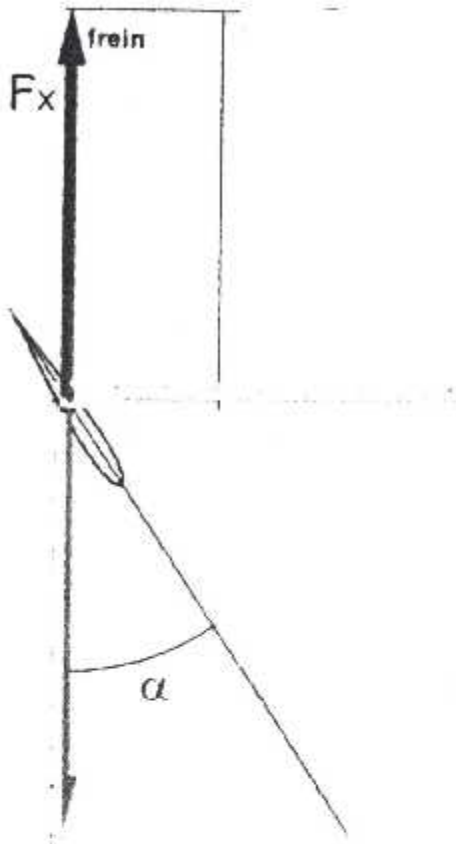


Fig1.3 : la pale dans cas l'avion au point fixe.

Dans ce premier cas, l'avion est au point fixe, sa vitesse est nulle. L'incidence est égale au calage.

La traînée F_x et le frein sont confondus, et il en est de même pour la portance F_z et la traction.

Au moment du décollage on se rend compte que le rendement F_z/F_x est faible, et il sera d'autant plus faible que le calage sera important. Une hélice « petit pas » aura un meilleur rendement à basse vitesse qu'une hélice « à grand pas ».

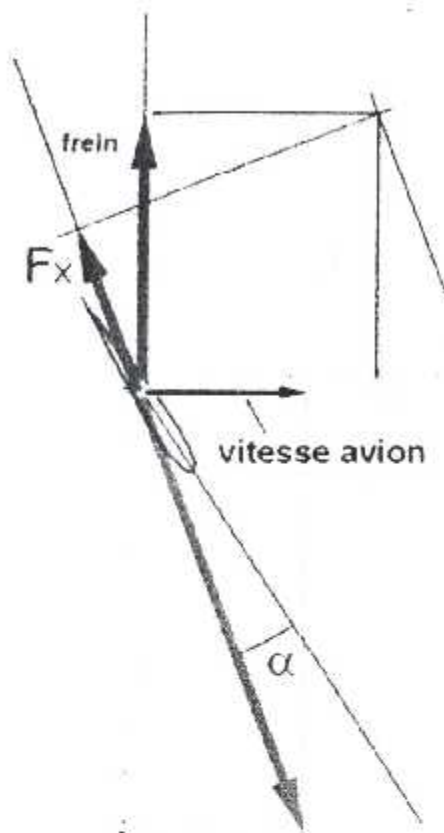
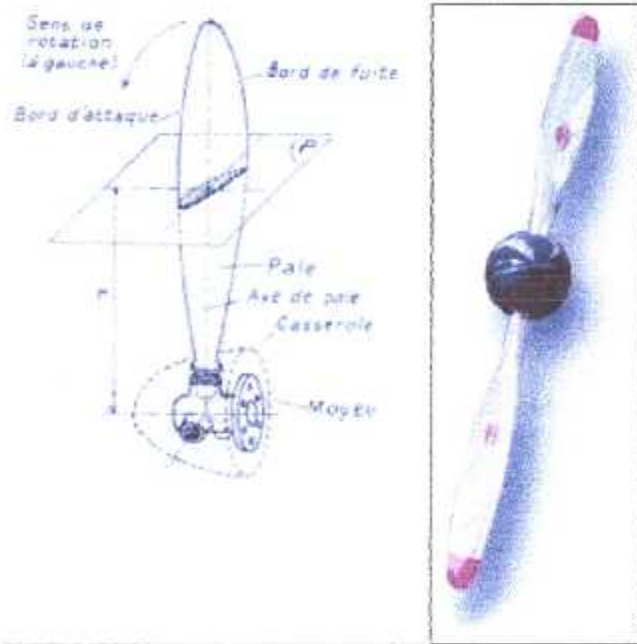


Fig I.4 : la pale dans cas l'avion a pris de la vitesse.

L'avion a pris de la vitesse, le vecteur vitesse de la pale s'infléchit vers l'avant. De ce fait, l'incidence de pale diminue et se rapproche de la valeur de finesse max. la portance F_z croît et la traînée F_x diminue.

Le régime moteur s'élève en conséquence. Le meilleur rendement sera atteint et l'avion n'accélérera plus. Si la vitesse s'élevait (descente, piqué) l'incidence deviendrait inférieure à celle de finesse max, la traction diminuerait, c'est le poids de l'avion qui entraîne l'avion.

Avec une hélice à grand pas, on obtient des vitesses plus élevées qu'avec une hélice à petit pas qui aurait atteint son rendement maximum plus tôt.



FigI.4.1 :Hecule

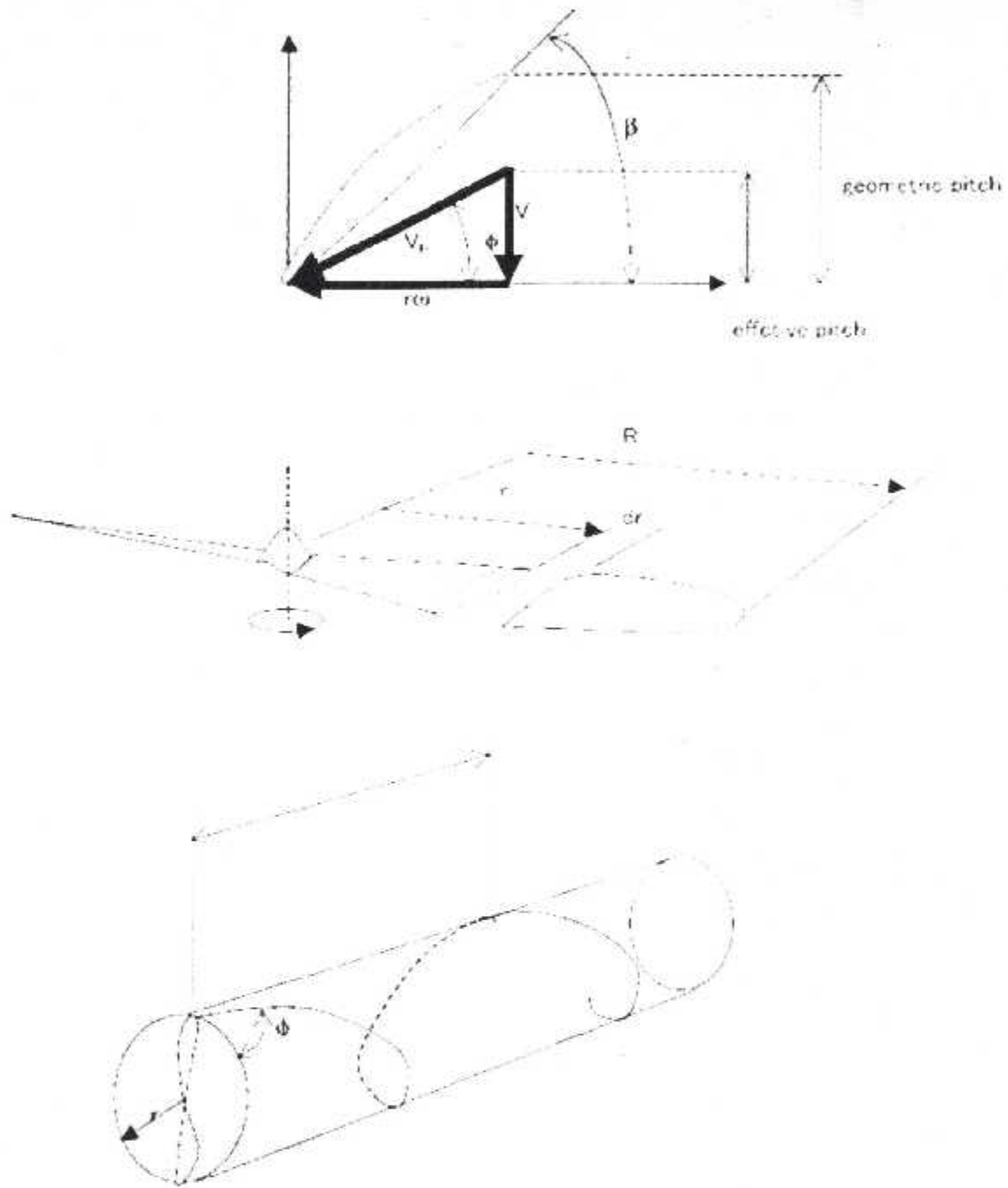


Fig I.5 :l'hélice à grand pas.

I.5.2.DESCRPTION CINEMATIQUE :

L'hélice subit en marche normale une vitesse V et une vitesse de rotation ω ,
 $\omega = 2 \pi n$, n : nombre de tours /seconde .

La vitesse du centre de l'hélice est V . La vitesse d'une section droite de la pale à la distance r est V_R , somme géométrique de V et de ωr : vitesse de rotation de la section envisagée.

Nous appellerons ϕ l'angle de la vitesse résultante V_R et du plan.

On a :

$$\tan \phi = \frac{V}{\omega r} = \frac{V}{2 \pi n r}$$

On peut calculer la valeur H du pas géométrique du vecteur V_R en utilisant la même définition que celle donnée pour la corde c ;

$$H = 2 \pi r \tan \phi$$

Remplaçons $\tan \phi$ par sa valeur, nous obtenons :

$$H = \frac{V}{n}$$

On constate donc que cette valeur est constante tout le long de la pale, puisque indépendante de r ; H est appelé avance par tour.

I.5.3.Le pas géométrique de l'hélice :

Est défini par convention comme étant le pas géométrique de la section de pale à une distance $r = 0.7 R$ de l'axe de l'hélice. Cette section est appelée section de base.

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

I.5.4. LE PHENOMENE PROPULSIF :

Soit un système propulsif « hélice carénée ou non », qui se déplace à une vitesse V_0 et est traversé par un flux d'air de masse m qui met un temps dt pour traverser le système. Le flux d'air ressort du système à la vitesse V_1 .

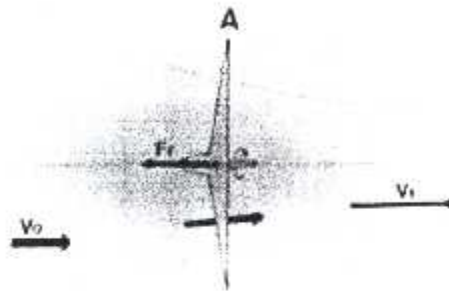
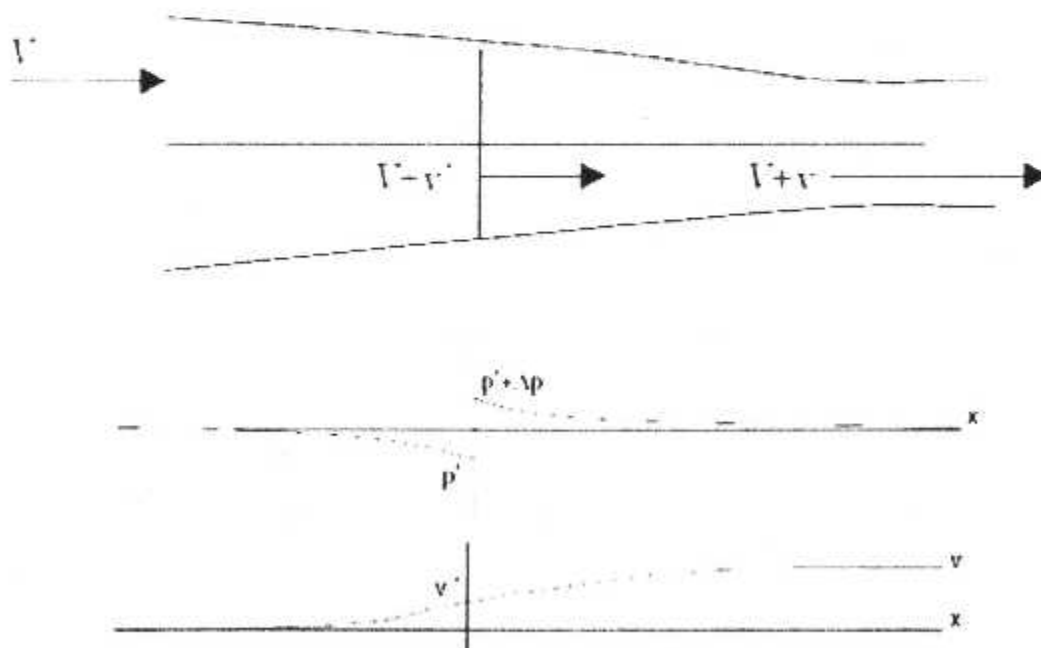


Fig I.6 : système propulsif

V_0 : vitesse de vol = V

V_1 : vitesse du jet de propulsion = $V - v$

F_p : Force de réaction, force propulsive, traction = T



$$p_{0f} = p + \frac{1}{2} \rho V^2 = p' + \frac{1}{2} \rho (V + v')^2$$

$$p_{0r} = p' + \Delta p + \frac{1}{2} \rho (V + v')^2 = p + \frac{1}{2} \rho (V - v)^2$$

$$\Delta p = p_{0r} - p_{0f} = p + \frac{1}{2} \rho (V - v)^2 - p - \frac{1}{2} \rho V^2 = \rho v \left(V - \frac{v'}{2} \right)$$

Toutefois, T est aussi égale à la différence de pression Δp entre les deux faces du disque hélice, que multiplie la surface A de ce disque.

La formule de la force de traction hélice (de réaction) :

$$T = A [p' + \Delta p + \rho (V + v')^2] - A [p + \rho (V - v)^2] = A \Delta p \quad \text{eq.4}$$



Fig I.7 : la surface de l'hélice.

On démontre que l'augmentation de vitesse à travers l'hélice se fait pour moitié devant le disque hélice, d'aire :

$$A = \frac{\pi}{4} D^2$$

Et pour moitié derrière ce disque ; d'où : $v' = 2v$

Le débit massique d'air noté \dot{m} (kg/s) qui traverse le système « l'hélice » étant :

$$\dot{m} = A \rho (V + v')$$

Pour le calcul de la force T à appliquer pour accélérer la masse d'air de la vitesse V à $V + v'$ on applique le troisième principe de Newton, soit :

$$T = m \frac{dV}{dt} = [\dot{m} \Delta t] \frac{\Delta V}{\Delta t} = \dot{m} \Delta V = A \rho (V + v') v \quad \text{eq.6}$$

dt : Intervalle de temps entre l'entrée et la sortie du système.

dV : Différence de vitesse entre l'entrée et la sortie du système.

De l'eq. 4 et l'eq. 6 on obtient:

$$T \text{ (eq.4)} = A \Delta p = A \rho \left(V - \frac{v'}{2} \right) v = A \rho (V - v') v = T \text{ (eq.6)}$$

Avec : $v = 2 v'$

Le rendement propulsif se définit comme étant le rapport entre la puissance utilisée effectivement pour la propulsion d'un avion donné P_U , et la puissance disponible P_D , à la sortie du propulseur (accroissement d'énergie cinétique d'un débit massique de gaz par le système propulsif).

$$\eta = P_U / P_D = \text{Puissance utile} / \text{Puissance disponible}$$

avec:

$P_U = T.V$ = force de propulsion x vitesse de vol.

P_D = accroissement d'énergie cinétique des gaz entre l'entrée et la sortie du propulseur.

$$\eta = \frac{P_U}{P_D} = \frac{T.V}{T(V + v')} = \frac{V}{V + v'}$$

NB :

Le rendement propulsif :

Ce dernier se différencie du rendement hélice proprement dit en ce qu'il ne comporte pas les pertes dues à la traînée des profils d'hélice, ni celles dues à la mise en rotation du flux d'air traversant l'hélice (celles que récupère en partie l'hélice contra-rotative).

EXEMPLE :

Une hélice de diamètre $d = 3\text{m}$, force de traction $T = 5000\text{ N}$, vitesse avion : $V = 200\text{ km/h} = 55.6\text{ m/s}$.

$$A = \frac{\pi}{4} D^2 = 7,07 \text{ m}^2$$

$$\rho = 1,2 \text{ kg/m}^3$$

$$T = 4 \rho \left(V - \frac{v}{2} \right) v \Rightarrow v^2 - 2Vv - \frac{2T}{\rho A} = 0 \Rightarrow v^2 - 2 \cdot 55,6 \cdot v - \frac{2 \cdot 5000}{1,2 \cdot 7,07} = 0$$

$$v^2 - 111v - 1178 = 0 \Rightarrow v = \frac{-111 + \sqrt{111^2 + 4 \cdot 1178}}{2} = \frac{-111 + 131}{2} = 10 \text{ m/s}$$

$$v' = \frac{v}{2} = 5 \text{ m/s}$$

La vitesse du jet de propulsion :

$$V_{\text{jet}} = V + v = 55,6 + 10 = 65,6 \text{ m/s}$$

1.5.5.FONCTIONNEMENT AERODYNAMIQUE DE L'ELEMENT DE PALE :

On définit pour la section droite, distance de r , l'incidence α comme étant l'angle de la direction de la vitesse V_R et de la corde c . On a donc : $\alpha = \beta - \phi$

Une hélice est construite pour qu'en utilisation normale l'incidence soit constante tout le long de la pale et soit l'incidence de finesse maximum du profil employé.

C'est pour cette raison, qu'une hélice n'est pas construite avec un pas constant.

$$\beta_r = \phi_r + \alpha_f$$

α_f : étant l'incidence de finesse maximum. On constaterait tout calcul fait, que le pas de la pale construite de cette façon serait plus grand près du moyeu qu'en bout de pale.

Nous allons étudier maintenant l'action de l'air sur un élément de pale ; envisageons un élément de pale d'envergure dr assez petit pour que l'on puisse considérer que V_R , α , β , et ϕ sont les mêmes tout le long de cet élément.

Pour comprendre le fonctionnement aérodynamique de l'élément de pale, nous allons considérer que celui-ci travaille dans les mêmes conditions qu'un élément d'aile analogue soumis à la vitesse V_R avec une incidence α .

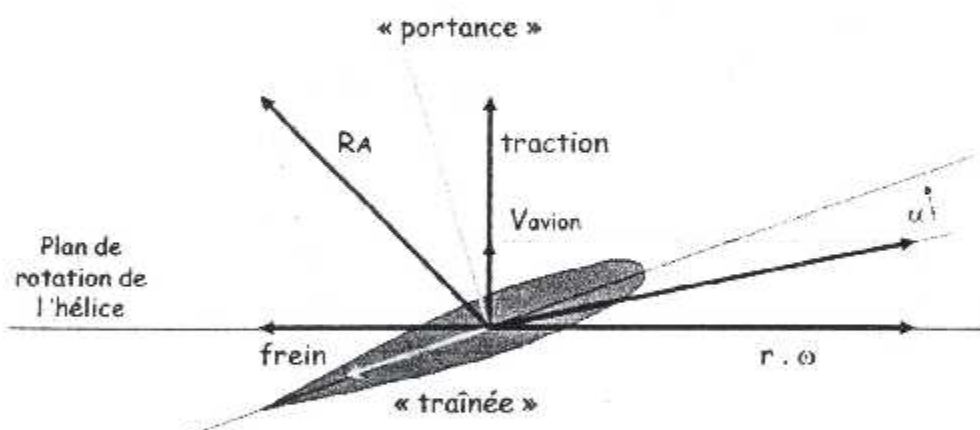
On obtient :

dT : Appelé traction élémentaire.

dQ : Appelé effort élémentaire résistant.

La composante dQ va s'opposer en général a la rotation de la pale ; il faudra donc pour maintenir le moment que le moteur exerce sur l'axe x, x' un couple de moment égale en valeur absolue a $r \cdot dQ$.

- Nous allons étudier maintenant les divers modes de fonctionnement aérodynamique de l'élément de pale.



FigI.8 :les divers modes de fonctionnement aérodynamique de l'élément de pale

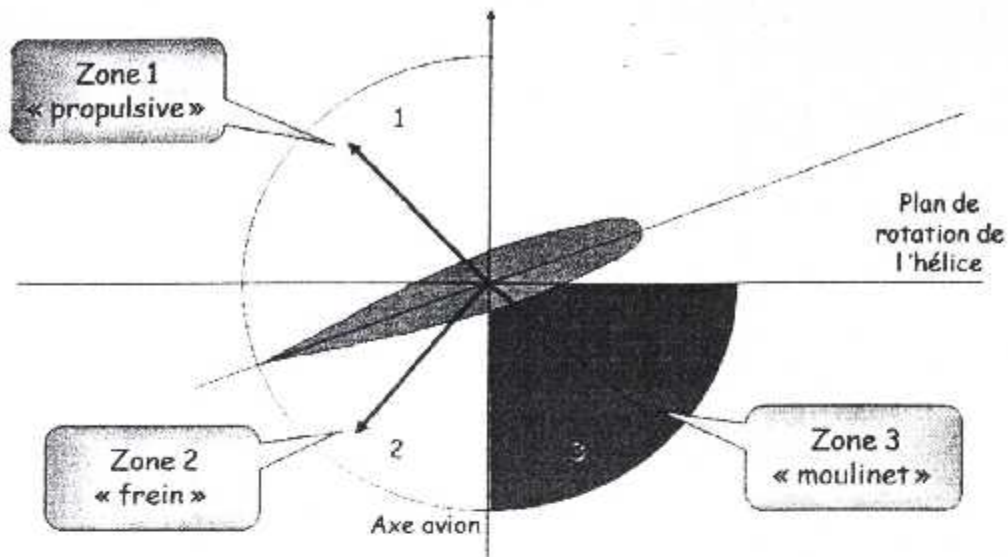


Fig I.9 : les modes de l'élément de pale.

a) Hélice propulsive :

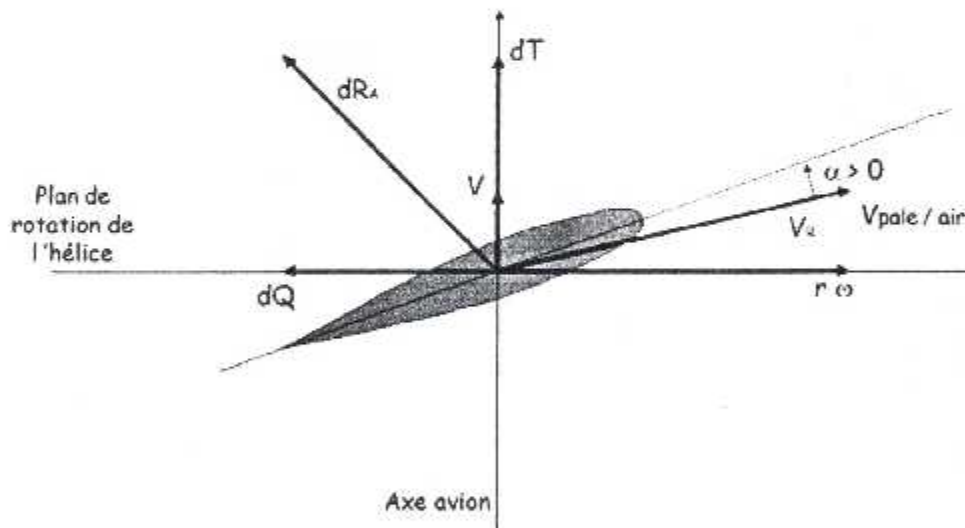


Fig I.10 : l'hélice propulsive.

α Est positif $\alpha > 0$

dR_A : Zone « 1 »

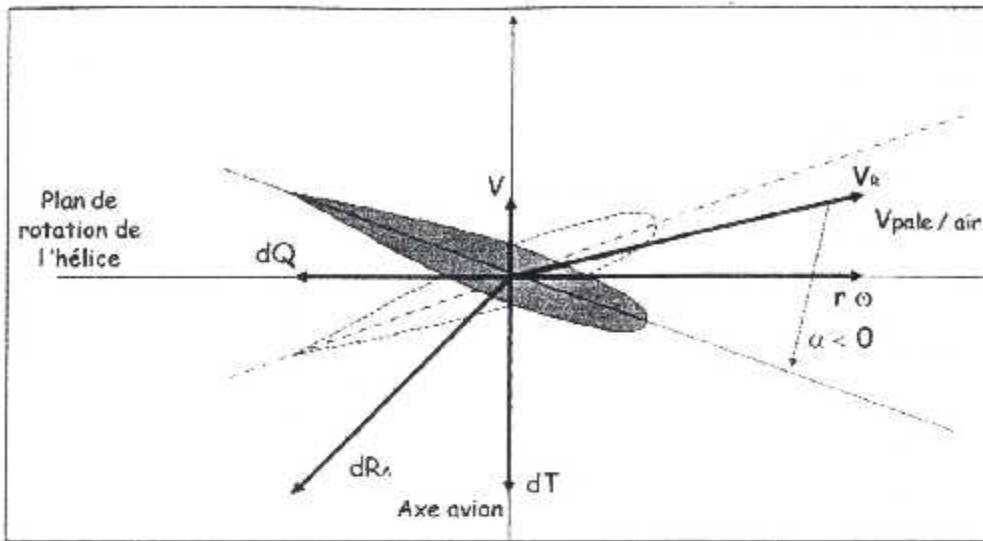
d) Hélice réversible :

Fig I.12 : l'hélice réversible

α Est franchement négatif $\alpha \ll 0$

ϕ : Négatif.

dR_A : Zone « 2 »

dQ : S'oppose à la rotation ωr et est donc résistant.

Dans la section à « $0.7 R$ », ϕ pourra être égal à -17° . L'incidence sera donc forcément très négative.

I.5.6.FONCTIONNEMENT AERODYNAMIQUE DE L'ENSEMBLE DE L'HELICE

Pour calculer l'effort aérodynamique sur l'hélice entière, il suffirait en principe de faire la somme des efforts aérodynamiques élémentaires sur chaque élément d'une pale et de multiplier par le nombre N de pale le résultat obtenu.

On peut effectuer cette multiplication, car il y a pratiquement peu d'interaction des pales les unes sur les autres, tant que N reste assez petit.

Nous obtiendrons ainsi la traction de l'hélice T :

$$dT = dL \cos \phi - dD \sin \phi = \frac{1}{2} \rho V_R^2 c (C_l \cos \phi - C_d \sin \phi) dr$$

$$dQ = (dL \sin \phi + dD \cos \phi) r = \frac{1}{2} \rho V_R^2 c r (C_l \sin \phi + C_d \cos \phi) dr$$

dT : Traction élémentaire.

dQ : Couple résistant élémentaire « frein $\times r$ »

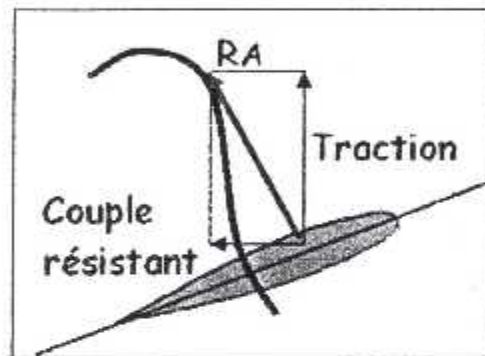


Fig I.14:

Le calage recherché à chaque instant correspond au meilleur rendement, soit au meilleur rapport traction / couple résistant :

$$\eta = \frac{V \cdot dT}{\omega \cdot dQ} = \frac{V}{r \omega} \frac{C_l \cos \phi - C_d \sin \phi}{C_l \sin \phi + C_d \cos \phi} = \tan \phi \frac{C_l \cos \phi - C_d \sin \phi}{C_l \sin \phi + C_d \cos \phi}$$

On divise par $C_l \cos \phi$, on obtient :

$$\begin{aligned} \eta &= \tan \phi \frac{1 - \frac{C_d}{C_l} \tan \phi}{\tan \phi + \frac{C_d}{C_l} \tan \phi} = \tan \phi \frac{1 - \tan \alpha \tan \phi}{\tan \phi + \tan \alpha \tan \phi} \\ &= \frac{\tan \phi}{\tan(\phi + \alpha)} \quad ; \quad \tan \alpha = \frac{C_d}{C_l} \end{aligned}$$

$$\frac{\partial \eta}{\partial \phi} = \frac{\sec^2 \phi \cdot \tan(\phi + \alpha) - \tan \phi \cdot \sec^2(\phi + \alpha)}{\tan^2(\phi + \alpha)} = 0$$

C'est-à-dire :

$$\sec^2 \phi \cdot \tan(\phi - \alpha) - \tan \phi \cdot \sec^2(\phi - \alpha) = 0$$

$$\cos(\phi + \alpha) \sin(\phi + \alpha) - \cos \phi \sin \phi = 0$$

$$\frac{1}{2} \sin(2\phi + 2\alpha) - \frac{1}{2} \sin 2\phi = 0$$

$$\cos \frac{2\phi + 2\alpha + 2\phi}{2} \sin \frac{2\alpha}{2} = 0$$

D'où :

$$\cos(2\phi + \alpha) \sin \alpha = 0$$

C'est-à-dire :

$$2\phi + \alpha = \frac{\pi}{2}$$

$$\phi = \frac{\pi}{4} - \frac{1}{2} \alpha = \frac{\pi}{4} - \frac{1}{2} \tan^{-1} \frac{C_d}{C_l}$$

D'où :

$$\phi = \frac{\pi}{4} - \frac{1}{2} \frac{C_d}{C_l}$$

Les explications abordées jusqu'ici, si elles permettent de comprendre l'origine des forces de propulsion, ne permettent pas d'obtenir une prédiction utilisable en bureau d'étude car le problème de la puissance sur arbre et du régime d'équilibre de l'hélice n'est pas abordable avec les théories précédentes. Il existe un certain nombre d'autres théories. Parmi ces autres théories, on peut mentionner :

- **la théorie de l'élément de pale** : qui décompose la pale en tranches et calcule les efforts appliqués sur chaque tranche, la sommation des efforts permettant d'obtenir la traction hélice en fonction du couple, du régime et de la vitesse de l'avion.

Quoi qu'il en soit, l'expérience restera toujours le nécessaire banc d'essais de confirmation des théories et des calculs. Le calcul des hélices sur la base des relevés expérimentaux est un des points détaillé dans le rapport Naca 640. Ref[4].

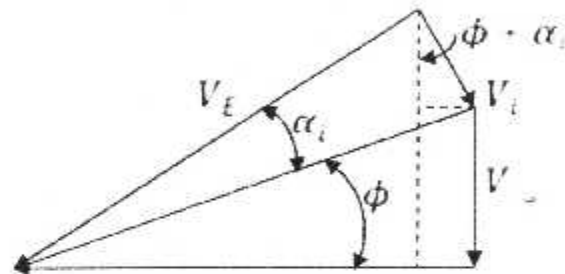
N : Nombre de pale

$$N \cdot \frac{1}{2} \rho V_E^2 c C_l dr \cos(\phi + \alpha_i) = 2\pi r dr \cdot \rho \cdot [V + V_i \cos(\phi - \alpha_i)] \cdot 2V_i \cos(\phi - \alpha_i)$$

$$V_i = \frac{N \cdot \frac{1}{2} \rho V_E^2 c C_l dr \cos(\phi - \alpha_i)}{2\pi r dr \cdot \rho \cdot [V - V_i \cos(\phi - \alpha_i)] \cdot 2 \cos(\phi - \alpha_i)}$$

On obtient :

$$V_i = \frac{N V_E^2 c C_l}{8\pi r [V - V_i \cos(\phi - \alpha_i)]}$$



De la figure précédente, on a :

$$V_E \sin(\phi - \alpha_i) = V + V_i \cos(\phi - \alpha_i)$$

D'où :

$$\sin(\phi - \alpha_i) = \frac{V + V_i \cos(\phi - \alpha_i)}{V_E}$$

On obtient :

$$V_i = \frac{N V_E c C_l}{8\pi r \sin(\phi - \alpha_i)}$$

De la figure :

$$\tan \alpha_i = \frac{V_i}{V_E} = \frac{N c C_l}{8\pi r \sin(\phi - \alpha_i)}$$

En posant :

$$x \equiv \frac{r}{R}$$

$$\tan \alpha_i = \frac{N c C_l}{8 \pi x R \sin(\phi - \alpha_i)}$$

$$\sigma = \frac{N c R}{\pi R^2} = \frac{N c}{\pi R}$$

$$\tan \alpha_i = \frac{\sigma C_l}{8 x \sin(\phi - \alpha_i)}$$

$$\frac{\sigma C_l}{x} = 8 \sin(\phi - \alpha_i) \tan \alpha_i$$

Nous avons cependant une approximation pour le coefficient de portance Réf. [4]

$$C_l = m_0 (\alpha - \alpha_0 - \alpha_i) - m_0 (\beta - \phi - \alpha_0 - \alpha_i)$$

$$\sin(\phi - \alpha_i) \approx \sin \phi - \alpha_i \cos \phi$$

$$\sin(\phi - \alpha_i) \tan \alpha_i \approx \alpha_i \sin \phi - \alpha_i^2 \cos \phi - \alpha_i \sin \phi$$

$$\frac{\sigma}{x} m_0 (\beta - \phi - \alpha_0 - \alpha_i) = 8 \alpha_i \sin \phi$$

$$\alpha_i = \frac{(\beta - \phi - \alpha_0)}{1 - \frac{8 x \sin \phi}{\sigma m_0}}$$

$$\frac{\sigma}{x} m_0 (\beta - \phi - \alpha_0 - \alpha_i) = 8 \alpha_i \sin \phi - 8 \alpha_i^2 \cos \phi$$

$$\alpha_i^2 - \left(\tan \phi - \frac{\sigma m_0}{8 x \cos \phi} \right) \alpha_i - \frac{\sigma m_0}{8 x \cos \phi} (\beta - \phi - \alpha_0) = 0$$

$$\Rightarrow \alpha_i = \frac{1}{2} \left(-X + \sqrt{X^2 - 4 Y} \right)$$

Avec :

$$X \equiv \tan \phi \cdot \frac{\sigma m_0}{8 x \cos \phi}$$

$$Y \equiv \frac{\sigma m_0}{8 x \cos \phi} (\beta - \phi - \alpha_0)$$

La traction élémentaire :

$$dT = N [dL \cos(\phi - \alpha_i) - dD \sin(\phi - \alpha_i)]$$

Le couple résistant élémentaire :

$$dQ = N \cdot r \cdot [dL \sin(\phi - \alpha_i) + dD \cos(\phi - \alpha_i)]$$

Nous allons étudier les propriétés des hélices ayant des pales géométriquement semblables. Pour cela, il nous faut appliquer les règles de la similitude, et mettre l'étude sous forme de coefficients :

Coefficient de similitude des vitesses :

$$J = \frac{V}{n D}$$

Coefficient de traction :

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4}$$

Coefficient de frein :

$$C_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5}$$

Coefficient de puissance :

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5}$$

◆ **N.B :**

Pour une étude plus complète, il faudrait encore tenir compte de la célérité du son α et de la viscosité cinématique γ . On pourrait établir ainsi deux coefficients supplémentaires R et μ dont dépendraient C_T , C_P (et η).

D'où :

$$dC_T = \sigma \frac{\pi^3 \cos^2 \alpha_i}{8 \cos^2 \phi} x^2 [C_l \cos(\phi - \alpha_i) - C_d \sin(\phi - \alpha_i)] dx$$

$$dC_Q = \sigma \frac{\pi^3 \cos^2 \alpha_i}{16 \cos^2 \phi} x^3 [C_l \sin(\phi - \alpha_i) + C_d \cos(\phi - \alpha_i)] dx$$

Avec :

$$V_E = V_R \cos \alpha_i = \frac{2 \pi r n}{\cos \phi} \cos \alpha_i$$

On obtient :

$$\begin{aligned} C_T &= \int_0^1 \frac{dC_T}{dx} dx \\ &= \sum \frac{dC_T}{dx} \Delta x \\ &= \sum \sigma \frac{\pi^3 \cos^2 \alpha_i}{8 \cos^2 \phi} x^2 [C_l \cos(\phi - \alpha_i) - C_d \sin(\phi - \alpha_i)] \Delta x \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_Q &= \int_0^1 \frac{dC_Q}{dx} dx \\ &= \sum \frac{dC_Q}{dx} \Delta x \\ &= \sum \sigma \frac{\pi^3 \cos^2 \alpha_i}{16 \cos^2 \phi} x^3 [C_l \sin(\phi - \alpha_i) + C_d \cos(\phi - \alpha_i)] \Delta x \end{aligned}$$

Par ailleurs le rendement de l'hélice :

$$\eta = \frac{\text{puissance utilisable par l'avion}}{\text{puissance fournie par le moteur}}$$

D'où

$$\eta = \frac{T \cdot V}{P}$$

La puissance absorbée par l'hélice sera donc si ω est sa vitesse angulaire,

$$P = \omega \cdot Q = 2 \pi n \cdot Q$$

En remplaçant T et P respectivement par leur valeur et après simplification on obtient :

$$\eta = \frac{V \cdot T}{\omega \cdot Q} = \frac{V}{nD} \frac{C_T}{2\pi C_Q} = \frac{V}{nD} \frac{C_T}{C_P}$$

Coefficient de puissance devient :

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} = \frac{\omega \cdot Q}{\rho n^3 D^5} = \frac{2\pi n \cdot \rho n^2 D^5 C_Q}{\rho n^3 D^5} = 2\pi C_Q$$

Exemple :

$$x = \frac{r}{R} = 0.15 \quad ; \quad 0.3 \quad ; \quad 0.45 \quad ; \quad 0.6 \quad ; \quad 0.75 \quad ; \quad 0.90$$

$$m_0 = 2\pi$$

$$C_{d0} = 0.02$$

a). Première étude : On fixe le pas.

Courbe donnant C_T fonction de $J = \frac{V}{nD}$:

On pourra faire varier J en agissant sur V ou sur n pour faire varier \dots

La courbe a une allure en général décroissante.

Pour la valeur $J = 0.8$, C_T s'annule.

Le coefficient de traction est maximum lorsque $V=0$, $C_T = 0.15$. Comme le coefficient $J = \frac{V}{nD}$ ne dépend pas d'un autre coefficient ou intervient ρ (N.B ♣) (on

néglige l'influence de R et μ terme qui contient $\gamma = \frac{u}{\sigma}$, pour V , n , et D constant par exemple, J garde la même valeur quel que soit ρ . Donc T varie comme ρ .

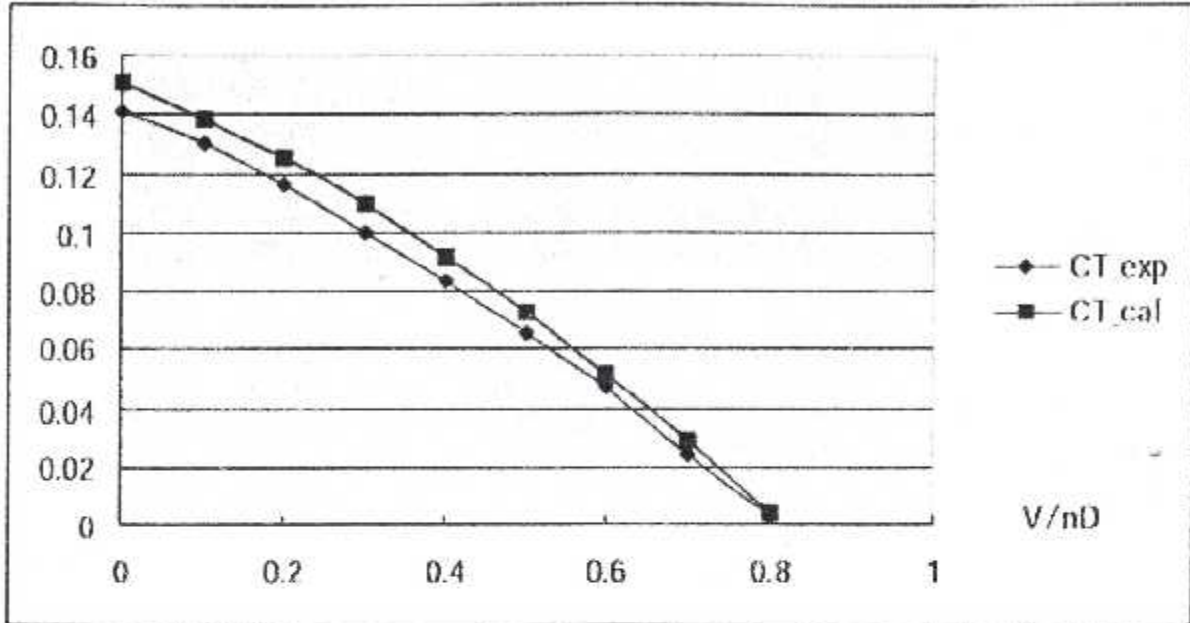


Fig L16

Courbe donnant C_p fonction de $J = \frac{V}{nD}$:

Allure général décroissante.

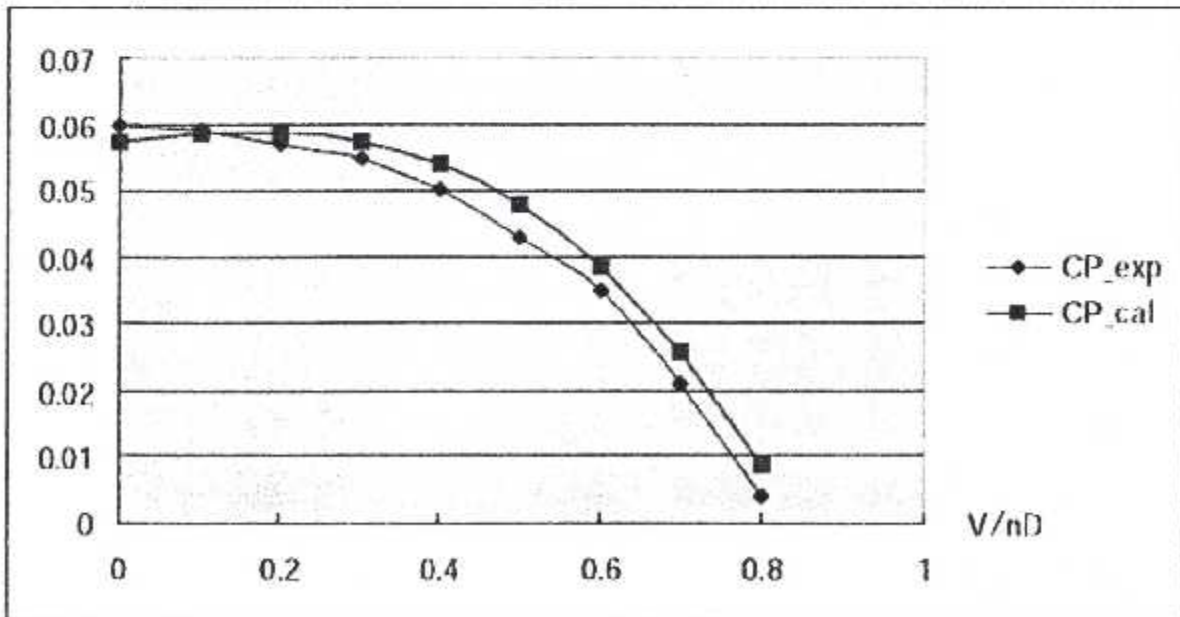


Fig L17

Courbe donnant η fonction de $J = \frac{V}{nD}$:

Allure croissante de la courbe jusqu'au maximum $\eta = 0,79$ pour une valeur $J = 0,67$, dans les meilleurs hélices, η ne dépasse pas 0,85.

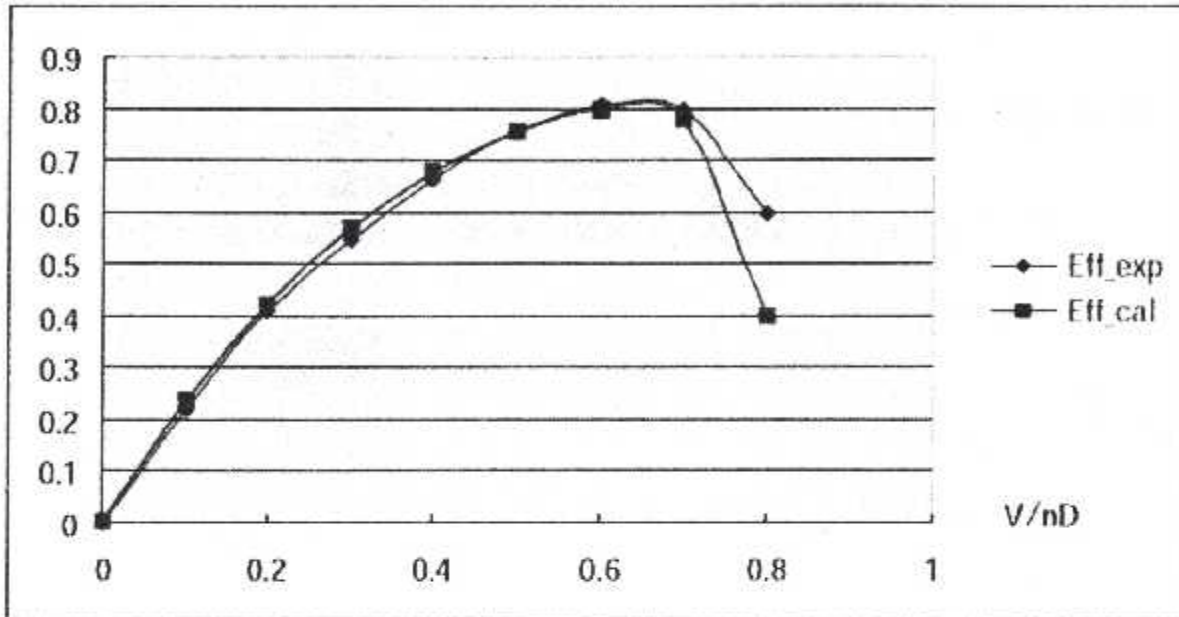


Fig I.18

Pour la valeur $J \geq 0,67$, la courbe décroît très rapidement.

Il est fondamental de connaître la valeur de J pour laquelle η est maximum. L'avionneur va en effet chercher à utiliser son hélice avec le rendement maximum en agissant sur V et n . Il y parviendra mais si n est déjà imposé par le motoriste, on constate qu'il n'y a qu'une seule vitesse pour la quelle l'hélice travaille dans de bonnes conditions de rendement.

b).Deuxième étude :

Nous allons étudier l'influence de h pas relatif, sur les coefficients C_T et C_P . On reprendra les courbes de la première étude que l'on tracera pour différentes valeur de h .

Cette étude revient donc a déterminer C_T et C_P pour des hélices ayant des pales géométriquement semblables, mais dont le calage est réglable.

Les hélices ainsi constituées par les mêmes pales, mais a différent calage, sont des hélices d'une même famille. En pratique, on définit h par la mesure du pas géométrique H a $0,7 R$.

Courbe donnant C_T fonction de $J = \frac{V}{nD}$ pour différentes valeurs de h :

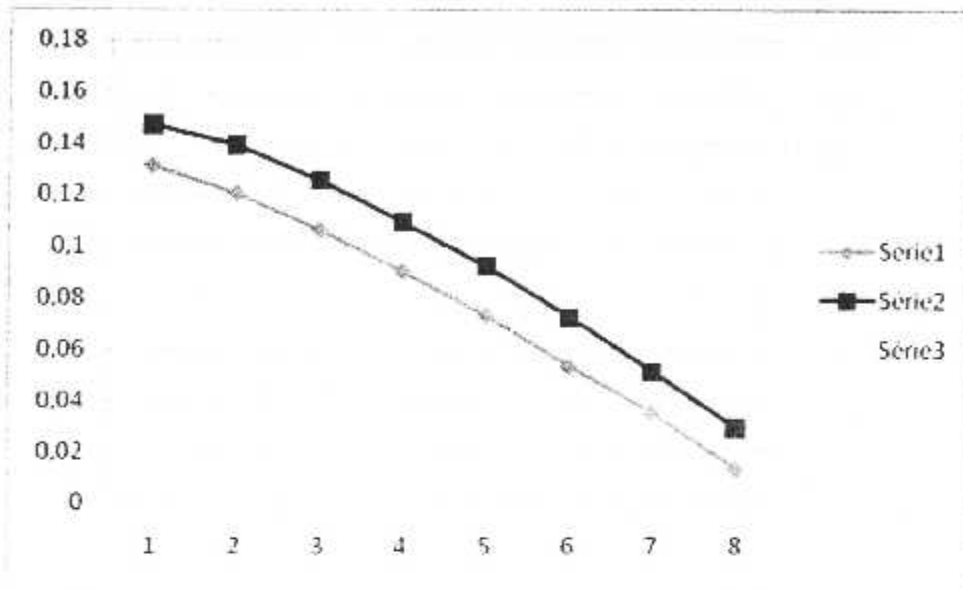


Fig L19

On constate d'après les courbes que pour une même valeur de J , C_T prend différentes valeurs, qui sont fonction de h .

On notera que pour des pas relatifs croissants, il y a un décalage vers la droite des courbes $C_T = f(J)$.

Courbe donnant C_P fonction de $J = \frac{V}{nD}$ pour différentes valeurs de h :

Mêmes observations.

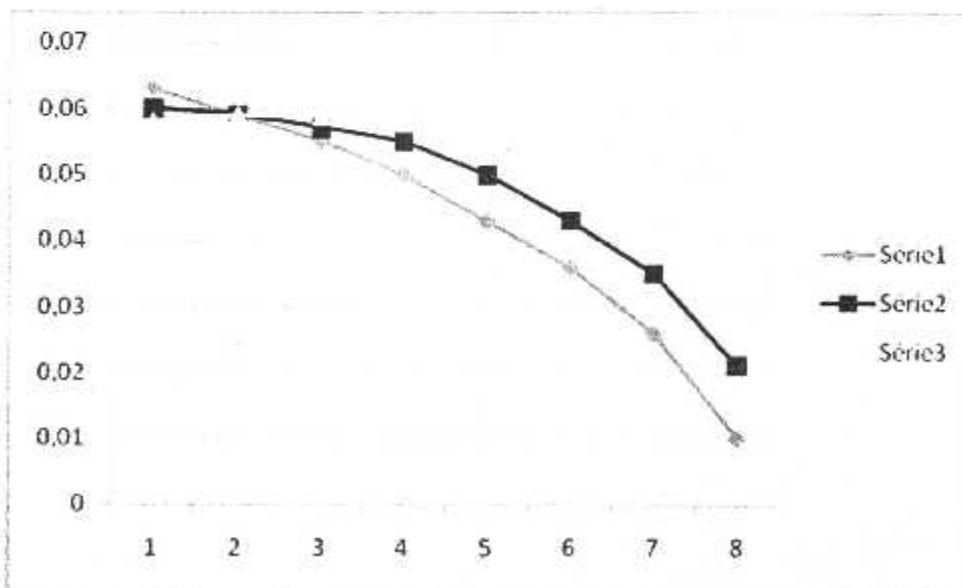


Fig L20

Courbe donnant η fonction de $J = \frac{V}{nD}$ pour différentes valeurs de h :

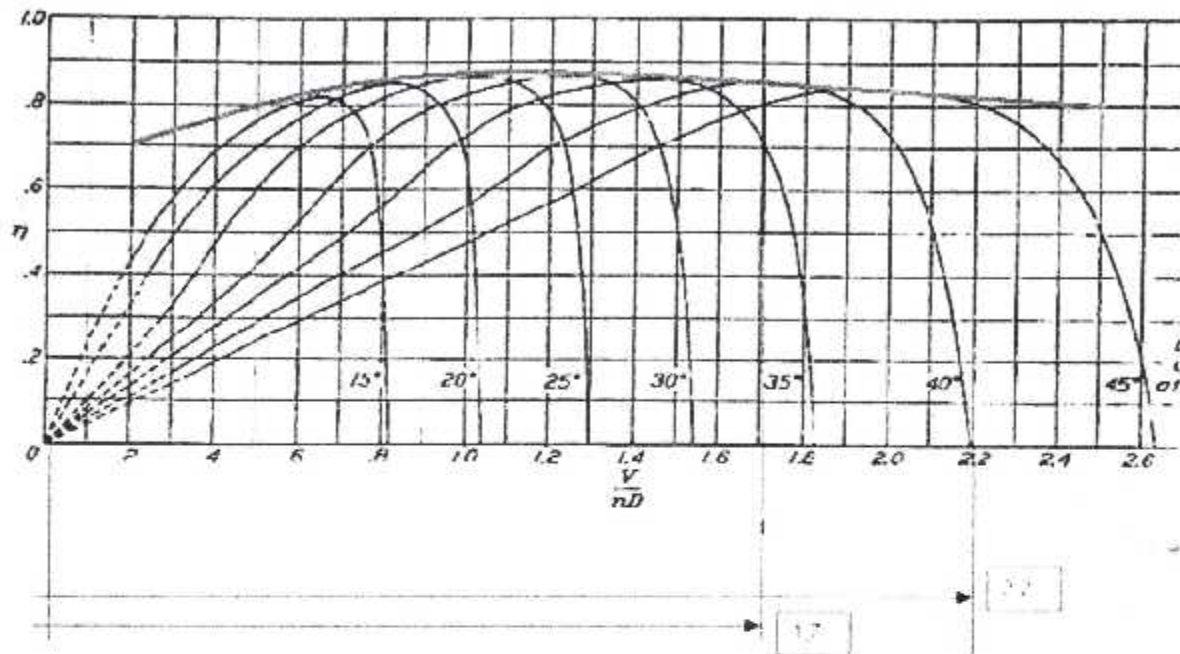


Fig L21

On remarque que le maxima de chacune des courbes se trouve pour une valeur de J d'autant plus grande que h est grand.

La courbe η_{max} (en rouge) représente le maxima des courbes h en fonction de J .

Pour une hélice dont le calage peut prendre des valeurs entre 22° et 40° à $0,7R$, le pas relatif h sera compris dans l'intervalle 0,89 à 1,83.

La courbe η_{max} a un grand intérêt. Elle donne le rendement optimum de l'hélice pour chaque valeur de J . Pour une valeur de J on trouve η_{max} sur cette courbe.

L'intérêt des hélices a calage variable (ou a pas variable) : leurs intérêt provient de l'observation de la courbe précédente ; celle-ci établie, permettra donc de déterminer pour chaque valeur de J le pas relatif h , donnant le rendement optimum.

Pour une hélice a calage variable, nous constaterons d'après les courbes :

- aux petites vitesses, par exemple au décollage, il faudra que h soit petit pour que l'on obtienne le rendement optimum. En effet J sera petit pour deux raisons : d'une part V est petit, d'autre part n sera grand, puisqu'on désire une grande puissance.

- aux grandes vitesses, il faudra que h soit grand pour que l'on obtienne le rendement optimum. En effet η sera plus grand aux grandes vitesses.

Une hélice possédant deux positions possibles du pas, commandée manuellement, peut déjà donner de très bons résultats.

I.5.HELICES A REGIME CONSTANT :

La motoriste désire que le nombre de tours n soit constant pour être certain que le moteur travaille dans de bonnes conditions, en croisière par exemple.

On obtient ce n donné, quelque soit V et P grâce a un régulateur d'hélice qui est sensible précisément a n . « CHAPITRE II »

Les hélices munies de ce système obéissent a la commande de régulateur d'hélice qui par sa position fixe une valeur de n :

- Si n tend à croître, le *régulateur* fait croître le pas, et n retrouve la valeur primitive.
- Si n décroît, le *régulateur* diminue le pas, et n retrouve de même sa valeur primitive.

Les variations de n peuvent être dues soit à des variations de vitesse, soit à des variations de la puissance moteur.



CHAPITRE II

LE SYSTÈME DE COMMANDE DES HELICES



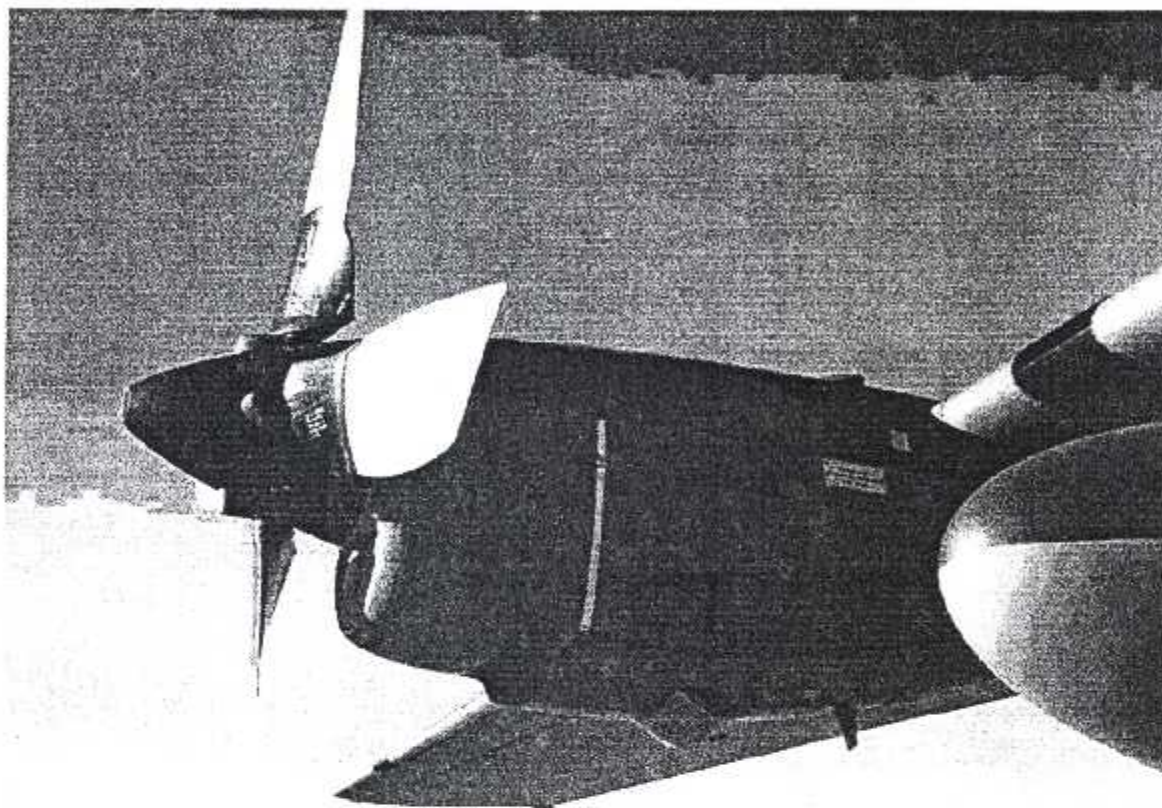
II-1- LE TURBO-PROPULSEUR ALLISON

Fig II.1 l'hélice.

Caractéristiques techniques :

Il est construit suivant la technologie dite « Turbines Liées » et tourne dans le sens horaire.

Puissance : 4910 HP Nombre de tours : 13820 t/mn .

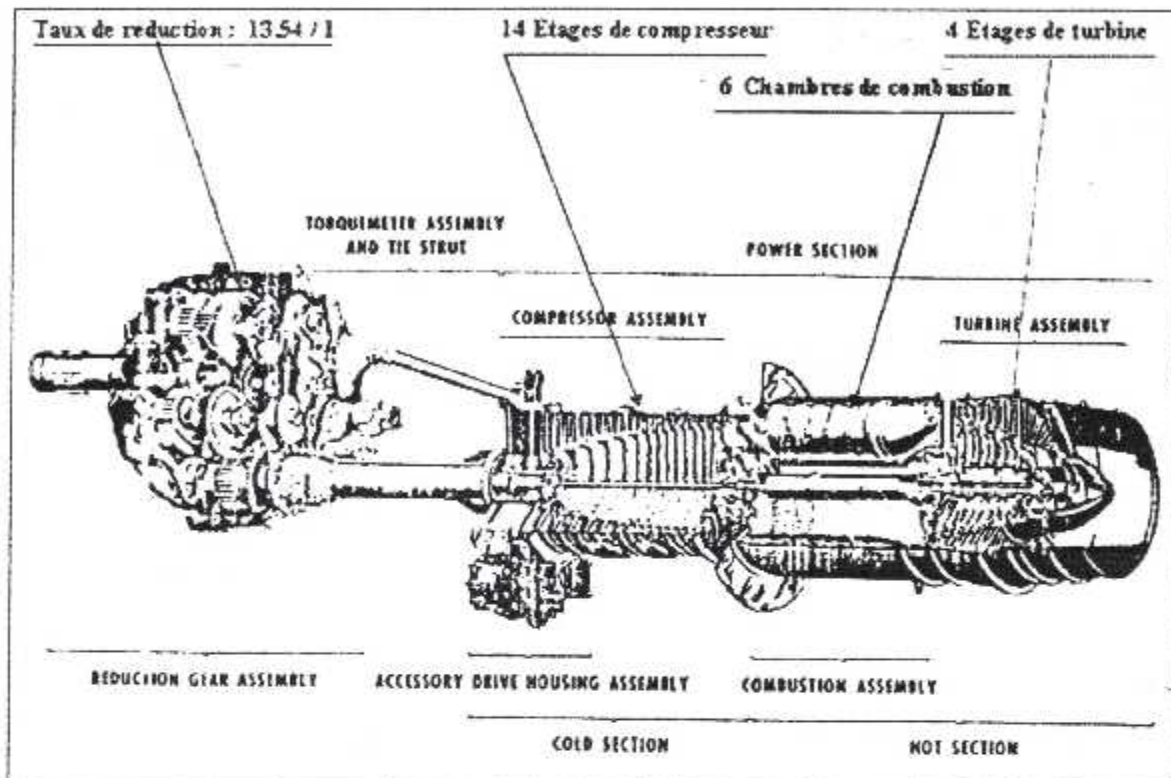


Fig II.2 :moteur turbo –propulseur.

Au 5ème et au 10ème étage, se trouvent les 8 vannes de décharge (BLEED VALVES) d'accélération, qui déchargent le compresseur jusqu'à 94 % (13000 t/mn).

Au dessus de 94 %, la pression d'air prise au 14ème étage ferme les 8 Bleed Valves.

L'air prélevé au 14ème étage est utilisé pour le circuit pneumatique de l'avion, l'anti-givrage de l'entrée compresseur et le refroidissement du stator du 1er étage de turbine.

La chambre de combustion N°1 se trouve à 12 H 00. Toutes les chambres communiquent entre elles par des tubes de transfert, et sont toutes équipées d'un injecteur (FUEL NOZZLE) ; seules les chambres n° 2 et 5 sont équipées d'un allumeur.

Les 2 premiers stators des étages de turbine sont montés avec des aubes creuses permettant le refroidissement par l'air du 14ème étage du compresseur, les 2 derniers stators sont montés avec des aubes pleines.

Les aubes du premier étage de turbine sont complètement refroidies, seuls les pieds des aubes des autres étages sont refroidis.

Le moteur entraîne le réducteur (REDUCTION GEAR ASSEMBLY) par le système couplemètre (TORQUEMETER ASSEMBLY) qui est composé essentiellement d'un arbre acier qui subit un effort de torsion et accepte une déflexion maximum de 9°.

Une indication de 19600 Inch-Pounds correspond à 4200 HP.

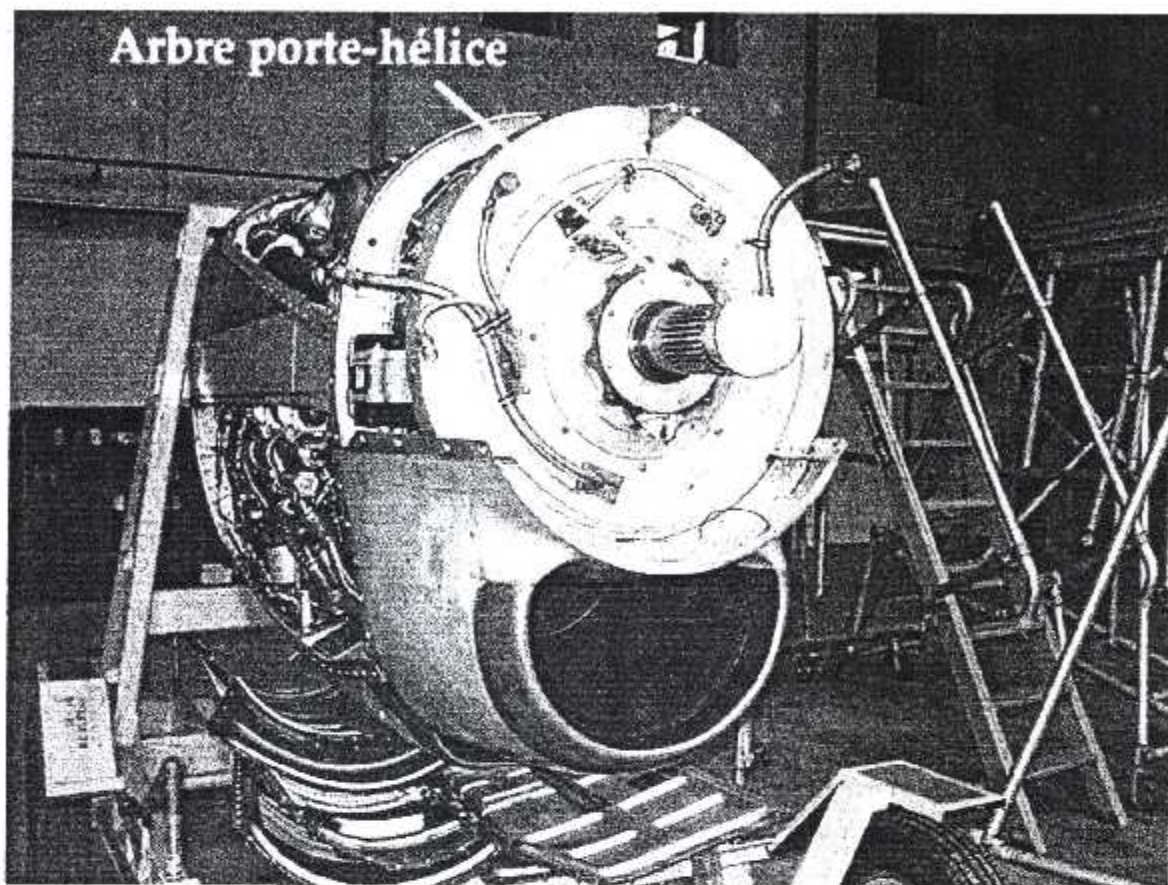


Fig II.3 : Face avant du QEC

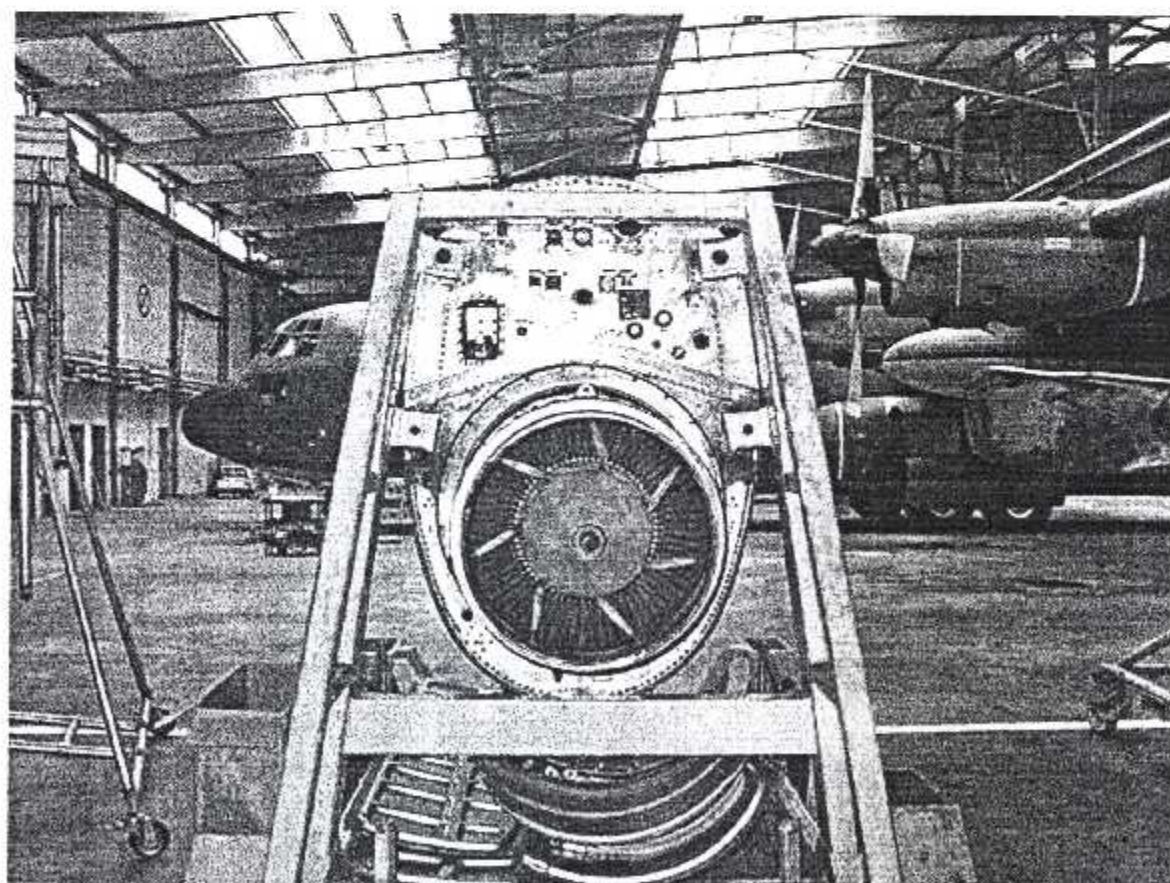
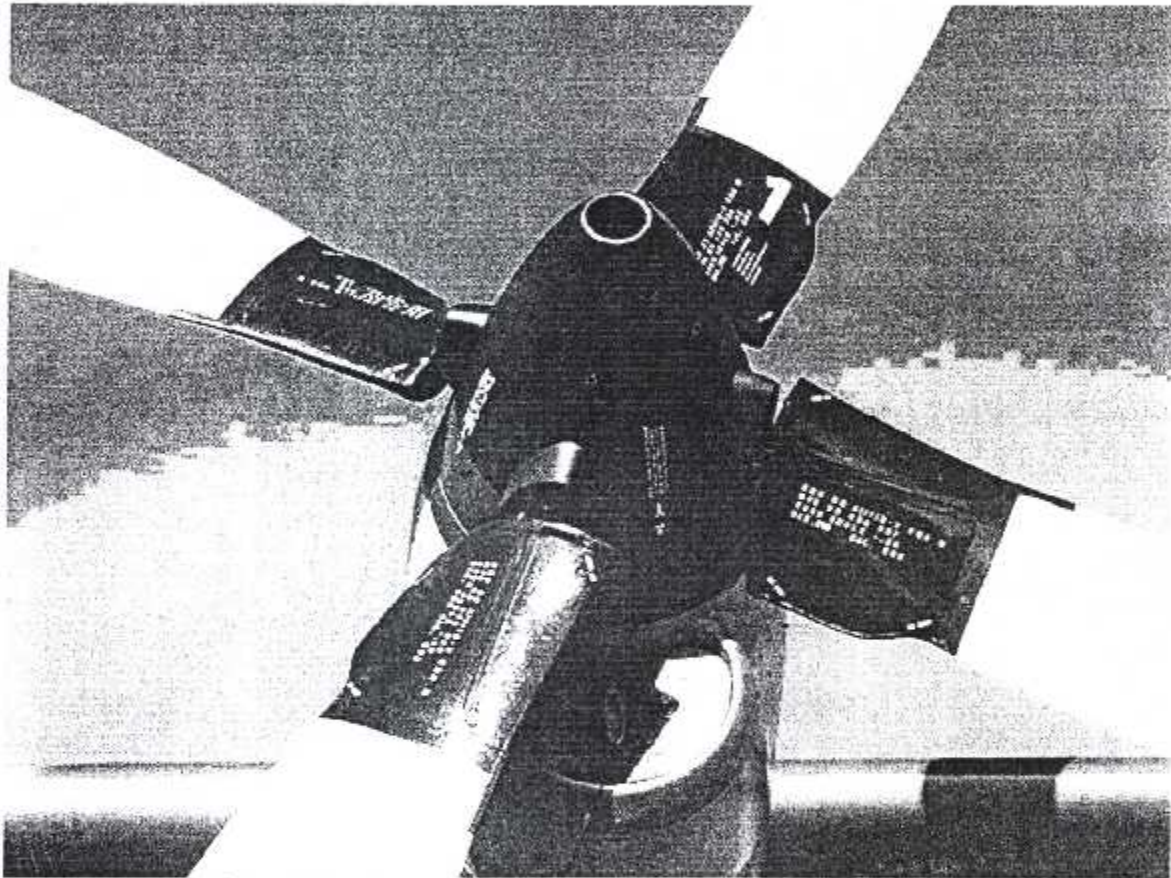


Fig II.4 : Face arrière du QEC

II-2- L'HELICE HAMILTON STANDARD

Les hélices qui équipent les C130 sont des hélices à 04 pales, à pas variable. Le mécanisme de variation de pas est hydraulique. Chaque hélice à son propre système hydraulique. L'huile et les pompes qui la mettent sous pression sont contenues dans le carter du système de commande.

Du cockpit, l'hélice est commandée par le throttle, le condition lever et fire Switch du moteur correspondant.



- La pale n°1 est toujours placée en position haute moteur à l'arrêt, pour éviter les fuites.
- Les pieds de pales sont dégivrés électriquement.
- Le cône central est le "spinner".

L'ELICE HAMILTON STANDARD 54H60-117

Signification de 54H60-117 :

- 5 : Evolution depuis l'hélice « hydromatic » basique
- 4 : Nombres de pâles
- H : Diamètre du pied de pâle
- 60 : Diamètre de l'arbre porte hélice
- 117 : Caractéristiques et fonctions (particulières)

On peut trouver le suffixe P qui indique des changements mineurs et n'affecte pas l'interchangeabilité de l'hélice.

II-2-1- FONCTIONNEMENT EN VOL

- En vol, le throttle se trouve dans la plage comprise entre **FLIGHT IDLE** et **TAKE-OFF** et le condition lever est en position « **RUN** ».
Dès lors, le système de commande règle automatiquement le pas de manière à maintenir la vitesse du moteur constante (100% sur l'engine RPM indicator)
Dans ces conditions, l'hélice tourne à 1021 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. Il est tel que la tendance de l'hélice à mouliner est négligeable. L'hélice est dite « **en drapeau** ». Des 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 drapeau et redémarrer le moteur en vol, le pilote pousse momentanément le condition lever en « **AIR START** ».
- Le **fire Switch** commande aussi la mise en drapeau de l'hélice.

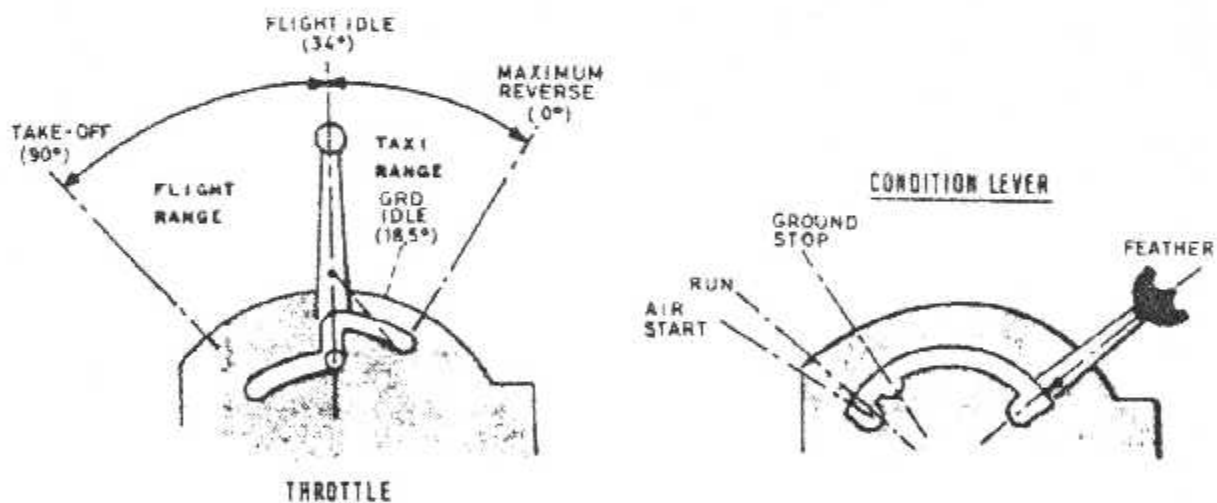


Fig II.5 :throttle.

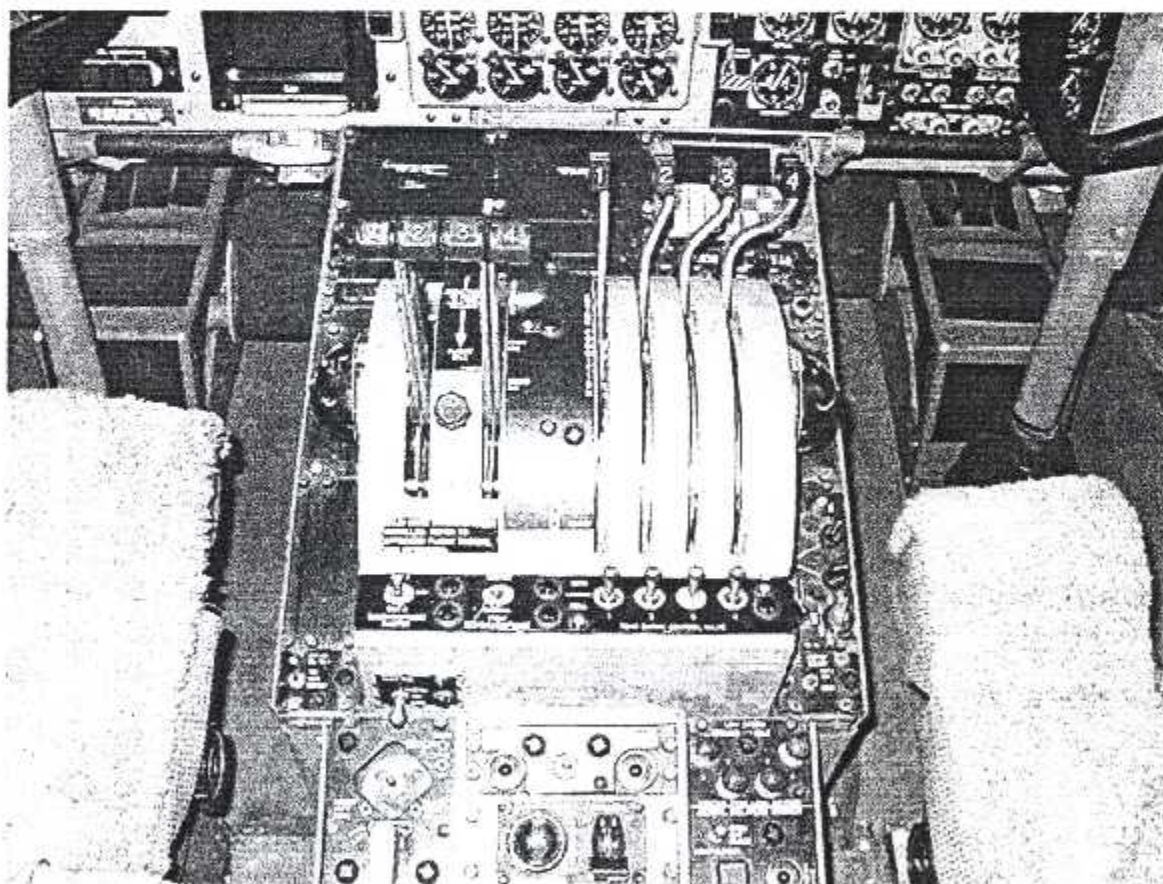
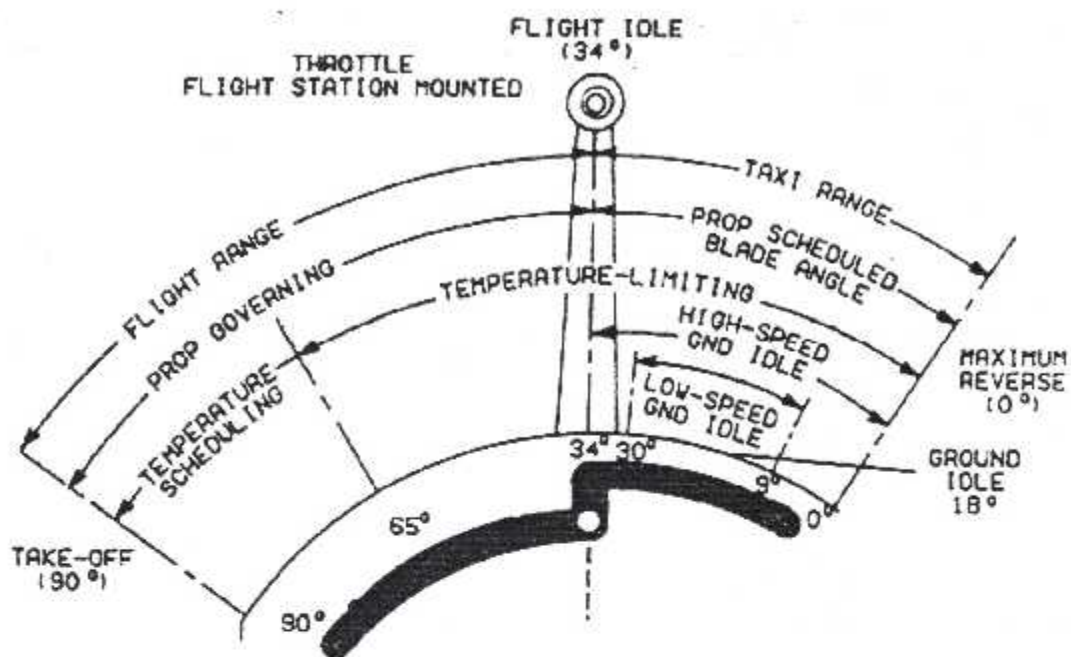


Fig II.6 : Manettes de puissance « THROTTLE LEVERS » à gauche et manettes d'hélices « CONDITION LEVERS » à droite

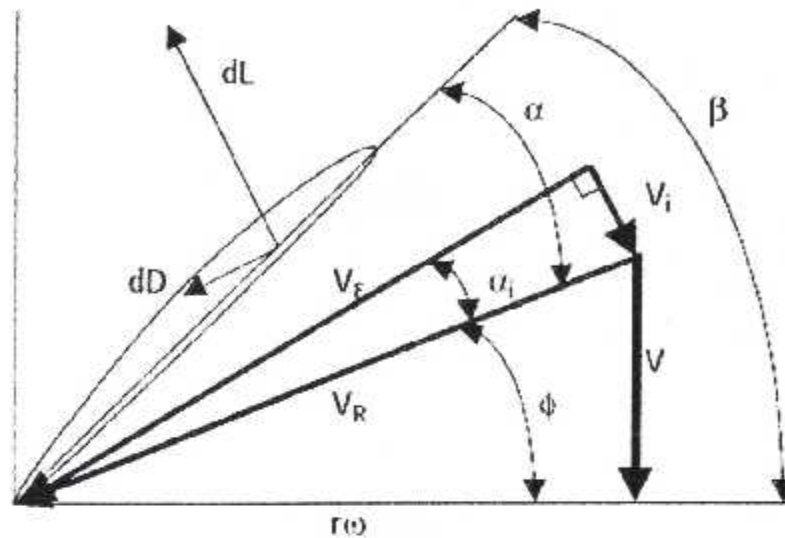
I.5.7.1. THEORIE DE L'ELEMENT DE PALE :

Fig I.15 : théorie de l'élément de pale.

En premier temps, la traînée de l'élément de pale est négligeable $dD \approx 0$, la traction élémentaire n'est fonction que de la portance élémentaire :

$$dT = dL \cos(\phi + \alpha_i) = \frac{1}{2} \rho V_E^2 c C_l dr \cos(\phi + \alpha_i)$$

Le débit massique d'air \dot{m} (kg/s) qui traverse le système « l'hélice » étant :

$$\dot{m} = A \rho (V + v')$$

D'où :

$$d\dot{m} = 2\pi r dr \cdot \rho \cdot [V + V_i \cos(\phi + \alpha_i)]$$

$$\Delta V = 2V_i \cos(\phi + \alpha_i)$$

On a eq.6 :

$$T = \dot{m} \Delta V$$

D'où :

$$N \cdot dT = d\dot{m} \cdot \Delta V$$

$$T = N \int_{r=0}^R dF_T$$

Et le moment total des forces aérodynamique :

$$Q = N \int_{r=0}^R r \cdot dF_Q$$

I.5.7.THEORIE DE LA PALE :

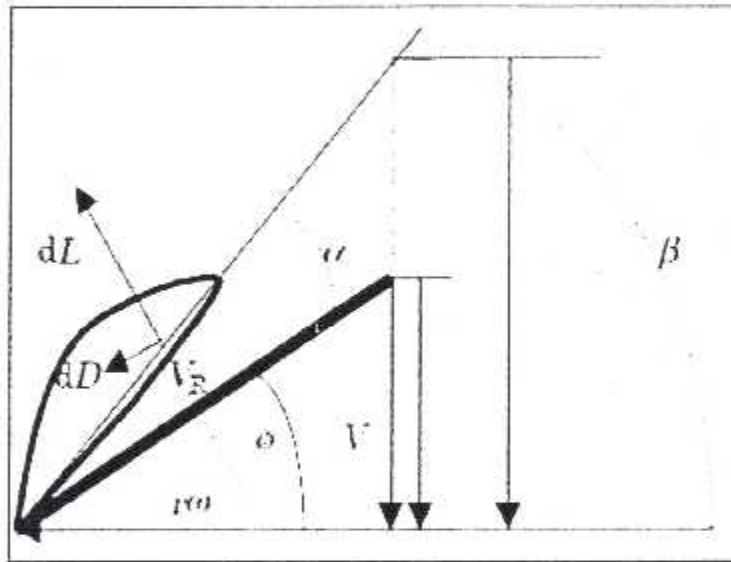


Fig I13 :la théorie de la pale.

FORCE DE PORTANCE :

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_R^2 \cdot c \cdot r \cdot C_l$$

FORCE DE TRAINEE :

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_R^2 \cdot c \cdot r \cdot C_d$$

c : La corde

C_l : Coefficient de portance

C_d : Coefficient de traînée

dT : Est dans le sens de V , on dira qu'il est positif.

dQ : S'oppose à la rotation ωr et est donc résistant.

b) Frein :

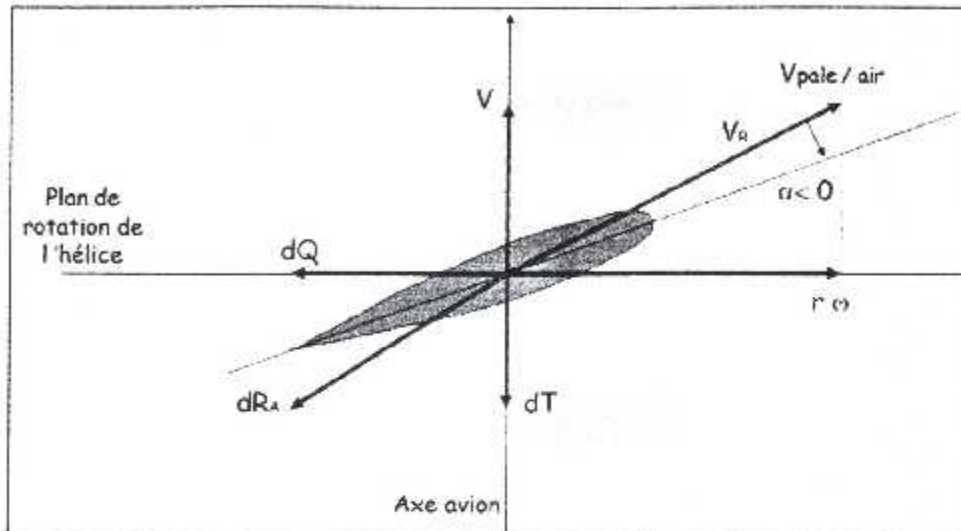


Fig I.11 : l'hélice mode frein.

α Est négatif $\alpha < 0$ mais doit être dans un domaine assez restreint autour de l'incidence de « portance nul », ex : $-4^\circ < \alpha < -1^\circ$

dR_A : Zone « 2 »

dQ : Comme précédemment, s'oppose toujours à la rotation.

c) Moulinet :

α Est franchement négatif $\alpha \ll 0$

dR_A : Zone « 3 »

dT : Freine.

dQ : S'ajoute au couple moteur et favorise la rotation.

II-2-2- FONCTIONNEMENT AU SOL

- Au sol, dans la gamme de puissance utilisée pendant le **taxi**, le pas est lié mécaniquement à la position du throttle. Le mécanisme de variation de pas suit les déplacements du throttle selon un programme préétabli. L'hélice est à son pas minimum le throttle est en position « **GROUND IDLE** ».
- Si le throttle est ramené vers l'arrière de la position « **GROUND IDLE** », le pas de l'hélice devient négatif « **hélice en reverse** ». La poussée inversée de l'hélice assure une partie du freinage de l'avion lors de l'atterrissage.

II-2-3- SECURITES

a) Protection contre les survitesses et les pertes de pression :

- Un arrêt à crabot « **pitch lock** » bloque automatiquement le mécanisme de variation de pas dans le sens « **diminution de pas** » quand la vitesse du moteur atteint ou dépasse 103.5% ou quand la pression hydraulique devient trop faible.

NOTE :

1. En cas de perte de pression hydraulique, la force centrifuge qui agit sur les pales tend à en réduire le pas, d'où le danger de survitesse.
2. Pour dégager l'arrêt après rétablissement de la pression normale et disparition de la survitesse, il faut accroître légèrement le pas.
3. Le « **pitch lock mechanism** » n'intervient pas quand l'angle de pale est inférieur à **25°** « **taxi range** » ou supérieur à **55°**. La limite de **55°** est prévue pour que le « **pitch lock mechanism** » ne s'oppose pas à la sortie de drapeau.

b) Limitation du pas minimum en vol :

- Une butée « **low pitch stop** » empêche toute réduction de l'angle de pale en dessous de **23°** quand l'avion est en vol (throttle entre **FLIGHT IDLE** et **TAKE-OFF**). Le throttle commande l'enfoncement de la butée dès qu'on le met dans la plage de fonctionnement au sol « **taxi range** ».

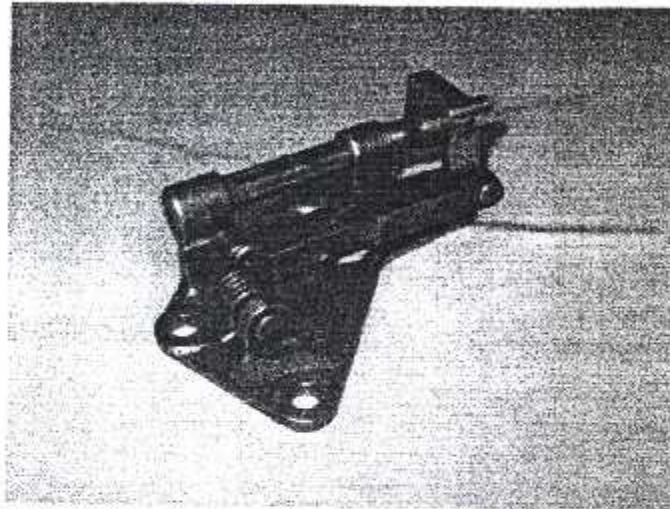
c) Protection contre les couples négatifs :

- Un dispositif de sécurité « **negative torque system** » augmente automatiquement le pas de l'hélice quand celle-ci tend à entraîner le moteur. Ceci peut se produire par exemple en cas de panne du moteur ou du système

de commande de l'hélice. Un couple négatif d'une hélice peut entraîner un dangereux mouvement de lacet de l'avion.

- Ce système ne fonctionne que si le throttle est une position prévue pour le vol (au-delà de **FLIGHT IDLE**). La commande de l'hélice redevient normale dès que le couple négatif disparaît.

FIG II.7



II-2-4- SYNCHRONISATION

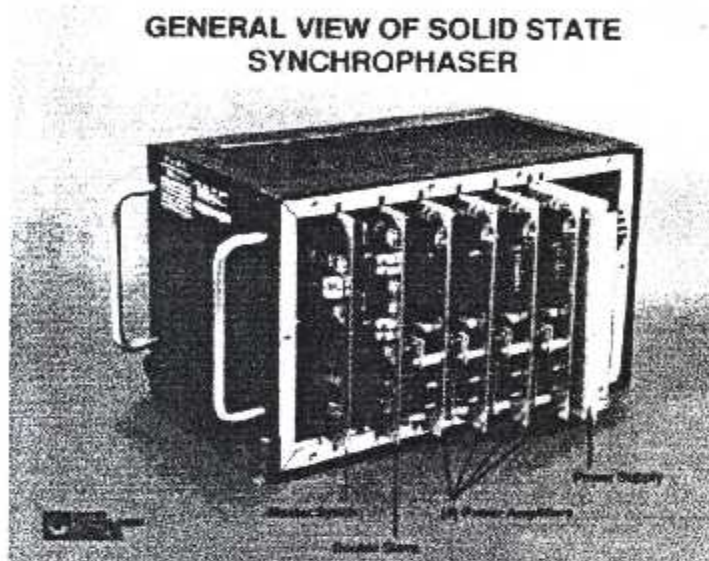
- Un système de commande électrique synchronise les vitesses de rotation des quatre hélices et les décale l'une par rapport à l'autre d'un certain angle préétabli. La synchronisation et le déphasage correct atténuent considérablement le bruit.

Ce système ne fonctionne que si :

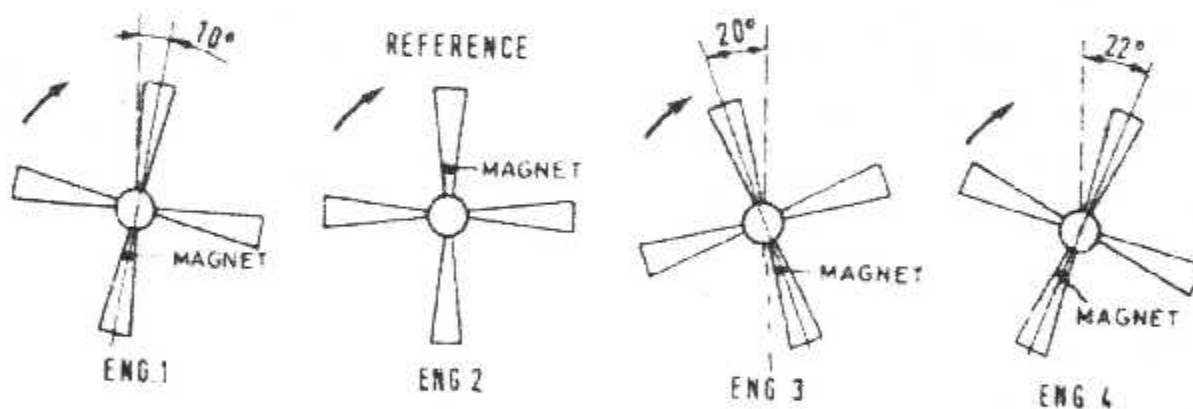
1. Les throttle sont à l'avant de **FLIGHT IDLE**.
2. Les **PROPELLER GOVERNOR CONTROL** switches sont en position **NORMAL**. Ces switches se trouvent sur le **Copilot's side panel**.

- Un moteur est pris comme référence. Les autres lui sont asservis. Un switch « **SYNCHROPHASE MASTER** » offre la possibilité de choisir le moteur n°2 ou le moteur n°3 comme référence.
- La position relative optimum a été déterminée expérimentalement. Elle est différente selon que l'on choisit le moteur n°2 ou le moteur n°3 comme référence.

Fig II.8



SYNCHROPHASE MASTER switch sur la position ENG.2



SYNCHROPHASE MASTER switch sur la position ENG.3

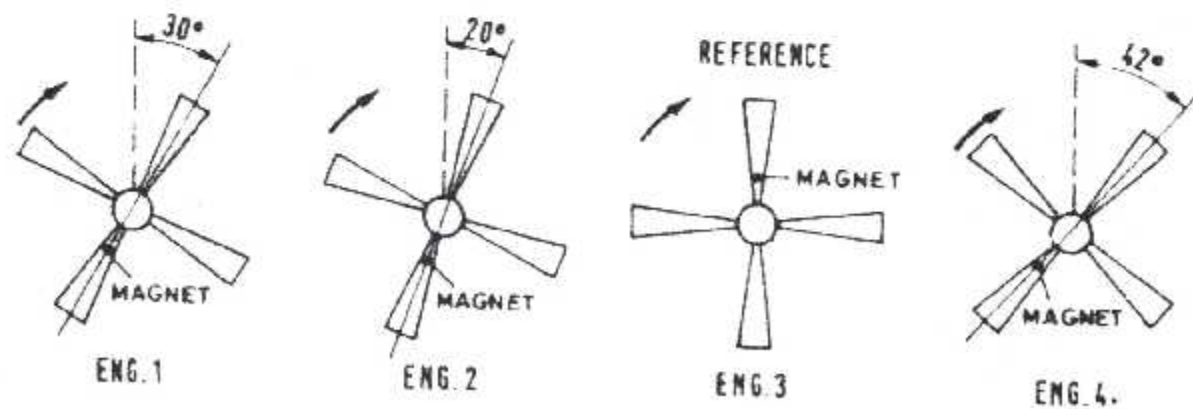
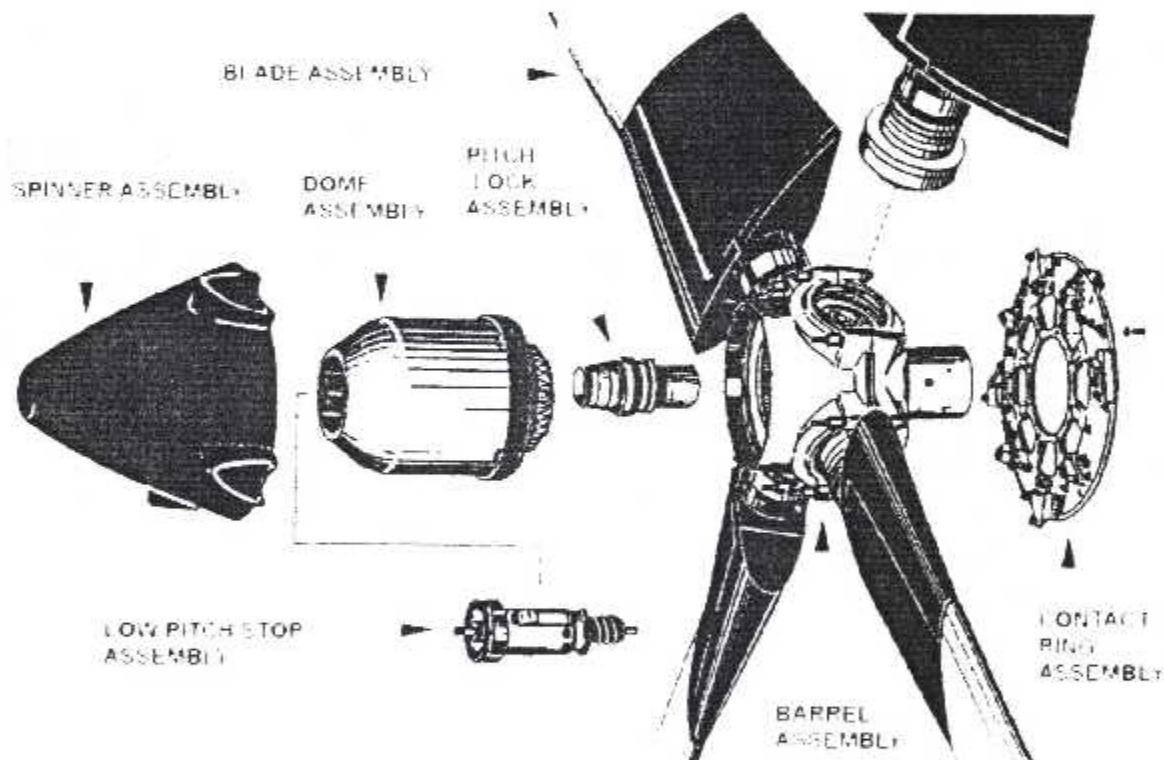


Fig II.9 :synchrophase.

II-3- DESCRIPTION DE L'HELICE

II-3-1- PARTIES PRINCIPALES DE L'HELICE

- Le **moyeu « barrel »** transmet le couple du moteur aux pales.
- Le « **dome** » fixé à l'avant du moyeu contient le mécanisme de variation de pas.



- La **boite de commande « control assembly »** contient la réserve d'huile hydraulique, les pompes de mise sous pression et les valves de commande. Il est monté sur la partie arrière du moyeu n'en est pas solidaire. Un ergot l'empêche de tourner. Il s'engage dans une butée du réducteur.
- Le « **spinner** » est un carénage qui recouvre le dome, le moyeu et la boîte de commande. Il est destiné à réduire la traînée.

II-3-2- PALES D'ELICE

- Les pales sont en alliage d'aluminium. Elles sont creuses et leur bord d'attaque est garni de résistances électriques de dégivrage.
- Le pied de pale est emboîté dans le moyeu. Un épaulement et une butée à rouleaux retiennent la pale radialement.
- Un segment d'engrenage conique assure l'accouplement de la pale avec le mécanisme de variation de pas contenu dans le dome. Un anneau muni de Cannelures très fines sert d'élément de liaison entre le segment d'engrenage et la pale « **micro adjusting ring** ». Il permet de régler le calage de segment avec précision.
- Le pied d'une des quatre pales « la pale n°1 » est muni d'un petit segment denté supplémentaire destiné à l'entraînement du « **feedback shaft** ».

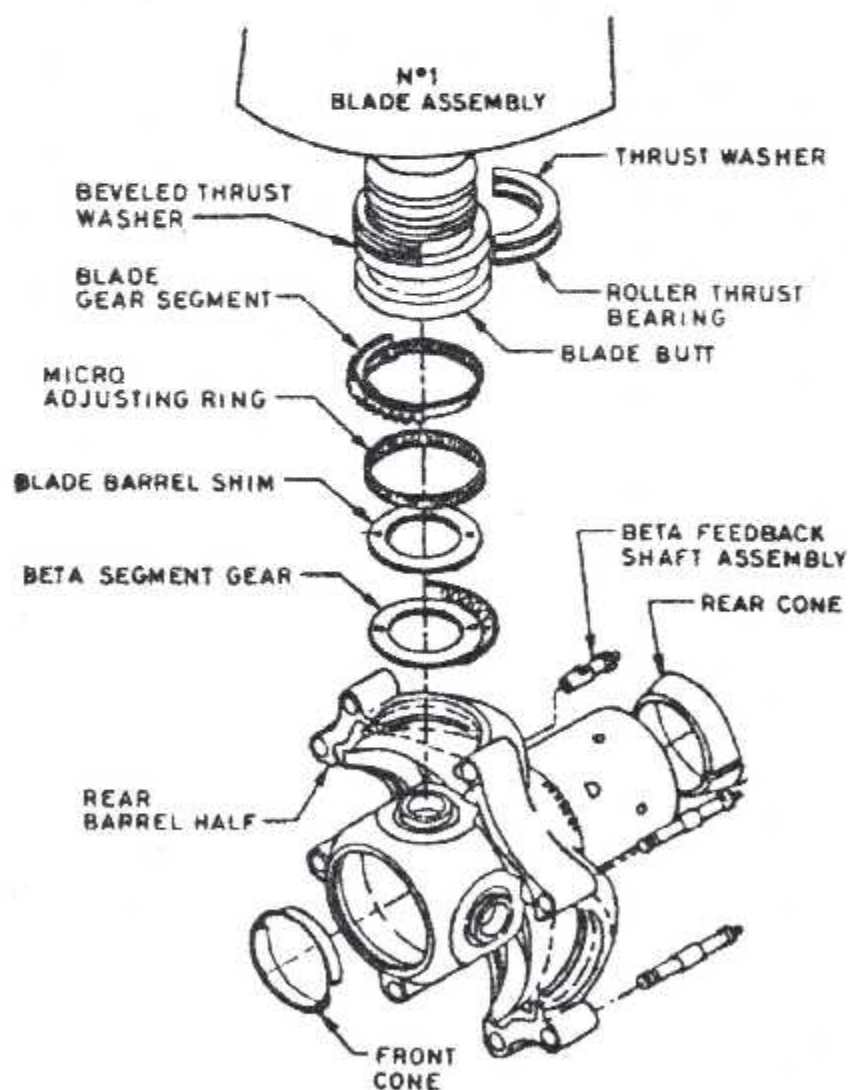


Fig II.10 :le pied de pale.



Fig II.11 :pale de l'hélice.

II-3-3- LE MOYEU

- Le moyeu est constitué d'une moitié avant et d'une moitié arrière assemblée par des vis.
Des cannelures rendent la moitié arrière solidaire de l'arbre. Deux cônes Assurent son centrage et un écrou vissé sur l'arbre la retient axialement

X and Y dimensions
Located here

Hub information located here
(s/n, bolt hole dash numbers)

Nubbin
Hub rear half
Beta feed
back gear
Oil passages
Tail shaft

Blade sei
groove

Hub
forward t

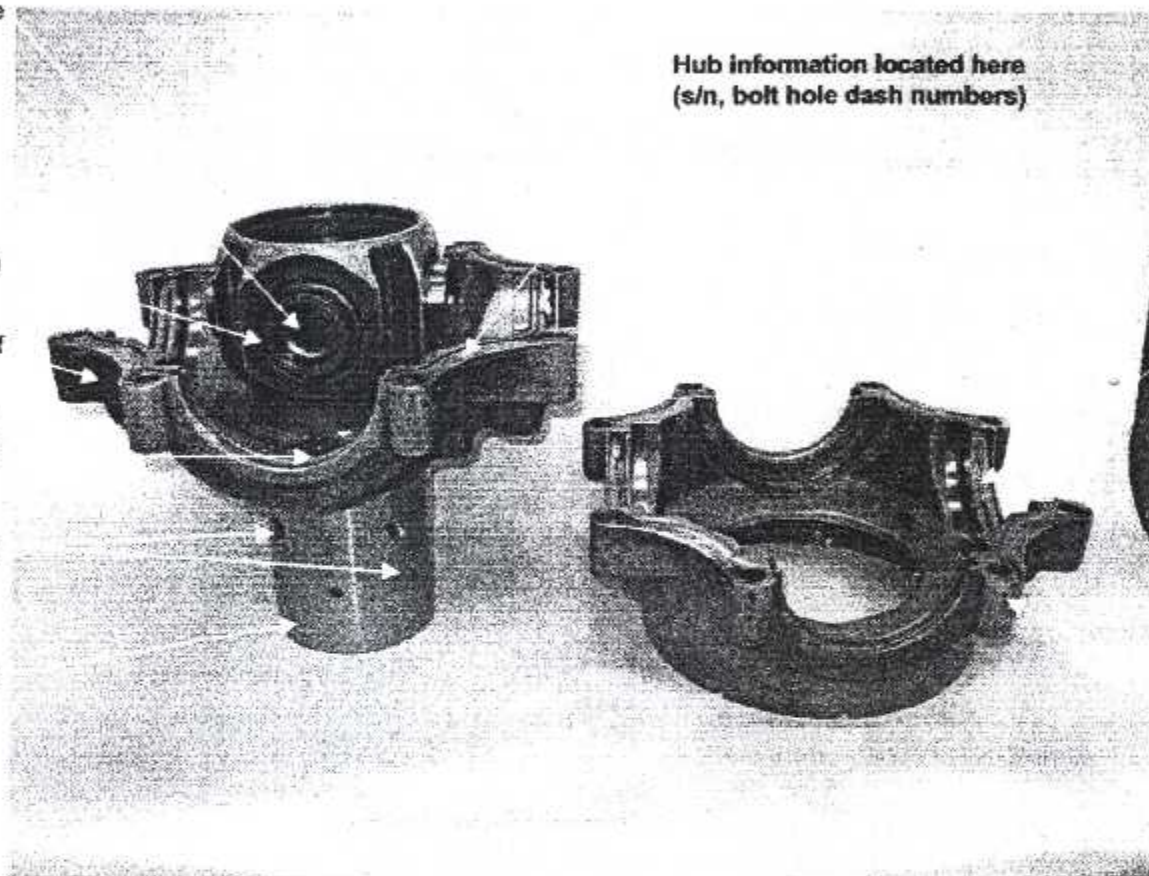


Fig II.12 :moyeu

Barrel Assembly

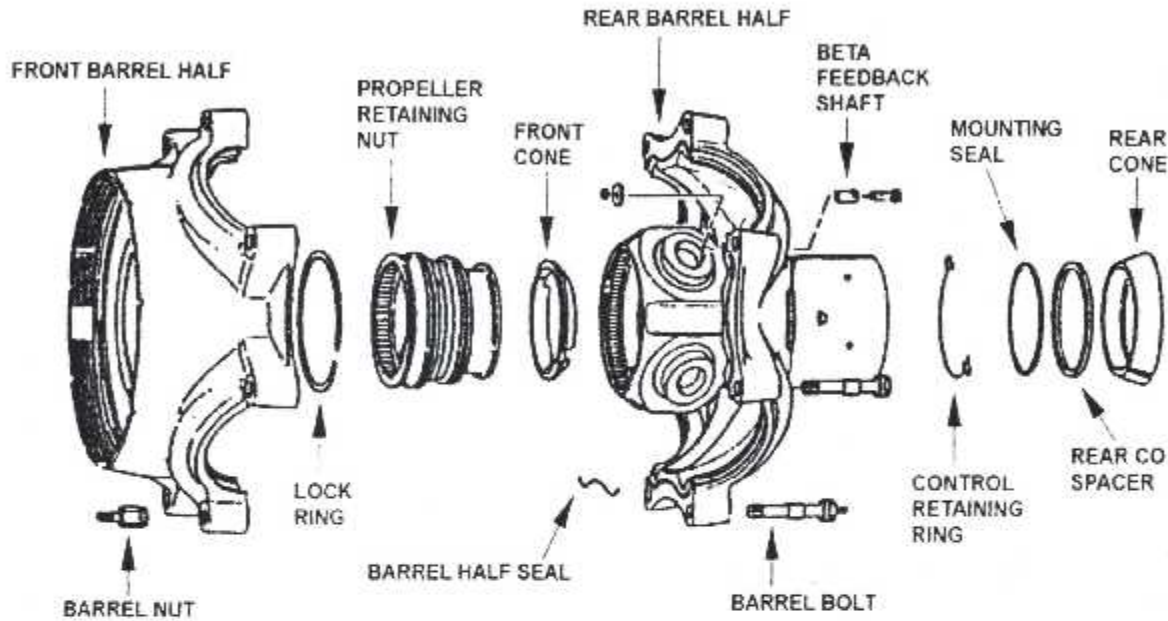


Fig II.13 :barrel assembly.

II-3-4- DOME

- Pour changer le pas de l'hélice, le piston du dome fait tourner un engrenage conique qui est engrené avec les segments dentés des quatre pales.
- Des galets « **rollers** » placés à l'intérieur du piston dans une came « **stationary cam** ». Les rainures obliques de la came obligent le piston à tourner en même temps qu'il se déplace axialement. Les galets sont également engagés dans une deuxième came « **rotating cam** » qui peut tourner à l'intérieur de la came fixe et qui porte l'engrenage conique mentionné ci-dessus. Comme les chemins de roulement des deux comes sont croisés, le mouvement de rotation est amplifié.
- Tout déplacement du piston vers l'arrière augmente le pas de l'hélice. Inversement, pour réduire le pas, le piston doit se déplacer vers l'avant.

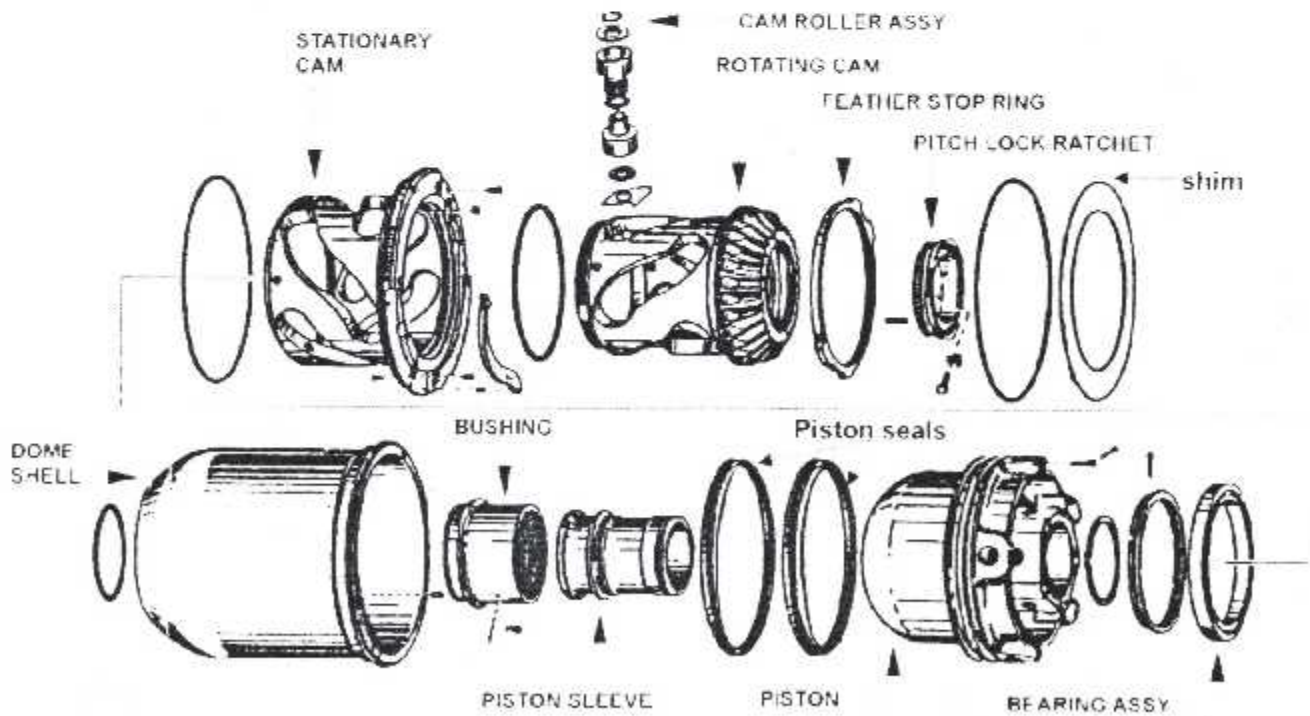
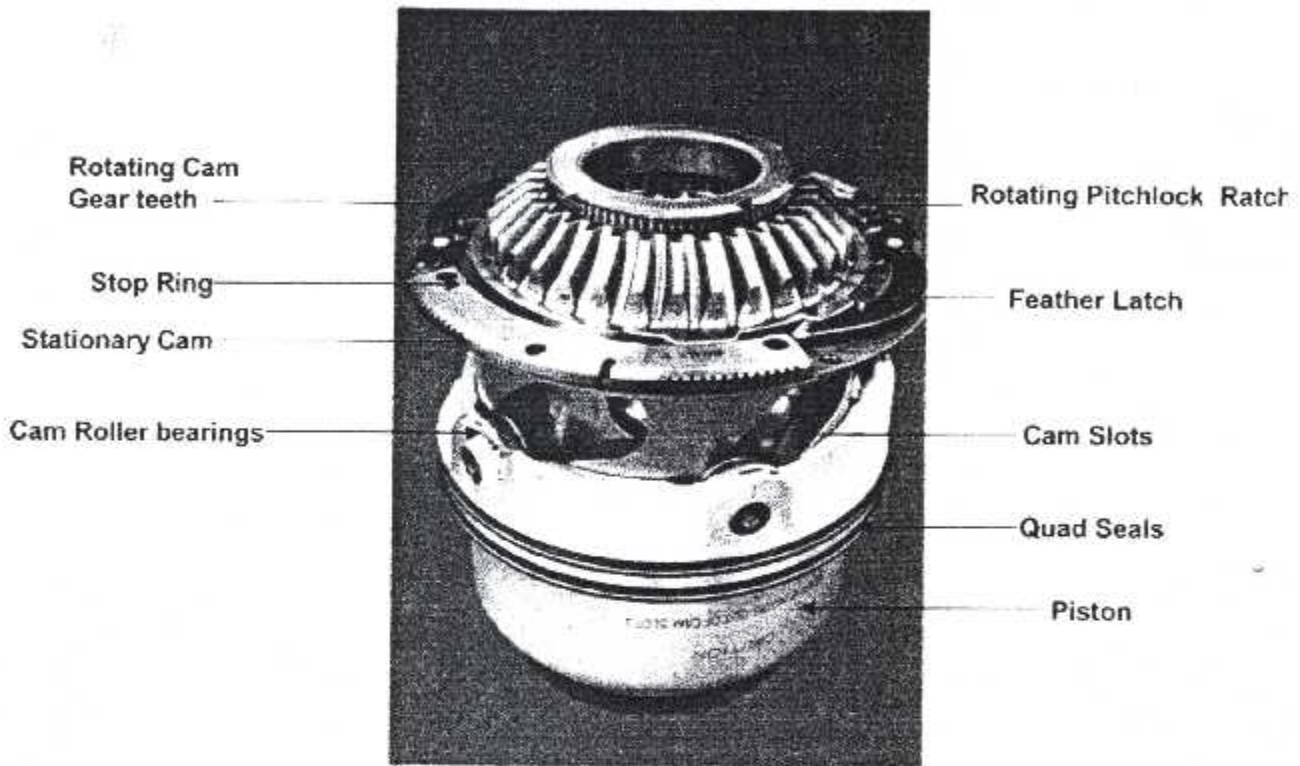


Fig II.14 :dome

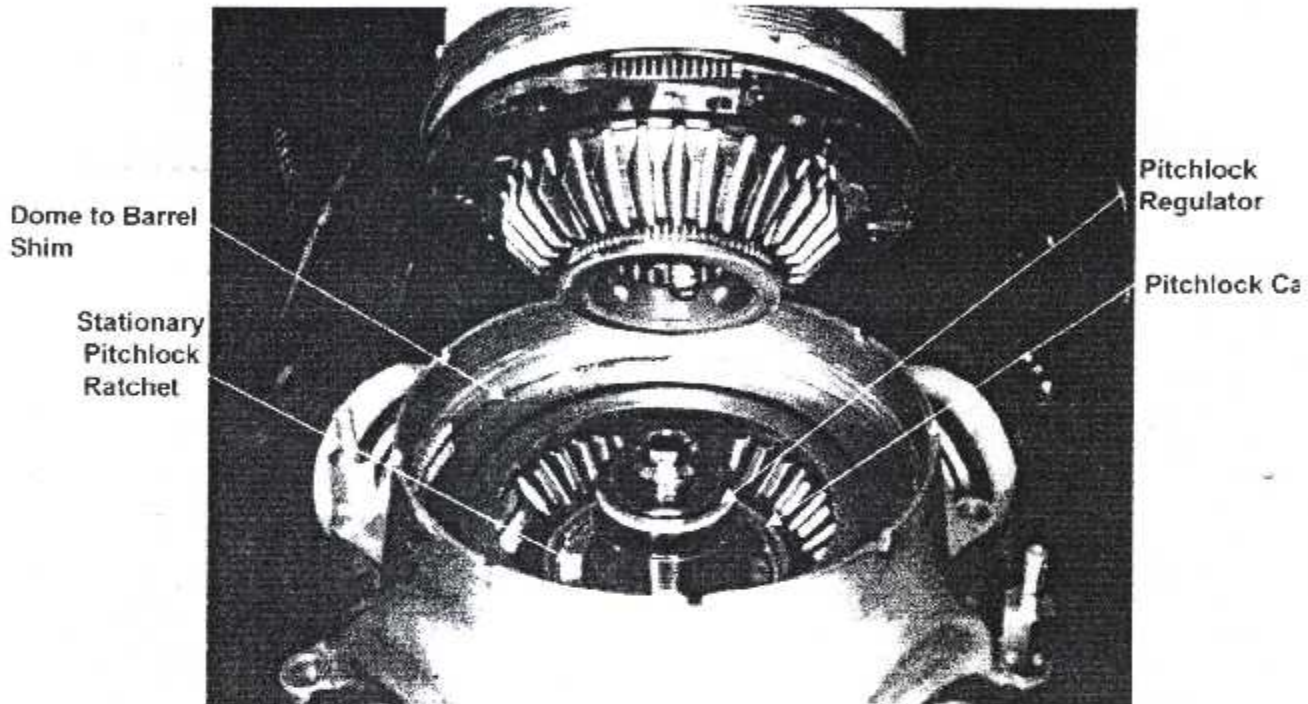


Fig II.15 : ASSEMBLEMENT DOME-BARREL

Butée fin de course :

Un anneau butée « **stop ring** » fixé à la came tournante arrête le mécanisme en position « **feather** » et 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 que pour l'opération normale dans le sens « réduction de pas ».

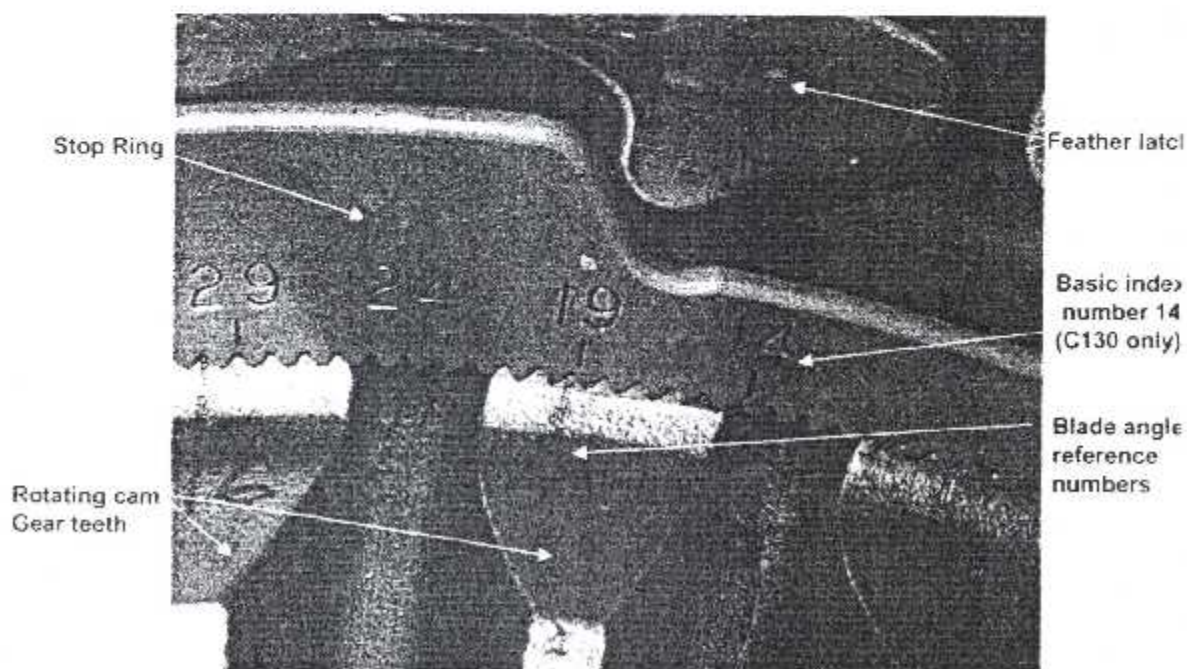
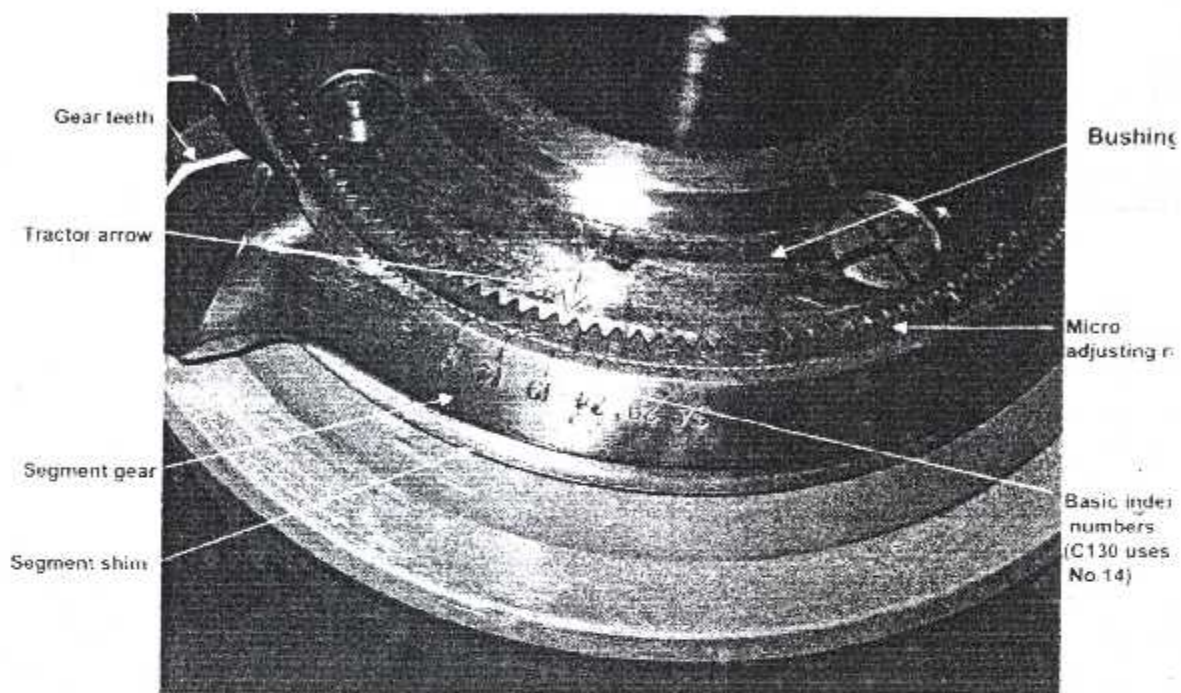


Fig II.16 :butée fin de course.

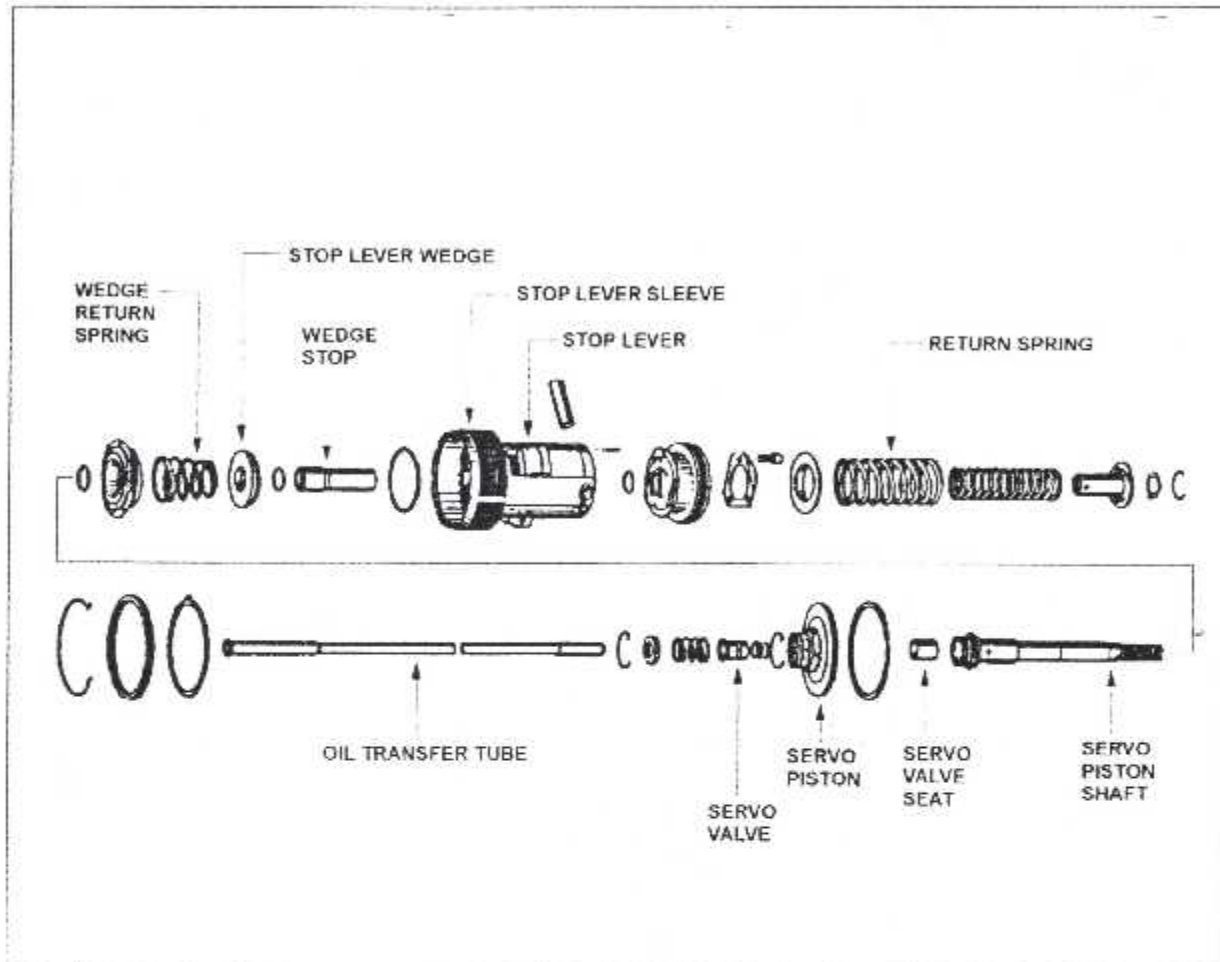


Fig II.18:butée petit pas.

II-3-5- PITCH LOCK

- Le pitch lock empêche toute réduction de pas de l'hélice en cas de perte de pression d'huile ou lorsque le régime moteur atteint 103.5%.

Il consiste en :

1. Un anneau denté solidaire de la came tournante du variateur de pas (**pitch lock rotating ratchet**).
 2. Un second anneau denté solidaire de la moitié arrière du moyeu
 3. Une série de ressorts qui poussent le premier anneau vers le second.
 4. Un piston de commande.
 5. Une came.
- En opération normale, le piston ressent la pression de commande du variateur (pression d'augmentation ou de diminution de pas). Il maintient les deux anneaux dentés écartés.
 Au contraire, si la pression de commande devient trop faible, ou si la vitesse de l'hélice devient excessive, un tiroir connecte le piston avec le carter. Les ressorts engagent les anneaux l'un dans l'autre. Le variateur de pas est alors bloqué dans le sens « réduction de pas ».

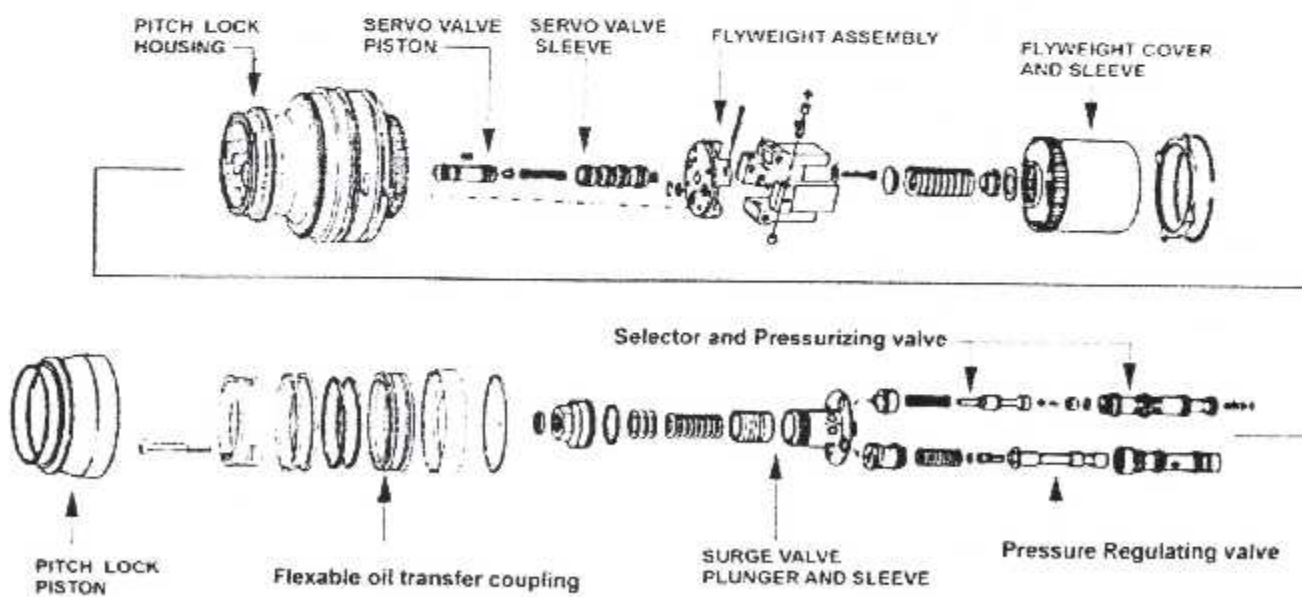
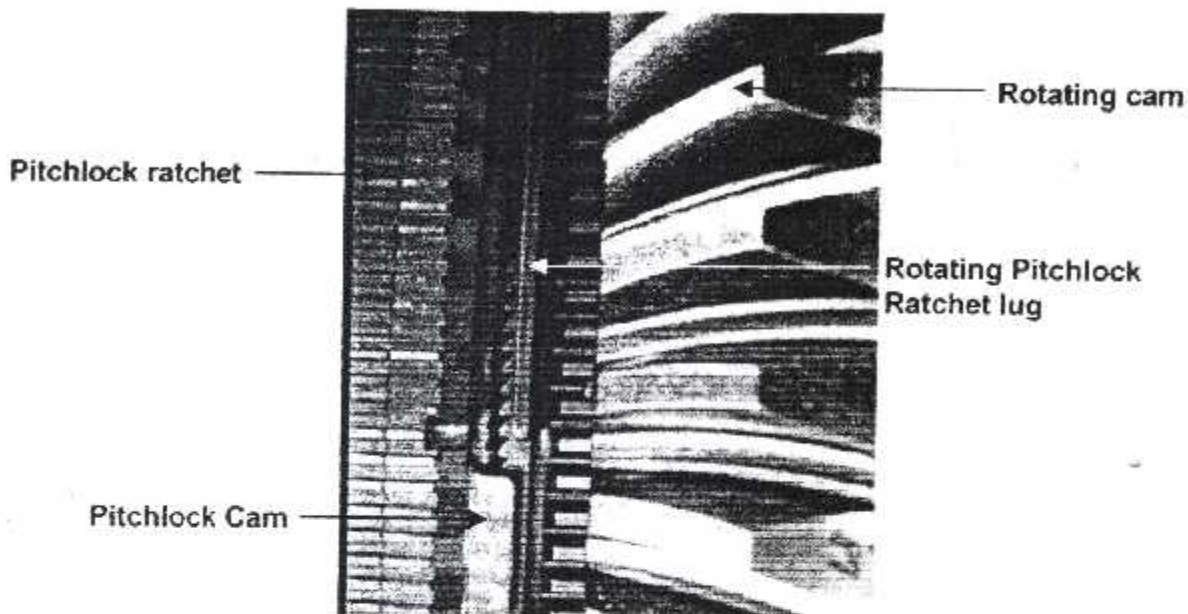


FIG II.19 :PITCH LOCK.

NOTE :

Pour déverrouiller le système après rétablissement de la pression normale, il faut d'abord augmenter le pas de 2° environ. Ceci tient à la forme des dents des deux anneaux.

- La came a pour but d'empêcher le verrouillage dans la gamme des puissances utilisées au sol et également lorsque l'hélice est en drapeau. Dans ce dernier cas, le mécanisme pourrait s'opposer à la sortie de drapeau.
- La came est fixée à la moitié arrière du moyeu.

II-3-6- BOITE DE COMMANDE (PROPELLER CONTROL)

➤ La boîte de commande se compose de deux parties :

1. Une partie inférieure qui contient le système de génération de pression « **pump housing** ».
2. Une partie supérieure qui contient les valves de commande « **valve housing** » et un actuator électrique « **speed bias servo** ».

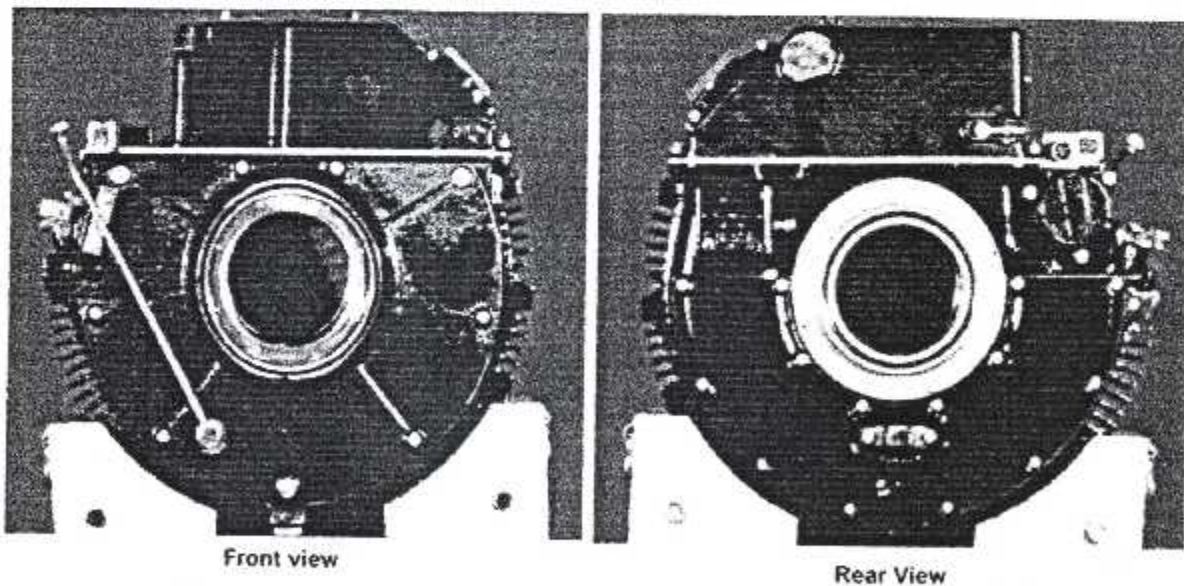


Fig II.20 : boîte de commande.

Chaque partie de boite a un bouchon de remplissage.

La valve housing possède en outre :

1. Un axe de commande manuelle (cet axe peut être calé au moyeu d'une rig pin dans quatre positions caractéristiques).
2. Un levier de commande du Negative Torque Safety device.

NOTE :

L'huile utilisée est de l'huile hydraulique répondant à la spécification MIL-H-5606. Le système en contient 26 quarts dont la moitié environ dans les deux carters.

Pump housing :

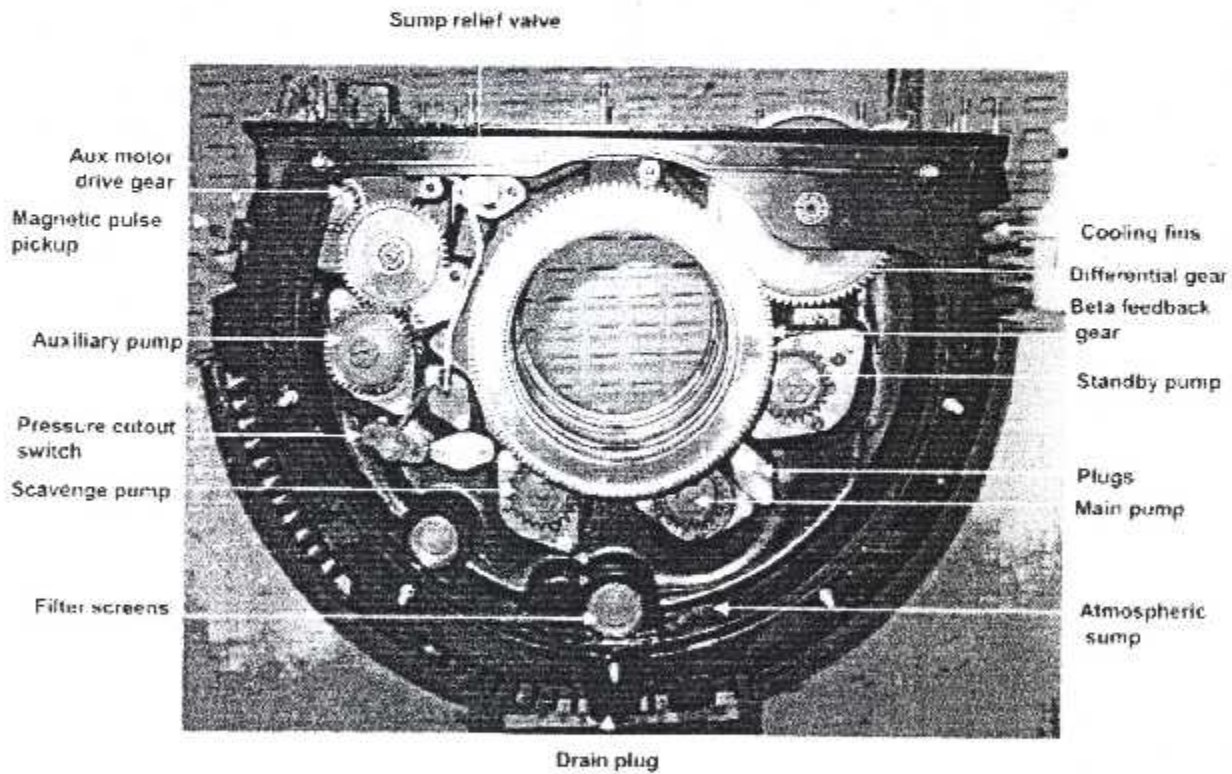


Fig II.21 : pump housing.

- Le système hydraulique de l'hélice utilise **03 pompes de pression** et **02 pompes de récupération**. Toutes ces pompes sont des pompes à engrenages.
- La **main pump**, la **standby pump** et la **main scavenge pump** sont entraînées par l'arbre de l'hélice.

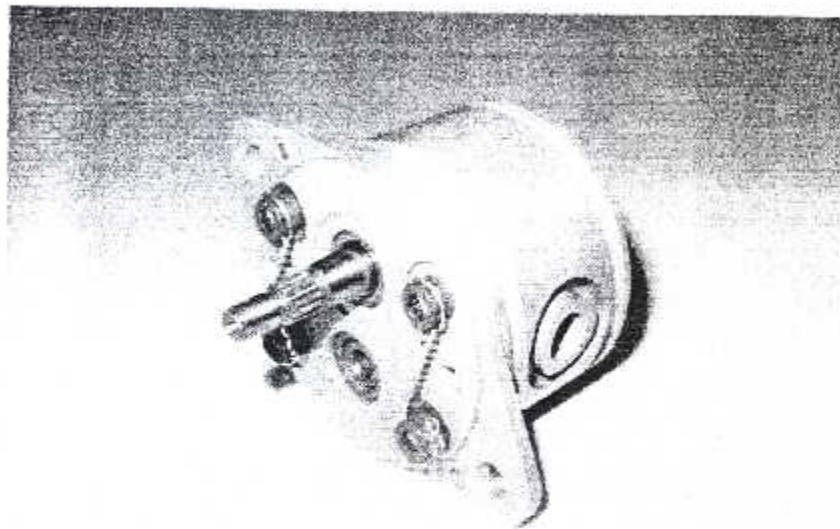


Fig II.22 : main pump.

- L'**auxiliary pressure pump** et l'**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 atmosphérique et refoulent dans le carter pressurisé. Une relief valve limite la pression du carter pressurisé entre **15 et 20 psi**. Un **low level switch** commande une alarme quand le niveau d'huile dans le carter pressurisé est trop bas.

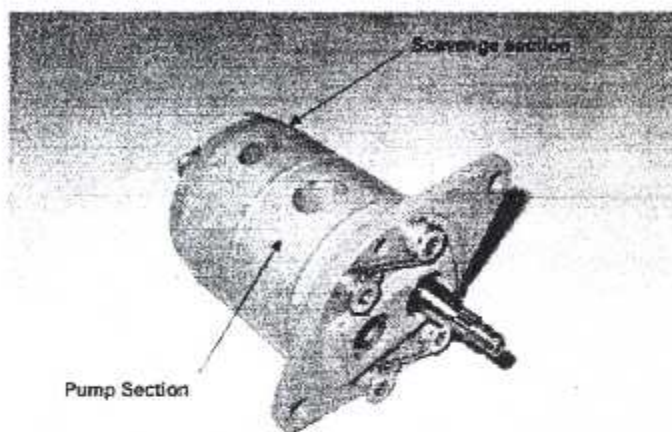


Fig II.23: AUXILIARY PRESSURE PUMP

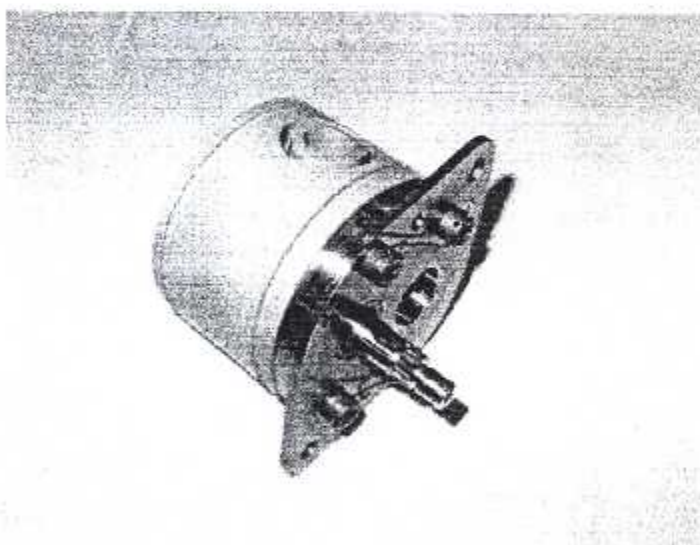


Fig II.24: AUXILIARY SCAVENGE PUMP

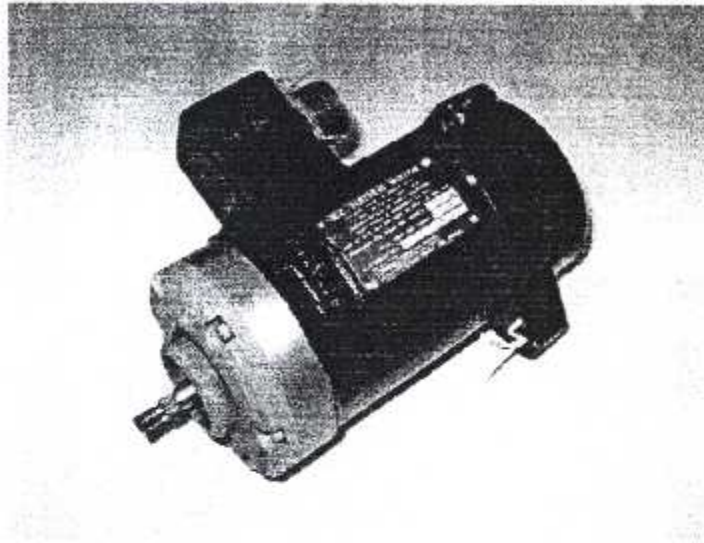


Fig II.25: AUXILIARY MOTOR

Valve housing :

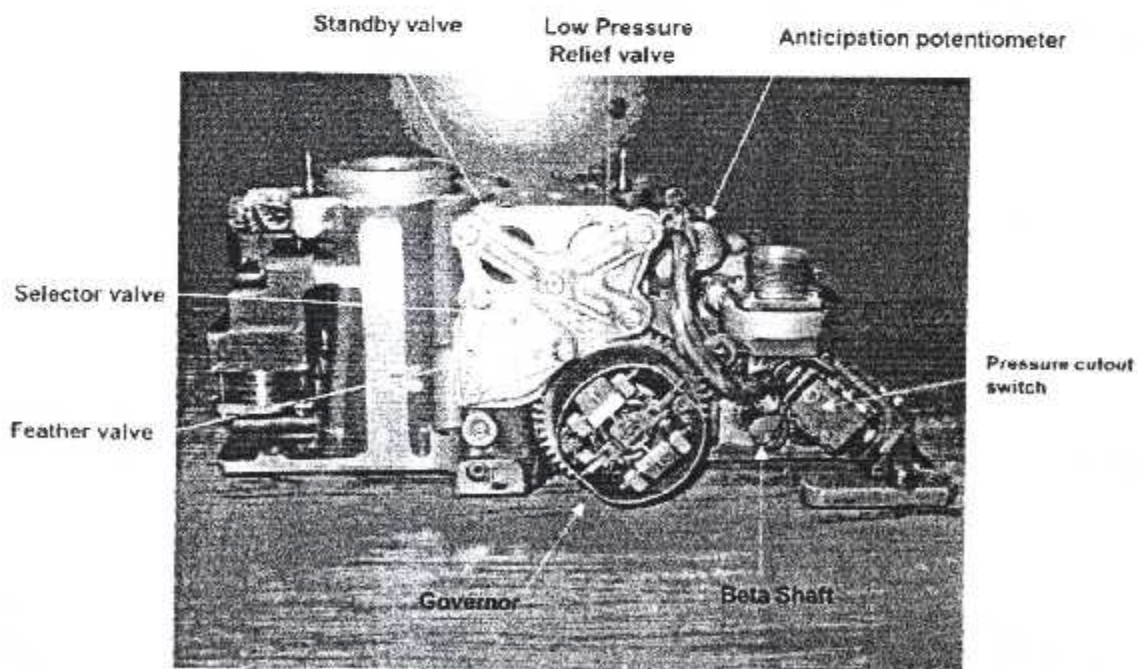


Fig II.26: VALVE HOUSING ASSEMBLY (FRONT VIEW)

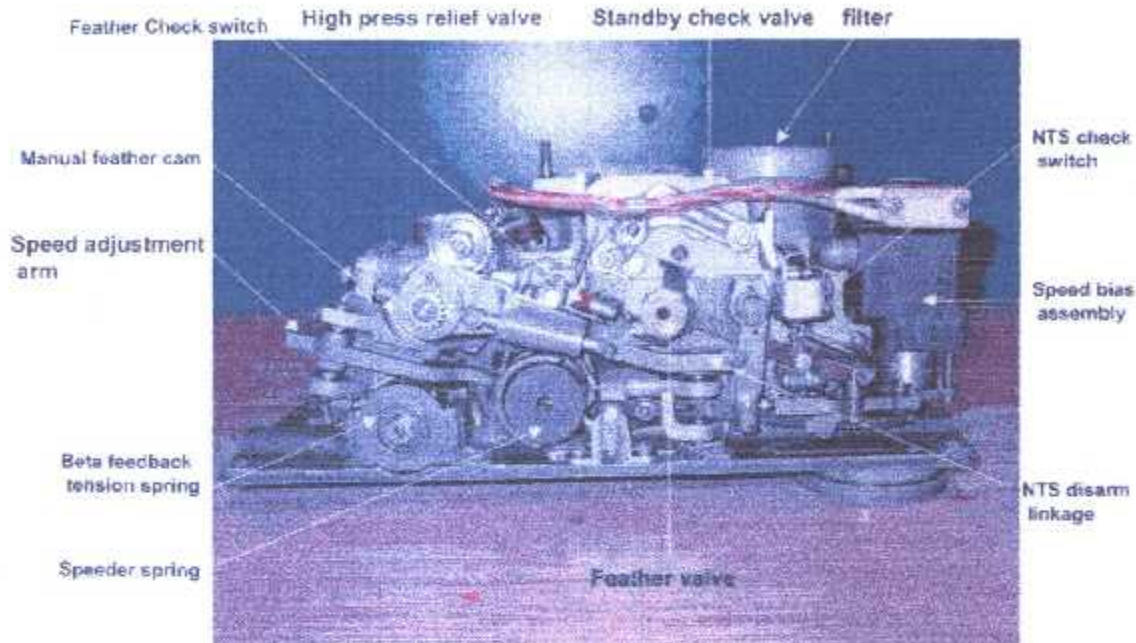


Fig II.27 : VALVE HOUSING ASSEMBLY (REAR VIEW)

➤ Les fonctions des différentes valves contenues dans ce carter sont les suivantes :

► **Pilote valve :**

1. Diriger l'huile sous pression vers l'avant « **increase pitch** » ou l'arrière « **decrease pitch** » du piston variateur de pas.
2. Fermer la « **standby valve** » quand une grande variation de pas est demandée. Ceci permet d'ajouter le débit de la pompe standby à celui de la pompe principale et donc d'obtenir une correction plus rapide.

► **Feather valve :**

Utilisée en cas de mise en drapeau ou de couple négatif pour :

1. Couper l'arrivée de pression à la « **pilot valve** ».
2. Diriger la pression vers la conduite « **increase pitch** ». Isoler la « **standby valve** » de la pompe standby pour que celle-ci aide la pompe principale à amener l'hélice en drapeau.



Fig II.28.

► *Low pressure relief valve :*

Régler la pression de commande du variateur et la pression de refoulement des Pompes.

► *Shuttle valve :*

Sélectionner la pression de feedback de la **low pressure relief valve** (« **incr-pitch pressure** » pendant l'augmentation de pas, « **decr-pitch pressure** » ou « **pressurized sump pressure** » pendant la réduction de pas, selon la position de la **back-up valve**).

► *Back-up valve :*

Augmenter le tarage de la « **low pressure relief valve** » pendant une réduction de pas pour :

1. Désarmer le « **low pitch stop** » lors du fonctionnement au sol (possibilité d'aller en reverse).
2. Sortir de drapeau (surpassément des « **feather latches** »)

II-3-7- SYSTEME DE COMMANDE DE LA PILOT VALVE

- Deux systèmes sont prévus pour la commande normale. L'un est utilisé en vol et l'autre au sol.
De plus, un troisième intervient lors de la mise en drapeau. La pilot valve peut aussi être actionnée par le « **speed bias servo actuator** ».

II-3-8- SYSTEME DE COMMANDE DE LA FEATHER VALVE

- La feather valve est commandée par :
 1. La manual feather cam de l'alpha shaft quand le condition lever est mis dans la position **FEATHER**.
 2. Par un poussoir du réducteur d'hélice en cas de couple négatif. Ce poussoir ne peut actionner la feather valve que si la manual feather cam est entre **FEATHER IDLE** et **TAKE-OFF**.
- ❖ Toute ouverture mécanique de la feather valve s'accompagne de l'ouverture de la feather actuating valve.

II-4- REGLAGE DU MECANISME DE COMMANDE

- Quatre réglages différents sont prévus ils se font moteur à l'arrêt.
Pour y accéder, il faut enlever le couvercle du valve housing.

II-4-1- REGLAGE DE LA BETA FOLLOW-UP CAM

- Ce réglage consiste à faire coïncider la position de la **follow-up cam** avec la position réelle de la pale n°1.
- La **follow-up cam** sont solidaires du beta shaft, mais le beta shaft peut être tourné d'un certain angle par rapport à son pignon d'entraînement, au moyen de vis de réglage **Beta cam adjusting screws**.
- Le beta shaft porte un disque gradué en degrés, qui se déplace à côté d'un trait repère gravé dans le boîtier.
Quand le mécanisme est correctement réglé, l'angle lu sur ce disque est égale à l'angle de la pale.
Le réglage se faisant en position **FEATHER**, on lit **92,5°**.

NOTE :

- Pour modifier le calage de la beta shaft, on desserre une vis et on serre l'autre de la même quantité. Les vis tournent par crans **clicks**, ce qui facilite le réglage.
- La beta shaft est soumise à l'action d'un ressort de torsion. Ce ressort permet de rattraper les jeux dans les engrenages d'entraînement. Pour éviter tout déroulement intempestif de ce ressort en cas de dépose du valve housing, il faut bloquer l'axe avec une rig pin. En cas de difficulté d'introduction de la rig pin, il faut agir

sur les vis de réglage. La roue dans laquelle on introduit la rig pin a un trou tous les 5 degrés de rotation 5° **incréments**.

II-4-2- REGLAGE DU PAS D'HELICE DANS LA BETA RANGE

- Quand on lit un certain angle de throttle sur le coordinator compris entre 0° et 34° (throttle entre REVERSE et FLIGHT IDLE), l'angle lu sur le disque gradué du beta shaft doit être le même.
Si ce n'est pas le cas, il faut ajuster le mécanisme différentiel qui interconnecte la beta follow-up cam avec la beta set cam et la pilot valve.
- Le dispositif de réglage **beta schedule adjustment** consiste en écrou logé dans une bague de freinage à ressort. Pour pouvoir faire tourner l'écrou il faut d'abord pousser la bague avec la clé pour la dégager de l'écrou. Chaque rotation d'un cran dans le sens horaire augmente l'angle de pale de 1/2 degré environ.

NOTE :

- Pour positionner les pales dans la beta range sans faire tourner le moteur il faut :
 - Sélectionner la position désirée sur le coordinator au moyen du throttle.
 - Pousser le condition lever sur **START** jusqu'au moment où les pales s'arrêtent.Le condition lever commande la mise en marche de la pompe auxiliaire.

II-4-3- REGLAGE DU PAS D'HELICE EN REVERSE

- Ce réglage est nécessaire pour équilibrer les poussées des hélices gauches et droites lors du reverse.
L'angle de pale en reverse est ajusté en agissant sur la tringerie follow-up de la pilot valve.
- Un écrou auto-bloquant permet de faire le réglage. Chaque 1/3 de tour dans le sens horlogique diminue l'angle de pale en reverse de 1 degré environ.
- On vérifie l'angle de pale sur le disque gradué du beta shaft.

NOTE :

- Pour amener l'hélice en reverse sans faire tourner le moteur, on procède comme dans le 4-2
- Le réglage final est effectué après un essai réel en reverse. On dirige éventuellement le réglage pour que chaque moteur exerce le même torque.

II-4-4- REGLAGE DE LA VITESSE DE ROTATION EN ALPHA RANGE

- Une vis de réglage **RPM setting** permet d'ajuster la vitesse de rotation à **100%** quand le throttle se trouve à l'avant de **FLIGHT IDLE**.
Chaque rotation d'un cran **1 click** dans le sens horlogique augmente la vitesse de **¼%** environ.
Cette vis agit sur le ressort de la pilot valve .
- On détermine par un essai le nombre de quarts de % qu'il faut ajouter ou soustraire, puis après l'arrêt du moteur, on effectue la correction nécessaire.

NOTE :

- La détermination précise de la vitesse de rotation nécessite l'emploi d'un équipement de test. Une connexion est prévue sur la paroi latérale droite du cockpit.
- Il y a une seconde vis de réglage au-dessus de celle dont il a été question ci-dessus. Il ne faut en aucun cas toucher à cette vis. C'est un réglage qui doit se faire au banc d'essai.

II-5- CIRCUITS ELECTRIQUES

II-5-1- COMMANDE ELECTRIQUE DE MISE EN DRAPEAU

1. PAR LE CONDITION LEVER :

- Un microswitch placé dans le pedestal alimente l'électro-aimant du feather override button à travers le contact du feather relay au repos. Le contact du bouton fournit une alimentation à :
 - a) La lampe qui éclaire le bouton.
 - b) A l'électro du bouton override **auto-excitation**.
 - c) Au feather relay **auto-excitation**.
 - d) A la feather solenoid valve.
 - e) Au relais de commande de la pompe auxiliaire.
- L'électro-aimant du bouton reçoit deux masses :
 - a) Une par le pressure cut-out switch.
 - b) Une par le **86° blade position switch**.

Ces deux switches sont incorporés au valve housing.
Le pressure switch coupe la masse quand la pression dans la conduit **increase pitch** dépasse **600 psi** environ, ce qui se produit quand l'hélice arrive en fin de course drapeau.
Le **86° blade position switch** évite une interruption du fonctionnement s'il se produit un à-coup de pression pendant le transit. Il est actionné par une came du beta shaft. Il reste fermé de **0 à 86°** de pale.
- La feather relay reste auto-excité après la mise en drapeau. Il empêche la remise en marche de la pompe auxiliaire quand la

pression dans la conduite **increase pitch (fermeture du pressure cut-out switch)**

2. PAR LE FIRE SWITCH :

- Même principe. Le fire switch est en parallèle avec le feather switch qui est dans le pedestal.

3. SORTIE DE DRAPEAU :

- En poussant le condition lever sur **AIR START**, on alimente directement le relais de commande de la pompe sauf si le fire switch est tiré.

II-5-2- SYSTEME ELECTRIQUE DE STABILISATION DE VITESSE

a. SPEED BIAS SERVO :

- Le moteur est du type monophasé avec enroulement auxiliaire. Cet enroulement ne peut être alimenté que si le throttle du moteur correspondant est au-delà de la position **FLIGHT IDLE** et si le propeller governor control switch est en position **NORMAL**.
- L'embrayage et le frein **clutch and brake** sont normalement désexcités. Quand ils sont excités, le moteur est débrayé et le frein bloque l'axe de sortie.
- Le moteur entraîne la valve pilote par l'intermédiaire d'un dispositif limiteur d'effort.
Il entraîne aussi un potentiomètre de feedback.

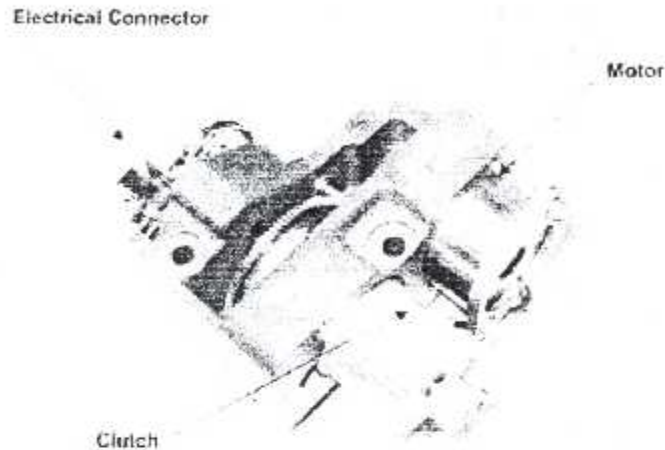


Fig II.30 :speed bias servo.

a.GENERATRICE TACHYMETRIQUE :

- La génératrice tachymétrique est installée à l'arrière du réducteur sous la pompe hydraulique.
C'est un alternateur triphasé.
La fréquence est proportionnelle à la vitesse de rotation.

b. ANTICIPATION POTENTIOMETER :

- Ce potentiomètre se trouve dans la valve housing. Il est entraîné par l'alpha shaft et est donc actionné par le throttle.

c. SYNCHROPHASER :

- Le synchrophaser contient les circuits qui déterminent le courant dans l'enroulement de commande du speed bias servo.
Il se trouve dans l'electrical rack inférieur **forward cargo compartment.**

d. PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT :

- L'anticipation potentiometer et la génératrice tachymétrique commandent l'ampli à travers un circuit différentiateur. Un signal n'est donc appliqué à l'ampli que lorsque le pilote change la position du throttle ou lorsque le moteur accélère ou décélère.
- Quand on avance le throttle, le speed bias servo commande immédiatement une augmentation de pas de l'hélice, avant que le moteur n'ait eu le temps d'accélérer.
Variation de pas adéquate.
L'ouverture de la pilot valve dans un sens ou dans l'autre est rendue proportionnelle à l'amplitude du signal de commande, par le potentiomètre de feedback.

NOTE :

Si le propeller governor control switch est mis en position **MECH.GOV.**,
La vitesse du moteur est forcément moins stable puisque le régulateur mécanique ne peut changer le pas de l'hélice que lorsque la vitesse s'écarte effectivement de **100%**.



CHAPITRE III

INSPECTION ET MAINTENANCE DE L'Hélice



III-1- INTRODUCTION

L'hélice (ou la pale d'hélice) est probablement un des éléments les plus importants dans un avion. Sans elle, l'avion ne peut pas décoller par lui-même ni gagner de l'altitude dans l'air, bien évidemment, mais la rupture de celle-ci pourrait entraîner de graves conséquences.

L'environnement de la pale peut changer assez drastiquement : l'hélice doit fonctionner dans une échelle de température entre +50_C et -50_C et sous une pression atmosphérique entre 1 et 0.3 bar. Quand l'avion atterrit dans le désert, il va rencontrer un autre taux d'humidité que s'il atterrit dans la jungle. L'hélice doit même résister à la pluie et au soleil. Il peut aussi neiger ou grêler dans l'air ou sur la piste d'atterrissage, du sable peut entrer en contact avec la pale.

III-2- PROCEDURES DE TRAVAIL POUR LA REMISE EN ETAT DE L'HELICE HAMILTON STANDARD 54H60-117 :

III-2-1- INSPECTION PRELIMINAIRE :

On procède à une inspection préliminaire qui consiste à une :

- Inspection visuelle du dome, du "dome etaining nut ",du "barrel arms" et du "barrel parting"
- Inspection visuelle générale de l'hélice pour voir s'il y a une fuite d'huile.
- Vérification de pied de pale (fuite d'huile)
- Vérification des joints de spit à l'avant et à l'arrière

III-2-2- LE NETTOYAGE :

- Procédure de nettoyage selon CMM
- Nettoyage du Breather de la Valve Housing Cover avec un solvant de nettoyage sec.
- Nettoyage des filtres d'huile avec la méthode à ultrason ou en utilisant un solvant

III-2-3- DEPOSE DU CONTROL ASSEMBLY :

On procède à la dépose de l'ensemble pompe et valve housing en un seul bloque comme suit :

- Suspendre l'hélice (on utilisant l'outillage spécifique)
- Pinne le contrôle assemblé à 92.5°

- On enlève la gouppe de maintien du moyeu de l'hélice qui maintien le contrôle assemblé
- Avec un outillage spécifique on désassemble le contrôle assemblé de l'hélice

III-2-4- INSPECTION VISUELLE DES PALES DE L'HELICE :

N.B : On dépose les pales de l'hélice seulement dans le cas de fuite d'huile aux Pieds de pales ou autres dommages.

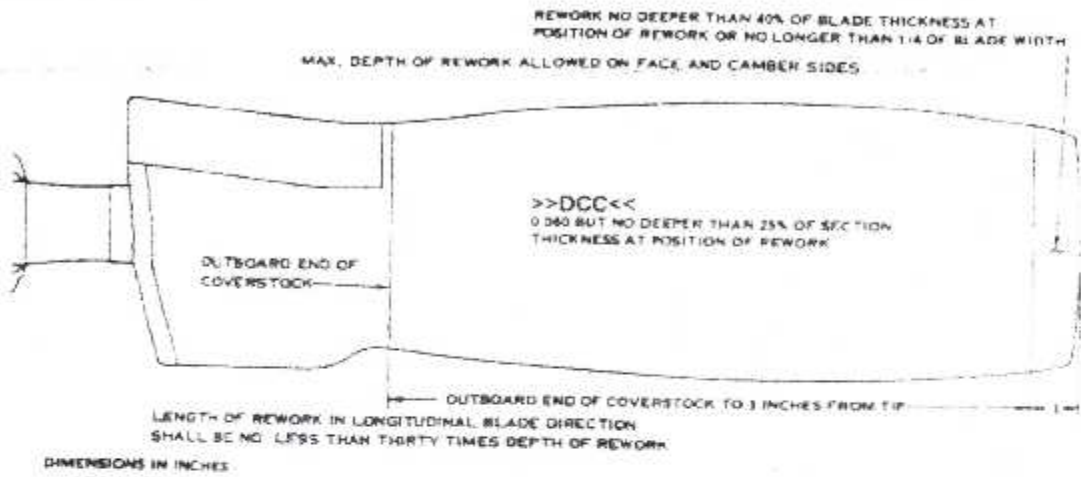
- On tourne l'hélice de façon à ce que chaque pale peut être
- Les zones suspectes doivent être examinées avec une loupe inspection de pas plus loin de deux pieds (60 cm) des yeux de l'inspecteur amplifiante 5X.



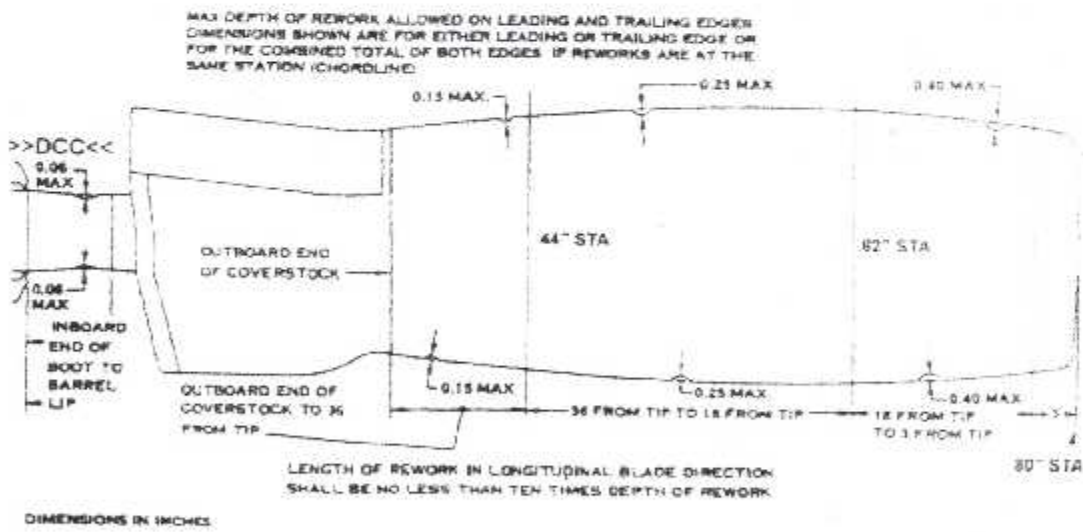
NOTE

1. MAXIMUM DEPTH FOR SINGLE REWORK IS 0.75 INCHES
2. MAXIMUM COMBINED DEPTH OF ALL BLADE TIP REWORK IS 1.00 INCH (I.E. D-1+D-2+D-3+D-4+D-5=1.00 MAX)
3. MINIMUM WIDTH OF BLEND SHALL BE 2 TIMES DEPTH OF DAMAGE

Blade Tip Rework Limits



Rework Limits on Face and Camber Sides

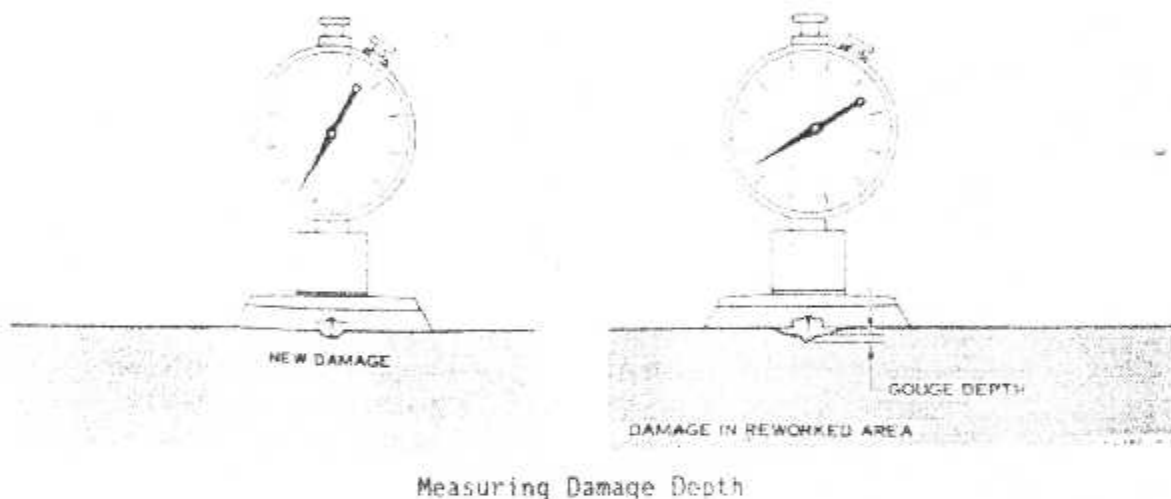


Rework Limits on Leading and Trailing Edges

Fig III.1 : inspection visuelle des pales de l'hélice.

III-2-5- INSPECTION DE LA PORTION METALLIQUE :

- Examen visuel des parties métalliques de la pale pour entailles, éraflures, criques, puits, gouges, courbures, gonglage et corrosion.
- Mesure la profondeur de chaque zone montrant une profondeur apparemment appréciable on utilisant dial gage HSP1827 ou l'équivalent.
- Inspection de bord d'attaque pour les piqueurs, entailles, criques, et érosion
- Vérification l'intrados et l'extrados pour les criques, éraflures, courbures, gouges ou autre dommages.

**Fig III.2****III-2-6- INSPECTION DE LA PORTION NON-METALLIQUE :**

- Inspection le Blade Fairing Coverstock, le Blade Fairing Boot et le Heater pour limites les boursouffures, bulles, délimitations ou séparation
- Le gonflement des parties en caoutchouc, la rupture ou la carbonisation du cablage du heater ne sont pas acceptables.
- Vérification des Heaters pour abrasions, brûlures, boursouffures et relachement des bords.
- Vérification les résistances électriques du Heater si le Heater est endommagé on le change.

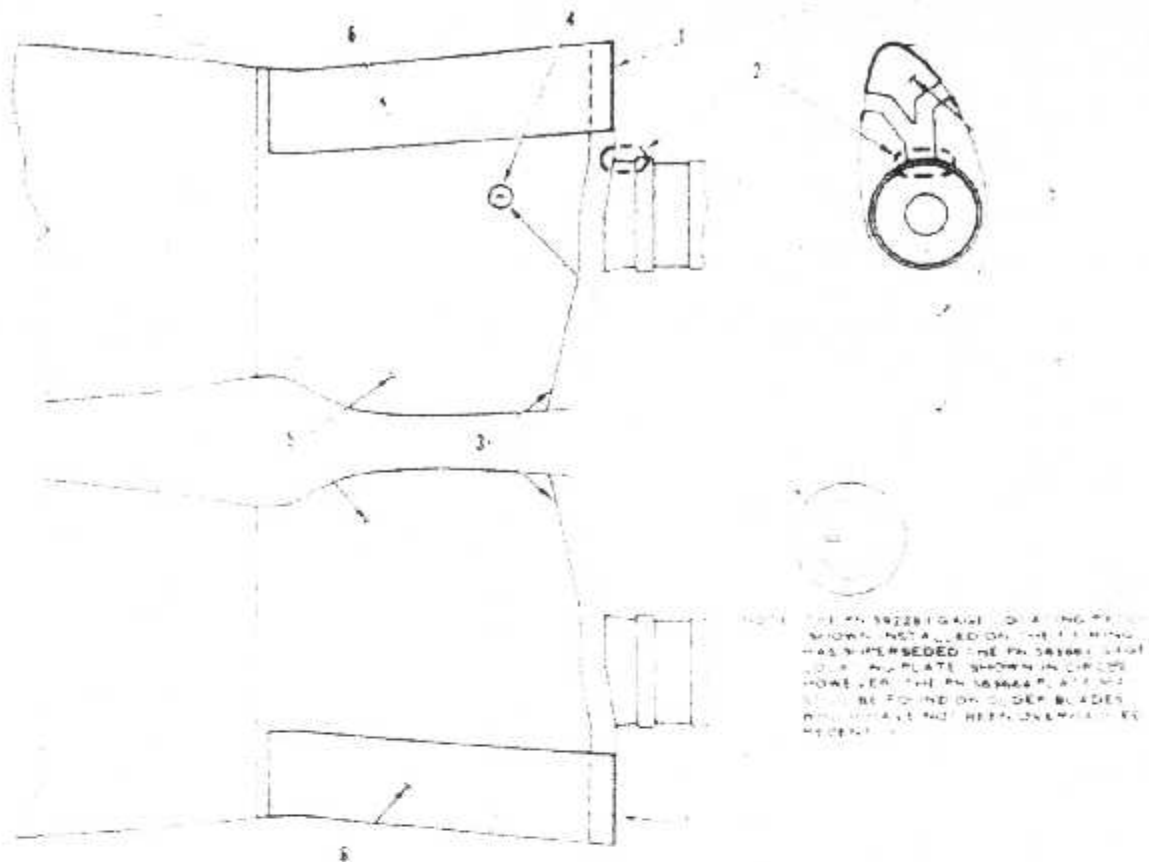
- ❖ Dans certain cas on trouve des dégivreur (deicing heater) à HS hors service, on procède au changement de dégivreur.

PROCEDURE DE CHANGEMENT DE DIGIVREURE :

- ❖ On doit enlève le dégivreur HS comme suite :
 - On doit enlève le boot d'abord.
 - En suite, on enlève le dégivreur HS.
 - Et en fin, on enlève les bagues de contacte électrique .

NB :

- Ces opérations doivent se faire soigneusement.
 - L'utilisation de certain produit chimique est très important
 - Ne jamais utiliser des outils interdit (couteau, lame, tournevis, rasoir...)
 - Se protege de produit chimique (masque, gong, lunette de travaille...)
 - Ces produits chimiques sont toxiques pour les yeux et très dangereux.
-
- ❖ Après la rache de dégivreur et du coverstock, on procède le nettoyage et le dégréssage à l'aide du méthyl ethyl keton (MEK) puis en surface avec du papier vert très fin N°80, on souffle (nettoyer très bien)



- | | | | |
|---|-----------------------------|---|----------------|
| 1 | Boat Leading Edge Overlap | 2 | Coverstock |
| 2 | Blade De-icing Heater Strip | 3 | Blade heater |
| 3 | Boat Trailing Edge | 4 | Boat Butt Line |
| 4 | BAP Coating Plate or Plate | | |

Rubber Parts Area Codes

Fig III.3 : dégivreur

Col de dégivreur :

- On utilise une col primaire (Bostik 1007),on appliqué une un couche et on attend 24H
- Après 24H,on applique une 2^{eme} couche de Bostik 1096 pendant 24H.
- On applique une couche de Bostik 2402 pendant 2H.

- Après 2H, on fait l'application de la col Bostik 2402 (2^{ème} couche).

NB :

- Ces cols sont appliqués sur le coverstock et sur la pale
- ❖ On attend 5mn et on col les deux parties
 - On refait la même opération sur le dégivreur et le coverstock.
 - La même opération est fait sur le boot aussi.
 - Et enfin on place les deux bagues de contact d'on les soudes avec un fer a soudé de 600 watt
 - Pour terminer on fait un bondage élastique, que le maintien pendant 24H pour avoir une bonne addition des parties col.

NB :

- Les opérations de col se fait dans un endroit ventilé pou évité les toxicité des produits de col utilisé.

III-2-7- INSPECTION DU SPINNER (FRONT/REAR) :

- Inspection de la surface du front spinner, tout les surfaces doivent être lisses et continues sans décoloration, gonflements, dus aux sur chauffé entailles, gouges, abrasions, niérosions et détérioration du coating anti érosion.
- Vérification de serrage du Nose Cap du Front Spinner



Conclusion

♣ Qu'on a pu avoir la conception des pièces mécanique dans un atelier.

Done on a travaillé sur système de commande de l'hélice, et la maintenance de l'hélice.

♣ Utilisation la théorie pour justifie l'origine des forces propulsif de l'hélice.



BIBLIOGRAPHIE

Réf. [1]

Professeur : R. Siegwart , Assistants : S. Bouabdallah G. Caprari , Etudiants : F. Günter ; M. Tosetti

Short Fly Module for Alice Robot

Ecole polytechnique federale de Lausanne , 2003

Réf. [2]

Professeur : Mme P. Leyland

Mécanique des fluides

Laboratoire d'Ingénierie Numérique

Ecole polytechnique fédérale de Lausanne , 2003

Réf. [3]

Eric SAVATTEO, Véronique SALMON-LEGAGNEUR

L'HELICE

Pour des élèves-pilotes , qualification « B » (train rentrant / pas variable). Janvier 2003.

Ref [4]

Ewald HUNSINGER - Michaël OFFERLIN - Matthieu BARREAU

L'hélice La génération de la force de la propulsion.

Réf. [5]

Réf.[6]

Pascal Pelloquin, David Strohmann, Benjamin Strahm, François Michel & Samuel D'épraz .

Pale d'hélice de turbopropulseur ; Etude de cas

Cours de choix des matériaux, EPFL 2003

Réf. [7]

M. Delplanque .

SYSTEME DE COMMANDE DES HELICES

SABENA , 1982 .

Réf.[8]

Hamilton Sundstrand

Customer Training Center

11/20/2002

For Training Purposes Only

Réf. [8]

Engine manuel