

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE DE BLIDA
FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR

Département d'aéronautique

MEMOIRE DE FIN D'ETUDES
EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLOME
D'ETUDES UNIVAIRSITAIRES APPLIQUEES
EN AERONAUTIQUE

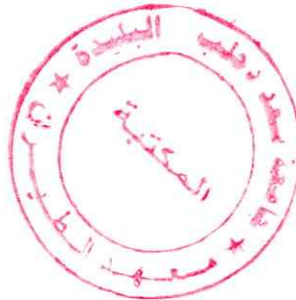
OPTION : Structure

THEME :

**ETUDE DE CHAINE CINEMATIQUE DE
L'HELICOPTERE A FAIBLE PUISSANCE**

Encadré par :

• M^r:A. KIRAD



Réalisé par :

MAKHLOUFI Oussama

ABDOU Mohamed.

Session 2004/2005

REMERCIEMENT.

En premier lieu, on doit remercier le bon dieu qui nous a donné la force et les moyens pour terminer nos études et ce travail.

Notre promoteur Mr Kirad qui nous a aidé énormément durant toute l'année

Nous tenons à remercier infiniment tous ceux qui nous aident de près ou de loin dans ce modeste travail.

Dédicace

Je dédie ce modeste travail :

- *A mes chères parents qui m'ont soutenu durant mes études et je leur souhaite une longue vie et que dieu les protège pour moi.*
- *A mes très chères frères : Farouk, Fateh et Nabil.*
- *A mes sœurs : Sabrina, Naouel et Imane.*
- *A l'âme de mon oncle Khemissi que dieu l'accueille dans son vaste paradis.*
- *Aux petits anges : Djoumana et Roumaïssa.*
- *A toutes ma famille.*
- *A toutes la famille Guellati qui m'aide pondant mes études surtout Abderrahim, Abdelmadjid et Abdellah.*
- *A mon binôme Mohamed.*
- *A mes très chers amis : Fares, Ahmed et leurs familles et Amine, Bilal, Abdou, Omar –el-bilote, Tayeb, Chouaib, Youcef, Khalil, Ammar, Hicham, waheb les enfants (Alaa, Noureddine et Oussama).*
- *A mes collègues de l'institut d'aéronautique : Mourad, El khier, Fares, Fethi, Belkassem, Mehdi, Mourad, Ahmed EL Hadi, Hadia Amina, Kamilia,*
- *A tous mes enseignants durant tout ma vie éducative.*

Oussama

Dédicace

Je dédie ce modeste travail :

- *A mes chères parents qui m'ont soutenu durant mes études et je leur souhaite une longue vie et que dieu les protège pour moi.*
- *A mes très chères frères et sœurs et leurs enfants*
- *A toutes ma famille.*
- *A mon binôme Oussama*
- *A mes collègues de l'université : El Hadj, Zidane, Ahmed, Mourad, Mohamed, Mahfoud, Bouabdellah, Zouhir, Youcef, Khaled, Abdelkader*
- *A mes amis : Tahar, Abdelghani, Abdelkader, Abdelhakim, Hamdida, Mahdjoub, Abdellatif, Ismail, Mouhamed, Bachir, Ammari, Djilali, M'hamed, Amine, Lotfi*
- *A tous les étudiants de option structure*
- *A tous mes enseignants durant tout ma vie éducative.*

Mohamed



SOMMAIRE

SOMMAIRE

RESUME

INTRODUCTION

Chapitre I : GENERALITE

I-1-le repairage	01
I-1-1-repère absolu	01
I-1-2-plans de référence	01
I-1-3-le repère (0)	02
I-1-4-repère complémentaires	02
I-2-relations entre bases (g), (e), (r), (c.)	06
I-2-1- passage de la base (g) à la base (e)	06
I-2-2-passage de la base (e) aux bases (c) et (r)	10
I-3-configuration de vol –limites de l'étude	12
I-4-spectre de vole – Règlement	14
I-4-1-spectre de vol (Extrait de la réglementation Britannique)	14
I-4-2-règlement	15
I-5-organization de l'étude de la transmission de puissance	16

Chapitre II : CHAINE CINEMATIQUE

II-1-Conception générale	18
II-1-1-Vue d'ensemble	18
II-1-2-Notion de « safe life » et « Fail safe »	18
II-2-Couple moteur	20
II-2-1-puissance à installer	20
II-2-2-solutions envisageables	23
II-3-embayage et roue libre	24
II-4-Boite de transmission principale -BTP-	27

II-4-1-position du problème	27
II-4-2-méthode de détermination des éléments du réduction	27
II-4-3-organigramme informatique	27
II-4-4-determination de contraintes admissibles	33
II-4-5-exploitation solution envisageable pour BTP	33
II-5-rotor principal	34
II-5-1-moyeu	34
II-5-2-pales	37
II-5-3-commandes du rotor principal	39
II-5-3-1-mode à action	39
II-5-3-2-Etude comparative d'un rotor en balancier et d'un rotor bipale classique	42
II-5-3-3-expression de l'angle de pas cyclique	45
II-5-3-4-choix de la position de l'articulation de battement	45
II-6-Anticouple	48
Chapitre III : PRESENTATION DES COMMANDES DE VOL	
III-1-généralités	53
III-2-la commande cyclique du pas	53
III-2-1-définition	53
III-2-2-composition	53
III-2-2-1-le coulisseau	53
III-2-2-2-le plateau cyclique	56
III-2-2-3-la tringle de pale	56
III-2-2-4-l'entraineur de plateau	56
III-3-commande à main	57
III-3-1-le manche à balai	57
III-3-1-1-representation	57
III-3-1-2-le montage de manche à balai	58

III-3-1-3-les débattements du manche à balai	59
III-3-2-le système de débrayage du pilote automatique	62
III-3-2-1-généralités	62
III-3-2-2-le montage du système à mini rupteurs	62
III-3-2-3-fonctionnement	62
III-3-3-les servomoteurs	64
III-3-3-1-généralités	64
III-3-3-2-description	64
III-3-3-3-fonctionnement	67
III-4-les commandes par pédales	67
III-4-1-le palonnier de direction	67
III-5-commandes des mécanismes de sensation artificielle	70
III-5-1-le rôle	70
III-5-2-la composition du mécanisme de sensation artificielle	70
III-5-3-fonctionnement du mécanisme	71
III-5-4-le montage de mécanisme	74
III-5-5-la compensation des efforts	75
III-6-commandes de pas collectif du rotor sustentateur et de gaz naturel du moteur	77
III-6-1-généralités	77
III-6-2-levier de commande gaz pas	77
III-6-2-1-composition	77
III-6-2-1-1-un arbre de levier	77
III-6-2-1-2-un secteur denté	79
III-6-2-1-3-un poignée	79
III-7-commande du frein du rotor sustentateur	82
III-7-1-définition	82
III-7-2-composition	82
CONCLUSION	



LISTE DES FIGURES

Figure II-13- Centrage avant	50
Figure II-14- Centrage nul	51
Figure II-15- Centrage arrière	52

CHAPITRE III: PRESENTATION DES COMMANDES DE VOL

Figure III-1- Commande cyclique de pas	55
Figure III-2- Manche a balai	58
Figure III-3- Colonne de manche a balai	61
Figure III-4- Rivetage des minirupteurs de débrayage du pilote automatique	63
Figure III-5- Montage du servo-moteur PA-10 de commande en roulis	66
Figure III-6- Palonnier de l'hélicoptère équipé du pilote automatique	69
Figure III-7- Mécanisme de sensation artificielle	73
Figure III-8- Montage des mécanismes de sensation artificielle	76
Figure III-9- Arbre des leviers de commande gaz-pas	78
Figure III-10- Leviers de commande gaz-pas	81
Figure III-11- Leviers de commande du frein moteur	84

LISTE DES FIGURES

CHAPITRE I : GENERALITES

Figure I-1- Repère absolu	04
Figure I-2- Plan de référence	04
Figure I-3- Repère intermédiaire	04
Figure I-4- Angle de rotations (battement)	05
Figure I-5- Angle de rotation θ_c	05
Figure I-6- Changement de base	07
Figure I-7- Configuration du vol	08
Figure I-8- Angle de battement β	11

CHAPITRE II: CHAINE CINEMATIQUE

Figure II-1- Chaîne cinématique d'un hélicoptère mono-rotor	19
Figure II-2- Courbe de la puissance a installé	21
Figure II-3- Caractéristiques du moteur	22
Figure II-4- Elément de la B.T.P.	32
Figure II-5- Moyeu rotor principal	36
Figure II-6- Conicité entre la pale et le moyeu	37
Figure II-7- Décalage de la ligne des centres de poussée	38
Figure II-8- Angle d'incidence et angle de pas	39
Figure II-9- Commande de pas collectif et de pas cyclique	41
Figure II-10- Angle de pas cyclique	44
Figure II-11- Rotor principale en balancier	46
Figure II-12- Pas cyclique lié au mat	49

Résumé


Ce travail laisse de côté les problèmes de condition des calculs, résistance des matériaux.....Et on étudie descriptivement la chaîne cinématique et ses composantes d'un hélicoptère à faible puissance d'une part et d'autre part ses commandes de vols.

Summary

This work leaves side the problems of condition of calculate, resistance of materials.....And one study the description of the cinematic chain and its components of the helicopter which has low power on one hand and on the other hand its orders of flights.

ملخص

هذا العمل يترك الجانب الحسابي و مقاومة المواد... و ندرس من خلاله الوصف للسلسلة الحركية للحوامات ذات الاستطاعات الضعيفة و كذا آليات التحكم بها .



INTRODUCTION

Introduction

L'hélicoptère est un giravion qui se compose d'un élément principal : qui est le rotor, ce dernier entraîné par un moteur assurant en même temps la sustentation et la propulsion de l'appareil.

La sustentation et le pilotage de l'hélicoptère sont assurés par le rotor principal, constitué de pales liées à un moyeu qui est entraîné en rotation par un arbre tournant. Comme pour une hélice, les pales sont vrillées et ont un pas variable. Le moteur fournit la puissance nécessaire au rotor principal et au rotor anti-couple arrière, par un ensemble mécanique comprenant des arbres de transmission et des boîtes de transmission qui jouent le rôle de réducteur de vitesse et de renvoi d'angle.

CHAPITRE I

GENERALITES

I.1. Repérage

I.1.1. Repère absolu (Figure I.1)

L'utilisation de la loi fondamentale de la mécanique nécessite le calcul du torseur dynamique de l'appareil dans son mouvement par rapport à un repère absolu. Les conditions de fonctionnement d'un hélicoptère autorisent comme choix de repère absolu un repère local lié à la terre noté (G).

A partir de (G) nous définirons un repère intermédiaire noté (g) dont l'origine sera le point O (tête de mât de l'appareil) et qui se déduira de (G) par une translation.

I.1.2. Plans de référence (Figure. I. 2)

Ils sont au nombre de trois et se déduisent de la conception générale de l'hélicoptère. Ce sont:

- Le plan d'entraînement : perpendiculaire à l'axe du mât;
- Le plan du rotor décrit par les extrémités des pâles;
- Le plan de commande matérialisé par le plateau cyclique.

A chacun de ces plans nous ferons correspondre des repères orthonormés notés respectivement (e), (r), (c), définis de la façon suivante:

- Origine: point O;
- Axes \vec{Ox}_i (avec $i=e, r, o$) parallèles aux plans de référence, situés dans le plan de symétrie de l'appareil et dirigés vers l'arrière;
- Axes \vec{Oy}_i parallèles aux plans de référence et dirigés vers la droite de l'appareil;
- Axes \vec{Oz}_i tels que les repères O, x_i, y_i, z_i , seront orthonormés directs.

I.1.3. Le repère (O) (Figures I.2 et I.3)

Parmi les repères intermédiaires que nous serons amenés à utiliser ultérieurement, le repère noté (O) joue un rôle un peu particulier, puisqu'il permet de définir les conditions d'évolution de l'appareil soit

- La vitesse de O (tête de mât) par rapport au repère local (G) notée $\vec{V}_{(O)}^G$ de composantes

$$\vec{V}_0^G = \begin{pmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{pmatrix}$$

(O) se définit comme suit:

- origine le point O;

- Axes \vec{Ox}_0 appartient à l'intersection du plan de symétrie de l'appareil et du plan

$(O, \vec{X}_g, \vec{Y}_g)$

Il est dirigé vers l'arrière de l'appareil.

- Axe Oz_0 confondu avec \vec{Oz}_g
- Axe \vec{Oy}_0 complète le trièdre direct $(\vec{y} \equiv \vec{z}_0 \wedge \vec{x}_0)$

I.1.4. Repères complémentaires

Noté (m), (p), (p') ils seront entraînés respectivement:

- Par le mât,
- Par le rotor (dans le cas du bipale en balancier uniquement);
- Par la pale de référence (dans le cas général) (m) de déduira de (e) par une rotation d'angle ωt autour de z_e : $(\vec{x}_e, \vec{x}_m) = \omega t$

(p') et (p) se déduiront de (m) par des rotations qui dépendront du système d'articulations choisi pour réaliser le moyeu rotor.

- a) - une rotation d'angle β autour de \vec{y}_m (battement)
- suivie d'une rotation d'angle δ autour de \vec{z}_2 (traînée) et d'une rotation d'angle θ (pas) autour de X_p (dans le cas général voir figure (I. 4))

b) - une rotation d'angle β autour de \vec{y}_m (battement)
suivie d'une rotation d'angle θ_c autour de \vec{X}_p (pas cyclique) (dans le cas du rotor
bipale en balancier avec articulation de battement liée au mât voir (figure I.5))

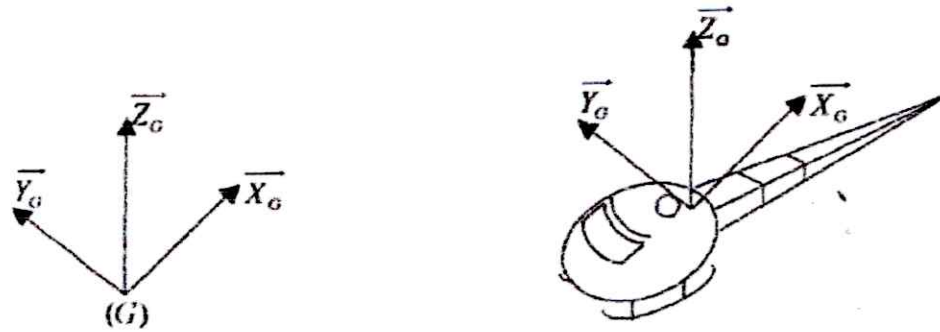


Figure 1 1 : Repère absolu

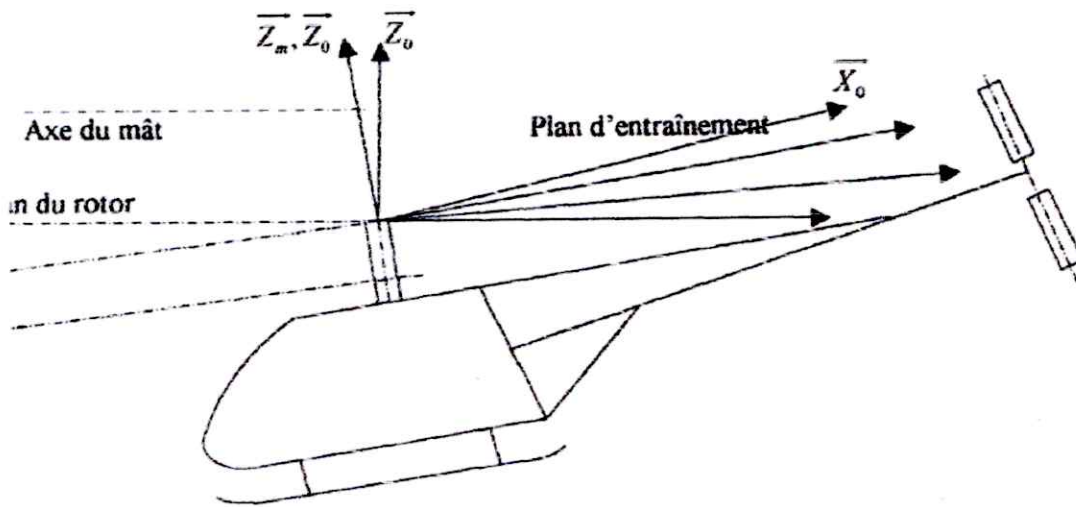


Figure 1 2 : Plan de référence

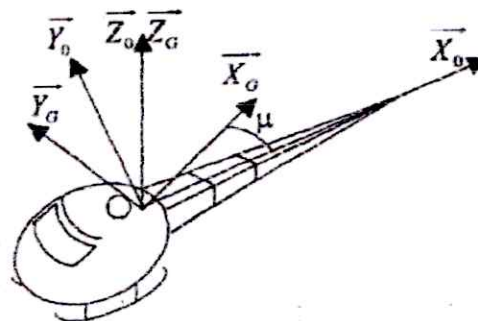


Figure 1 .3 : Repère intermédiaire

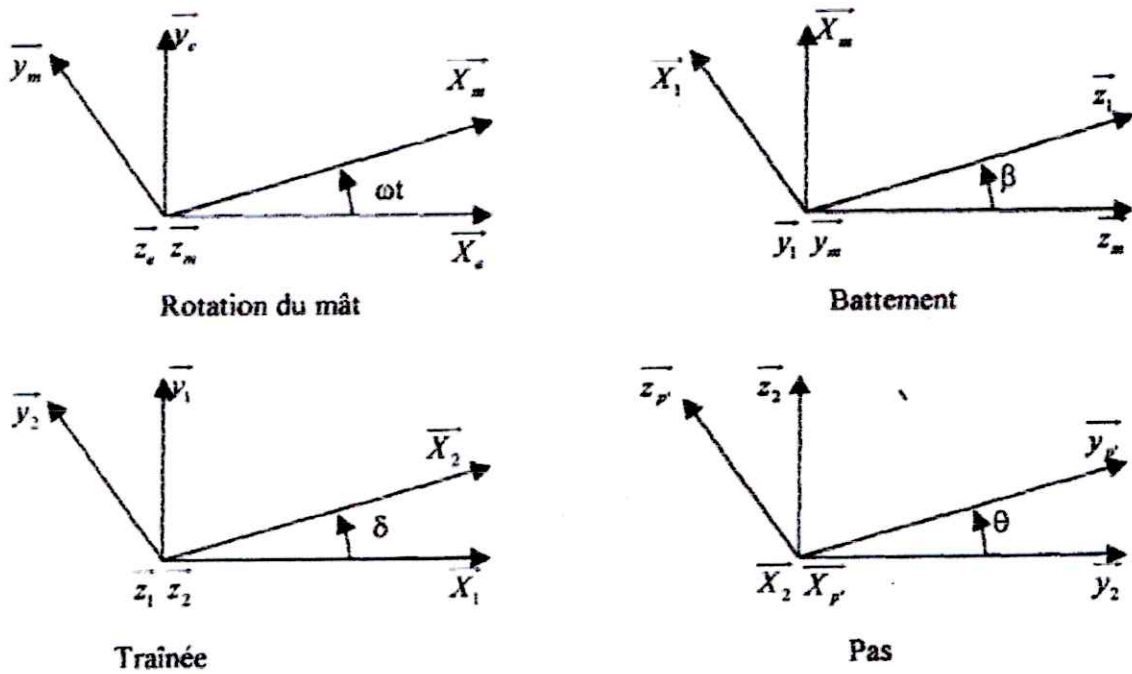


Figure 1.4 : Angles de rotations (Battement)

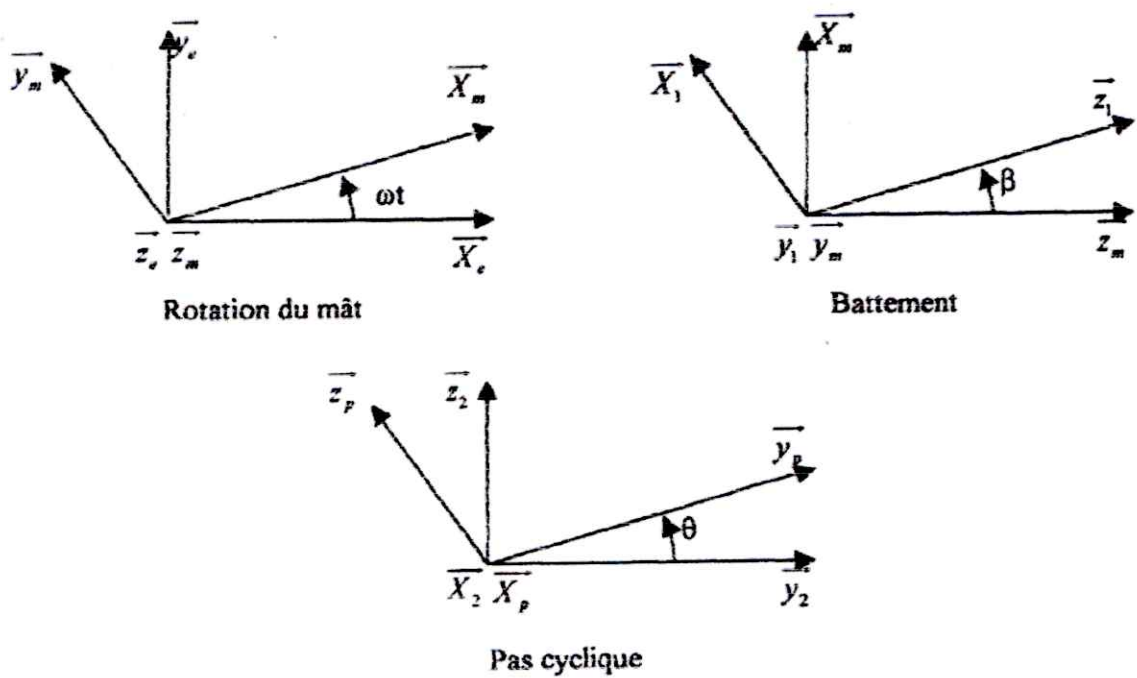


Figure 1.5 : Angle de rotation θ_c

I.2. Relations entre bases (g), (e), (r), (c)

I.2.1. Passage de la base (g) à la base (e) (Figures I.6 et I.7)

(e) se déduit de (g) par 3 relations d'angles μ , ε et ψ .

La « précession » μ apparaît:

- En vol stationnaire lors d'un changement d'orientation de la cellule.
- En virage où elle dépend alors des conditions d'évolution — vitesse de translation et rayon de virage.

L'inclinaison longitudinal ψ est fonction

- Du centrage longitudinal ψ_s dont la valeur maximum est définie à partir de considérations technologiques (débattement des commandes, contraintes sur le mât, ...) et imposée par le constructeur;
- De la vitesse qui se traduit par une contribution $\psi_{(v)}$ fonction de la « finesse de l'appareil ».

L'inclinaison latérale ε est pour sa part fonction:

- Du centrage latéral ε_s défini sans tenir compte de la poussée \vec{P}_a de l'anti-couple. Comme pour ψ_s , il existera une valeur maximum de ε_s ;
- De la configuration de vol qui se traduit par une contribution $\varepsilon_{(v)}$ fonction de la position et de la poussée du rotor anti-couple, ainsi que de la configuration de vol.

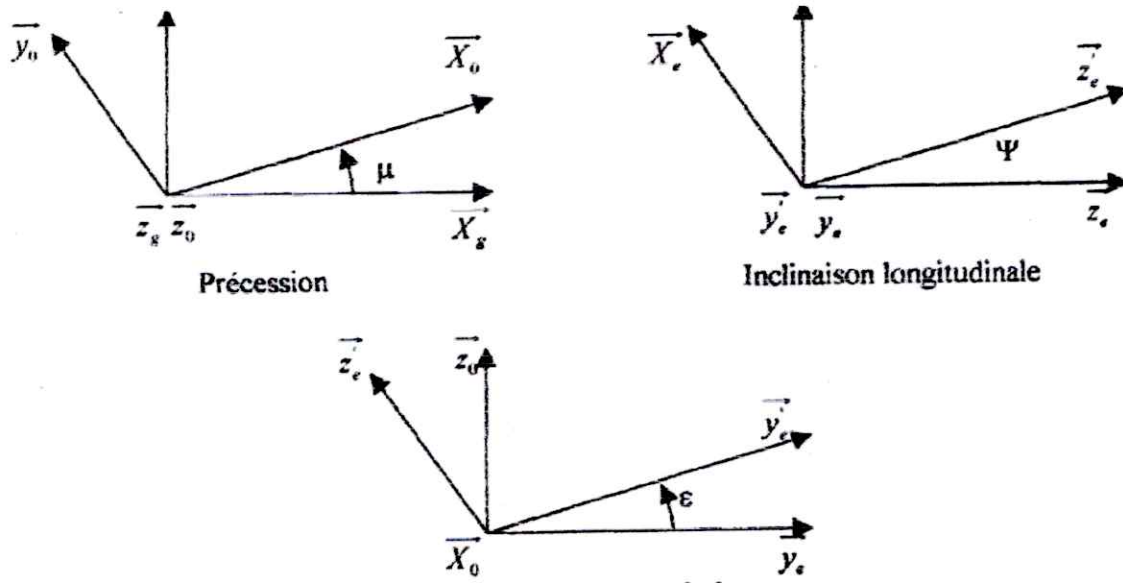
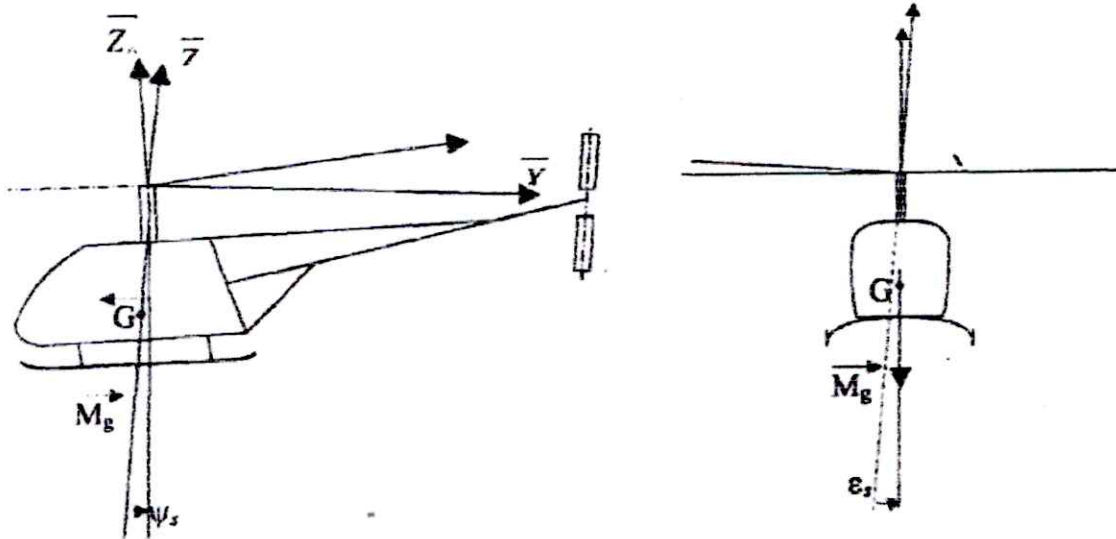
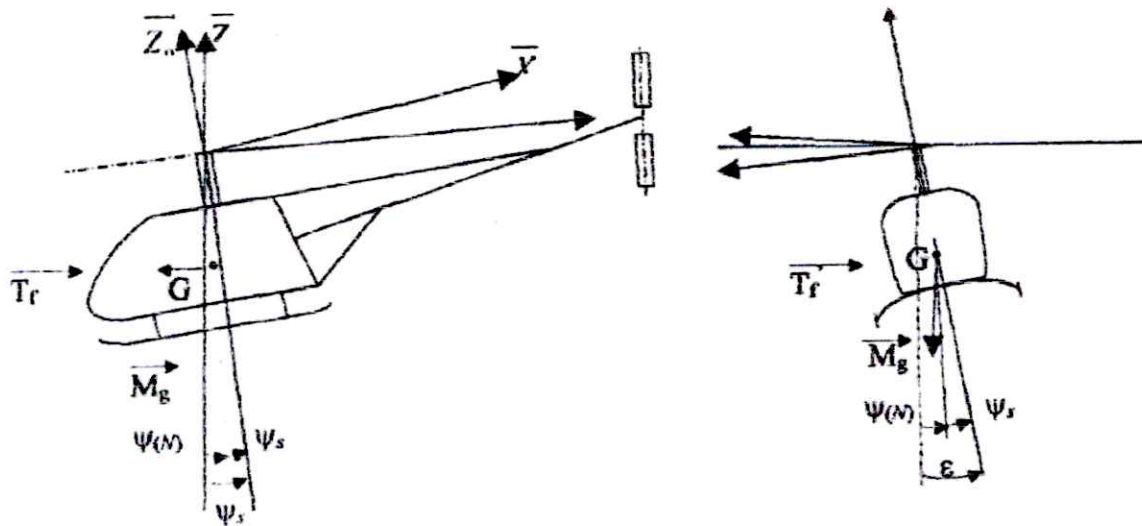


Figure 1.6 : Changement de base

Les changements de bases ainsi que les formules correspondantes sont définies comme suit (Figure I.6)



a) Vol stationnaire



b) Vol en translation

$$\psi = (\bar{z}_s, \bar{z}_e) = \psi_s + \psi_{(N)}$$

$$\epsilon = (\bar{z}_0, \bar{z}_e) = \epsilon_s + \epsilon_{(N)}$$

Figure 1.7 : Configuration du vol

$$\begin{aligned} \vec{X}_0 &= \vec{z}_e \sin \psi + \vec{X}_e \cos \psi \\ (O) \rightarrow (e) \quad \vec{y}_0 &= \vec{X}_e \sin \varepsilon \sin \psi + \vec{y}_e \cos \varepsilon - \vec{z}_e \sin \varepsilon \cos \psi \\ \vec{z}_0 &= -\vec{X}_e \sin \psi \cos \varepsilon + \vec{y}_e \sin \varepsilon + \vec{z}_e \cos \psi \cos \varepsilon \\ \\ \vec{X}_e &= \vec{X}_0 \cos \psi + \vec{y}_0 \sin \psi \sin \varepsilon + \vec{z}_0 \sin \psi \cos \varepsilon \\ (e) \rightarrow (O) \quad \vec{y}_e &= \vec{y}_0 \cos \varepsilon + \vec{z}_0 \sin \varepsilon \\ \vec{z}_e &= \vec{X}_0 \sin \psi - \vec{y}_0 \cos \psi \sin \varepsilon + \vec{z}_0 \cos \psi \cos \varepsilon \end{aligned}$$

Cas particulier du rotor bipale en balancier (Figure 1.5)

$$\begin{aligned} (e) \rightarrow (m) \quad \vec{X}_e &= \vec{X}_m \cos \omega t - \vec{y}_m \sin \omega t \\ \vec{y}_e &= \vec{X}_m \sin \omega t + \vec{y}_m \cos \omega t \\ \vec{z}_e &= \vec{z}_m \\ \\ \vec{X}_m &= \vec{X}_1 \cos \beta - \vec{z}_1 \sin \beta \\ (m) \rightarrow (l) \quad \vec{y}_m &= \vec{y}_1 \\ \vec{z}_m &= \vec{z}_1 \cos \beta - \vec{X}_1 \sin \beta \\ \\ \vec{X}_1 &= \vec{X}_p \\ (l) \rightarrow (p) \quad \vec{y}_1 &= \vec{y}_p \cos \theta_c - \vec{z}_p \sin \theta_c \\ \vec{z}_1 &= \vec{y}_p \sin \theta_c + \vec{z}_p \cos \theta_c \\ \\ \vec{X}_m &= \vec{X}_p \cos \beta + \vec{y}_p \sin \beta \cos \theta_c + \vec{z}_p \sin \beta \cos \theta_c \\ (m) \rightarrow (p) \quad \vec{y}_m &= \vec{y}_p \cos \theta_c - \vec{z}_p \sin \theta_c \\ \vec{z}_m &= -\vec{X}_p \sin \beta + \vec{y}_p \cos \beta \sin \theta_c + \vec{z}_p \cos \beta \cos \theta_c \end{aligned}$$

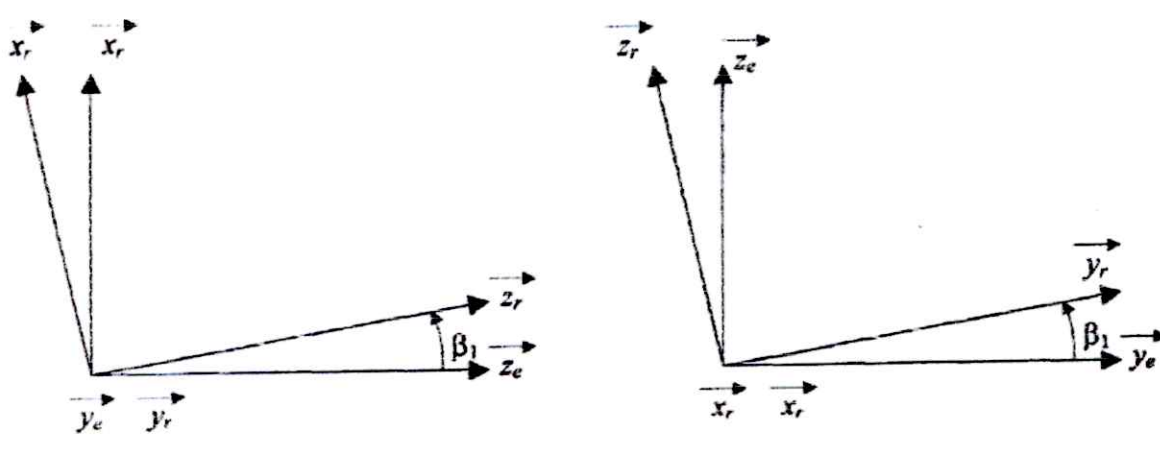
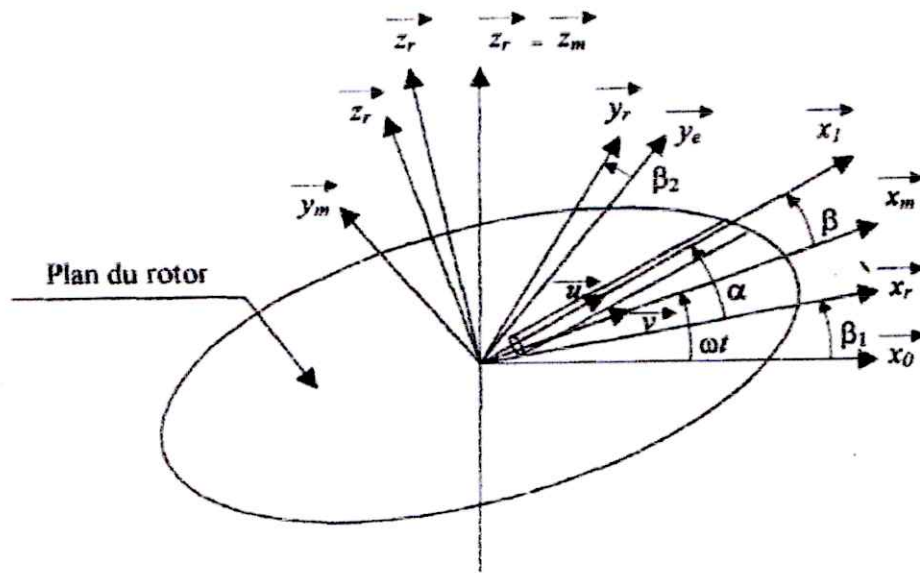


Figure 1.8 : Angle de battement β

Comme d'autre part:

$$\vec{X}_1 \wedge \vec{X}_m = \sin\beta \cdot \vec{y}_m \quad (1.3)$$

Nous pouvons écrire:

$$\sin\beta = \beta_1 \cos\alpha - \sin\alpha \sin\beta_2 \cos\beta_1 \quad (1.4)$$

$$\sin\omega t (\cos\alpha \cos\beta_1 + \sin\alpha \sin\beta_2 \sin\beta_1) + \sin\alpha \cos\beta_2 \cos\omega t = 0 \quad (1.5)$$

β , β_1 et β_2 étant en pratique petits, le battement β [relation (1.4)] s'écrira sous la forme:

$$\beta = \beta_1 \cos\alpha - \beta_2 \sin\alpha \quad (1.6)$$

Avec : $\alpha = (\vec{X}_r, \vec{X}_i)$

Le calcul des angles β_1 et β_2 se fera ultérieurement.

Quant à la relation (1.5), nous l'utiliserons au paragraphe 2.5.4 pour l'étude de la dissymétrie de vitesse de rotation entre le mât et le rotor.

I.3 Configurations de vol - Limites de l'étude

Les diverses configurations de vol d'un hélicoptère peuvent être repérées par les quatre pseudo-paramètres de configuration indépendants déjà cités et qui sont:

- Les composantes de la vitesse d'évolution exprimées dans la base (O);
- Le «taux de virage »;

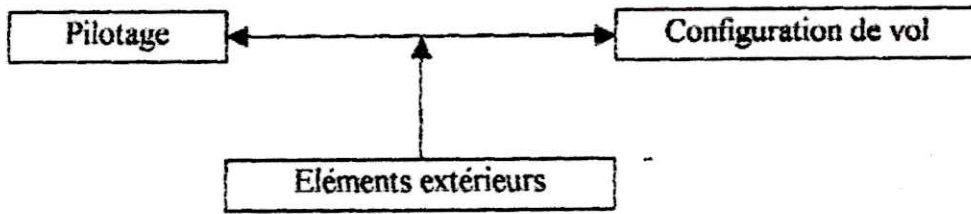
Le pilote dispose pour sa part de trois commandes indépendantes:

- Le « manche à balai »;
- Le palonnier;
- Le levier de pas collectif.

Agissant respectivement sur quatre variables angulaires indépendantes:

- Les deux angles de pas cyclique;
- L'angle de pas collectif de l'anti-couple;
- Le pas collectif.

De telle sorte que nous pouvons établir la correspondance suivante:



Nous entendrons par éléments extérieurs tous les éléments susceptibles de modifier les conditions de vol tels que: vent, proximité du sol, etc.

Dans un premier temps, il apparaît illusoire de vouloir acheminer dans le sens pilotage → configuration de vol pour effectuer des calculs de prédétermination de l'appareil puisque cela imposerait la connaissance de paramètres liés au pilotage, à la nature de la mission, à la maniabilité de l'appareil, etc. Le tout est modifié par d'éventuels éléments extérieurs.

Par contre, il est possible d'effectuer le cheminement inverse en se fixant à priori un certain nombre de configuration de vol en atmosphère calme et en considérant si nécessaire les cas limites.

Nous fixerons les cas d'étude suivants:

- Vol en palier rectiligne avec:

V_x imposée, $V_y=0$; $V_z=0$; $\mu' =0$

- Vol en virage en palier avec:

V_x imposée ; $V_y=0$; $V_z = 0$; μ' : correspondant à une poussée du rotor imposée.

- Vol vertical avec

$V_x = 0$; $V_y = 0$, V_z imposée; $\mu' = 0$.

Cas des phases transitoires

Considérons la formule (1.7) de composition des accélérations appliquées en un point du rotor

$$\vec{\Gamma}^G(p) = \vec{\Gamma}_e^G(p) + \vec{\Gamma}^c(p) + 2 \cdot \vec{\Omega}_e^g(p) \quad (1.7)$$

Compte tenu des vitesses et des accélérations mises en jeu dans le domaine de la giravation, nous pouvons négliger le terme d'accélération d'entraînement

$\vec{\Gamma}_e^G(p)$ en regard de l'accélération relative $\vec{\Gamma}^c(p)$.

Par contre l'importance du terme $\vec{V}^c(p)$ pour des points du rotor éloignés du point O ne nous permet pas de négliger le terme d'accélération de Coriolis. Nous pouvons donc écrire la relation (1.8)

$$\vec{\Gamma}^G(p) \approx \vec{\Gamma}^c(p) + 2 \vec{\Omega}_e^g \wedge \vec{V}^c(p) \quad (1.8)$$

Les phases de vol transitoires devront donc être prises en compte dans le dimensionnement définitif de l'appareil. Mais leur étude qui nécessite la connaissance précise de nombreux éléments tels que : matrice d'inertie de la cellule, coefficient de traînée de la cellule, réponse du rotor etc.,. Et qui imposerait de plus d'être capable de fixer des critères de transition, ne peut être entreprise au stade actuel.

I.4. Spectre de vol — Règlement**I.4.1 - Spectre de vol (Extrait de la réglementation britannique)**

L'ensemble des configurations de vol d'un hélicoptère définissent son spectre de vol qui dépend de la nature des missions qui lui sont affectées.

Le spectre de vol de type donné à la page suivante correspond à un relevé statistique des durées de vol dans un certain nombre de configurations. Il est exprimé en % de la durée totale de vol. V

26		Renversement directionnel à la V.N.E.	0.5
27		Montée au régime de puissance maximum pendant 1 heure	2.0
28	Autorisation arrêt	Vol de translation uniforme	2.5
29		Virages à droite	1
30		Virages à gauche	1
31		Renversement latéral	0.5
32		Renversement longitudinal	0.5
33		Renversement directionnel	0.5
34		Augmentation du cyclique et du collectif	2
35		Atterrissage	2.5

V.N.E. Vitesse maximum en translation

I.4.2- Règlement

L'étude d'un hélicoptère et éventuellement celle de sa modification, doivent être réalisées conformément à un certain nombre de règles qui permettront l'obtention ultérieure du certificat de navigabilité.

Les ingénieurs et techniciens spécialisés dans le domaine, ont adaptés les «*Fédéral Aviation Régulation*» part 27 pour les appareils dont la masse maximale est de 2700Kg.

Un extrait de la F.A.R.27 concernant la transmission de puissance est donné à la fin de ce chapitre.

Les valeurs adoptées dans les calculs de la transmission de puissance seront extraites de la norme MIL-HDBK5

Les études relatives à la certification du type de moteur rotatif ou alternatif devront être entreprises en vue de satisfaire aux conditions techniques générales relatives à la délivrance du certificat de navigabilité des Aéronefs civils.

I.5. Organisation de l'étude de la transmission de puissance

Elle est schématisée sur l'organigramme ci-après. Les entrées sont constituées par le moteur, le rotor principal et l'anti-couple choisis en fonction de critères technologiques et des performances attendues de l'appareil.

Le choix de ces éléments conduira au travers de l'analyse vibratoire et des études en fatigue à un pré-dimensionnement des pièces et à la fabrication de prototypes soumis à des essais. Leur dépouillement permettra une reprise de l'étude débouchant dans un deuxième temps sur la fabrication de l'appareil de pré-série.

CHAPITRE II

CHAINE CINEMATIQUE

II.1 Conception générale

II.1.1-Vue d'ensemble

De façon générale, la chaîne cinématique d'un hélicoptère mono rotor à entraînement mécanique se compose (voir Figure II.1)

- d'un groupe moteur, à piston ou turbo moteur,
- d'un embrayage centrifuge qui assure une transmission progressive du couple moteur au rotor lors du démarrage,
- d'une roue libre autorisant la rotation du rotor sans entraînement du moteur en cas de panne de ce dernier ou en vol en auto rotation,
- d'un réducteur ou boîte de transmission principale (B-T-P),
- du rotor principal comportant deux ou plusieurs pales assemblées sur un moyeu; la liaison moyeu B T P étant réalisée par un arbre généralement appelé mât.
- d'une hélice arrière qui constitue l'anti-couple du rotor principal et participe aux évolutions en lacet et en virage de l'appareil.

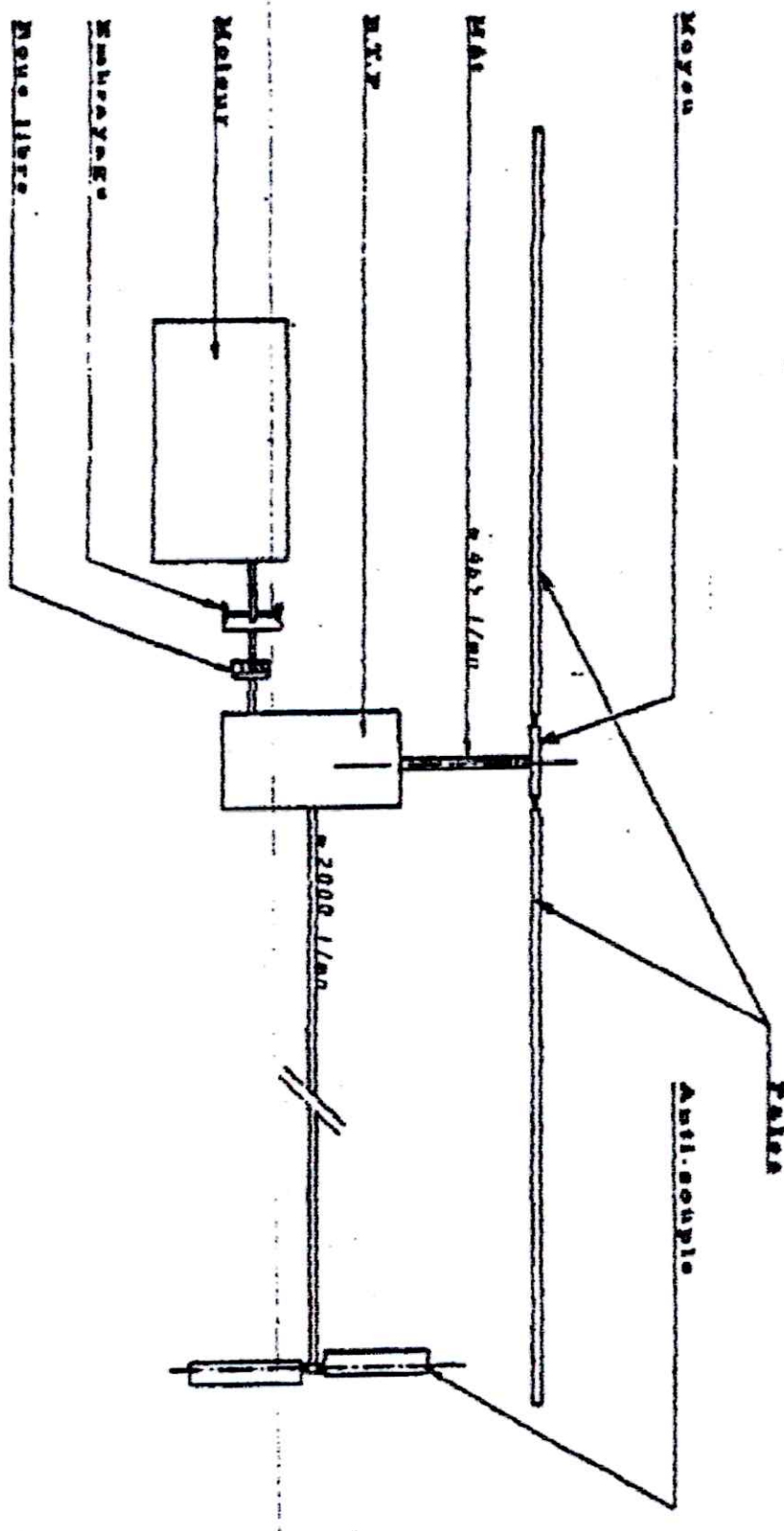
A cet ensemble de composants, il convient d'associer le système de commandes dont la conception est liée à celle de la chaîne cinématique et qui intervient dans l'étude de la mécanique du rotor.

II.1.2 Notions de « safe life » et « fail safe »

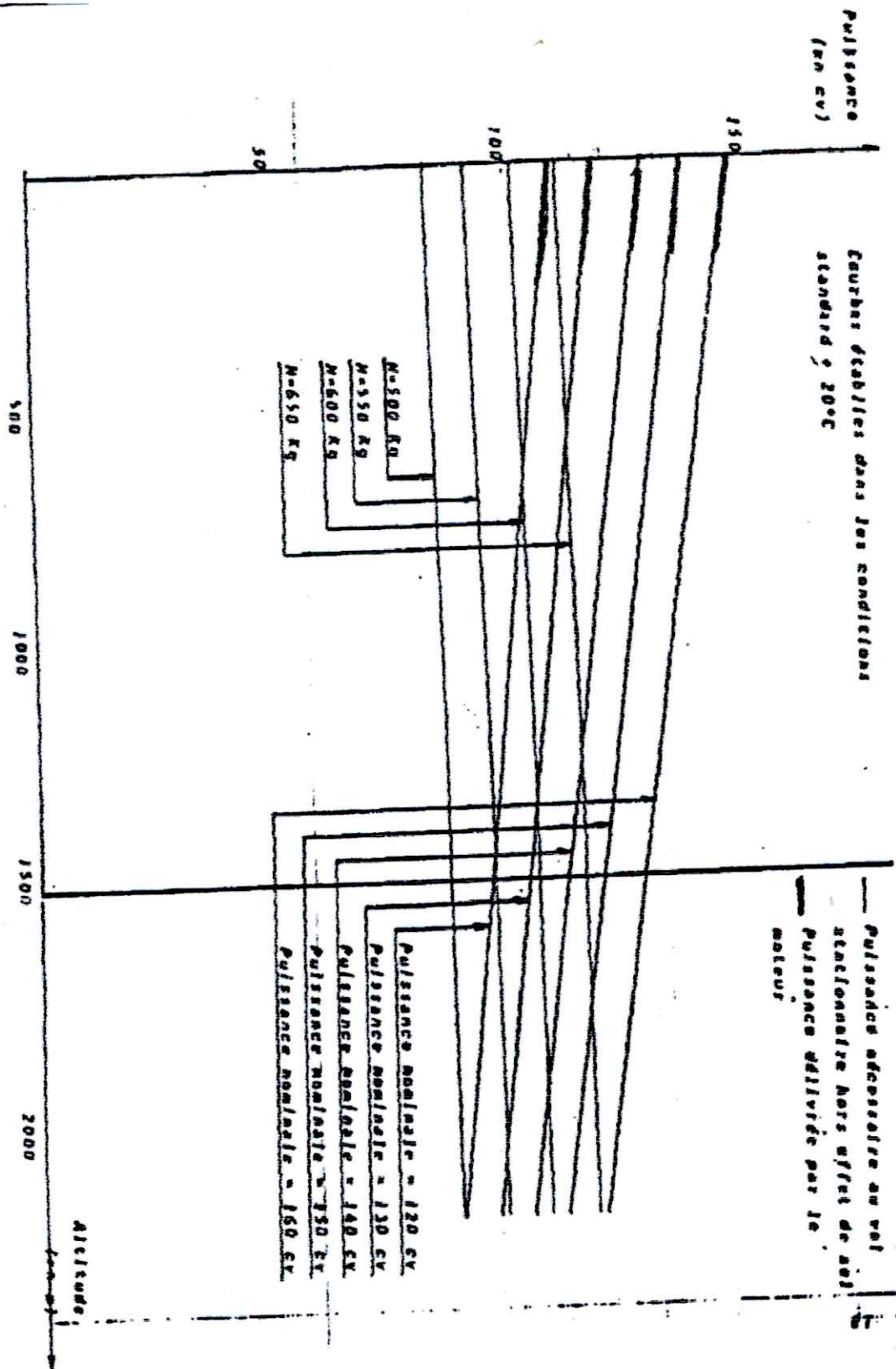
Elles sont à rattacher à tout élément (ou à toute fonction) constitutif de l'hélicoptère.

La notion de «Fail Safe» se rapporte aux éléments (ou fonction) auxquels il est possible de substituer temporairement un autre organe ou une autre fonction (exemple:moteur).

Contrairement à la précédente, la notion. «Safe Life» se rattache à tous les éléments vitaux de l'appareil tels que pales, mât, etc.



Fig(II-1) : Chaîne cinématique d'un hélicoptère mono-rotor



Fig(II-2) : Courbes de la puissance à installer

II.2 - Groupe moteur

Le choix du groupe moteur et la connaissance de ses caractéristiques sont des éléments qu'il est essentiel de connaître avant d'entreprendre toute étude concrète d'un hélicoptère. De ce choix découlent en effet la conception et le dimensionnement de la chaîne cinématique d'une part et de la cellule d'autre part.

II.2.1 Puissance à installer

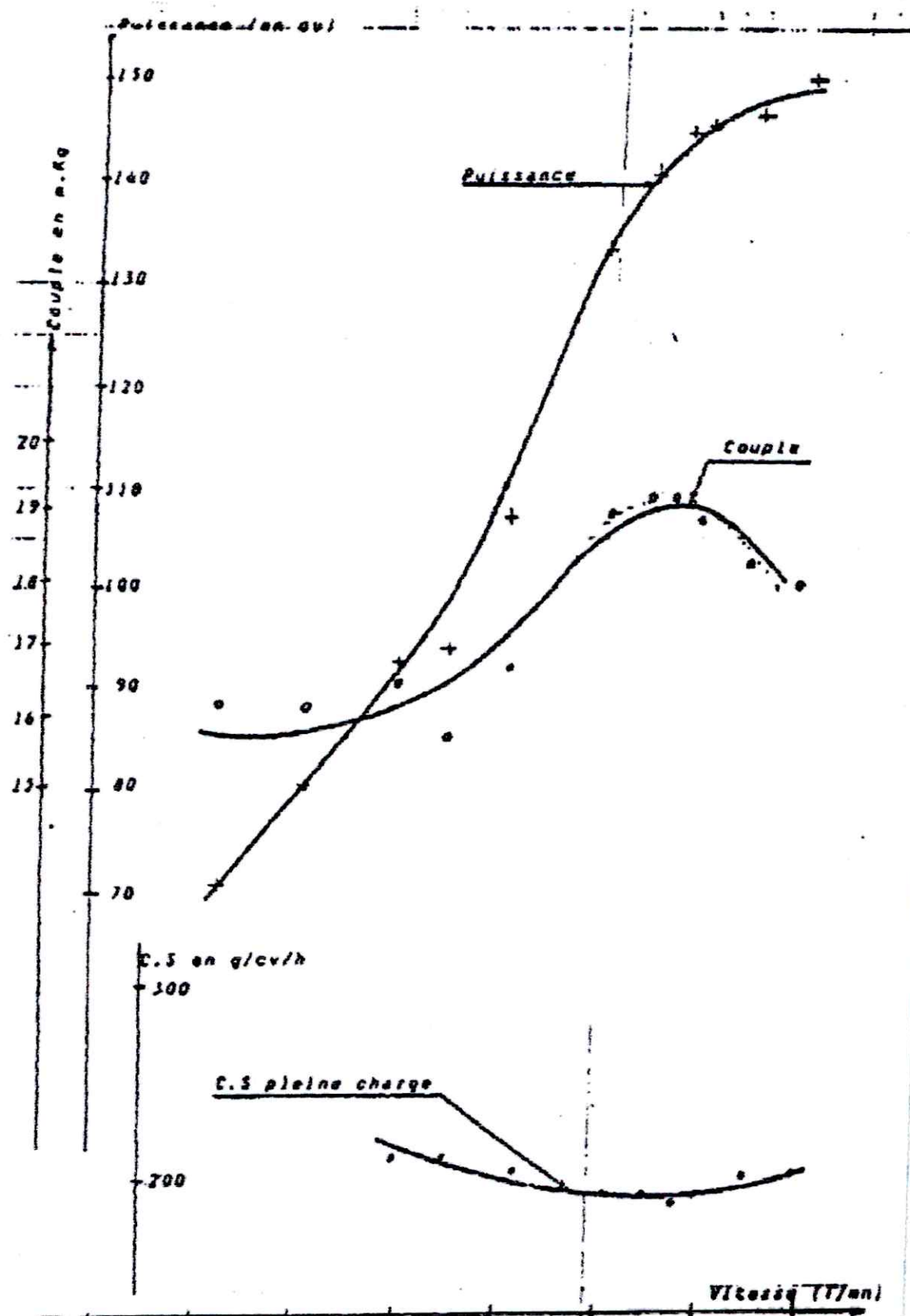
Les courbes de la figure II.2 établies dans les conditions standards donnent la puissance à installer compte tenu de pertes de l'ordre de 8% dans la transmission et au niveau du refroidissement du moteur pour permettre un rôle stationnaire (hors effet de sol) à des appareils dont la masse oscille entre 500 et 650 kg.

Les solutions envisageables pour la motorisation de l'appareil nous conduisent à modifier le devis de masse initiale de 500 kg et envisager une masse totale de l'ordre de 550kg.

Pour nous permettre de disposer d'une réserve de puissance au décollage à 1500m dans les conditions standard et compte tenu des incertitudes qui subsistent au niveau du devis de masse, nous envisageons l'utilisation d'un moteur dont la puissance au décollage sera de 150 CV minimum.

Rappel: L'atmosphère standard est définie par les 4 conditions:

- Altitude: 0m
- Température 15° C ou 288°K
- Pression 1013 mbar
- Masse volumique de l'air: $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$



Fig(II-3): Caractéristiques du moteur

II.2.2. Solutions envisageables

A l'heure actuelle, trois solutions peuvent être envisagées dans le cadre du projet hélicoptère

- a) Utiliser un moteur déjà certifié aéronautique (moteur de 150 CV par exemple)

Cette solution déjà employée par d'autres constructeurs (BELL, HUGHES, ROBINSON, ENSTROM...) ne nous démarquerait guère de ces dernières et n'est par conséquent pas envisagé dans l'immédiat

- b) Employer un moteur rotatif type WANKEL présentant de nombreux avantages technologiques mais aussi trois inconvénients majeurs:

- Ce moteur n'est à l'heure actuelle fabriquée en moyenne série que par la société MAZDA. Il développe une puissance de l'ordre de 77 kW. La société AUDI déclare par ailleurs qu'elle dispose d'un moteur développant 150 CV- Il demeure donc une certaine incertitude quant à l'avenir de la formule.

Un travail relativement long reste donc à faire pour rendre la formule exploitable dans le domaine aéronautique. Elle n'est cependant pas à exclure. C'est la raison pour laquelle nous disposons d'un moteur MAZDA Type 12A sur lequel des études vont être entreprises en vue de sa certification et de l'augmentation de sa puissance. Elle pourrait donc être utilisée ultérieurement pour le projet.

- c) Monter un moteur type 150 CV à distribution rotative fabriqué par la société S.A.C.M.A, actuellement en cours de développement et de certification Les principales caractéristiques de ce moteur sont données ci-après.

Cette solution qui pourrait être disponible assez rapidement peut être envisageable sous réserve de l'obtention du certificat de conformité (voir tableau

II.3 Embayage et roue libre

Leurs rôles respectifs est de transmettre le couple moteur au rotor lors du démarrage et de permettre un désaccouplement instantané du rotor (auto Rotation).

L'embayage sera de type centrifuge. Ce qui permettra une transmission progressive du mouvement à une vitesse moteur indépendante du pilote (boîte de vitesse automatique).

Le moteur "150 CV" étant fourni avec un premier étage de réduction incorporé (rapport de réduction 1/3): deux cas de montage sont envisageables pour l'embayage:

- A la sortie du moteur sans transformation de ce dernier.
- Avant le premier étage de réduction.

Le rapport de poids de l'embayage entre les deux solutions est de l'ordre de 1 à 4 (environ 28Kg dans le 1 cas contre 7 Kg dans le second). Ce critère nous conduit à adopter la seconde solution dans la mesure où elle n'entraîne pas d'augmentation de poids par ailleurs.

La puissance mise en jeu nous amène à envisager l'intégration de la roue libre au niveau d'un étage de réduction le plus près possible du mât, de façon à limiter le nombre d'éléments de la transmission devant présenter le caractère «Safe Life ». Ceci va évidemment à l'encontre du critère poids qui sera dans ce cas considéré comme secondaire. La position de la roue libre devra d'autre part être telle quelle autorise l'entraînement de l'anti-couple par le rotor afin de permettre un contrôle en lacet de l'appareil en auto-rotation.

Parmi les autres critères de sélection de l'embayage et de la roue libre nous citerons:

- Le potentiel d'utilisation devra être en accord avec celui prévu par l'ensemble de l'appareil tant au niveau des contrôles périodiques que des échanges éventuels,

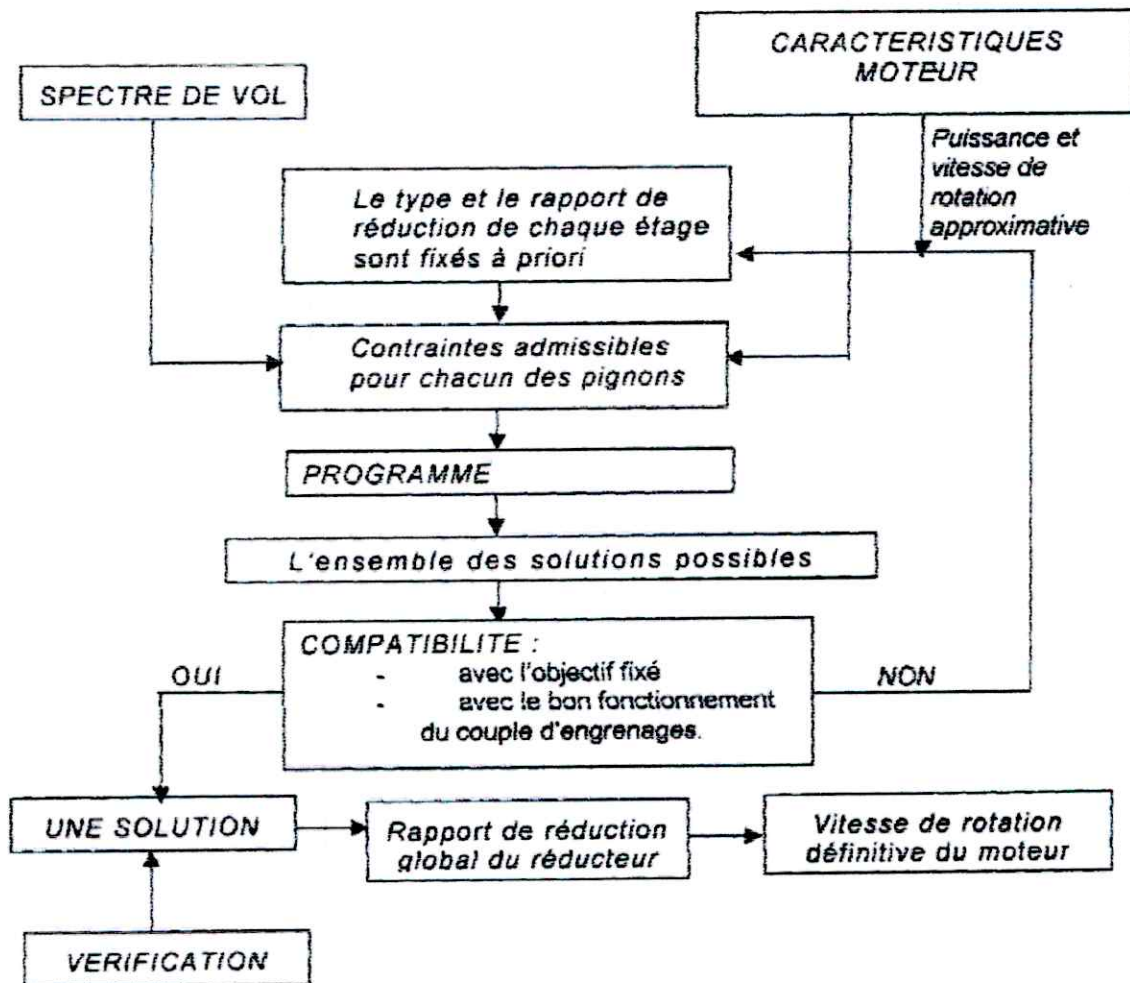
- Le nombre horaire de manoeuvres.

CARACTERISTIQUES DU MOTEUR S.A.C.M.A. I. 150 C

Désignations	Caractéristiques
Alésage	91,7 mm
Course	75,0 mm
Cylindrée	1981 cm ³
Rapport course alésage	0,817
Rapport volumétrique	9 à 1
Rapport de réducteur	1 - 2,94
Puissance au décollage	150CV DIN à 6000 t/mm
Puissance maximum continue	135CV DIN à 5790 t/mm
Régime hélice au décollage	2040 t/mm
Régime hélice en P.M.C.	1970 t/mm
Croisière 75%	112,5CV DIN à 5450 t/mm
Régime hélice en croisière	1855 t/mm
Consommations horaire pour croisière 75% à 2000 mètres	26 litres/ heure
Consommations horaire pour croisière 75% niveau mer	32 litre/ heure
Huile	80 D
Contenance du circuit	5 litres
Refroidissement	Liquide
Contenance du circuit	7 litres
Allumage	Electronique SACMA 2 alimentations 8 circuits
Injection	Electronique 2 alimentations 2 circuits
Carburant	Tous types essence aéronautiques Et automobiles
Poids	132 Kg avec liquides et équipent
Equipements	-alternateurs 35 A -démarreur 12V -collecteur échappement et silencieux -radiateur liquide de refroidissement -radiateur d'huile -filtre à air

METHODE DE DETERMINATION DES ELEMENTS DU REDUCTEUR

ORGANIGRAMME PRINCIPAL



II.4 Boîte de transmission principale —B.T.P

II.4.1 Position du problème

Connaissant:

- les caractéristiques du moteur d'une part,
- les conditions de fonctionnement du rotor et de l'hélice anti-couple d'autre part

Il faut trouver une méthode permettant de disposer rapidement de l'ensemble des solutions envisageables pour réaliser la B.T.P.

La méthode décrite au paragraphe suivant n'a donc pas la prétention de fixer de façon définitive les caractéristiques de chaque étage de réduction, mais elle permet d'apprécier la solution qui pourra être étudiée ultérieurement de façon approfondie.

II.4.2 Méthode de détermination des éléments du réduction :

(Voir organigramme ci-après)

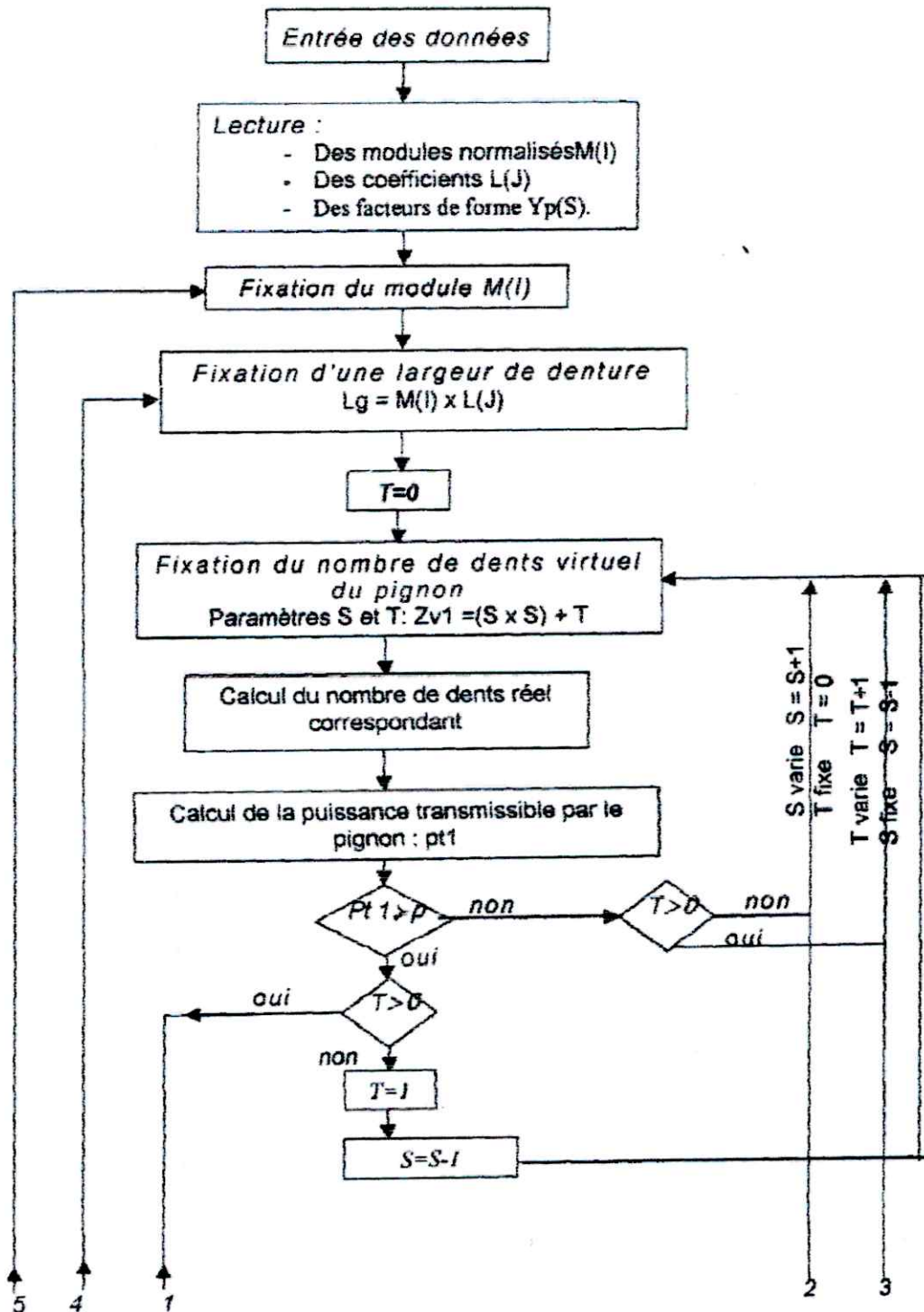
Elle s'appuie sur un calcul informatique décrit au paragraphe suivant. Partant du spectre de vol défini au paragraphe I.4.1 et des caractéristiques du moteur (puissance, vitesse de rotation approximative), il est possible, en ayant fixé a priori la forme et le rapport de chaque étage de réduction, de déterminer les contraintes admissibles sur chacun de ses éléments (pignon et roue). Le calcul informatique nous fournira alors l'ensemble des solutions envisageables pour réaliser cet étage de réduction.

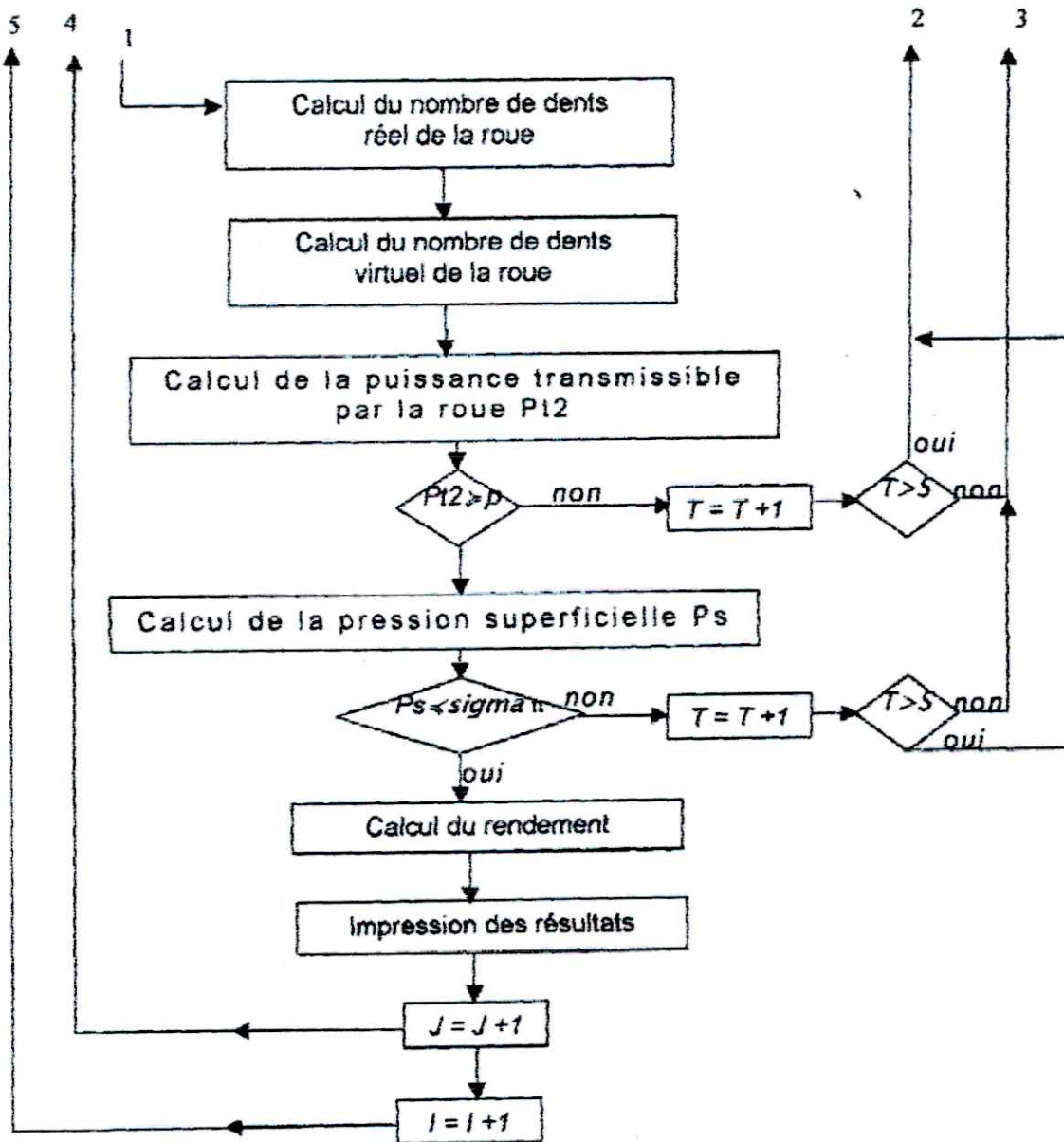
La compatibilité d'une ou de plusieurs solutions avec l'objectif fixé et les conditions de bon fonctionnement du couple d'engrenages nous conduira soit à adopter une solution, soit à modifier la forme de l'étage de réduction considéré.

II.4.3 Programme informatique : (Voir organigramme ci-après)

Ils s'appuie sur la méthode de détermination des contraintes au pied des dents d'engrenages (charge appliquée au sommet de la dent) préconisée par l'I.S.O et sur la résistance à la pression superficielle.

ORGANIGRAMME POUR LE CALCUL DU RENDEMENT DE LA BTP





Pour un étage de réduction nous fixons:

- la puissance à transmettre,
- le rapport de réduction souhaité,
- la vitesse de rotation du pignon.
- les contraintes admissibles. (Voir paragraphe II.4.4),
- le type (parallèles ou concourants).
- la forme de denture (droite ou hélicoïdale),
- les conditions de fonctionnement du couple d'engrenages (angle de pression, angle d'inclinaison primitif, etc....),
- d'autres coefficients tels que:
 - o le coefficient de frottement,
 - o le facteur géométrique de la pression de Hertz,
 - o le facteur d'élasticité de la pression de Hertz.

Pour chaque module et chaque largeur de denture normalisés, l'ordinateur effectue une incrémentation sur le nombre de dents (réel ou virtuel selon le cas) donné par:

$$Z_{v_i} (5 \times S) + T \text{ avec } S \in [3, 30]$$

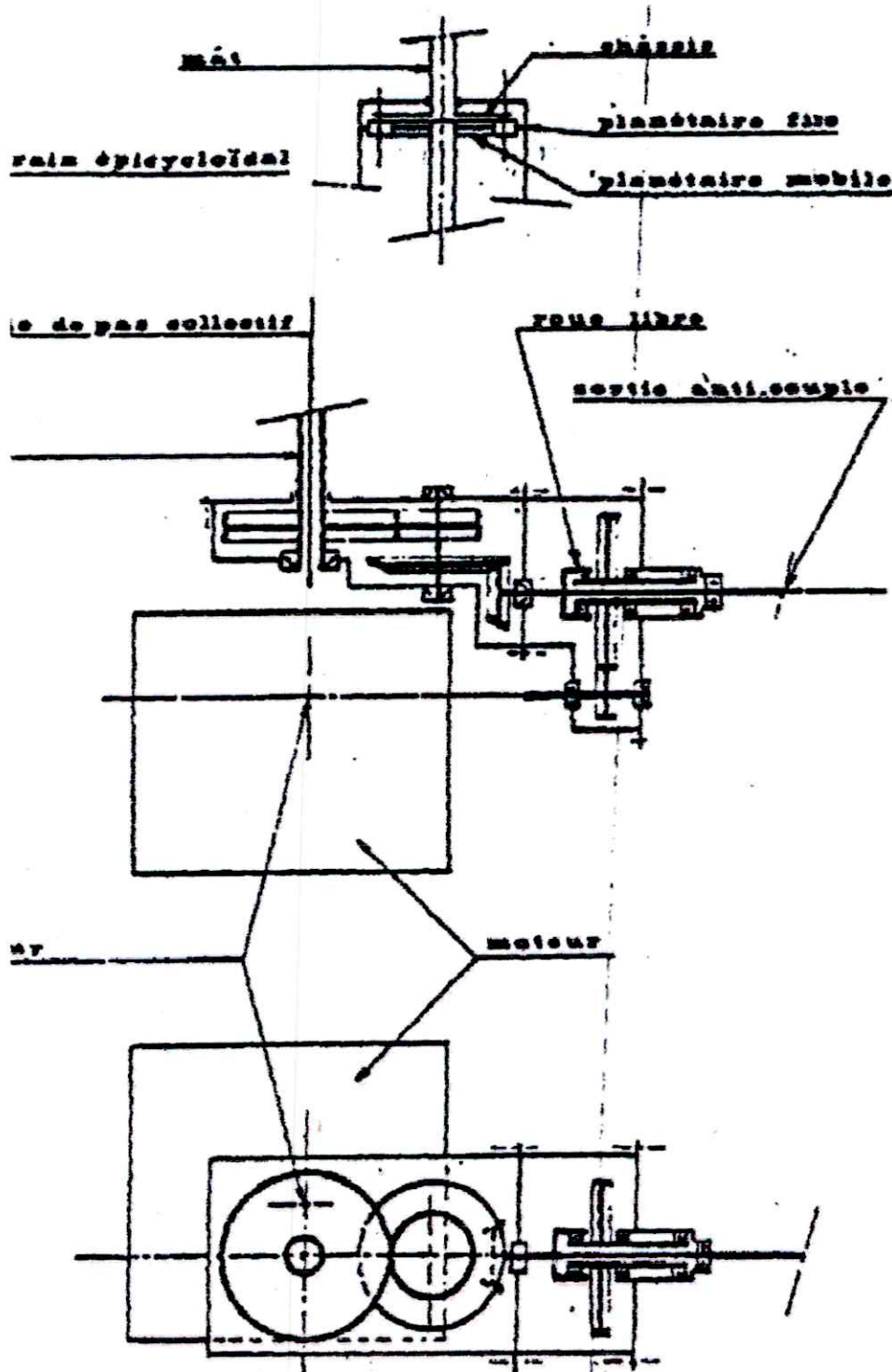
$$T \in [1, 5]$$

Jusqu'à l'obtention d'une valeur de Z_{v1} pour laquelle la puissance transmissible par le pignon P_{t1} est supérieure ou égale à P .

De Z_{v1} nous déduisons:

- le nombre de dents réel du pignon,
($Z_1 = Z_{v_i}$ dans le cas d'une denture droite),
- le nombre de dents réel de la roue $Z = Z_1 / R$
- le nombre de dents virtuel de la roue Z_{v2}

Puis nous calculons la puissance P_{t2} admissible par la roue. Si P_{t2} est inférieure à P , nous augmentons d'une unité le nombre de dents virtuel du pignon et nous recommencerons l'ensemble de la procédure jusqu'à ce que P_{t2} soit égale ou supérieur à P .



Fig(II-4) : Eléments de la B.T.P

II.4.4 Détermination des contraintes admissibles

Le programme de prédétermination des éléments de la B.T.P [figure II.4] impose de fixer à priori les valeurs des contraintes admissibles en traction et à la pression superficielle.

Or le calcul de ces contraintes fait appel à un certain nombre de facteurs d'influence eux mêmes fonction des conditions de fonctionnement.

Les valeurs fixées de ces coefficients, ne sont donc que des valeurs moyennes à partir des quelles nous déduisons:

- la valeur maximale de la contrainte à la rupture: $\sigma_{Fmax} = 19 \text{ da N/mm}^2$
- la valeur maximale de la contrainte à la pression superficielle:

$$\sigma_{Hmax} = 68 \text{ da N/mm}^2.$$

Pour des aciers dont les limites d'endurance nominales sont les suivantes:

- à la rupture $\sigma_F \text{ limite} = 55 \text{ da N/mm}^2$
- a la pression superficielle $\sigma_H \text{ limite} = 170 \text{ da N/mm}^2$

II.4.5 Exploitation- solutions envisageables pour la B.T.P

Nous proposons de pré dimensionner la B.T.P en nous basant sur une puissance de 85 KW qui correspond à la puissance mise en jeu en vol de translation horizontale à 200 Km/h (voir bilan des puissances à la fin de ce chapitre).

Deux solutions sont alors envisageables pour réaliser la B.T.P

a) La première ne comportant que des engrenages à dentures extérieures (figure II.4) avec:

- 1^{ère} étage de réduction: denture droite, module 2,5, largeur de denture: 31mm. $Z_1 = 27 \text{ dents}$, $Z_2 = 81 \text{ dents}$ - rapport de réduction = 0,33.
- 2^{ème} étage de réduction: denture hélicoïdale, module 4, largeur de denture 50mm, $Z_1 = 26 \text{ dents}$, $Z_2 = 52 \text{ dents}$, rapport de réduction = 0,5.
- 3^{ème} étage de réduction: denture hélicoïdale, module 5, largeur de denture 50mm, $Z_1 = 24 \text{ dents}$, $Z_2 = 44 \text{ dents}$, rapport de réduction = 0,48.

b) La seconde comportant un train épicycloïdal au niveau du 3ème étage de réduction selon la configuration suivante:

- 1^{ère} étage de réduction: identique au cas précédent
- 2ème étage de réduction: denture hélicoïdale, module= 4, largeur de denture= 40mm, $Z_1=50$ dents. $Z_2= 42$ dents. Rapport de réduction= 0,7.
- 3ème étage de réduction : train épicycloïdal, module 4, largeur de denture 24mm, nombre de dents du planétaire moteur =36, nombre de satellites 3, nombre de dents des satellites 18, nombre de dents du planétaire fixe = 72, rapport de réduction 0,33,

Les deux solutions sont actuellement en cours d'étude, la solution définitivement adoptée devra tenir compte des critères suivants

- poids
- simplicité de construction (répercussion sur le coût de l'appareil) et de maintenance.
- condition de centrage de l'appareil : a ce sujet notons qu'il apparaît nécessaire de placer le moteur sous le mât en nous réservant un degré de liberté provisoire constitué par la longueur de l'arbre de sortie moteur.

II.5 Rotor Principal :

Pour des raisons de simplicité et d'encombrement, le rotor sera de type bipale bien que cette formule présente un risque d'instabilité. Par contre, elle présente l'avantage d'éliminer la possibilité de résonance au sol.

II.5.1 Moyeu :

C'est l'élément qui assure la liaison pales- mât; dans le cas d'un rotor comportant plus de 2 pales, chacune d'elles est liée au moyeu par l'intermédiaire de 3 articulations (figure : II-5) : battement, traînée et pas cyclique ou collectif.

Un rotor bipale autorise une conception plus simple du moyeu en ce sens qu'il est possible de s'affranchir de l'articulation de battement individuel des

pales pour ne conserver qu'une articulation de battement pour l'ensemble du rotor.

Il est également possible d'envisager la suppression des articulations de traînée en vue d'une plus grande rusticité de la pièce.

C'est dans cette optique que nous entreprendrons l'étude de la mécanique du rotor.

Par contre, il n'est pas possible de s'affranchir de l'articulation individuelle du pas collectif. La solution peut cependant permettre une dissociation et une simplification des commandes du pas cyclique ou collectif comme nous le verrons au paragraphe (II.5.3)

Pour palier au risque d'instabilité du rotor, nous envisageons la mise en place sur le moyeu de masses additionnelles suivant un axe perpendiculaire à l'envergure du rotor, de façon à augmenter le terme $(I_z - I_y)$ intervenant dans la condition de stabilité:

$$(I_z - I_y) + K\theta_C - My_a > 0 \quad (2.1)$$

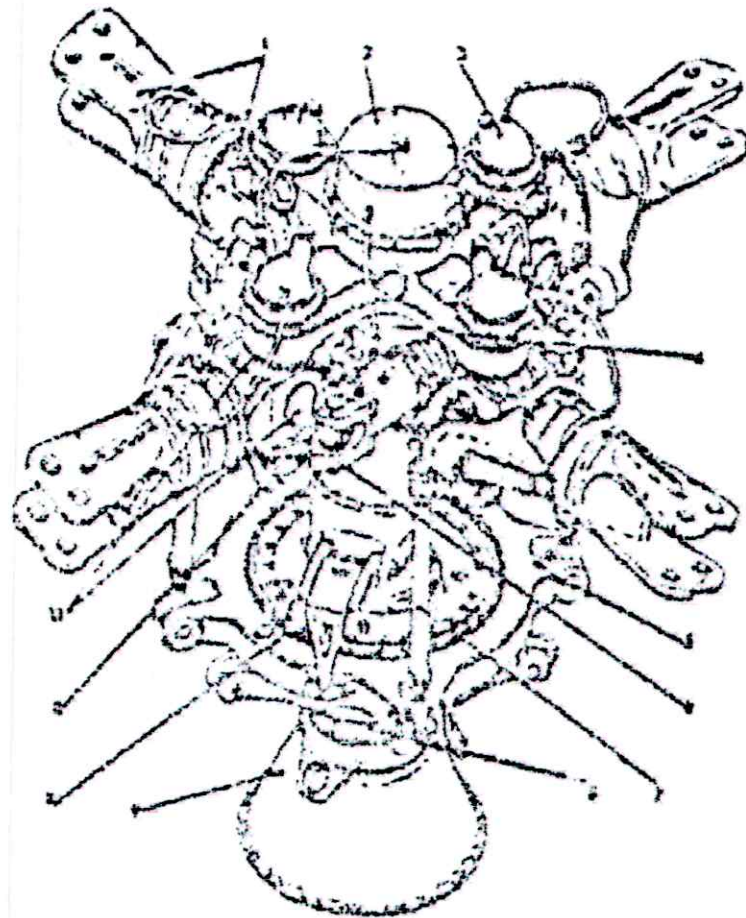


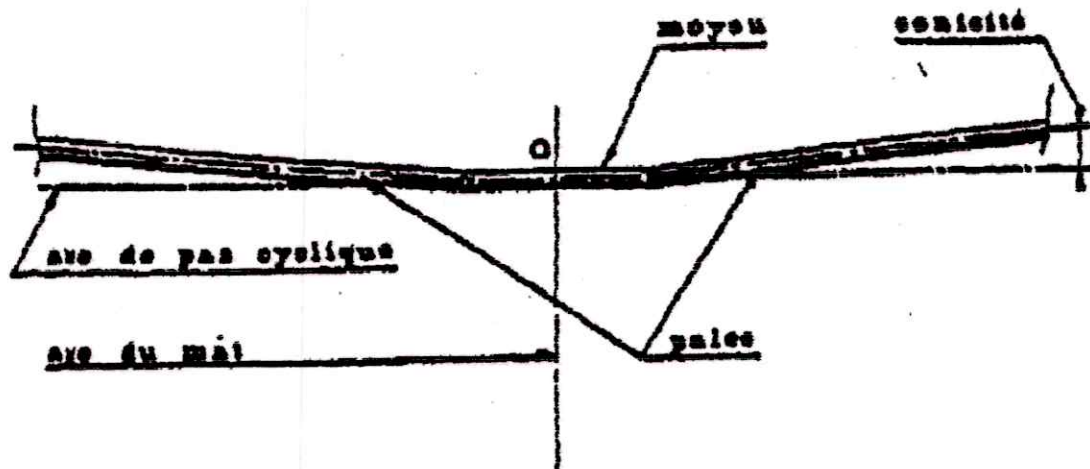
Fig (II-5) : Moyeu rotor principal

II.5.2 Pales

Le profil choisi pour les pales est biconvexe symétrique, ses caractéristiques géométriques sont définies par le N.A.C.A (National Advisory Commettee for Aéronautics).

La particularité d'un tel profil est que son centre de poussée occupe une position indépendante de l'incidence et située à 25% de la corde à partir du bord d'attaque.

Pour limiter le moment résultant de la portance dans la zone d'encastrement des pales sur le moyeu. Celles-ci seront montées avec une conicité de l'ordre de quelques degrés (figure II.6), elles seront de plus de type souple.



Fig(II-6): Conicité entre la pale et le moyeu

Pour améliorer la stabilité du rotor, nous envisagerons un montage des pales sur le moyeu tel que la ligne des centres de poussée soit décalée par rapport à l'axe de pas cyclique de façon à rendre le terme Y_a de la condition de stabilité négatif (figure :II.7)

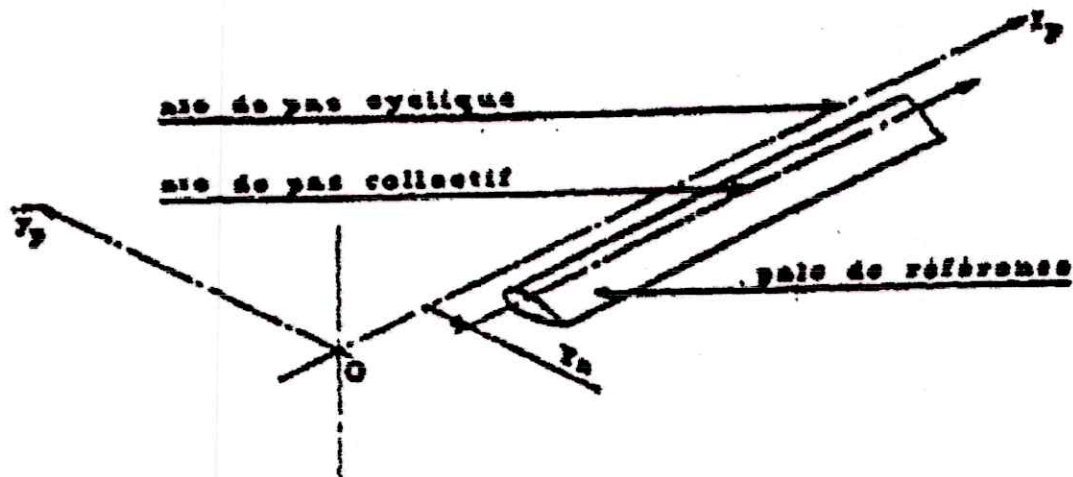
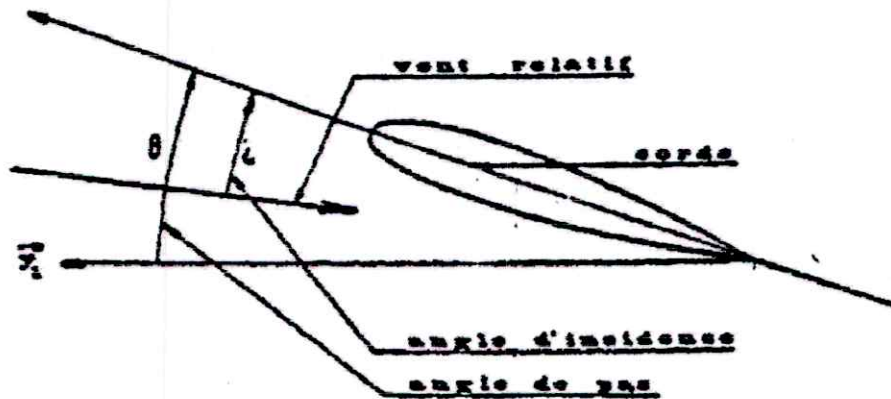


Fig (II-7): Décalage de la ligne des centres de poussée



Fig(II-8) : Angle d'incidence et angle de pas

II.5.3 Commandes du rotor principal

Définition:

L'angle d'incidence j d'une pale est l'angle que fait la corde de la pale avec le vent relatif (figure : II.8)

L'angle de pas Θ est l'angle que fait la corde de la pale avec une direction de référence.

II.5.3.1 Mode d'action

a) Sur la composante de l'incidence des pales indépendantes de la position du rotor, c'est le pas collectif qui fait varier la portance moyenne du rotor en modifiant de façon identique le pas des pales. Le pas collectif est commandé par un « levier de pas » situé à gauche du pilote.

b) Sur la composante de l'incidence des pales fonctions de l'azimut du rotor, c'est le « pas cyclique » qui agit sur l'orientation du plan du rotor dans l'espace, commandé par le « manche à balai » de telle sorte que l'angle de pas d'une pale est donné par la relation (2.2):

$$\theta = \theta_0 + \theta_c \quad (2.2)$$

θ_c : angle de pas cyclique

θ_0 : angle de pas collectif

En général, le levier de pas collectif et le manche à balai agissent sur le pas des pales par l'intermédiaire d'un plateau cyclique orientable (pas cyclique) et mobile en translation parallèlement au mât (pas collectif) dans le cas d'un rotor bipale. Notons que les valeurs des angles de pas cyclique des pales sont opposées.

L'effet de commande cyclique pourra donc s'obtenir en basculant l'ensemble des deux pales et du moyeu sous réserve que ce dernier soit articulé autour d'un axe parallèle à l'envergure des pales.

Cette formule qui n'autorise plus l'emploi du plateau cyclique pour commander le pas collectif, n'est envisageable que dans la mesure où il est possible de définir une autre solution pour assurer cette fonction: passage par l'axe du mât de la commande de pas collectif avec raccordement souple, ou système rigide avec biellette de renvoi (figure : II.9) et nomenclature correspondante ci-dessous)

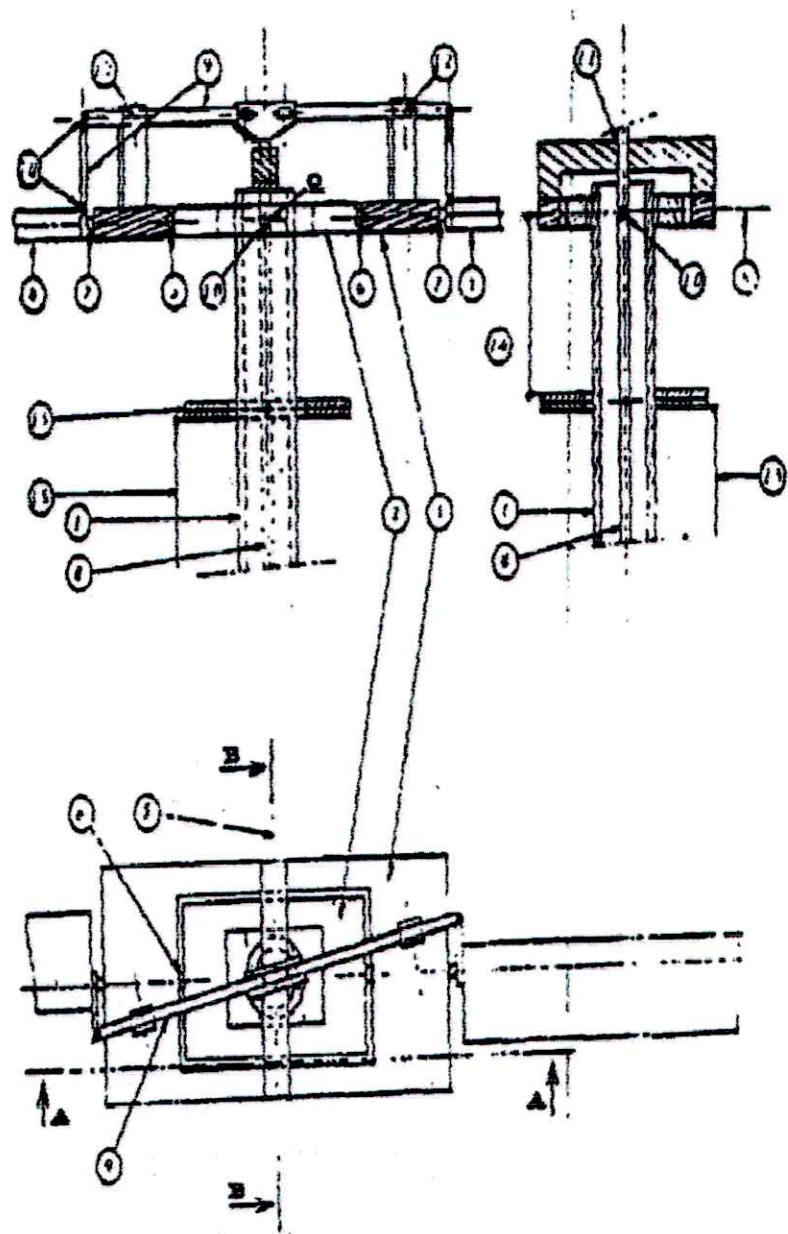


Fig (II-9): Commande de pas collectif et de pas cyclique

REPÈRE	DESIGNATION
1	Mât
2	Cadre articulé en battement
3	Cadre articulé en cyclique
4	Pale
5	Axe de battement
6	Axe de pas appliqué
7	Axe de pas collectif
8	Commande de pas collectif
9	Renvoi de commande de pas collectif
10	Articulation sphérique sur commande de pas collectif
11	Articulation verrou
12	Articulation rotoïdes
13	Plateau cyclique
14	Biellette de commande du pas cyclique
15	Commande du pas cyclique

La conception de la commande de pas collectif devra tendre vers une limitation maximale de la course verticale de l'articulation sphérique (Rep 10) autour de l'axe de battement de façon à limiter le couplage (pas collectif-battement) qui apparaîtra lorsque le centre de l'articulation ne coïncidera pas avec l'axe de battement.

11.5.3.2 Etude comparative d'un rotor en balancier et d'un rotor bipale classique :

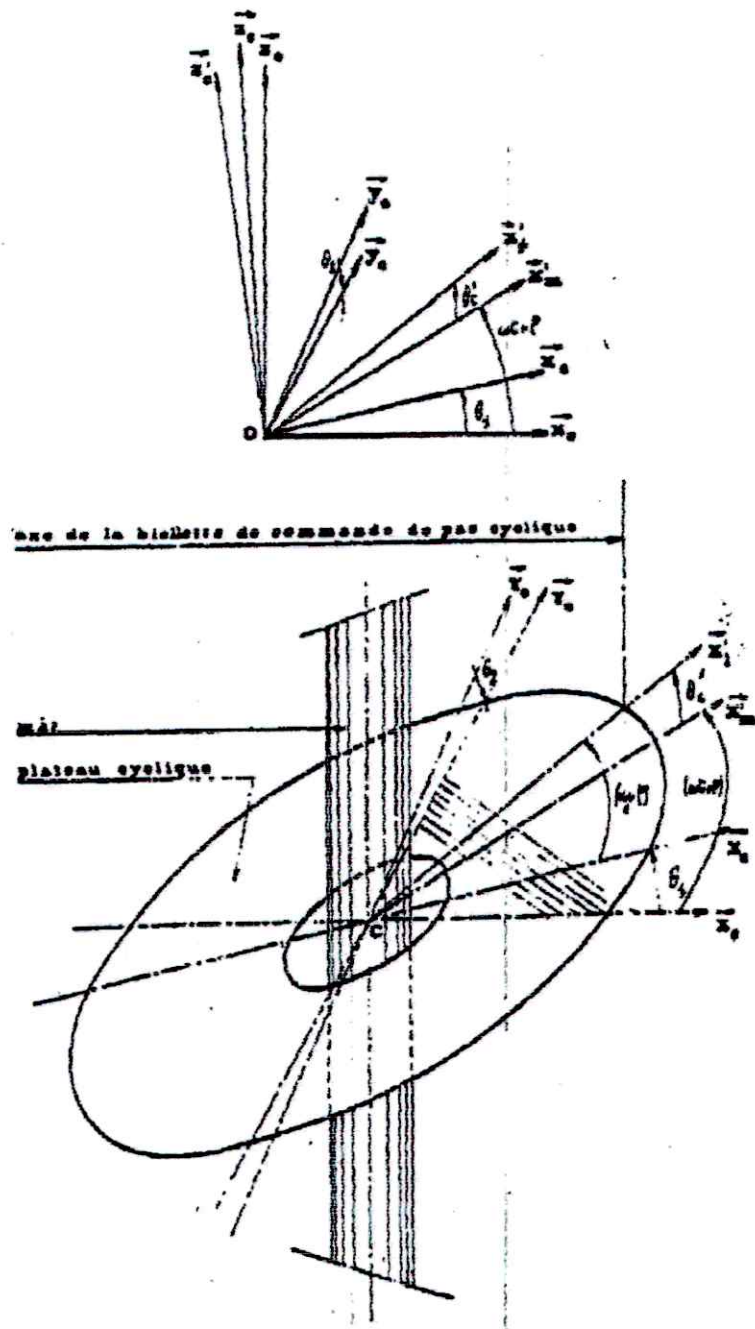
Pour les articulations et les commandes, elles peuvent se schématiser selon le tableau 2. 1

Tableau 2.1 : tableau comparatif d'un rotor en balancier et d'un rotor bipale classique.

ELEMENTS DE COMPARAISON	ROTOR EN BALANCIER	ROTOR CLASSIQUE
Articulation de battement	1 articulation pour l'ensemble du rotor	1 articulation par pale
Articulation de pas cyclique	1 articulation pour l'ensemble du rotor	1 articulation par pale
Articulation de pas collectif	1 articulation par pale	1 articulation par pale
Articulation de traînée	1 par pale qui peuvent éventuellement être supprimées	
Commande de pas cyclique	Par plateau cyclique	Par plateau cyclique
Commande de pas collectif	Par système indépendant du plateau cyclique	Par déplacement suivant Z_c Du plateau cyclique

Liaison
mât-
Moyen
Type
cardan

← même articulation →



Fig(II-10): Angle de pas cyclique

II.5.3.3 Expression de l'angle de pas cyclique (figure : II.10)

La transformation (e) \rightarrow (c) est un produit de deux rotations d'angles θ_1 et θ_2 sont en pratique petits et nous appelons θ_c' l'angle (C_{x_m}', C_{x_1}') donné par la relation 2.3

$$\theta_c' = \cos(\alpha + \varphi) - \theta_2 \sin(\alpha_c + \varphi) \quad (2.3)$$

Le déphasage φ étant fixé par le système de commande de pas cyclique choisi.

Dans le cas de figure (rotor en balancier) $\varphi = \pi/2$

$$\theta_c' = -\theta_2 \cos \alpha_c + \theta_1 \sin \alpha_c \quad (2.4)$$

De plus, si nous supposons que la biellette de commande est parallèle à l'axe du mât et si nous négligeons l'incidence de l'angle de battement sur la valeur du pas cyclique θ , donné par la relation 2.5

$$\theta_c = -\theta_c' = \theta_1 \sin \alpha_c + \theta_2 \cos \alpha_c \quad (2.5)$$

II.5.4 : Choix de la position de l'articulation de battement.

Les articulations de battement et de pas cyclique d'un rotor monté en balancier devant constituer un cardan, il reste à déterminer leur disposition relative c'est à dire savoir quelle articulation lier au mât.

La solution choisie devra conduire à une limitation maximale de la dissymétrie des vitesses de rotation du mât et du rotor afin de réduire les phénomènes dynamiques.

1^{ère} Solution : Axe de battement lié au mât (Figure : 2.11)

Considérons un cas de vol tel que $\beta_1 \neq 0$ et $\beta_2 = 0$ (les autres cas pourront se déduire par un changement de base). La relation 1.5 (§1.2.2) devient:

$$-\sin \omega t \cos \alpha \cos \beta_1 = \sin \alpha \cos \omega t = 0 \quad (2.6)$$

$$\text{D'ou} \quad \alpha = \text{Arctg} [\text{tg} \omega t \cos \beta_1]$$

$$\text{Et} \quad \alpha' = \frac{\omega(1 + \text{tg}^2 \omega t) \cos \beta}{1 + (\text{tg} \omega t \cos \beta)^2} \quad (2.7)$$

Nous avons:

$$\bar{U} = \begin{matrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{matrix} \begin{matrix} (p) \\ \\ (2) \end{matrix} = \begin{matrix} \sin \theta_c \sin \beta_1 - \cos \theta_c \sin \alpha \cos \beta_1 \\ \cos \theta_c \cos \alpha \\ \sin \theta_c \cos \beta_1 + \cos \theta_c \sin \alpha \sin \beta_1 \end{matrix}$$

$$\bar{V} = \begin{matrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{matrix} \begin{matrix} (m) \\ \\ (e) \end{matrix} = \begin{matrix} \cos \omega t \\ \cos \omega t \\ 0 \end{matrix}$$

D'où la relation:

$$\cos \omega t \sin \theta_c \sin \beta_1 - \cos \omega t \cos \theta_c \sin \alpha \cos \beta_1 + \sin \omega t \cos \theta_c \alpha = 0 \quad (2.8)$$

Le déphasage de $\pi/2$ de la biellette d'articulation de pas cyclique rend le plan de commande et le plan du rotor sensiblement parallèles ce qui nous permet d'écrire :

$$\theta_c = \theta_1 \sin \alpha + \theta_2 \cos \alpha.$$

$$\text{d'où } \alpha = \text{Arctg} \frac{\text{tg} \omega t + \theta_2 \sin \beta_1}{\cos \beta_1 - \theta_1 \sin \beta_1} \quad (2.9)$$

$$\text{et } \alpha = \frac{\omega(\cos \beta_1 - \theta_1 \sin \beta_1)(1 + \text{tg}^2 \omega t)}{(\cos \beta_1 - \theta_1 \sin \beta_1)^2 + (\text{tg} \omega t + \theta_2 \sin \beta_1)^2} \quad (2.10)$$

Conclusion

La dissymétrie de vitesse est donc fonction:

- de β_1 dans les deux cas donc de la configuration de vol et du centrage.
- Des angles de pas cyclique θ_1 et θ_2 dans le second cas uniquement.

La seconde solution est donc plus défavorable que la première en phase de vol stabilisé comme le montrent les courbes (figure 2. 13, figure 2. 14 et figure 2. 15)

dissymétrie qui peut être accentuée en phase de transition. Notre choix se portera donc sur la 1^o Solution et nous assimilerons pour la suite de l'étude α à ωt dans l'écriture des angles de battement et de pas cyclique.

Les conséquences dynamiques du centrage seront des critères de limitation de ce dernier.

II.6 Anti-couple

Il sera constitué par une hélice bipale à pas variable articulée en battement

- La conception de la cellule devra permettre de le situer en projection suivant l'axe O_{nzc} le plus près possible de la tête du rotor principal ceci afin de limiter son $\xi(v)$ de l'inclinaison latérale de la cellule.

Le position dans le sillage de la cellule et du rotor principal ne permet pas de faire pour l'anti-couple une analyse semblable à celle que nous entreprendrons par la suite pour le rotor principal.

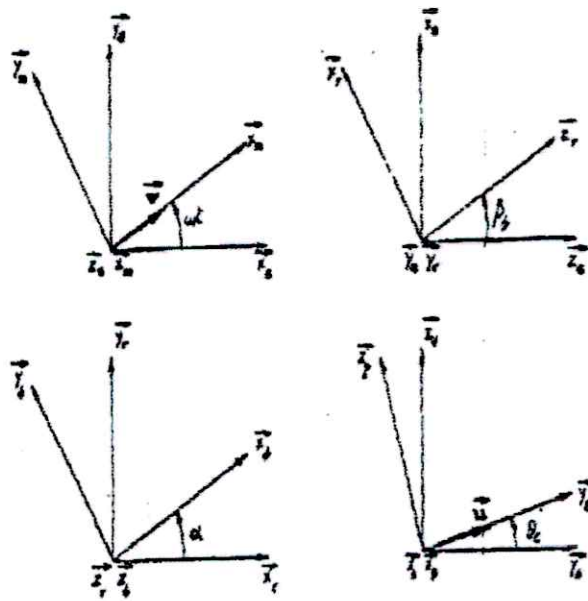
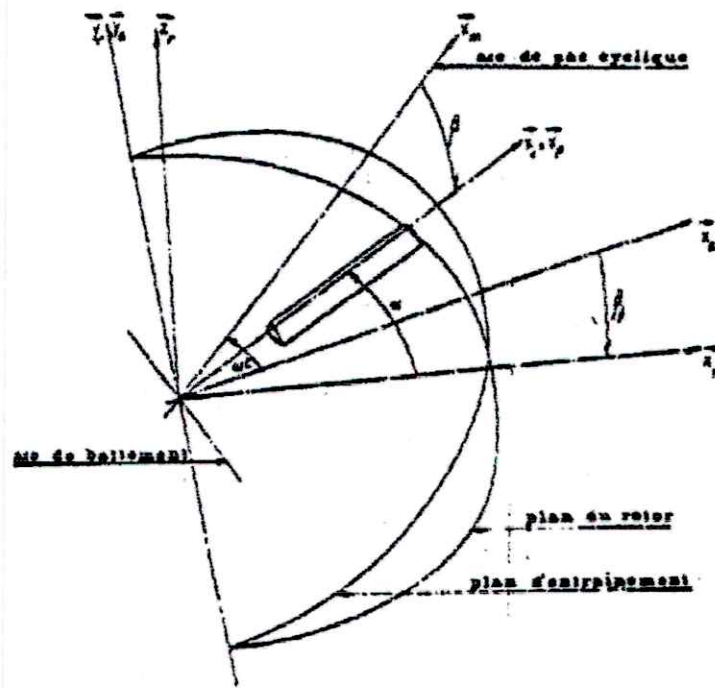


Fig (II-12) : Pas cyclique lié au mât

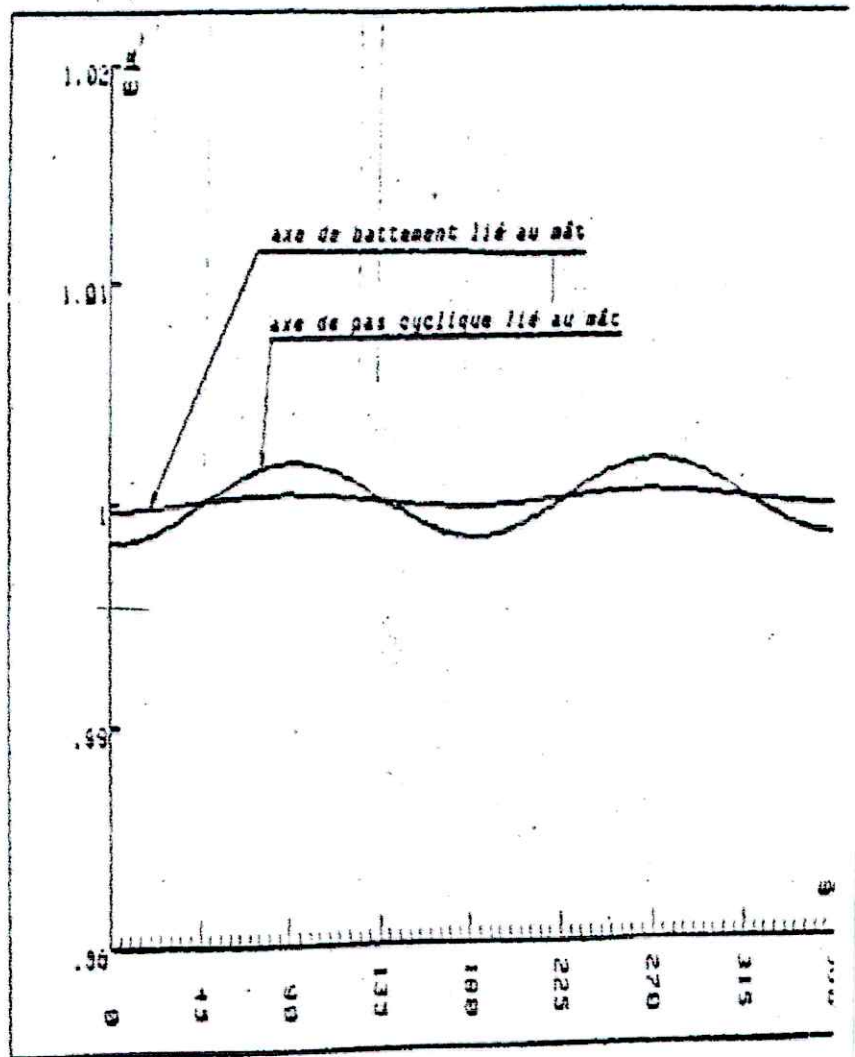
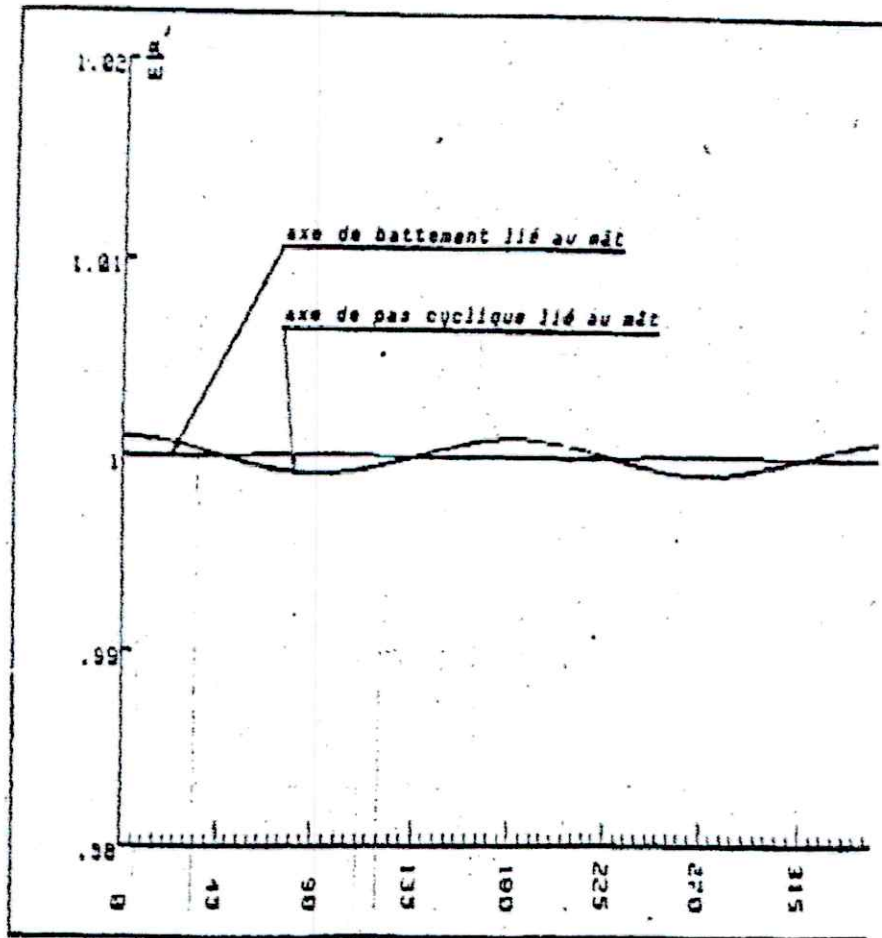
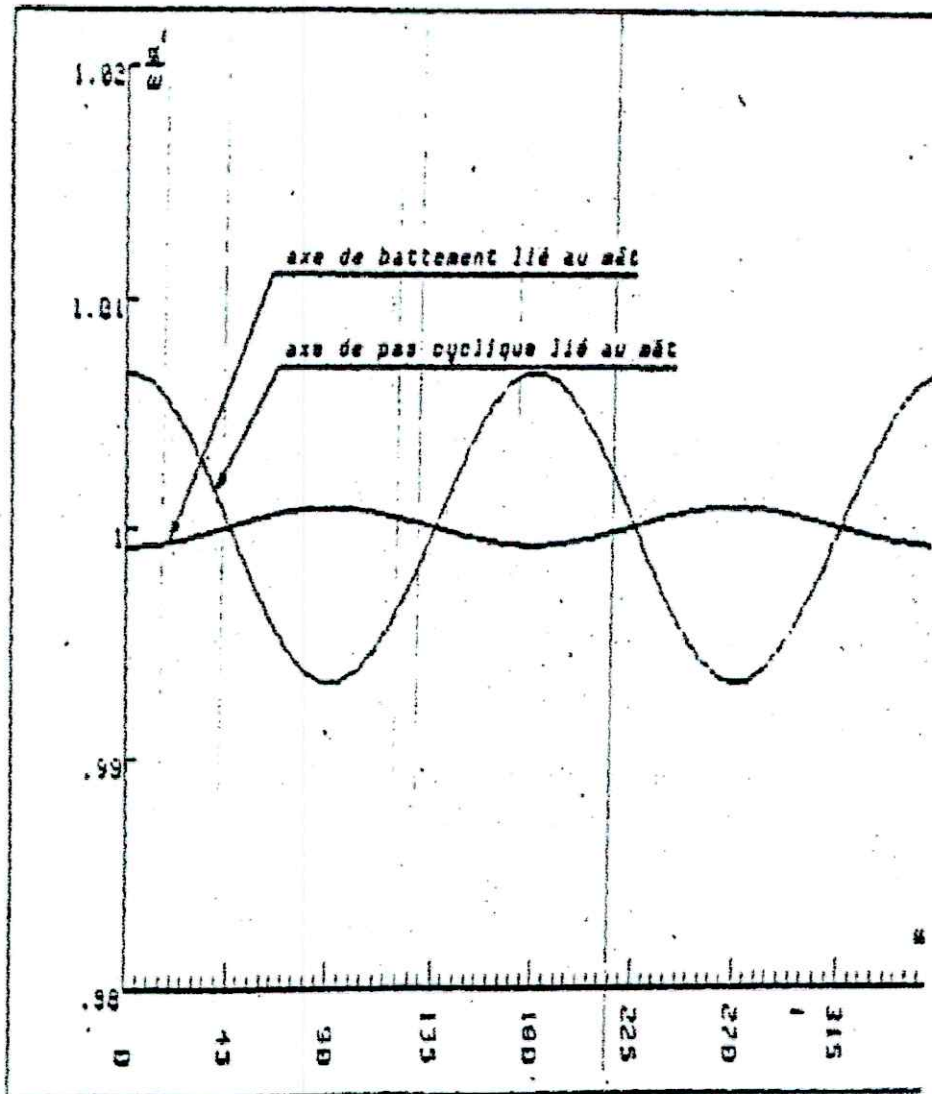


Fig (II-13): Centrage avant



Fig(II-14) : Centrage nul



Fig(II-15): Centrage arrière

CHAPITRE III
PRESENTATION DES
COMMANDES DE VOL

III.1- Généralités :

Le changement de la position équilibrée d'hélicoptère par rapport aux trois axes de giration s'effectue par variation de la valeur et du sens de la poussée du rotor sustentateur et par variation de la poussée du rotor anti-couple.

L'hélicoptère est commandé par le pilote agissant sur le rotor sustentateur et le rotor anti-couple par l'intermédiaire des tringleries de commande reliées aux commandes de vol (levier de pas collectif, levier de pas cyclique, palonnier de direction), il peut être commandé automatiquement à l'aide de l'auto pilote.

III.2-La commande cyclique de pas :

11.2.1- Définition :

La commande cyclique de pas est un organe permettant de faire varier la valeur et la direction de la résultante des forces aérodynamiques du rotor sustentateur par le changement correspondant des angles de calage des pales.

III.2.2- Composition : (figure III.1)

La commande cyclique de pas comprend un guide de coulisseau 1, un coulisseau 28, une bague 22 du plateau portant les leviers 8 et 14 et relié au coulisseau à l'aide d'un joint universel, un levier 5 de pas collectif, des renvois de commande en tangage (non représentés dans la figure 11.1) et de commande en roulis 25, des tringles 19 et 24 de commande de plateau cyclique en tangage et en roulis, des tringles 9 actionnant les pales et l'entraîneur de plateau constitué par deux pièces principales 15 et 17.

III.2.2.1- Le coulisseau :

Le coulisseau est reçu par le guide (se présente sous la forme d'un cylindre lisse en acier portant une bride fixée par huit goujons sur le réducteur principal), Ce coulisseau est divisé par trois parties

III.2.2.1.1- La partie supérieure du coulisseau :

Porte extérieurement deux tenons coaxiaux qui font corps avec celui-ci. Dans ces tenons sont alésés deux logements pour les paliers du joint universel.

III.2.2.1.2- La partie moyenne du coulisseau :

Présente des faces plates pour la fixation des supports 26 des renvois de commande en tangage et de commande en roulis.

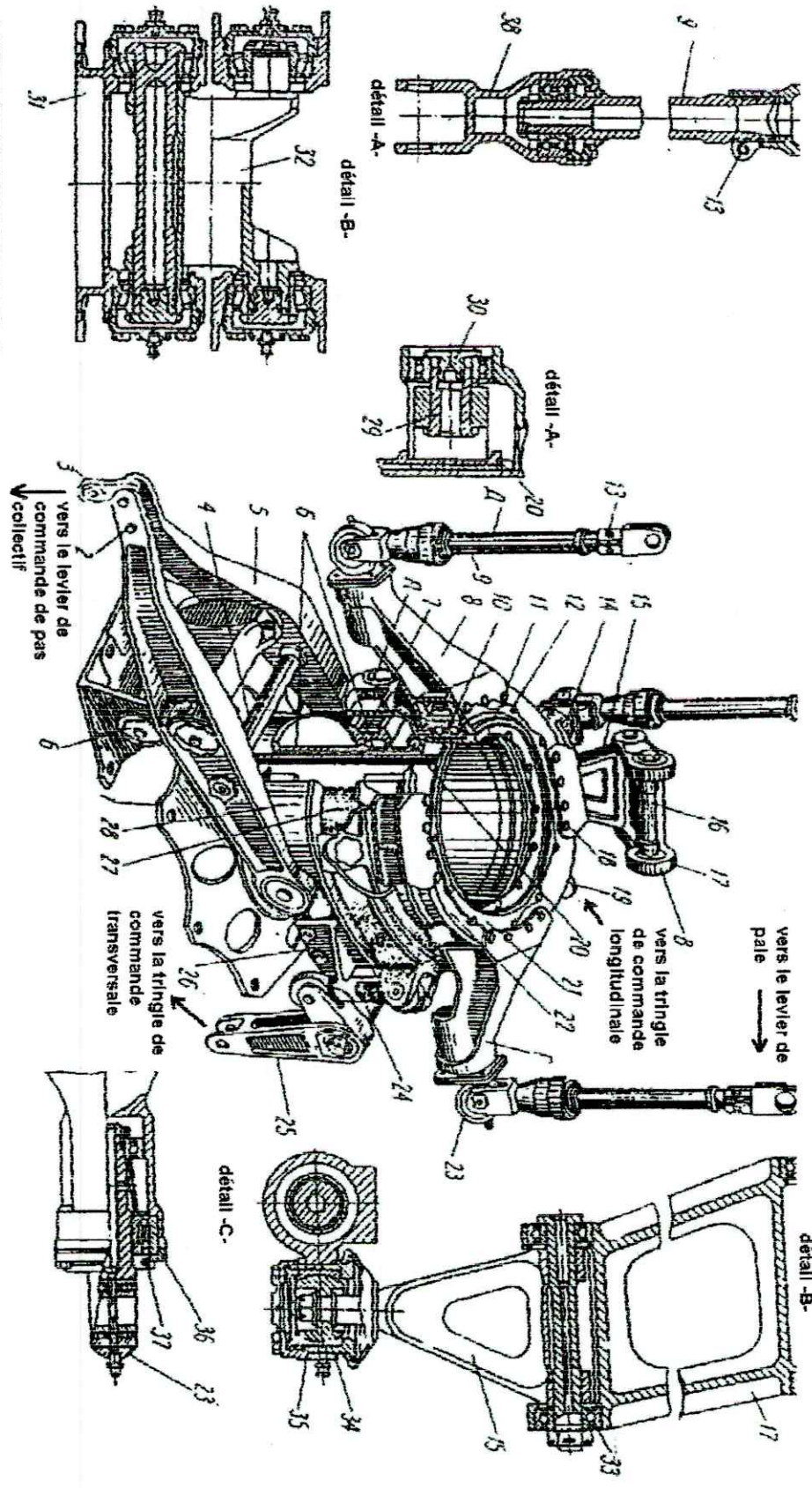
III.2.2.1.3- La partie inférieure du coulisseau :

Il fixe deux supports 26 sur les quels sont articulés les renvois de commande en roulis 25 et en tangage. L'un des bras du renvoi la commande en roulis est relie par la tringle de commande en roulis 24 à l'oreille de bague extérieure du cardan, tandis que l'autre est articule sur la tringle des commandes en roulis.

1-guidage du coulisseau;2-bouton du levier de pas collectif;3-bielle;4-entrelaie du levier de bronze du coulisseau;7-bague intérieure de cadron;8-levier de plateau cyclique;9-bielle de commande de la pale;10-roulement de plateau;11-bague de serrage du roulement de plateau;12-déclateur;13-bouton de serrage de la fourche supérieure de la bielle de commande de la pale;14-levier de plateau avec le logement d'entraîneur;15-levier d'entraîneur de plateau;16-axe de bielle;17-entraîneur de plateau;18-axe de bielle;19-entraîneur de plateau;20-axe de bielle;21-roulement de plateau;22-bague extérieure de cadron;23-axe de commande en roulis;24-tringlé de commande en roulis;25-roul de commande en roulis;26-support du renvoi de cadron;27-bague cyclique de pas;28-courillon de commande en roulis;29-bague extérieure de cadron;30-coulisseau du tourillon de levier de pas collectif;31-support du levier de pas collectif;32-bielle de commande de la pale;33-axe de levier d'entraîneur de plateau;34-rotule du levier d'entraîneur

17-bielle d'entraîneur de plateau;18-bouton de fixation du levier;19-tringlé de commande en tangage;20-bague d'entraînement en carnotchouc du coulisseau;21-couvercle du roulement de plateau;22-bague du plateau cyclique;23-axe de articulation du levier de plateau;24-tringlé de commande en roulis;25-roul de commande en roulis;26-support du renvoi de commande en roulis;27-bague cyclique de pas;28-courillon de commande en roulis;29-bague extérieure de cadron;30-coulisseau du tourillon de levier de pas collectif;31-support du levier de pas collectif;32-bielle de commande de la pale;33-axe de levier d'entraîneur de plateau;34-rotule du levier d'entraîneur

34-rotule du levier d'entraîneur;35-coussinet de bronze de l'articulation à rotule d'entraîneur;36-couvercle de l'articulation du levier de plateau;37-bague d'entraînement en carnotchouc de l'articulation du levier de plateau;38-fourche inférieure de la bielle de commande de la pale;39-fourche supérieure de la bielle de commande de la pale



Fig(III-1)- COMMANDE CYCLIQUE DE PAS

III.2.2.2- Le plateau cyclique (figure III.1)

Le plateau cyclique, proprement dit, se compose d'une partie médiane (bague 22) et de quatre leviers 8 et 14 fixés sur le plateau par des boulons prisonniers.

Les leviers sont en double T et se terminent par une douille à bride telle que la douille comporte deux roulements à bille sur lesquels porte l'axe 23 d'articulation du levier du plateau (voir détaille C (figure III.1)), cet axe est tenu en place par le couvercle 36 et quatre boulons. Ce couvercle est muni de la bague d'étanchéité 37.

III.2.2.3- La tringle de pale : (voir détaille A (figure III.1))

Elle se compose d'une fourche supérieure 39, d'une fourche inférieure 38 et d'une tringle, proprement dit, 9. Elle est raccordée à sa fourche inférieure par l'intermédiaire d'un roulement à double rangée de billes à poussée radiale et axiale.

L'extrémité supérieure de la tringle se visse dans la tourelle 39 et est retenue contre le dévissage par le boulon 13 qui serre les branches de la fourche.

Remarque', l'usinage de finition du plateau se faisant après son assemblage, ses éléments ne sont pas interchangeables et l'ensemble est non démontable.

III.2.2.4- L'entraîneur de plateau : (voir détaille B (figure III.1))

L'entraîneur sert à relier le plateau de commande de pas cyclique à la tête du rotor sustentateur, il se compose de deux éléments de la biellette d'entraîneur 17 et du levier d'entraîneur 15. La biellette et le levier sont articulés l'une sur l'autre par l'axe de levier 33 et par deux roulements à billes. L'axe 16 sert à raccorder la biellette sur le corps de la tête du rotor sustentateur au moyen de deux roulements à billes.

Sur l'extrémité du levier 15 est emmanchée une rotule 34 fixée par écrou. Cette rotule est embrassée par deux coussinets de bronze 35 montés dans le logement du levier de plateau 14. Pendant la rotation du rotor sustentateur le

plateau entraîne par l'entraîneur est également en rotation. Une telle construction de l'entraîneur permet au plateau de tourner à toutes ses inclinaisons possibles et à tous les déplacements verticaux.

III.3- Commande à main :

Les commandes à main servent à piloter l'hélicoptère en tangage et en roulis et comprennent deux manches à balai, les tringleries de commande en tangage et en roulis et les servomoteurs PA-10.

Les commandes à main sont dupliées de sorte que l'hélicoptère peut indépendamment être conduit par le pilote ou le copilote.

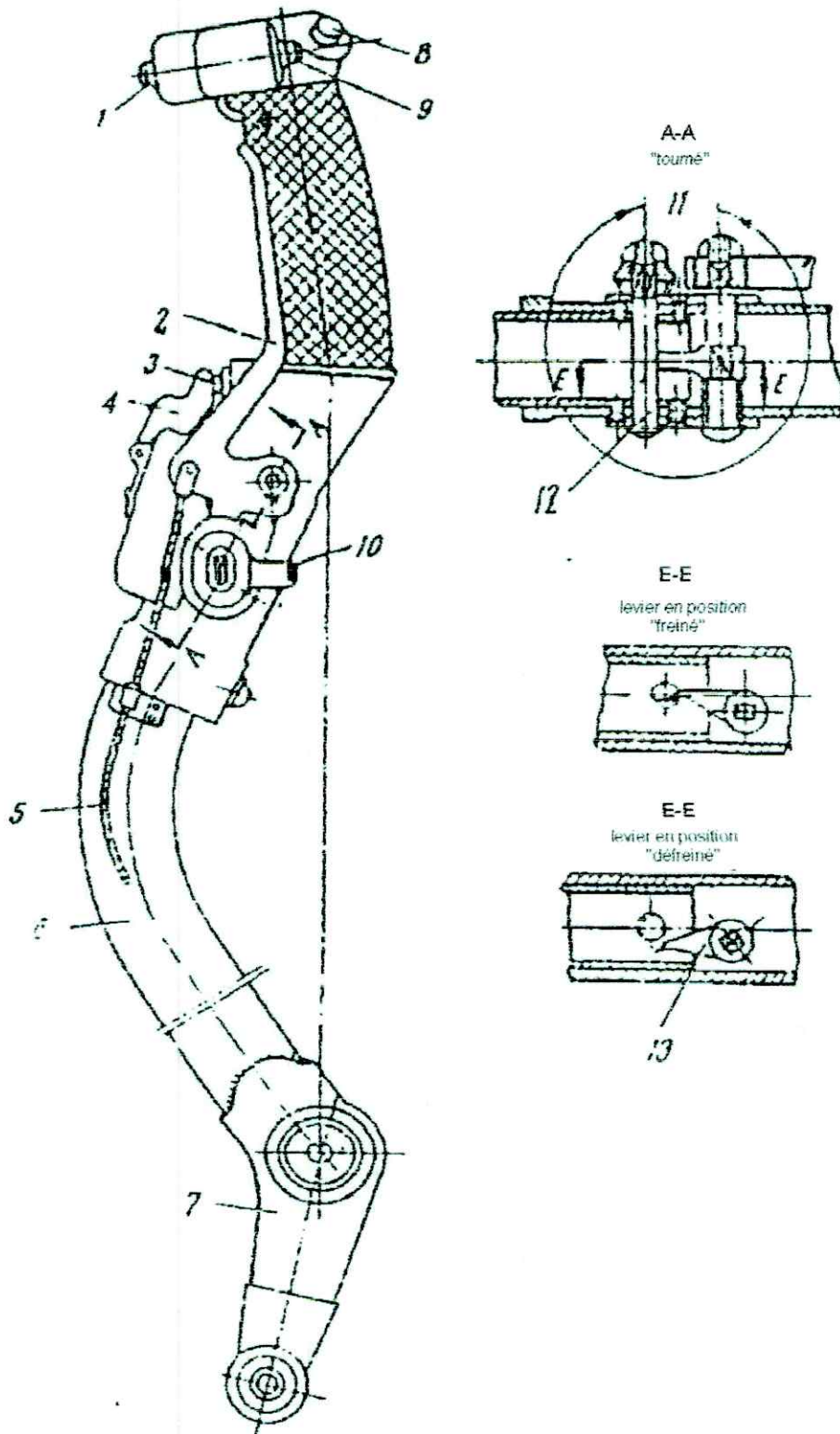
III.3.1- Le manche à balai :

III.3.1.1- Représentation : (figure III.2)

Les manches à balai sont courbés pour les commodités d'utilisation. Chaque manche est constitué par un levier tubulaire d'acier 6, une poignée coulée en alliage d'aluminium et un levier inférieur 7 soudé en acier.

Dans les logements spéciaux de la poignée sont montées le bouton radio 8, celui de l'interphone de bord 1, celui de largage de la charge extérieur 3 (sur le manche gauche). Le bouton 9 de mise en action du système d'équilibrage automatique et le bouton de débrayage du pilote automatique. Pour éviter une pression accidentelle sur le bouton de largage de la charge extérieur, on a prévu une sécurité 4.

Le manche à balai gauche comporte un levier 2 de commande du frein de la roue du train principale et un dispositif 11 de blocage du levier de frein. Le blocage du levier est obtenu par la rotation de la gâchette 10, par cette manœuvre le chien 13 emmanché sur l'axe du levier 2 prend appui sur un méplat du bouton 12 et retient le levier dans la position « FREINE ».



Fig(III-2). manche a balai

1- bouton de commande de l'interphone de bord; 2- levier de frein; 3- bouton de largage de la charge extérieure; 4- sécurité; 5- câble; 6- levier en tube; 7- levier; 8- bouton RADIO; 9- bouton TRIM; 10- gachette; 11- dispositif de blocage; 12- boulon; 13- cliqué.

III.3.1.2- Le montage de manche à balai : (figure III.3)

Les manches à balai sont montées dans des colonnes, chacune d'elles est fixée sur le plancher du poste de pilotage par cinq boulons et située symétriquement par rapport à l'axe longitudinal de l'hélicoptère.

Les colonnes sont de construction identique et se compose d'un arbre (9) avec la traverse 5, d'un support 8 coulé en magnésium, d'une bielle articulée spéciale 4 et d'un levier 11, un arbre cannelé est monté dans le bossage du support 8 à l'aide de deux roulements à bielle.

L'extrémité supérieure de cet arbre porte le levier 11 articulé sur la bielle 4. Sur l'extrémité inférieure de l'arbre le renvoi 12. Un bras du renvoi 12 est articulé sur la tringle 13 de la tringlerie de commande en tangage, tandis que sur l'autre est articulée la tringle raccordée au levier de la colonne droite : celui-ci est également monté sur un arbre cannelé et muni de deux roulements à biellettes servant au raccordement de la tringle allant de la colonne gauche et au raccordement de la tige du mécanisme de sensation artificielle des commandes en tangage.

III.3.1.3- Les débattements du manche à balai :

Les débattements transversaux sont possibles grâce à la rotation de la traverse et de l'arbre sur les roulements à biellettes du support 8.

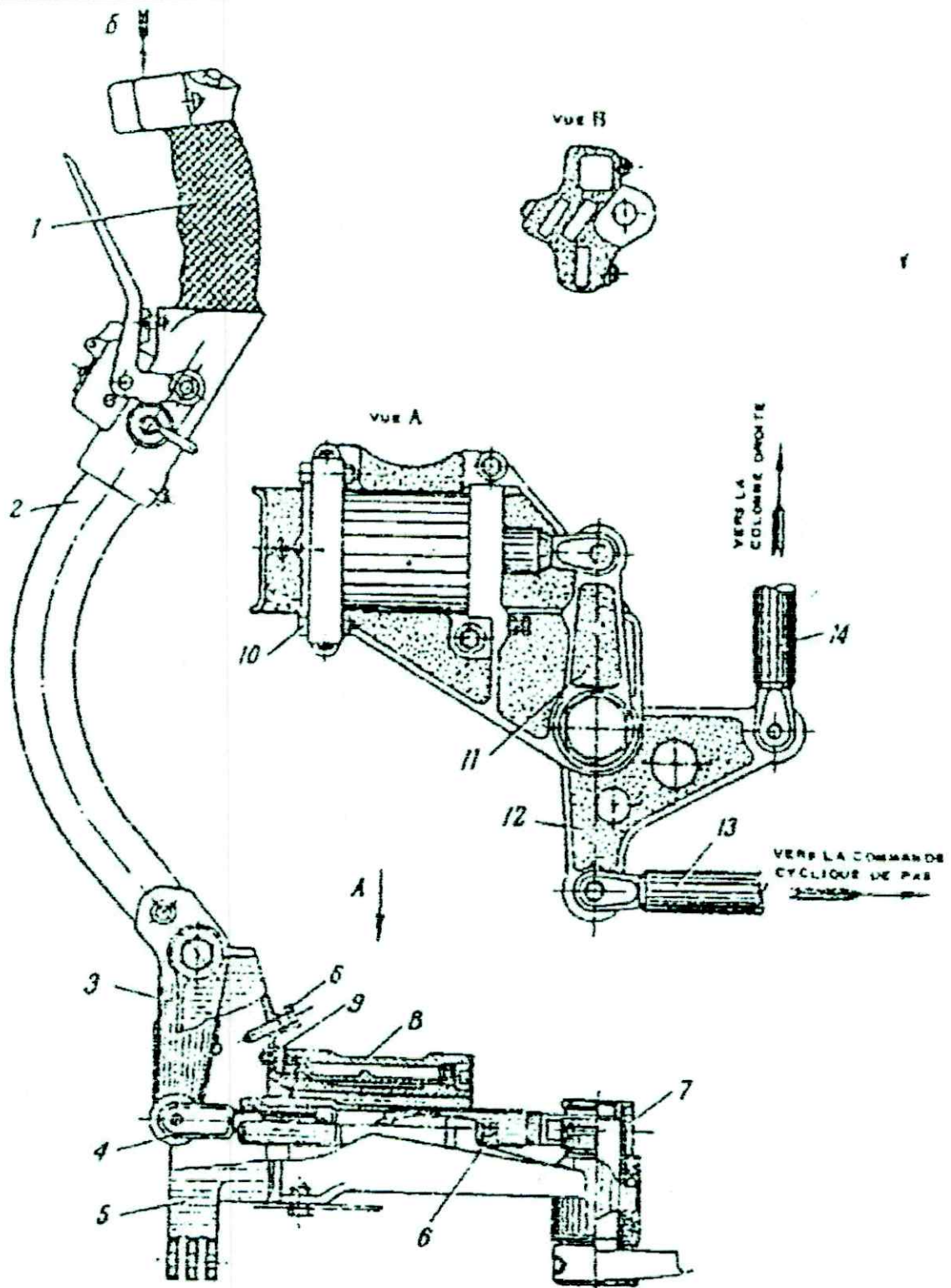
La bielle articulée de commande en tangage 4 reliant le manche au levier 11 passe à l'intérieur de l'arbre 9. Ceci permet d'assurer l'action indépendante des commandes en tangage et en roulis.

Les débattements longitudinaux sont assurés par la fixation de manche à balai par boulon sur la traverse qui assure en plus la fixation le pivotement du manche dans le sens longitudinal.

Pour limiter les débattements du manche à balai, la colonne gauche est dotée de butées. Dans les commandes en tangage ces butées sont constituées par des boulons réglables 6 se vissant dans la traverse 5 (Limitation des mouvements

manche pousse) et dans le support 8 (limitation des mouvements manche au ventre).

Les débattements transversaux du manche sont limités par les boulons non réglables 10 montés sur le bout du support 8 de la colonne gauche.



Fig(III-3). colonne du manche a Batai

1- poignée; 2- tube; 3 et 11- leviers; 4- brette; 5- traverse; 6- limiteur de débattements longitudinaux du manche
 7- l'arbre cannelé; 8- support; 9- arbre; 10- limiteur de débattements transversaux du manche; 12- roulot de
 commande; 13- tringle allant vers la colonne du manche droit; 14- tringle allant vers la commande cyclique de pas

III.3.2- le system de débrayage du pilote automatique :

III.3.2.1- généralité :

Sur quelques renvois et sur leurs supports est monté un dispositif spécial à mini rupteurs servant à débrayer le pilote automatique aux certains angles de débattement du manche à balai.

III.3.2.2- Le montage du system à mini rupteurs: (figure III.4)

Les dispositifs à mini rupteurs sont montés sur quelques renvois et sur leur support. Les nervures du support en magnésium 3 portent les supports soudés d'aciers 4 fixés par trois boulons. Deux trous de boulons de ces supports sont ovales pour permettre le réglage de position de supports. Sur les supports 4 sont vissés les minis rupteurs 5 et les leviers poussoirs 7 munis des galets 8.

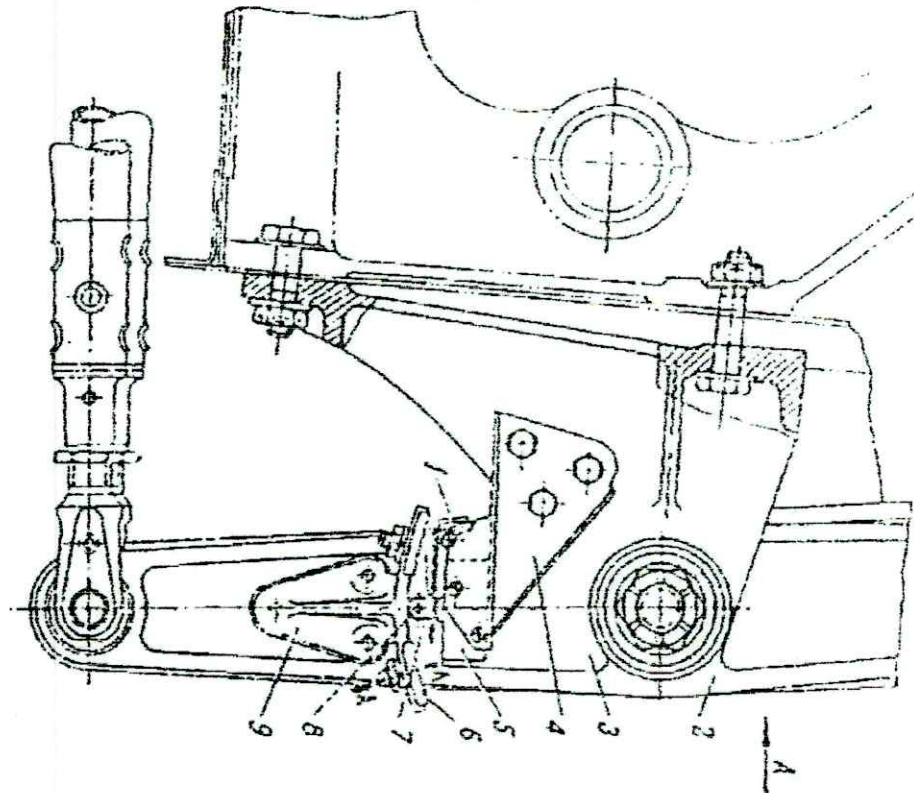
Le ressort 1 monté sur l'axe de rotation du levier 7 applique constamment celui-ci à la surface de travail des supports matrices en duralumin 9 rivetés sur les renvois.

Sur les épaulements des supports 9 sont situées les plaques de pression 6 : Le boulon de fixation de la plaque peut se déplacer dans une fente longitudinale du support 9.

III.3.2.3- Fonctionnement :

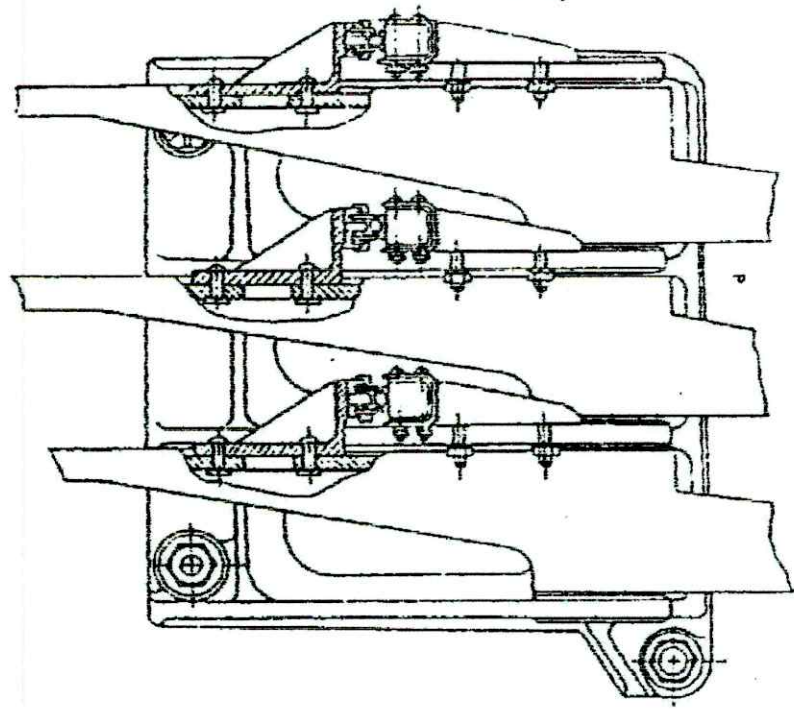
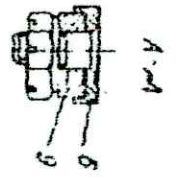
Lorsque le renvoi se déplace, le galet du levier 7 vient rouler sur la plaque 6 : Ceci provoque le pivotement du levier 7 qui ferme le mini rupteur.

Pendant le réglage des commandes les plaques 6 sont fixées de manière que le fonctionnement des mini rupteurs, donc le débrayage du pilote automatique se produise au moment où le manche à balai vient en butée de débattements longitudinaux ou bien lorsque le manche est incliné dans le sens transversal jusqu'à la position correspondant à l'inclinaison du plateau cyclique de $2^{\circ} 20' \pm 5'$ à gauche et de $2^{\circ} \pm 5'$ à droite.



Fig(III-4) rivetage des multiplicateurs de clavetage du pilote automatique

1- ressort, 2- rampe de commande par cédalles, 3- support, 4- support, 5- multiplicateur, 6- D de queue, 7- levier, 8- galet, 9- support



vue A

III.3.3- Les servomoteurs :

III.3.3.1- généralité :

Un servomoteur se compose :

- D'un moteur à courant continu.
- D'un système réducteur de vitesse à roues dentées.
- D'un potentiomètre.
- D'un circuit électronique.

Vous me direz, ça fait beaucoup de choses dans un petit boîtier. Les servomoteurs sont beaucoup utilisés en modélisme, par exemple : Pour sortir le train d'atterrissage d'un avion.

Les servomoteurs permettent de déplacer un bras jusqu'à une certaine position (ou angle).

III.3.3.2- Description :(figure III.5)

Les servomoteurs sont fixés sur des supports qui sont fixés sur le réducteur principal à l'aide de seize goujons.

Sur ce support sont boulonnée les supports soudés d'acier 11 : Ces derniers portent les transmetteurs de retour d'asservissement du pilote automatique fixés par quatre boulons.

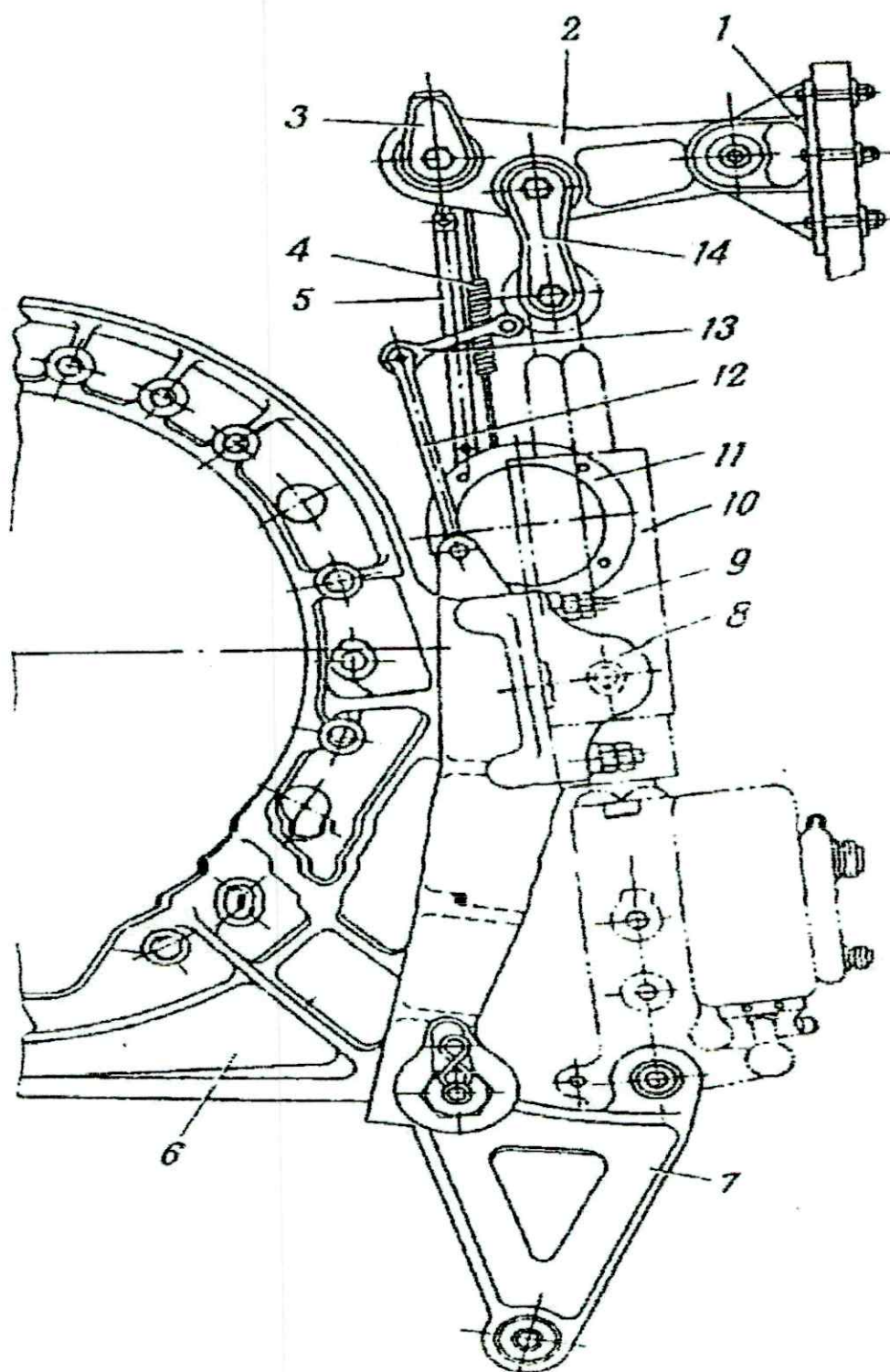
Les leviers des transmetteurs sont reliés par une tringle réglable 5 aux supports soudés d'acier fixé aux renvois(2)de commande en roulis en tangage. Pour rattraper les jeux accidentels dans la tringlerie d'entraînement des leviers des transmetteurs de retours d'asservissement, on a prévu le ressort à traction en acier 4, monté entre les leviers des transmetteurs et les supports fixés sur les renvois 2.

Les tourillons du servomoteur sont montés sur les appuis 8 à l'aide des roulements à billes et peuvent pivoter sur ces appuis.

Les appuis sont fixés par des goujons vissés dans les supports. Lors du montage les axes des servomoteurs et ceux des renvois reliés aux dispositifs à tiroir

des servomoteurs, sont situés dans le même plan, pour assurer une course uniforme et éviter les désaxements pendant le fonctionnement des servomoteurs.

Les tiges des servomoteurs sont retenues contre la rotation à l'aide des compas. Le levier d'acier 13 du compas est raccordé par un boulon d'articulation à l'embout de la tige matrice des servomoteurs, le levier de duralumin 12 est articulé sur les pattes du support 6.



Fig(III-5). montage du servo-moteur PA-10 de commande en roulis

1- support; 2- renvoi; 3- embout; 4- ressort; 5- tringle; 6- support;
 7- renvoi; 8- appui; 9- broche; 10- servo-moteur PA-10; 11- support du
 transmetteur de liaison par réaction; 12 et 13 - leviers; 14- bielette

III.3.3.3- Fonctionnement :

L'hélicoptère étant piloté à la main. Les déplacements du manche à balai sont transmis par les tringleries de commande en tangage et en roulis aux renvois 7 articulés à ceux des servomoteurs, et provoquent les déplacements du tiroir de distribution et de la tige motrice des servomoteurs. Lorsque l'hélicoptère est conduit ou moyen du pilote automatique, les signaux électriques, fournis par le bloc de commande de l'autopilote au relais électromagnétique des servomoteurs, produisent les déplacements du tiroir de l'autopilote et des tiges motrices des servomoteurs.

Les embouts des tiges motrices sont reliés par les biellettes d'acier 14 avec les renvois 2 montées sur une plaque coulée en magnésium fixée sur le bâti du réducteur, les tringles d'acier 3 transmettent les mouvements des renvois 2 aux renvois de tangage et de roulis de la commande cyclique de pas.

Les servomoteurs étant du type irréversible, ils ne transmettent pas les efforts du rotor sustentateur au manche à balai tant que le système hydraulique n'est pas sous pression, les tiges motrices des servomoteurs fonctionnent comme des tringles de commande rigide et la totalité du couple de réaction du rotor principal sont transmis au manche à balai.

III.4•des commandes par pédales :

Ces commandes permettent de piloter l'hélicoptère en lacets à l'aide du routier anti-couple.

III.4.1- Le palonnier de direction :(figure III.6)

Le palonnier de direction du type à parallélogramme articulé constitué un groupe séparé monté sur le support 11 coulé en alliage de magnésium. Le parallélisme de *la course* des pédales est assuré par deux *tringles* 4 articulées sur les

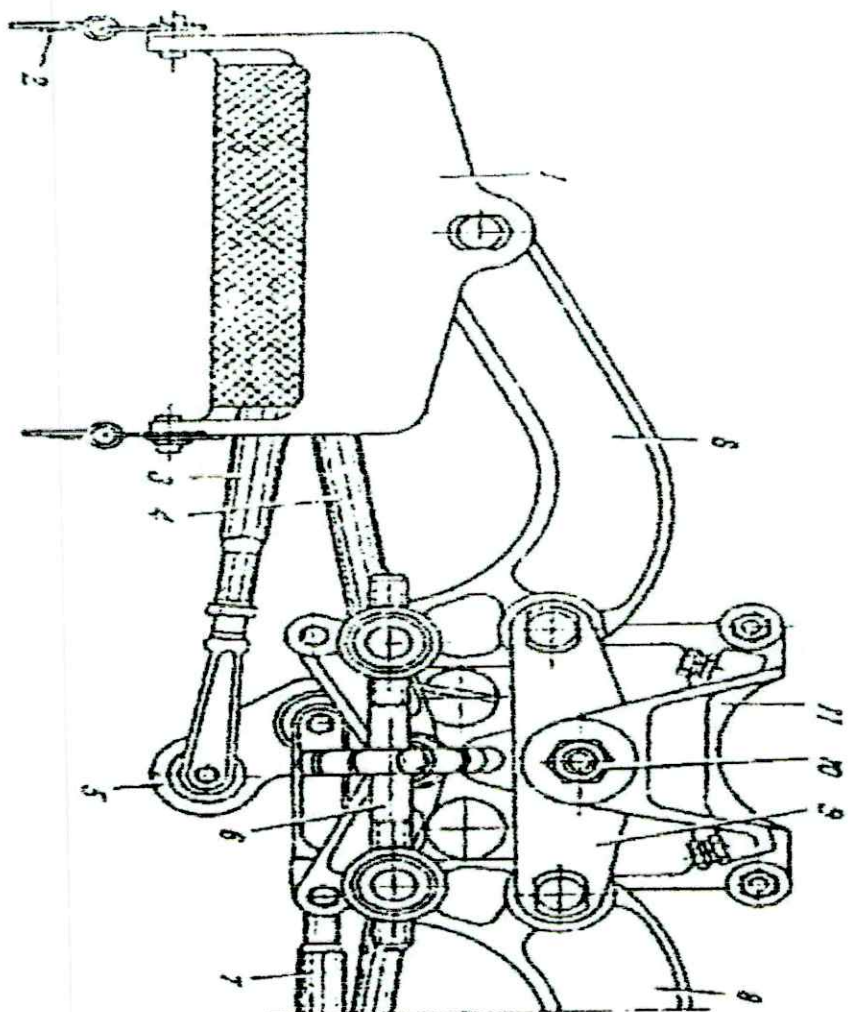
goujons du support et des marches pieds du palonnier. Le réglage du palonnier selon la *taille* du pilote est effectué *en faisant* tourner le volant de la vis de réglage 6.

L'extrémité inférieure de l'axe cannelé 10 porte un levier matrice 5 en alliage d'aluminium.

Le levier 5 du palonnier droit est articulé sur la tringle 4 des tringles de commandes à pied et sur la tringle 3 reliant entre eux le palonnier droit et le palonnier gauche. Sur le levier du palonnier droit sont articulées la tringle allant du palonnier gauche et la tige du mécanisme de sensation artificielle des commandes à pieds.

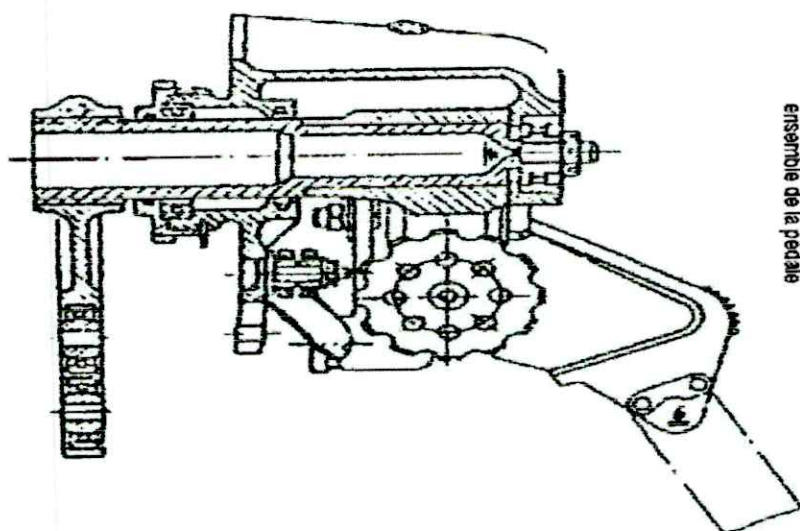
La liaison entre le palonnier de gauche et de droite est assurée par des tringles réunies par un renvoi intermédiaire.

Les débattements du palonnier sont limités par des butées réglables situées au support du palonnier.



Fig(III-6). palonnier de l'hélicoptère équipé du pilote automatique

- 1- pédale; 2- courroie; 3, 4 et 7- tringles; 5, 8 et 9- leviers; 6- vis de réglage
- 10- axe; 11- support



ensemble de la pédale

III.5- commandes des mécanismes de sensation artificielle :

III.5.1- le rôle :

Du fait que les commandes de vol en roulis, tangage et direction sont irréversibles et les forces aérodynamiques provenant du rotor sustentateur et du rotors anticouple et ne se transmettent pas, par conséquent, aux organes de commande, ces commandes comprennent des mécanismes de sensation artificielle servant à créer un gradient positif des efforts au levier de pas cyclique et au palonnier de direction, lorsque ceux-ci sont déplacés, ainsi que des mécanismes électriques qui permettent de compenser les efforts au levier et au palonnier de direction, lorsque leurs tiges sont sorties de 20mm.

La compensation des efforts aux organes de commande se fait automatiquement à l'aide d'un dispositif spécial assurant la commande des mécanismes et faisant parties de l'ensemble des mécanismes de sensation artificielle.

III.5.2- la composition de mécanisme de sensation artificielle :(figureIII-7)

Le mécanisme de sensation artificielle des commandes en roulis, tangage et direction sont identiques et ne se différencient que par leurs caractéristiques de forces et dimensionnelles. Chaque mécanisme de sensation se compose d'un boîtier 1 d'une tige 10 et de deux ressorts 2 à caractéristique de force égales.

Les boîtiers des mécanismes de sensation sont de construction soudée : ils sont constitués par un type d'acier dont l'une des extrémités présente un fond portant une oreille munie d'un roulement à billes monté à la presse, tandis que sur l'autre extrémité et soudée un écrou dans le taraudage duquel se visse un couvercle 9. Le type reçoit extérieurement par soudage des bossages sur lesquels sont vissées les plaques de pression en acier 5 et les gaines matricées de duralumin 7 servant à protéger les mécanismes de sensation artificielle contre la pénétration de corps étrangers sur les boîtiers des mécanismes de sensation artificielle sont prévus

des fontes longitudinales, diamétralement opposées servant de guidage pour le vis 6 de la tige.

Les tiges des mécanismes de sensation sont également de construction soudée : sur le tube d'acier servant de guidage de la tige est soudée une tête constituée par deux rondelles soudées entre elles et par deux parois longitudinales.

Deux mini rupteurs 3 sont fixés par des vis entre les parois de la tête de la tige. Les mini rupteurs sont isolés des parois de la tête de tige par des plaques de textolyte, de plus des surfaces intérieures de la tête de tige sont enduites du vernis isolant.

Les fils de mini rupteurs gainés d'un type en chlorure de vinyle sont logés dans le type de la tige et sorte par la queue percée de la fourche 12 de la tige, ils sont fixés sur le type de la tige à l'aide du collier 11.

Les ressorts 2 de chaque mécanisme de sensation possèdent les mêmes caractéristiques dimensionnelles et de forces. Ils sont fabriqués à partir des barres d'acier spéciales à ressort. La longueur des ressorts est telle que, pendant le montage des mécanismes de sensation, ils subissent un certain cirage préalable qui est différent pour chacune de commandes (en roulis, tangage et direction).

La tête des mécanismes de sensation comporte un dispositif de pression produisant la fermeture du mini rupteurs 3. Les vis 6 fixent les oreilles 15 sur la tête de tige. Sur les axes de ces oreilles sont articulées et les leviers 13 et les ressort 14.

L'axe de levier 13 porte les galets 4 : le montage se fait de façon à assurer de rotation facile de ces galets.

III.5.3- fonctionnement de mécanisme :

Lorsque la tige du mécanisme de sensation est déplacée, le galet 4 se heurte contre le bord biseauté de la plaque 5 : Ceci provoque le pivotement de leviers 13 qui commence à actionner la tige de mini rupteur.

La fermeture de celui-ci s'opère au moment de l'écartement maximum du levier. A partir de ce moment de mini rupteur reste fermé a toute la longueur de la course de la tige.

Le déplacement de la tige dans le sens inverse provoque l'ouverture de ce mini rupteur suivi de l'ouverture de l'autre mini rupteur. La position des plaques 5 est réglée de façon que la fermeture du mini rupteurs ne se produit qu'après un certain déplacement de la tige du mécanisme de sensation par rapport à sa position neutre (centrale). Cette course morte est éditée zone d'insensibilité du mécanisme de sensation.

La zone d'insensibilité est la même pour tous les trois mécanismes de sensation : elle est réduite au minimum admissible pour assurer au pilote les conditions les plus favorables de manoeuvre des commandes de vole pendant l'équilibrage de l'hélicoptère a tous les régimes de vol.

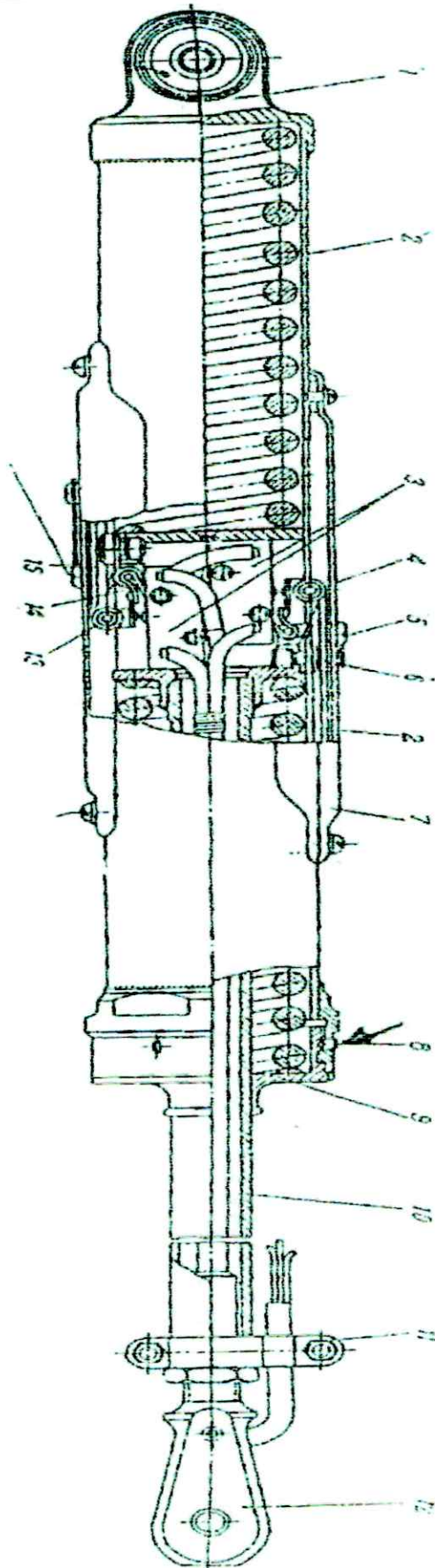


Fig. 71. mecanisme de sensation artificielle

- 1- boîtier; 2- ressort; 3- minuteur; 4- galet; 5- plaque; 6 et 8- vis; 7- gaine; 8- couvercle; 10- tige; 11- collier; 12- faurche; 13- levier; 14- ressort; 15- oreille.

III.5. 4- le montage des mécanismes : (figure III.8)

Les ensembles de mécanisme de sensation artificielle sont identiques pour toutes les trois commandes de vol : Chacun d'eux comprend un mécanisme de sensation a ressort (1, 5 et 6) relie avec le mécanisme électrique au moyen du renvoi 2.

Les supports 7 sur lesquels sont articulés les corps des mécanismes électriques et les supports 4 portant les renvois 2 sont rivetés sur la carcasse du plancher du poste de pilotage.

Tous les éléments précités sont montés dans le plancher du poste de pilotage du coté droit, les renvois 2 tournent sur des supports matrices en alliage d'aluminium rivetés sur la carcasse du plancher.

En service en accède aux mécanismes de sensation artificielle par des portes aux panneaux facilement amovibles pratiquées dans la partie inférieure du plancher du coté de la soute.

Les mécanismes de sensation artificielle sont raccordés aux commandes de vol de la façon suivante :

La fourche de la tige du mécanisme de sensation des commandes en tangage et articulées sur le renvoi de la colonne de commande droite, l'oreille du boîtier de mécanisme de sensation des commandes en roulis est reliée avec la traverse de la colonne de commande droite, la fourche de la tige du mécanisme de sensation des commandes à pied est raccordée au levier du palonnier de direction droit.

La construction des mécanismes de sensation et le schéma électrique de branchement de ceci et des mécanismes électriques sur le réseau de bord électrique assurent la compensation automatique et simultanée des efforts dans tous les trois commandes de vol.

III.5.5- la compensation des efforts :

Un tel système de branchement simultané des mécanismes de sensation et des mécanismes électriques pendant la mise en marche du pilote automatique assure la compensation automatique des efforts aux organes de commande en cas d'un changement de la position équilibrée de l'hélicoptère et permet d'éviter des déplacements brusques du manche à balai et des pédales au moment de débrayage du pilote automatique, ainsi que de prolonger le potentiel des mécanismes électriques (origine de vol stabilisé par le pilote automatique les efforts au commandes de vol ne sont pas compensés et les mécanismes électriques restent inactifs).

La position du mécanisme de sensation et la sortie des tiges des mécanismes sont contrôlées d'après les indicateurs électriques montées au tableau de bord devant le pilote.

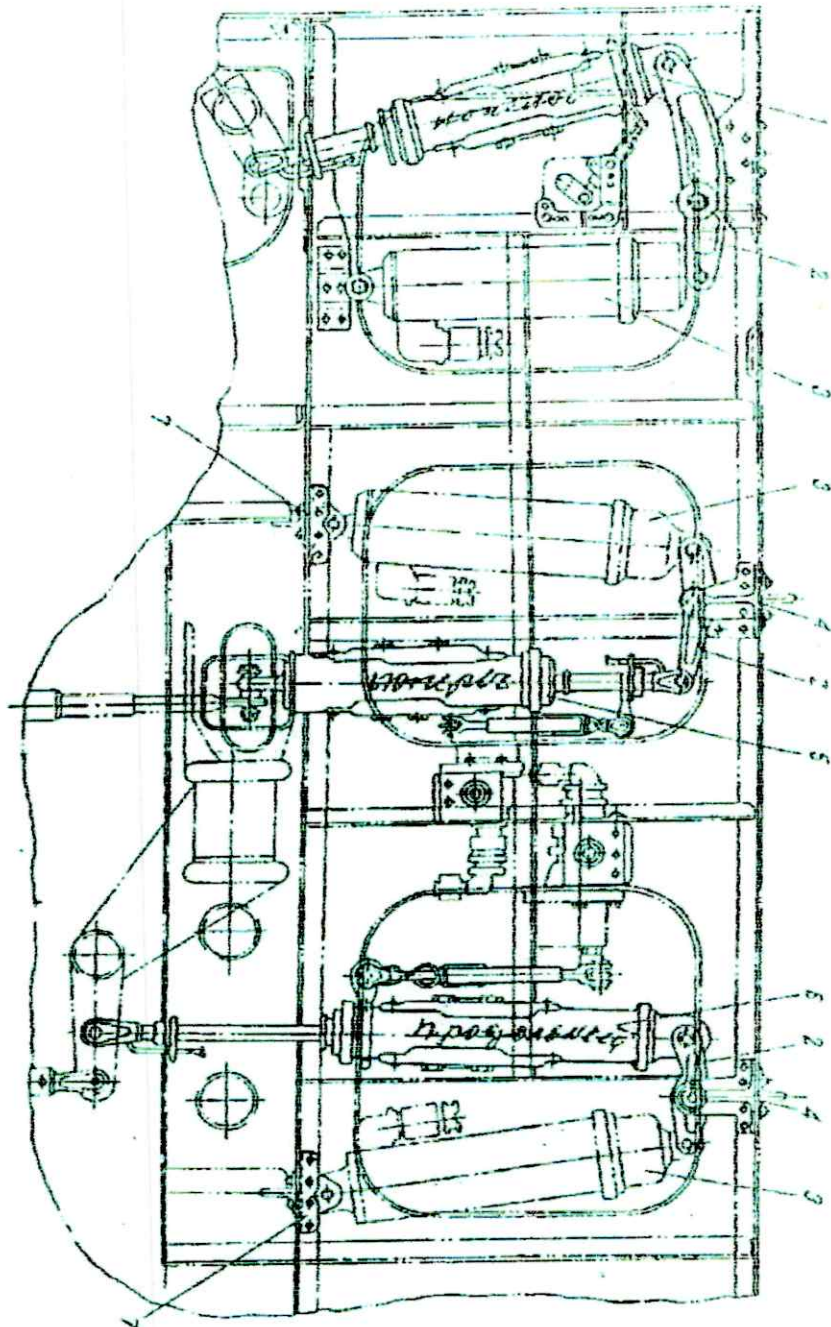


Fig (III-8). montage des mecanismes de sensation artificielle

- 1- mecanisme de sensation artificielle de commandes par pédale;
- 2-roule;
- 3- mecanisme électrique;
- 4et 7- supports;
- 5- mecanisme de sensation de commande en rouls;
- 6- mecanisme de sensation de commande en tangage;

III.6- commandes de pas collectifs du rotor sustentateur et de gaz normal du moteur :

III.6.1- Généralité :

La commande de pas collectif sert à augmenter ou diminuer le changement simultané de l'angle de calage de toutes les pales, donc la variation de la poussée du rotor sustentateur tandis que la commande de gaz normal de moteur sert à varier la puissance du moteur par l'ouverture ou la fermeture de la vanne d'étranglement du moteur.

III.6.2 - levier de commande gaz-pas :

III.6.2.1- composition :

Les leviers de commande « gaz-pas » sont montés sur le même arbre et se trouvent au poste de pilotage à gauche de chaque pilote. Ils se composent de :

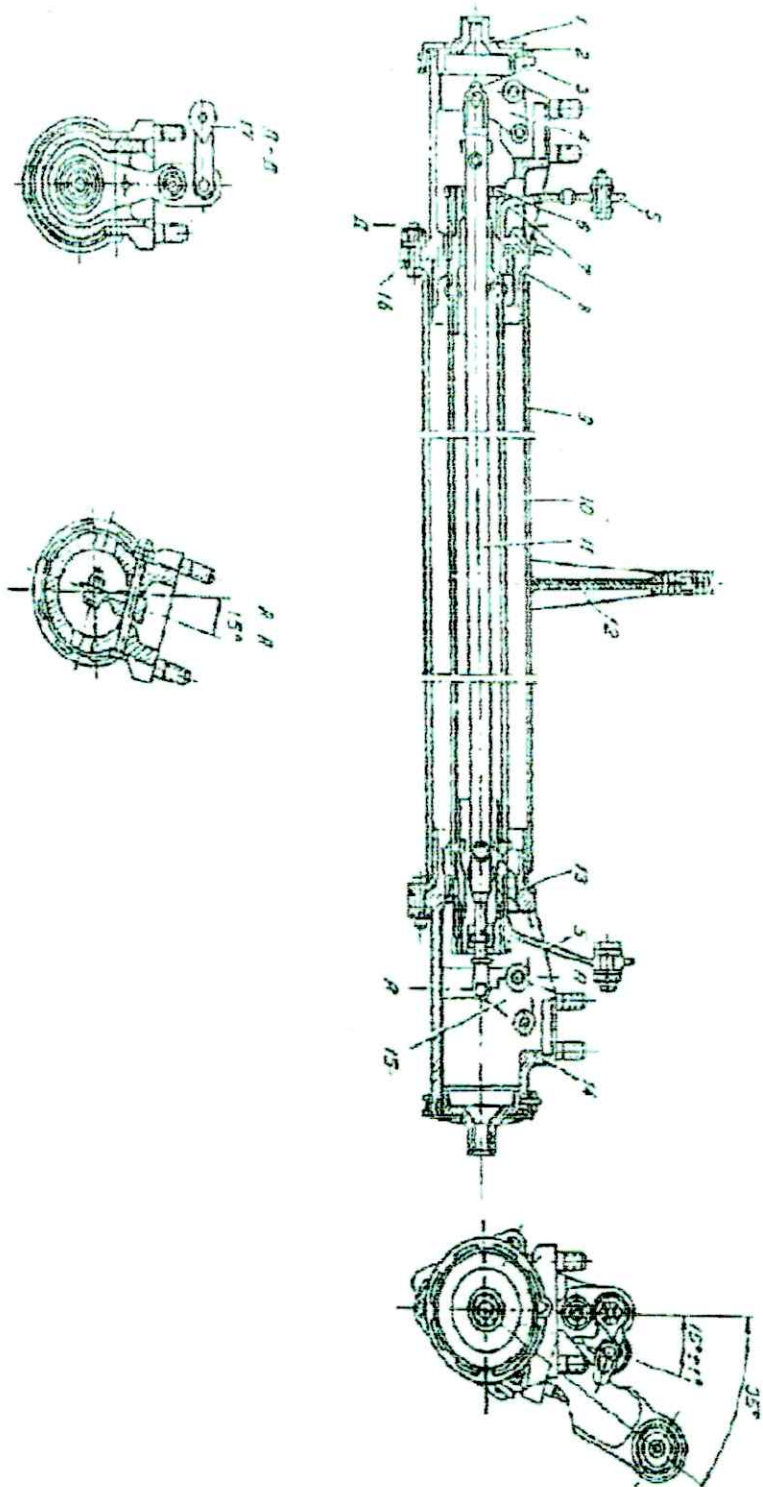
III.6.2.1.1- Un arbre de levier :(figure III.9)

L'arbre de levier est constitué par le tube d'acier 9 dont les extrémités portent les brides soudées en aciérie raccordées par trois boulons au corps gauche 8 et corps droit 14. Les parties en bout des corps 8 et 14 portent les tourillons d'acier 1 fixé par les écrous 2 qui sont freinés par rapport au corps par des bagues d'arrêt 3.

Les corps 8 et 14 sont décalés l'un par rapport à l'autre de sorte que les deux leviers de commandes font un angle de 15° . Sur le tube de l'arbre des leviers est soudée le levier d'acier 12 sur lequel est articulée la tringle de commandes de pas collectif. L'arbre 10 est constitué par un tube de duralumin sur lequel sont rivés deux tourillons d'acier 13. Les tourillons de l'arbre portent sur les corps 8 et 14 au moyen de deux roulements à bille. Le roulement de corps gauche 8 est monté à la presse, celui de corps droit 14 est de type flottant.

Les leviers 5 sont fixés sur les tourillons 13 par des écrous 6.

L'arbre 10 assure ainsi la liaison entre les poignées de puissances du levier gauche et du levier droit.



Fig(III-9). arbre des leviers de commande "gaz-pas"

- 1- tourillon; 2 et 6- écrous; 3- bague d'arrêt; 4- renvoi; 5 et 12- leviers; 7- tige;
- 8- corps; 9- tube; 10- arbre; 11- tringle; 13- tourillon; 14- corps; 15- renvoi; 16-
- bride; 17- moillon.

III.6.2.1.2- Un secteur denté :(figure III.10)

Le secteur denté en acier 19 est boulonné sur les supports 17 du levier gauche servant à immobiliser les leviers gaz-pas. En certaines positions intermédiaires, le pas des dents du secteur permet le réglage du pas collectif du rotor sustentateur tous les 36'. Les surfaces des dents du secteur sont cémentées. Le secteur comporte une butée de position basse du levier gaz-pas : cette position correspond à un pas collectif de 3° 30' des pales du rotor sustentateur. Cette butée se présente sous la forme d'un étrier fraisé en acier fixé sur le secteur par un boulon. Le tube 23 est la tige 30 du levier gauche gaz-pas présente des fontes pour le passage du secteur 19. A l'intérieur du levier gaz-pas et de leurs arbres sont montés des dispositifs de verrouillage des leviers sur le secteur 19. Ce verrouillage est effectué à l'aide d'un cliquet d'acier 21 fixé par une goupille dans le cylindre d'acier 22. La surface des dents du cliquet 21 est cimentée. Le ressort 7 repousse constamment le cylindre 22 vers le haut de sorte que le cliquet soit en prise sur les dents du secteur et immobilise le levier de commande dans la position voulue.

Pour débloquer le cliquet on presse sur la gâchette 34 articulées sur les pattes du capuchon 32. Celui-ci est vissé sur la partie supérieure de la poignée tournante et freinée par deux goupilles filetées. Lorsqu'on appuie sur la gâchette, le piston 33 se déplace vers le bas, actionne la tringle 29 articulée sur lui et sur le cylindre 22, comprime le ressort et, le cliquet se trouve écarté du secteur denté.

III.6.2.1.3- Un poigne :

Aux extrémités supérieures des tiges de tous les deux leviers de commande sont montés sur deux roulements à billes, les poignées tournantes 31 sur lesquelles sont mis à la presse et fixés par des vis des écrous de bronze 28 au taraudage rectangulaire à huit filets. La poignée est en duralumin et porte extérieurement une couche de caoutchouc. Le roulement à billes inférieur est monté à la presse dans la

poignée et serré contre celle-ci par un écrou 28 et par une rondelle. Le roulement à billes supérieur est du type flottant.

Lorsqu'on tourne la poignée 31 de $50^{\circ}30'$ dans le sens antihoraire (ouverture de la vanne d'étranglement), la vis 26 se déplace axialement de 9.5 ± 0.1 mm vers le bas : Lorsqu'on fait tourner la poignée de 45° dans le sens horaire (réduction du gaz), la vis se déplace de 9 ± 0.1 mm vers le haut.

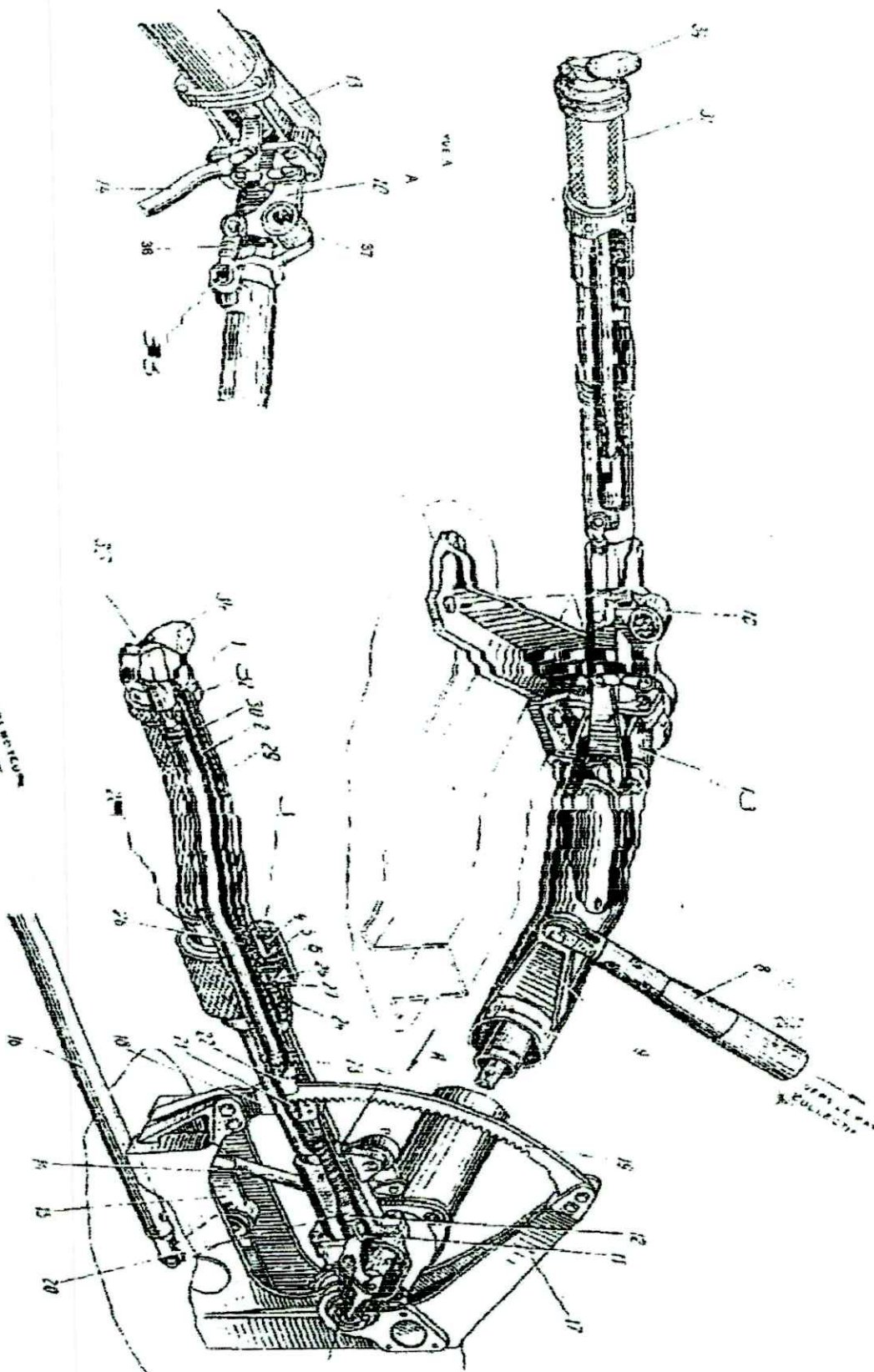


Fig. 10) leviers de commande "gaz-pas"

9, 27-28- écrous, 2- manche de couloir, 3- couvercle, 4 et 7- ressort;
 5- at-5-disque à friction, 8, 14, 18, 20, 29- des tiges; 9- levier, 10-
 renvoi, 11- tige réglable, 12- douille, 13- corps, 15- renvoi, 7- support

18- butée, 19- succion, 21- cliquet, 22- cylindre, 23, 24- entose, 25-
 clavette, 26- vis, 30- tige, 31- poignée, 32- capuchon, 33- piston, 34-
 godinette, 35- axes, 36- mail

III.7- Commande du frein du rotor sustentateur :

III.7.1-définition :

Les commandes du frein du rotor sustentateur servent à freiner la transmission pendant le démarrage et le réchauffage du moteur, ainsi qu'à l'arrêt rapide du rotor sustentateur lorsque le moteur est coupé.

III.7.2- Composition :(figure III.11)

Les commandes du frein du rotor sustentateur comprennent un levier de commande situé dans le poste de pilote à droite du pilote, des poulies de guidage en duralumin montées sur des supports en acier soudées, un câble avec un tendeur et un ressort de décharge situé devant le frein du rotor sustentateur.

Le levier de commande du frein est en tube de duralumin 5 dont l'extrémité supérieure porte la poignée en caoutchouc durci 4, tandis que son extrémité inférieure est rivetée sur le socle en duralumin 7 de levier. Le socle est articulé par deux roulements à billes et un boulon sur le support 15 coulé en magnésium boulonné sur le plancher du poste de pilotage.

Le socle est percé d'une fente pour le secteur denté 12 permettant d'immobiliser le levier de commande du frein dans la position voulue. Et d'une autre fente pour le cliquet 10 du dispositif de verrouillage. Le secteur est boonnées sur les pattes du support 15.

A l'intérieur du levier de commande du frein est monté un dispositif de verrouillage commandé par le bouton de caoutchouc durci 1 situé au bout de la poignée du levier.

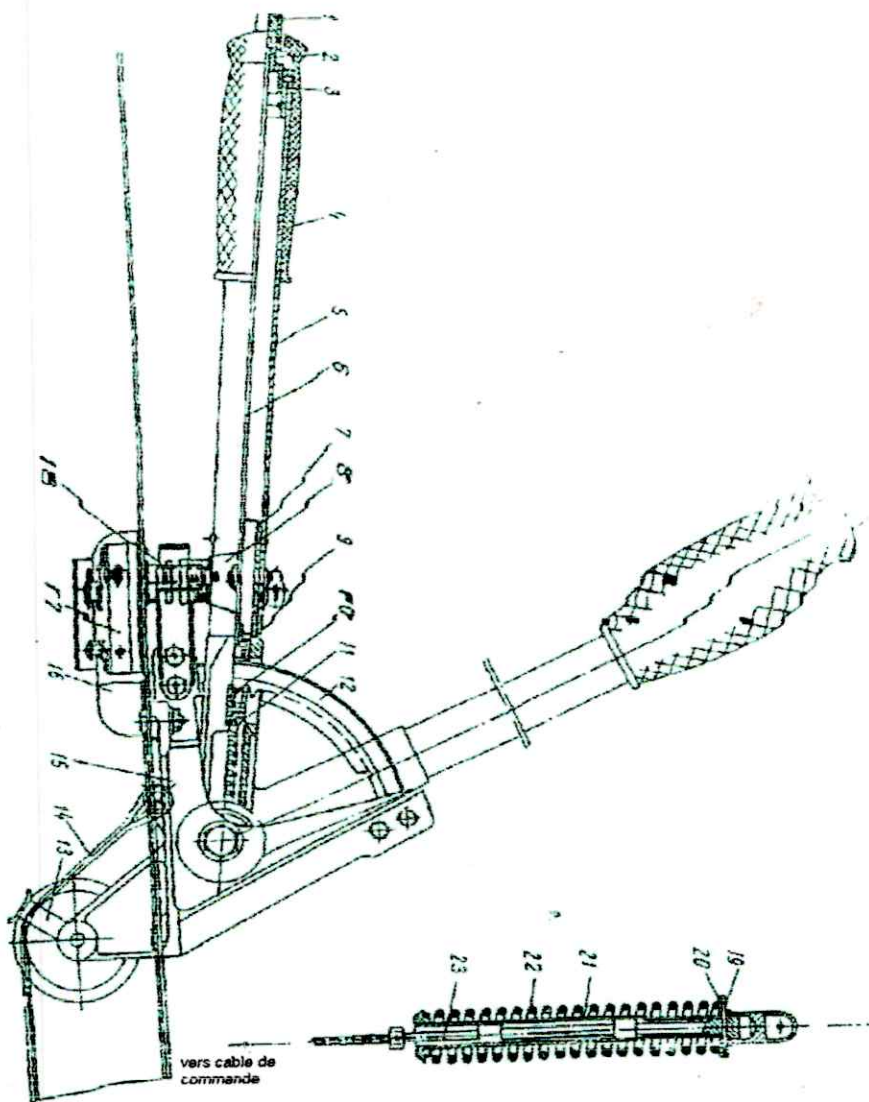
La commande du dispositif de verrouillage comprend un bouton 1, un poussoir d'acier 2, un coulisseau 9 sur lequel est riveté le cliquet d'acier 10 et un ressort de rappel 11.lorsqu'on appuie sur le bouton, il se produit un déplacement du poussoir et le cliquet se trouve désengrené du secteur, en

débarrassant le levier de commande qui peut ainsi être sollicité le long du secteur. Lorsqu'on relâche le bouton, le ressort de rappel met le cliquet en prise avec les dents du secteur.

Le levier de command du frein comporte des pattes auxquelles est attaché, par un boulon, le câble de commande se terminant par une cosse, ce câble est passe par une poulie montée sur une poulie montée sur un bossage du support du levier et mené vers une autre poulie située dans le plancher du poste de pilotage dans la zone du couple, puis vers une poulie montée un panneau du fuselage dans la soute et enfin vers une poulie se trouvant sous le plancher du compartiment du réducteur.

Le câble est introduit dans le compartiment par un trou encadré du plancher de ce comportement et attaché par la cosse de son extrémité à l'embout d'un tendeur reliant le câble à la tige du ressort de décharge.

Les poulies de guidage sont montées sur des supports en aciers soudés fixés sur les éléments du fuselage. Pour retenir le câble dans les gorges des poulies, les supports comportent des limiteurs 13.



Fig(III-11) levier de commande du frein du rotor

- 1- bouton; 2- poussoir; 3- guidage; 4- poignée; 5- tige; 6- lige; 7- socle du levier; 8- coulisseau; 10- arbor; 11- ressort; 12- sauteur; 13- limbeau; 14- poulie; 15- support; 16- boite; 17- multiplicateur; 18- butée; 19- goupille; 20- plateau du ressort; 21- douille de ressort; 22- ressort; 23- rpe de ressort.

Le ressort de décharge sert à limiter les efforts transmis des leviers de commande au frein du rotor sustentateur. Il se compose d'une tige 23, d'une douille 21, d'un plateau 20, d'une goupille 19 et d'un ressort proprement dit 22.

Le mouvement du levier de commande du frein est transmis à la tige du ressort de décharge par le câble de commande. Le déplacement de la tige provoque la compression du ressort (la goupille se déplace dans une fente de la douille) : l'effort fourni par le ressort est transmis à la douille et au frein du rotor. La caractéristique de force du ressort de décharge est choisie de façon que, tant que l'effort au câble ne dépasse pas 30kgf, il travaille comme une tringle rigide et que, lorsque l'effort devient supérieur à cette valeur (le levier de commande en position extrême arrière), le ressort limite les efforts au câble à 150kgf, valeur nécessaire au freinage.

Quand le frein est desserré (levier de commande en position extrême basse), le câble de commande doit présenter un léger mou.

Pour éviter l'embrayage accidentel de l'accouplement de la transmission du moteur avec le frein serré du rotor sustentateur, le circuit électrique de commande de l'accouplement comprend un mini rupteur 17 monté dans le plancher du poste de pilotage sous le levier de commande du frein de rotor.

Le levier comporte un collier 8 avec le boulon de butée 18. le levier étant en position extrême basse (position « desserré »), la butée appuie sur la tige du mini rupteur et ferme le circuit de commande de l'accouplement ne peut se produire que lorsque le levier de commande se trouve dans cette position.

Si, au contraire le levier de commande est déplacé dans la position arrière, le mini rupteur coupe le circuit et l'embrayage de l'accouplement de transmission du moteur, est impossible.


CONCLUSION

Conclusion

Notre étude permet de prendre la connaissance du monde des appareils avionneurs spécifiée à l'hélicoptère.

Nous nous sommes intéressés à la chaîne cinématique et les commandes de vol de l'hélicoptère celle-ci est une importante pour le bon fonctionnement de l'appareille.

Cette expérience permet de nous préparer une vie professionnelle dans le domaine technique aéronautique.



BIBLIOGRAPHIE

Bibliographie

LIVRES :

- 1- KIRAD. Abdelkader, « mécanique générale » cours 3^{ème} année Ingénieur, option construction
- 2- B. KELLY, Technique et science aéronautique n° 05
- 3- l'hélicoptère, théorie et pratique P. Lefort/ J. Hamann.
- 4- J. RICHARD, TECHNOLOGIE HELICOPTERE, 1971

SITES :

www.aerodoc-free.fr

www.aviation-info.com