

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOQRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère de l'Enseignement Supérieur  
et de la Recherche Scientifique  
Université de SAAD DAHLAB de BLIDA  
Faculté des sciences de l'ingénieur  
Département Aéronautique



وزارة التعليم العا  
جامعة سعد دحلب البليدة  
كلية علوم الهندسة  
دائرة علم الطيران

*Mémoire de fin d'étude pour l'obtention du diplôme  
Des études universitaire appliquée en Aéronautique*

**Option : Propulsion**

**Thème :**

**Calcul de la puissance du rotor de l'hélicoptère**

***Encadré par :***

Mr KIRAD Abdelkader

***présenté par :***

Mr AMARA MUSTAPHA

Mr ZITOUNI SADDIK

**Promotion: 2006**

## المخلص

في هذا العمل نعكف على دراسة ديناميكية الدّوار بالنسبة إلى طائرة عمودية (طوّافة) ونُبَيّن الطاقات والقوى اللازمة التي تحتاجها أثناء التحليق، لنعطي بعد ذلك العبارات النظرية لهذه الطاقات والقوى، ثم نقوم بإعطاء المعلومات الخاصة حول الطّوافة من حيث النوع، الوزن- الصافي والإجمالي-، نوع وقطر العمود الدّوار، إضافة إلى المعطيات اللازمة للحساب، لنعطي في الأخير؛ الحساب العددي الممكن للقوى والطاقات وتبينها في مخططات بيانية.

## Résumé

Dans ce travail, en étude la fonctionnement aérodynamique du rotor d'un hélicoptère, deuxièmement en détermine les puissances nécessaires possibles en vol théoriquement, puis en définit les paramètres de l'hélicoptère – le type, le poids totale et utile, le rayon du rotor et le type de profil, enfin ; en calcul les puissances nécessaires et les forces pour le vol et donne les schémas représentables.

## The abstract

In this work, in study the aerodynamic operation of the rotor of a helicopter, secondly determines of them the possible necessary powers in flight theoretically, then defines of them the parameters of the helicopter – the type, the weight total and useful, the ray of the rotor and the type of profile, finally; in calculation the powers necessary and the forces for the flight and gives the representable diagrams.

# Remerciements

*Ils vont, tout d'abord, à ALLAH qui a insufflé en nous la vie et nous avons comblées de ses bienfaits.*

*Ils vont, en second lieu, à notre prophète Mohammad – que le salut d'Allah soit sur lui – qui nous a inculquées l'amour de la science et de la vertu.*

*Ils vont aussi à chers parents qui furent un exemple de sacrifice pour que ce travail puisse voir le jour.*

*Ils vont à notre promoteur Mr Kirad Abdelkader, qui nous constamme soutenue.*

*Que chacun d'eux veuille trouver ici le témoignage sincère de notre profonde reconnaissance.*

*Ils vont à tous les professeurs que nous avons connus durant notre cursus universitaire.*

*Ils vont enfin à ceux et toutes celles qui, de près ou de loin.*



## *Dédicace*

*Enfin, il est arrivé pour moi le moment pour prouver mon amour à ce que j'ai de plus précieux au monde.*

*Ma mère qui ma toujours soutenue et guidée tout le long de ma vie.*

*A mon père.*

*A mes chères frères.*

*A mes chères sœurs.*

*A tout ma famille.*

*A tout mes oncles*

*A mon binôme mustapha et toute sa famille.*

*A mon copin de la chambre abdelkader.*

*A mes chères amis.*

*saddik*



## *Dédicace*

*Enfin, il est arrivé pour moi le moment pour prouver mon amour à ce que j'ai de plus précieux au monde.*

*Ma mère qui ma toujours soutenue et guidée tout le long de ma vie.*

*A mon père, qui a m'aidé toujours dans les cas difficiles.*

*A mes chers frères : ali, abdelhamid et allaà.*

*A mes chères sœurs.*

*A tout ma famille.*

*A mon oncle ahmed, sa femme et leurs enfants.*

*A ma grande-mère et sa fils, mon oncle, omar.*

*A tout mes oncles.*

*A mon binôme saddik, et toute sa famille.*

*A mon copin de la chambre hamoudi.*

*A mes chers amis :*

*rebbouh, merouane, ibrahim, hassane, lyas, kamel, mohammed cherrif, sofiane, abdenoure, hamza, idir, benouda, abdelkader, adel, hichame, aissa, hocine, rachid, houari.*

*mustapha*

# *Sommaire*

Remerciements

Dédicace

Résumé

Sommaire

Listes des figures

Introduction générale

## *Chapitre I : Fonctionnement aérodynamique du rotor*

I-1- Généralités .....	1
I-1-1- Introduction.....	1
I-1-2- Les constituons principales du rotor .....	1
I-1-2-1- Le moyeu .....	1
I-1-2-2- Les pales.....	2
I-2- Fonctionnement aérodynamique du rotor.....	3
I-2-1- Ecoulement de l'air au travers du rotor .....	3
I-2-2- La vitesse induite (par le rotor) .....	4
I-2-3- Vol stationnaire .....	5
I-4- Vol vertical ascendant .....	6
I-2-5- Vol vertical descendant –descente rapide-.....	7
I-2-6- Vol vertical descendant -descente modérée-.....	8
I-2-5- Vol vertical descendant -descente lente-.....	8
I-2-6- Vol de translation.....	9
I-2-7- L'effet de sol .....	11
I-2-8-L'effet de sol en vol de translation .....	13
I-2-9- Conséquences de l'effet de sol en vol stationnaire .....	13

## *Chapitre II : Bilan de puissance*

II-1- Forces appliquées sur l'hélicoptère .....	14
II-2- Equilibre de l'hélicoptère en vol .....	14
II-3-Variation des forces en présence .....	15
II-4- Le vol stationnaire .....	16
II-5- Le vol vertical ascendant et descendant .....	19
II-6- Le vol de translation .....	20
II-6-1- L'équilibre en vol de translation.....	20

II-6-2- Influence de la traînée $F_x$ .....	22
II-7- La puissance nécessaire au vol et les puissances élémentaires .....	22
II-7-1- Définitions .....	23
II-7-2- Les trois niveaux de la puissance nécessaire $P_N$ et les trois puissances élémentaires .....	24
II-7-3- Expression générale de la puissance .....	25
II-7-4- La puissance induite $P_i$ .....	25
II-7-4-1- Variation de la puissance Induite $P_i$ .....	26
II- 7-5- La puissance de profil. ( $P_p$ ).....	27
II-7-6-La puissance de fuselage ( $P_f$ ) .....	30
II-8- Variation de la puissance nécessaire $P_n$ en fonction de la vitesse de translation $V$ .....	32
II-8-1-Influence de la masse $m$ de l'hélicoptère.....	33
II-8-2-Examen de la courbe de la puissance nécessaire en .....	
fonction de la vitesse -points remarquables .....	34
II-9- Les plafonds de l'hélicoptère : (limites d'altitude).....	34
II-9-1- Les plafonds en vol stationnaire .....	35
II-9-2- Les plafonds en vol de translation .....	36
<i>Chapitre III : Calculs d'avant projet</i>	
III-1- Données de départ .....	38
III-2- Calcul des puissances nécessaires.....	38
III-3- Calcul de puissances nécessaires .....	42
III-4-Variation de la puissance nécessaire en vol stationnaire en fonction de $U$ et $R$ pour une masse de 500 kg .....	46
III- 5- Variation du coefficient moyen de portance $C_{ZM}$ en fonction de $U$ et $R$ pour une Masse de données .....	49
III-6-Vol en autorotation .....	51
III-7-Estimation de l'énergie cinétique d'un rotor pour satisfaire l'atterrissage en autorotation .....	54
III-8 -Détermination de la masse des pales d'un rotor .....	60
III-9-Caractéristiques du rotor bipale corde 200mm .....	66
III-10-Puissances nécessaires .....	66
Conclusion	
L'annexe	
Bibliographie	

# *Liste des figures*

<u>Figure</u>	<u>Page</u>
Figure I-1 : rotor principale.....	1
Figure I-2 : les forces appliquées à une pale.....	3
Figure I-3 : écoulement de l'air au travers du rotor.....	4
Figure I-4 : la vitesse induite.....	4
Figure I-5 : vol stationnaire de l'hélicoptère.....	5
Figure I-6 : vol stationnaire.....	6
Figure I-7 : vol vertical ascendant .....	6
Figure I-8 : vol vertical descendant .....	7
Figure I-9 : vol vertical descendant –descente modérée.....	8
Figure I-10 : l'état de vortex .....	8
Figure I-11 : vol de translation.....	9
Figure I-12 : les filets d'air en vol de translation.....	11
Figure I-13 : l'effet de sol.....	11
Figure I-14 : l'influence du D sur la portance.....	12
Figure I-15 : l'effet de sol en vol de translation.....	12
Figure II-1 : les forces appliquées sur l'hélicoptère .....	14
Figure II-2 : équilibre de l'hélicoptère en vol.....	14
Figure II-3 : pas collectif .....	15
Figure II-4 : pas cyclique .....	15
Figure II-5 : variation de la traînée $F_x$ .....	16
Figure II-6 : vol stationnaire.....	17
Figure II-7 : influence de la position du G sur le vol stationnaire.....	18
Figure II-8 : Plan de rotation.....	18
Figure II-9 : - influence du vent sur le vol stationnaire .....	19
Figure II-10 : vol ascendant .....	19
Figure II-11 : vol descendant.....	19
Figure II-12 : le vol de translation.....	21
Figure II-13 : l'inclinaison du mat rotor.....	21
Figure II-14 : l'influence de la traînée.....	22
Figure II-15 : la puissance nécessaire au vol et les puissances élémentaires.....	23

Figure II-16 : puissances élémentaires .....	24
Figure II-17 : la puissance $W$ en fonction de l'altitude $Z$ .....	25
Figure II-18 : puissance induite .....	25
Figure II-19 : variation de la puissance induite.....	26
Figure II-20 : la variation de la puissance induite en fonction du vitesse de translation $V$ .....	27
Figure II-21 : puissance de profil.....	28
Figure II-22 : variation de la puissance de profil $P_p$ .....	29
Figure II-23 : La puissance de fuselage ( $P_F$ ).....	31
Figure II-24 : variation de la puissance de fuselage.....	31
Figure II-25 : variation de la puissance $P_N$ .....	32
Figure II-26 : Influence de la masse $m$ de l'hélicoptère.....	33
Figure II-27 : variation de la puissances en fonction de la vitesse $V$ .....	34
Figure II-28 : la variation de puissance en fonction de l'altitude .....	35
Figure II-29 : les plafonds en vol stationnaire.....	36
Figure II-30 : les plafonds en vol de translation.....	36
Figure III-1 : bilan des puissances.....	41
Figure III-2 bilan des puissances avec anti-couple.....	45
Figure III-3 : la puissance nécessaire $P_{no}$ en fonction du rayon $R$ .....	48
Figure III-4 : coefficient moyen de portance $CZ_m$ en fonction du rayon $R$ .....	50
Figure III-5 : zone de décrochage.....	52
Figure III-6 : zone auto rotative.....	52
Figure III-7 : zone anti-auto rotative (zone entraînée).....	53
Figure III-8 : les zones du rotor.....	53
Figure III-9 : Schéma pour un élément de pale pris dans la zone auto rotative.....	54
Figure III-10 : rotor bipale.....	56
Figure III-11 : autorotation - énergie cinétique du rotor.....	58
Figure III-12 : la statistique du coefficient $r^2$ .....	59
Figure III-17 : condition d'équilibre de la pale.....	62
Figure III (13-14) : la masse $M$ et la plénitude $u$ en fonction de $(M/R^2)$ .....	64
Figure III (15-16-18) : limites technologique.....	65

# liste des symboles

$\Theta$  : angle de l'élément de pale.

$\frac{1}{f}$  : chiffre de mérite du rotor.

$\mu$  : paramètre d'avancement,  $\mu = \frac{V}{U}$ .

$a_0$  : la conicité.

$b$  : dimension de l'élément de pale.

$C_{\text{moy}}$  : couple moyen.

$C_x$  : coefficient unitaire de traînée de l'appareil.

$C_{xp}$  : coefficient unitaire de traînée de l'élément de pale  $I_{0,7}$ .

$C_z$  : coefficient de l'altitude.

$d$  : bras de levier.

$D$  : le diamètre du rotor.

D.E.S : dans l'effet de sol.

$df_T$  : composante propulsive.

$df_x$  : traînée de profil.

$df_z$  : plan d'entraînement.

$dt$  : traînée de cet élément.

$E_{CA}$  : inergie cinétique d'un rotor pour satisfaire l'atterrissage en autorotation.

$F_a$  : effort aerodynamique.

$F_{am}$  : effort d'amortissement aérodynamique.

$F_c$  : effort centrifuge.

$F_i$  : effort d'inertie.

$F_n$  : la portance.

$F_p$  : effort massique.

$F_s$  : la composante verticale de la portance.

$F_v$  : force qui va dériver suivant la vitesse  $v$ .

$F_x$  : traînée générale de l'appareil.

$G$  : centre de gravité.

$g$  : la gravité.

G.T.M : groupe turbomoteur.

$h$  : distance entre le disque rotor et le sol.

H.E.S : hors l'effet de sol.

$i$  : l'angle formée entre la vitesse de l'air et la corde de profil.

$I_{0,7} \cdot dr$  : surface d'un élément de pale.

$I_{oz}$  : inertie du rotor par rapport à l'axe de rotation  $\vec{OZ}$ .

$I_p$  : inertie de la pale / axe de battement.

$K$  : position de l'articulation réelle.

$l$  : corde de profil.

$M$  : masse de l'appareil.

$M$  : mètre.

$M'$  : masse des deux pales.

$M1, M0$  : des masses différentes de l'hélicoptère.

$N$  : newton.

$N$  : nombre de tours.

O : centre de rotation.  
 P : le poids.  
 P0 : pression atmosphérique.  
 P'1 : pression de l'air sur la face inférieur.  
 P1 : pression de l'air sur la surface supérieur du disque.  
 Pa : puissance absorbée par le rotor anticouple.  
 Pd : puissance disponible.  
 Pf : puissance de fuselage.  
 Pi : puissance induite.  
 Pn : puissance nécessaire.  
 Pno : puissance nécessaire en vol stationnaire.  
 PP : puissance de profil.  
 r : distance entre l'élément de pale et le rotor.  
 R : la résultante du poids P et la traînée Fx.  
 S : surface du maître-couple.  
 SF : surface équivalente de traînée.  
 Tf : traînée de fuselage.  
 Th : la composante horizontale de la portance.  
 $\overline{T_x}$  : résultante qui s'oppose au mouvement de translation.  
 U : vitesse relative des pales en vol stationnaire.  
 UR : vitesse relative des pales.  
 V : vitesse de translation.  
 V0 : vitesse relative de l'air.  
 V1 : vitesse de l'air au niveau du disque rotor.  
 V2 : vitesse de l'air à l'inférieur aval.  
 Vf : vitesse de froude.  
 Vr : vitesse relative de l'air.  
 Vz : vitesse ascensionnelle.  
 W : watt.  
 Wm : puissance maxi.  
 Z : l'altitude.  
 Zs : l'altitude plafond en vol stationnaire.  
 Zt : l'altitude plafond en vol de translation.  
 $\sigma$  : coefficient d'un critère d'autorotation.  
 $\lambda$  : la plénitude d'un rotor.  
 $\beta$  : l'angle du pas collectif.  
 $\rho$  : masse volumique de l'air.  
 $\delta$  : l'angle du déffirent entre deux angles  $\delta$  et  $i$   
 $\omega$  : vitesse angulaire du rotor.  
 $\alpha$  : l'angle formée entre le plan horizontal et la corde de profil.

## Introduction générale

Selon la définition officielle, un hélicoptère est un aéronef à voilure tournante dont le ou les rotors procurent à eux seuls la propulsion et la sustentation pendant toutes les phases du vol. Chaque rotor dit de sustentation, dont l'axe est sensiblement vertical, est une sorte de grande hélice à pas variable, et comporte de deux à huit surfaces aérodynamiques appelées pales, qui servent à déplacer l'appareil à la fois dans le plan vertical et horizontal.

Comparé aux aéronefs classiques à ailes fixes, l'hélicoptère est d'une conception plus complexe, il est plus onéreux à l'achat et à l'usage, reste relativement lent, possède un rayon d'action réduit et ne peut pas emporter de très lourdes charges.

Cependant, il possède un avantage considérable sur l'avion : son aptitude à effectuer un vol stationnaire (maintenir une position fixe en vol) qui lui permet d'atteindre des endroits inaccessibles à son homologue à voilure fixe qui doit presque toujours utiliser une piste. En contrepartie, l'hélicoptère a besoin d'un moteur bien plus puissant afin de se soulever du sol, limitant en cela sa capacité d'emport.

Dans les types de l'hélicoptère, il existe plusieurs formules de construction. La plus répandue, dont le premier à breveter un projet qui l'utilisait a été l'allemand Heinrich Focke est composé de deux parties essentielles :

- ✚ le rotor principal, dont l'axe est sensiblement vertical. Il assure la sustentation (résultat de la portance, de la vitesse de rotation et de l'incidence des pales), le vol en translation (possible dans toutes les directions, avant, arrière et latérale) et le contrôle d'attitude en tangages et en roulis de l'hélicoptère.
- ✚ le rotor de queue ou rotor anti-couple, dont l'axe est sensiblement horizontal. Il empêche l'hélicoptère de tourner sur lui même lorsque le rotor principal tourne et permet d'assurer le contrôle en lacet.

\* Voici quelques autres formules de construction d'hélicoptères :

- ✚ avec deux rotors de sustentation en tandem (l'un derrière l'autre, leur principal promoteur a été l'états-unien Franck Piasecki. Ce système dans lequel les rotors tournent en sens inverse permet d'annuler le couple de réaction du rotor sur la cellule.
- ✚ avec deux rotors de sustentation coaxiaux (tournant autour du même axe) comme les appareils du constructeur russe Kamov.
- ✚ avec des rotors de sustentation dits "engrenants", dont la rotation est synchronisée de manière que leurs pales se croisent sans se toucher pendant la rotation, comme les machines du constructeur allemand Flettner reprises par l'Américain Kaman réalisateur du K-max qui de par leur conception font également l'économie d'un rotor anti-couple.

# Chapitre I

fonctionnement aérodynamique du rotor



# Chapitre II

*Bilan de puissance*

# Chapitre III

*Calcul d'avant projet*

## CHAPITRE I : FONCTIONNEMENT AERODYNAMIQUE DU ROTOR :

## I-1-GENERALITES :

## I-1-1- INTRODUCTION :

Etant le constituant principal de l'hélicoptère, le rotor assure la sustentation et il est à l'origine de toute translation. Il comporte essentiellement :(Figure I-1)

- Un MAT sur lequel sont fixés le MOYEU et les PALES.
- Un MOYEU qui assure la liaison entre le MAT et les PALES.
- Un certains nombre de PALES, qui une fois mise en rotation, créent des forces de portance nécessaire à la sustentation.

Le montage des pales sur le moyeu se fait par l'intermédiaire de plusieurs articulations donnant à la pale des degrés de liberté qui lui permettent d'avoir des mouvements aux tours de ces articulations.

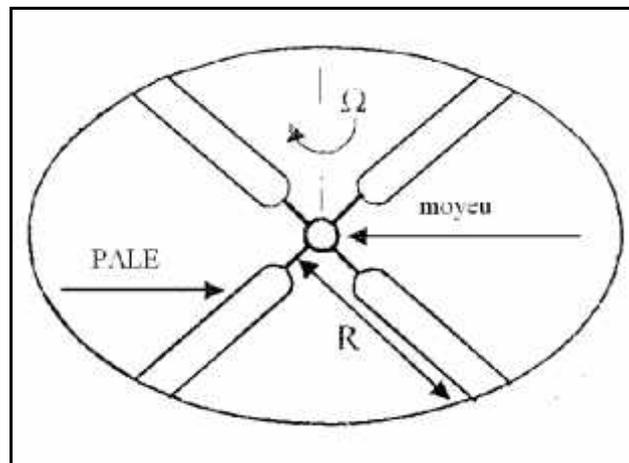


Figure I-1 : rotor principale

## I-1-2-LES CONSTITUONS PRINCIPALES DU ROTOR :

## 2-1-LE MOYEU :

Le moyeu est la pièce mécanique qui supporte les pales ci- leur assure la liberté nécessaire en rotation, battement, traînée et variation de pas. Par conception le moyeu relie les pales au fuselage et assure la commande du giravion. C'est un élément mécanique travaillant dans des conditions difficiles, mais d'une conception et d'une réalisation très classique ne posant généralement pas du problème mécanique particulier.

### 2-1-1- LES DIFFERENTS MOYEUX D'HELICOPTERE :

Selon la liaison entre les moyeux et les pales, les moyeux sont classés en quatre catégories principales (les moyeux articulés, les moyeux en balancier, les moyeux oscillants, et les moyeux rigides).

#### 2-1-1-1-MOYEUX ARTICULES :

Le moyeu articulé est le plus répandu car il est le plus mécanique, il permet grâce à ses articulations de battement et de traînée et de laisser à la pale l'entière liberté de ses mouvements.

#### 2-1-1-2- MOYEUX EN BALENCIER :

Dans ce type de moyeux, les pales sont montées sur leur axe, la variation de pas, le battement reste possible mais à l'unité, une ne peut monter que si l'autre descend de la même valeur.

#### 2-1-1-3- MOYEUX OSCILLANT :

Les moyeux oscillants ou moyeux flottants permettent la suppression des articulations de traînée en laissant le moyeu libre d'osciller pour se déplacer dans le plan des pales.

#### 2-1-1-4- MOYEUX RIGIDES :

Ces pales sont montées sur un moyeu compact en titane ne disposant pas d'articulation en traînée et battement mais assurant la variation de pas par l'intermédiaire de biellettes de pas et d'un plateau cyclique.

### 2-2-LES PALES :

Les pales sont des éléments nobles par excellence et le symbole de l'hélicoptère dont dépendent bien souvent les performances, le confort par le niveau vibratoire et quelque fois sonores, la sécurité (phénomène instable rupture ) et la rentabilité. Le choix du nombre de pales est déjà plus libre, il dépend essentiellement des programmes de l'appareil.

Un hélicoptère léger et touristique aura presque naturellement deux pales, un appareil moyen et presque toujours tri ou quadripale et les très gros appareils sont de 5 à 6 pales par rotor.

#### 2-2-1- LES DIFFERENTS TYPES DE PALE D'HELICOPTERES :

- Pales en bois.
- Pales pleines.
- Pales en caisson.
- Pales mixtes bois et métal.
- Pales métalliques.
- Pales métallos plastique.
- Pales en plastique.

## 2-3- LES FORCES APPLIQUEES À UNE PALE :(fig I-2)

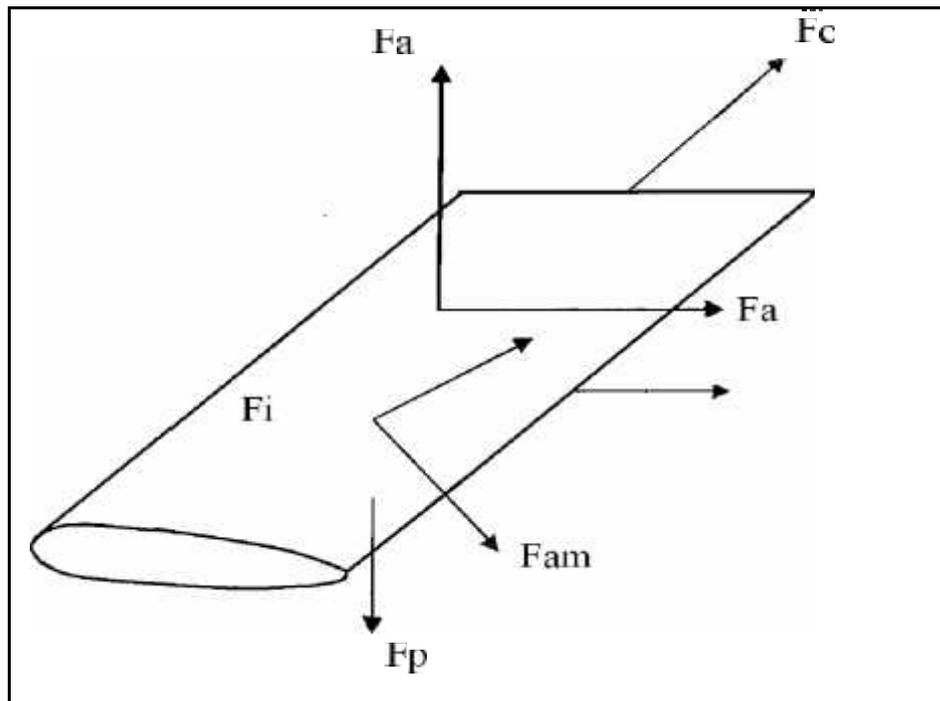


Figure I-2 : les forces appliquées à une pale

- Effort aérodynamique  $F_a$  :(résultant de sa vitesse par rapport à l'air).
- Effort centrifuge  $F_c$  :( du à sa rotation).
- Effort d'amortissement aérodynamique  $F_{am}$  :(freinage Résultant du mouvement de battement de la pale).
- Effort d'inertie  $F_i$  :(opposé à tout déplacement).
- Effort massique  $F_p$  (résultant de la gravité).

## I-2-FONCTIONNEMENT AERODYNAMIQUE DU ROTOR :

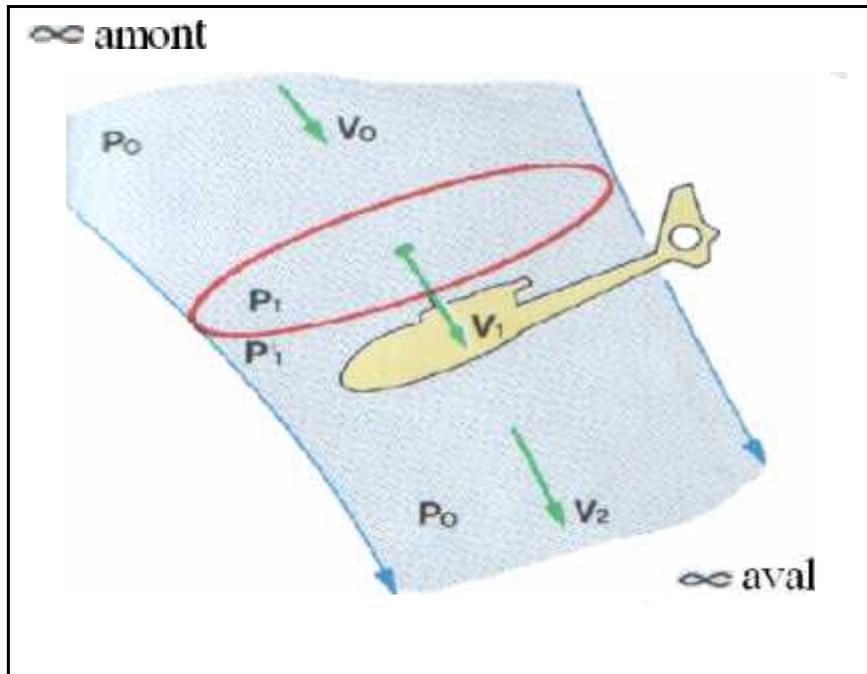
Les pales du rotor principal sont généralement entraînées par le moteur au moyen d'une boîte de transmission. Cependant on a aussi essayé d'utiliser la force de réaction des gaz d'échappement en extrémité des pales.

## I-2-1-ECOULEMENT DE L'AIR AU TRAVERS DU ROTOR :(figureI-3)

Le rotor en tournant aspire l'air à sa partie supérieure et le refoule vers le bas. IL ACCELERE donc la masse d'air soumise à son influence. La pression et la vitesse de l'air varient tout au long de la veine d'air en mouvement :

A l'infini ( ) amont ; La pression de l'air est  $P_0$  (c'est la pression atmosphérique). La vitesse relative de l'air est  $V_0$ . Elle est égale et opposée à la vitesse de déplacement de l'hélicoptère.

Au niveau du disque rotor, la vitesse de l'air a augmenté. Elle est égale à  $V_1$ . Sur la face supérieure du disque la pression est  $P_1$  ( $P_1 < P_0$ ) : zone de dépression. Sous la face inférieure la pression est  $P'_1$  ( $P'_1 > P_0$ ) : zone de pression.



figureI-3 : écoulement de l'air au travers du rotor

A l'infini ( ) aval : La vitesse de l'air a encore augmenté, elle est égale à  $V_2$ . La pression de l'air est  $P_0$  (pression atmosphérique).

I-1-2-2-LA VITESSE INDUITE (par le rotor) ou vitesse de FROUDE :(fig I-4)

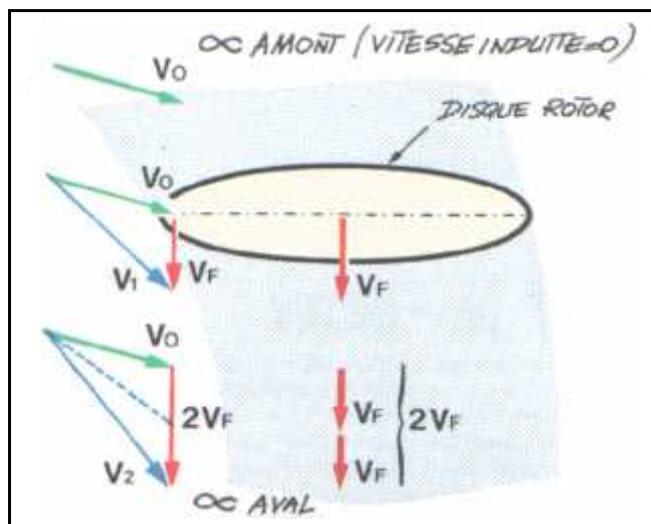


Figure I-4 : la vitesse induite

L'augmentation de la vitesse des filets d'air (de  $V_0$  à  $V_2$ ) se fait régulièrement entre l'infini amont et l'infini aval. Elle est donc égale de part et d'autre du disque rotor. On appelle vitesse de FROUDE  $V_F$  (ou vitesse induite car c'est le rotor qui la provoque) cette augmentation de vitesse.

Donc, entre l'infini amont et le rotor la vitesse induite croît progressivement. Au niveau du disque sa valeur est  $V_F$  entre le rotor et, l'infini aval la vitesse induite croît la même valeur. A l'infini aval sa valeur est  $2V_F$ . On exprime la vitesse relative résultante de l'air en fonction de  $V_F$ .

$$V_1 = \vec{V}_0 + \vec{V}_F$$

$$V_2 = \vec{V}_0 + 2\vec{V}_F = \vec{V}_1 + \vec{V}_F$$

A partir de cette explication, très générale, nous allons voir de plus près les différents régimes d'écoulement de l'air en :

- Vol stationnaire.
- Vol vertical ascendant.
- Vol vertical descendant.
  - descente rapide.
  - Descente lente.
  - Descente modérée.
- Vol de translation.

#### I-1-2-3-VOL STATIONNAIRE : (figure I-5)

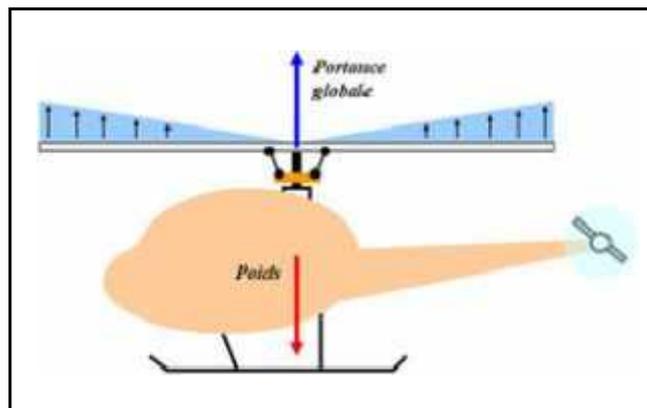


Figure I-5 : vol stationnaire de l'hélicoptère

Elles ont un profil asymétrique ou symétrique et agissent en rotation suivant le même principe que les ailes d'un avion. Le rotor tournant toujours à vitesse angulaire constante, c'est la variation de l'angle d'incidence des pales (angle formé entre la corde de la pale et le vent relatif) qui provoque une modification de la position de l'aéronef : pour monter, on augmente l'incidence

(sur un avion, on cabre l'appareil) et pour descendre, on la diminue (sur un avion, on le fait piquer). Cette variation d'incidence est identique sur chacune des pales (modification générale de l'incidence – appelé ou encore le pas – des pales) et se fait au moyen de la commande de pas général (aussi appelée pas collectif) tenue par la main gauche du pilote.

L'hélicoptère est immobile par rapport à l'air : (figure I-6)

$V_0 = 0$ . Dans le plan du disque rotor l'air s'écoule à la vitesse induite ( $V_1 = V_F$ )

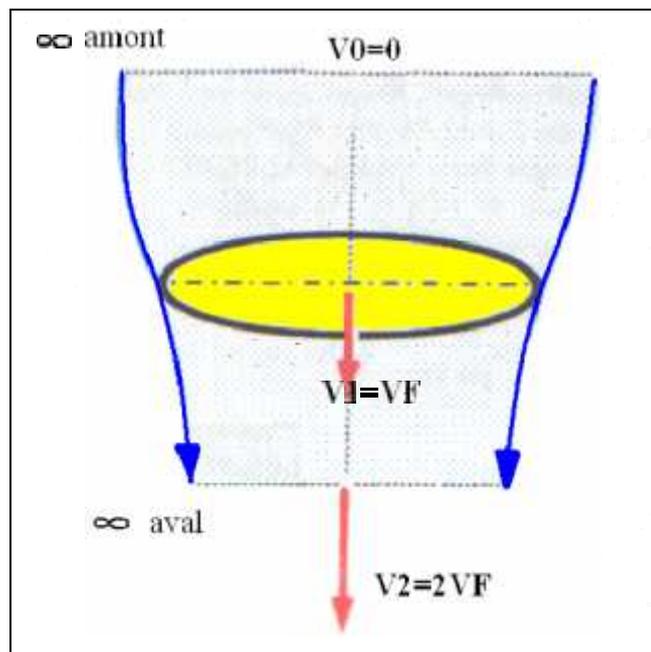


Figure I-6 : vol stationnaire

I-2-4-VOL VERTICAL ASCENDANT : (figure I-7)

L'hélicoptère s'élève verticalement à la vitesse ascensionnelle  $V_z$ . A l'infini amont la vitesse  $V_0$  des filets d'air est égale et opposée à la vitesse ascensionnelle ( $V_0 = V_z$ ).  $V_z$  et  $V_F$  sont de même sens. La vitesse ascensionnelle s'ajoute à la vitesse induite.

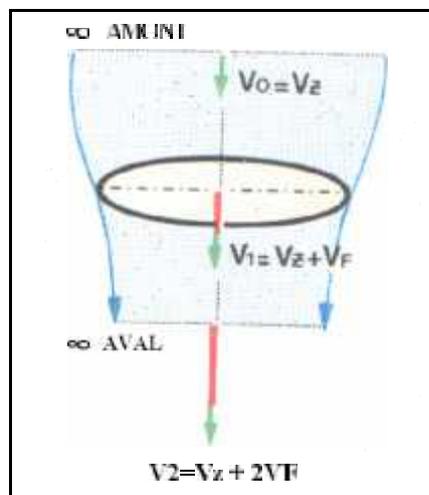


Figure I-7 : vol vertical ascendant

I-1-2-5-VOL VERTICAL DESCENDANT –DESCENTE RAPIDE :  $V_Z > 2V_F$ :

(régime théorique) (figure I-8)

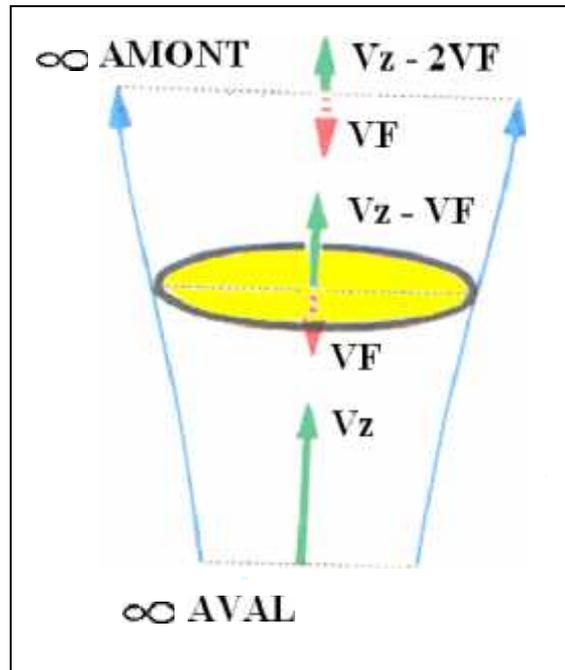


Figure I-8 : vol vertical descendant

L'hélicoptère descend, donc le flux d'air est inversé et traverse le rotor de bas en haut, A l'infini aval la vitesse  $V_Z$  des filets d'air est égale et opposée à la vitesse de descente de l'hélicoptère. La vitesse induite du rotor ( $V_F$ ) toujours dirigée de haut en bas s'oppose à  $V_Z$ .

Conséquence : la vitesse résultante diminue. Au niveau du rotor elle est égale à  $V_Z - V_F$  pour atteindre  $V_Z - 2V_F$  à l'infini amont. Comme  $V_Z > 2V_F$  cette vitesse reste toujours positive c'est à dire est toujours dirigée dans le même sens.

NOTEZ que dans ce régime d'écoulement ce sont les filets d'air qui fournissant de la puissance au rotor l'entraîne en MOULINET

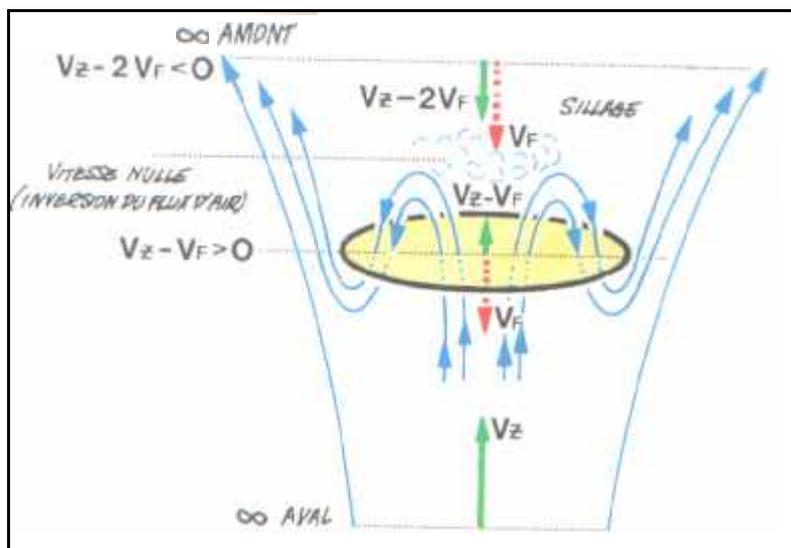
I-2-6-VOL VERTICAL DESCENDANT –DESCENTE MODEREE :  $V_F < V_Z < 2V_F$  : (figure I-9)

Figure I-9 : vol vertical descendant – descente modérée

La descente est dite modérée lorsque la vitesse  $V_Z$ , à l'infini aval est comprise entre  $V_F$  et  $2V_F$ . Comme dans la descente rapide la vitesse induite  $V_F$  se retranche de la vitesse Mais étant plus petit que  $2V_F$  la différence  $V_Z - 2V_F$  est négative donc dirigée en sens contraire de  $V_Z$  ce qui signifie qu'il se produit une inversion du flux d'air au-dessus du rotor. La rencontre des flux d'air opposés provoque un sillage. Les filets d'air ayant traversé le rotor dans son centre sont rabattus à la périphérie par le flux descendant ( $V_Z - 2V_F$ ). L'écoulement aérodynamique est perturbé. Là aussi, comme en descente rapide le rotor est entraîné par les filets d'air, c'est le régime de DESCENTE EN AUTOROTATION dont nous parlerons plus loin en détail.

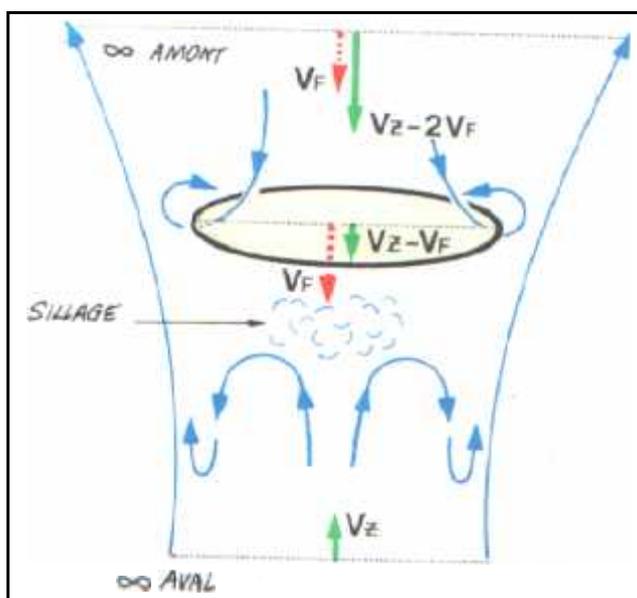
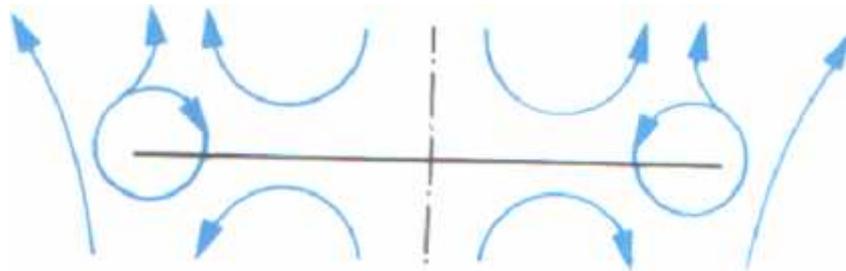
I-2-5-VOL VERTICAL DESCENDANT –DESCENTE LENTE  $V_Z < V_F$  et l'état de vortex :

Figure I-10 : l'état de vortex

Alors que descentes rapide et modérée sont des régimes non motorisés (la puissance est fournie par le flux d'air et une roue libre intercalée dans la transmission permet au rotor de tourner librement) descente lente est un régime motorisé, le pilote provoquant et contrôlant la descente de l'hélicoptère par réduction du pas collectif.

Observez la figure de l'écoulement : Comme la vitesse verticale des filets d'air à l'infini aval ( $V_z$ ) est inférieure à la vitesse induite ( $V_F$ ) l'inversion de vitesse du flux d'air se produit sous le rotor. (Puisqu'au niveau du rotor  $V_z - V_F < 0$ ) Un sillage apparaît sous le rotor et les filets d'air sont rabattus vers le bas. Les filets d'air supérieurs créent une zone tourbillonnaire vers l'extrémité des de descente de l'ordre de 2 m/s les flux d'air montant et descendant se rencontrent sur le disque rotor. LES PALES TOURNENT DANS LEUR PROPRE REMOUS et l'air forme un anneau tourbillonnaire isolant le rotor qui n'est plus traversé par le flux d'air. ce phénomène est appelé ETAT DE VORTEX. Cette configuration est dangereuse car le rotor, en zone de décrochage, n'est plus contrôlable. Le pilote peut l'abandonner facilement soit par un départ en translation, soit par une mise en autorotation par réduction du pas collectif (augmentation de  $V_z$ ).



ETAT DE VORTEX. Les filets d'air ne traversent plus le rotor qui est isolé par l'anneau tourbillonnaire.

I-2-6-VOL DE TRANSLATION : (figure I-11)

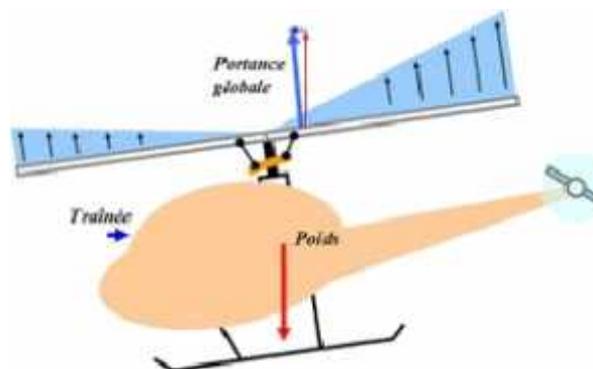


Figure I-11 : vol de translation

Pour déplacer l'hélicoptère dans une direction ou une autre, on bascule légèrement la composante de portance du rotor principal dans la direction souhaitée. La force de sustentation, perpendiculaire au plan formé par le rotor en rotation vu de côté et auparavant verticale, va donc

être inclinée et « tirer » l'hélicoptère dans le sens désiré. Ceci est obtenu en augmentant de façon sélective l'incidence des pales : celle qui aura une incidence plus grande aura aussi une portance plus importante et aura tendance à se soulever par rapport aux autres, provoquant par là l'inclinaison du rotor. Pour une pale donnée, au cours de sa rotation, son incidence va donc varier d'un angle donné au départ pour augmenter puis revenir à cette même valeur quand la pale aura terminé un tour complet. Puisqu'à chaque tour les pales connaîtront une modification de leur incidence de façon récurrente, on nomme ces changements d'état la variation cyclique et c'est pour cette raison que la commande qui provoque ces modifications est appelée commande de pas cyclique et tenue par la main droite du pilote. En complément, la force de sustentation ainsi inclinée garde la même valeur et voit sa composante verticale, servant effectivement à la sustentation de l'aéronef, diminuer ce qui provoque un enfoncement de celui-ci. Ceci est compensé en augmentant légèrement l'incidence générale des pales (main gauche), action qui demandera aussi une correction au niveau du palonnier.

Les pales sont de plus animées de deux types de mouvements au cours d'une rotation complète du rotor : le battement ("flapping" en anglais dans le sens vertical) et la traînée (lead/lag en anglais) dans le sens horizontal. Il s'agit de déplacements angulaires de la partie courante de la pale par rapport au pied de pale qui est fixé au niveau du moyeu rotor. Ces mouvements sont dûs aux forces aérodynamiques s'exerçant pendant le vol d'avancement : la pale avançante est freinée par le vent venant de face et la pale reculante a tendance à accélérer par rapport à la vitesse de rotation du rotor car elle reçoit le vent par l'arrière. Pour éviter une rupture de la pale aux points sollicités en flexion, celle-ci est parfois équipée d'articulations et de butées ou amortisseurs spéciaux. Les pales modernes en matériau composite s'affranchissent de ces articulations. Le premier hélicoptère sans articulations fut le Bo 105 de Ludwing Bölkow.

Il est utile de préciser qu'il est possible d'identifier l'origine des hélicoptères en vol. Vu de dessous, le rotor d'un hélicoptère de conception française ou russe (ainsi que soviétique) tourne dans le sens des aiguilles d'une montre (ou horaire), tandis qu'un hélicoptère construit en Italie, au Royaume-Uni, en Allemagne ou aux États-Unis tourne dans le sens des contraire aiguilles d'une montre.

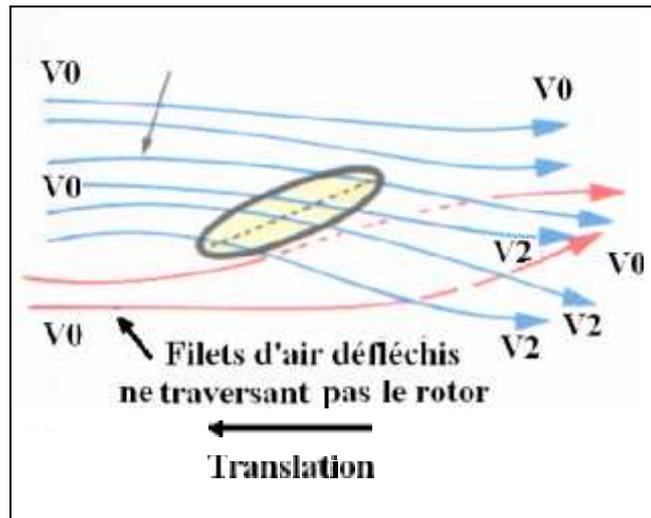


Figure I-12 : les filets d'air en vol de translation

Retenez seulement : (figure I-12)

- En vol de translation le rotor fonctionne à la fois comme une hélice et comme une aile :
  - fonctionnement en hélice il accélère la masse d'air qui le traverse (flux d'air perpendiculaire au disque rotor)
  - fonctionnant en aile il provoque la déflexion de la veine d'air.

Retenez aussi que le passage du vol vertical au vol de translation est appelé régime de transition. Lors de la mise en translation, la rencontre des 2 flux d'air provoque une turbulence dans l'écoulement génératrice de vibrations et de contraintes élevées au niveau des pales.

I-2-7 L'EFFET DE SOL :(et ses conséquences bénéfiques) (figure suivant)

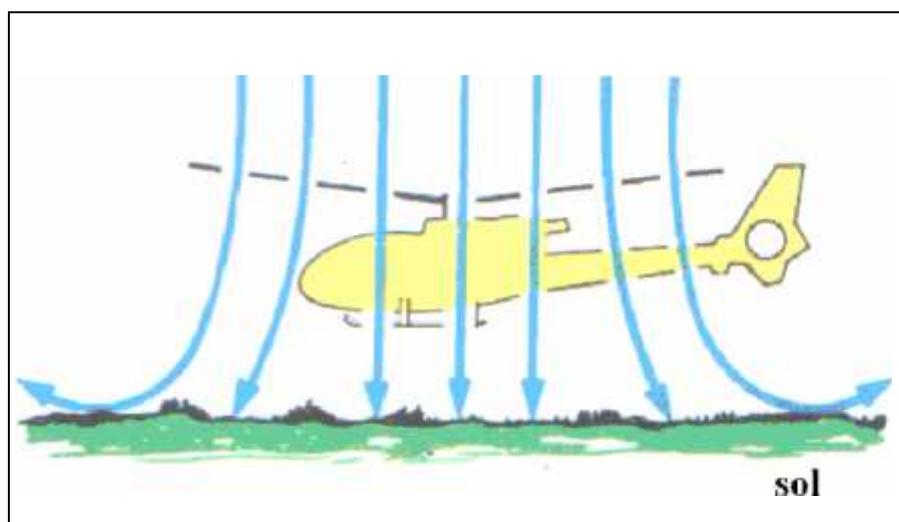


Figure I-13 : l'effet de sol

Lorsque l'hélicoptère est en stationnaire, à proximité immédiate du sol, l'énergie cinétique communiquée à l'air par le rotor (vitesse induite) s'annule au contact du sol, et se transforme en énergie de pression, sauf dans la zone périphérique où les filets d'air sont déviés.

L'augmentation de pression se fait sentir sur l'intrados des pales entraînant, bien sûr, une augmentation de la portance  $F_N$  du rotor. On dit que l'appareil se trouve dans l'effet de sol (D.E.S).

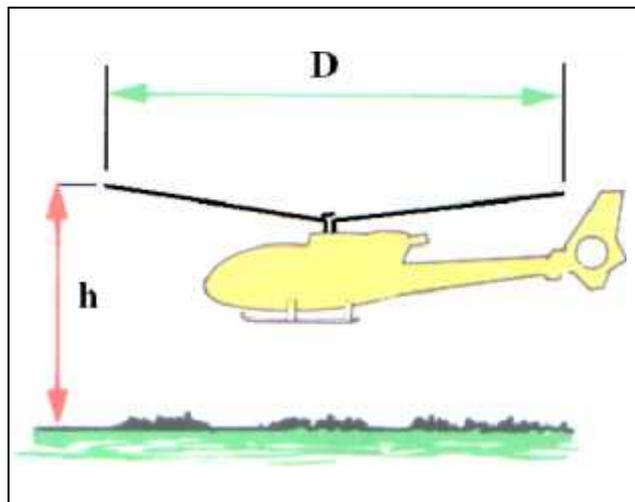


Figure I-14 : l'effet de sol

L'augmentation de la portance est fonction de la distance  $h$  entre le disque rotor et le sol.

Si  $h = \frac{1}{3}D$  ( $D$  est le diamètre du rotor) l'augmentation de  $F_N$  est d'environ 20%. Elle

tombe à 10% pour  $h = \frac{1}{2}D$  et devient négligeable à partir de  $h = D$ . on dit alors que l'appareil est hors effet de sol (H.E.S).

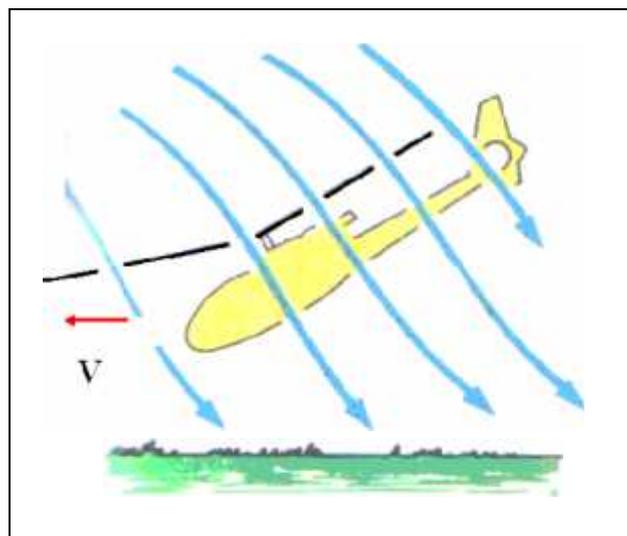


Figure I-15 : l'effet de sol en vol de translation

**I-2-8- L'EFFET DE SOL EN VOL DE TRANSLATION :**

En vol de translation, l'effet de sol se fait d'autant moins sentir que la vitesse de translation est grande. La déflexion des filets d'air et le déplacement de l'appareil expliquent cette diminution de l'effet de sol.

Par exemple pour  $h = \frac{1}{2}D$  , une vitesse de translation de 30km/h fait tomber à 2%

l'influence de l'effet de sol.

**I-2-9-CONSEQUENCES DE L'EFFET DE SOL EN VOL STATIONNAIRE :**

Pour une puissance donnée (soit, le rotor tournant à vitesse constante, pour un pas collectif donné), dans l'effet des sol la portance est augmentée d'environ 10 %. Donc, pour "tenir "le stationnaire dans l'effet de sol (D.E.S.) il faut une puissance moindre que hors effet de sol (H.E.S). D'où la notion des performances en vol stationnaire D.E.S. et H.E.S. que donne sous forme de courbes les manuels de vol. notamment, le plafond de l'hélicoptère est plus élevé en effet de sol que hors effet de sol.



## CHAPITRE II : BILAN DE PUISSANCE.

## II-1- FORCES APPLIQUEES SUR L'HELICOPTERE :(figure II-1)

En vol, l'hélicoptère est soumis à 3 forces :

- Son poids  $P$ , appliquée au centre de gravité  $G$ .
- La traînée générale de l'appareil  $F_x$  provoquée, en vol de translation, par la résistance de l'air sur la structure.

Point d'application de  $F_x$  : le centre aerodynamique de l'hélicoptère que nous supposons confondu avec le centre de gravité  $G$ , pour simplifier l'explication.

- Sens de  $F_x$  opposé à la vitesse de translation  $V$ .
- La portance  $F_N$  appliquée au centre du rotor et perpendiculaire au plan de rotation.

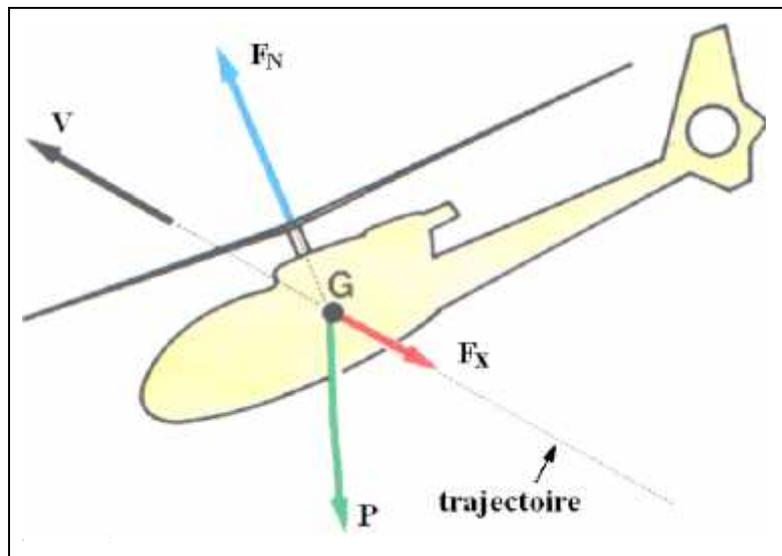
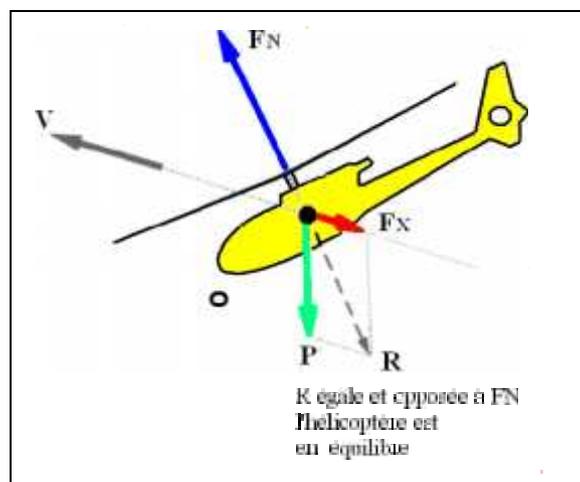


Figure II-1 : les forces appliquées sur l'hélicoptère

## II-2- EQUILIBRE DE L'HELICOPTERE EN VOL (figure II-2)



(Figure II-2) : équilibre de l'hélicoptère en vol

Pour l'hélicoptère soit en équilibre, faut que la résultante R du poids P et de la traînée  $F_x$  soit égale et opposée à la portance  $F_N$ . La résultante générale des forces appli est alors nulle.

Les conditions d'équilibre correspondent au vol stabilisé. Si l'hélicoptère est immobile (vol stationnaire), il reste immobile. Si l'hélicoptère est en mouvement (vol de translation) sa vitesse est CONSTANTE et trajectoire RECTILIGNE.

(Figure II-2)

### II-3-VARIATION DES FORCES EN PRESENCE :

#### II-3-1- VARIATION DE LA PORTANCE $F_N$ :

- l'intensité de  $F_N$  est fonction du pas collectif. (figure II-3)

L'augmentation du pas collectif entraîne l'augmentation de la portance  $F_N$

- La direction de  $F_N$  est fonction du pas cyclique. (Figure II-4)

La variation de pas cyclique modifie l'inclinaison de  $F_N$ .  $F_N$  s'incline dans le même sens que le manche cyclique est d'une valeur proportionnelle au déplacement du manche cyclique.

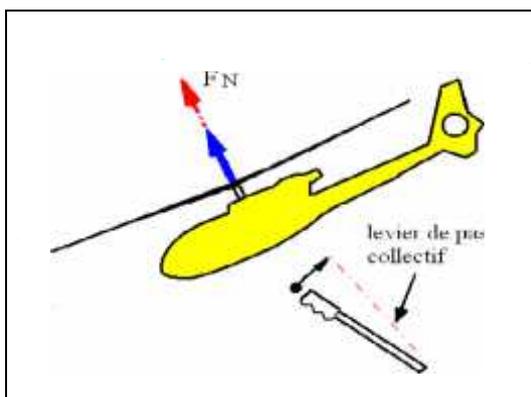


Figure II-3 : pas collectif

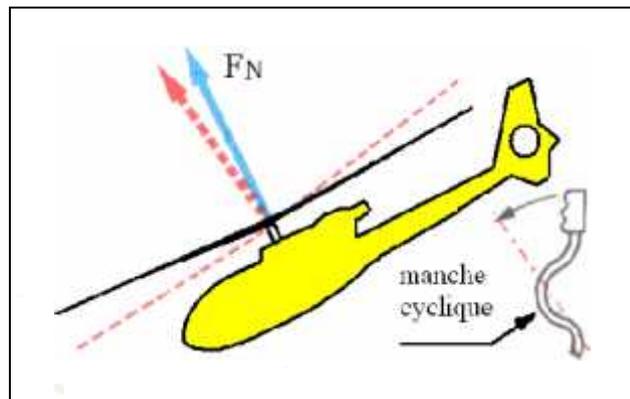


figure II-4 : pas cyclique

Pour un pas collectif ( $\mu$ ) donnée  $F_N$  diminue lorsque l'altitude (ou la température) augmente.

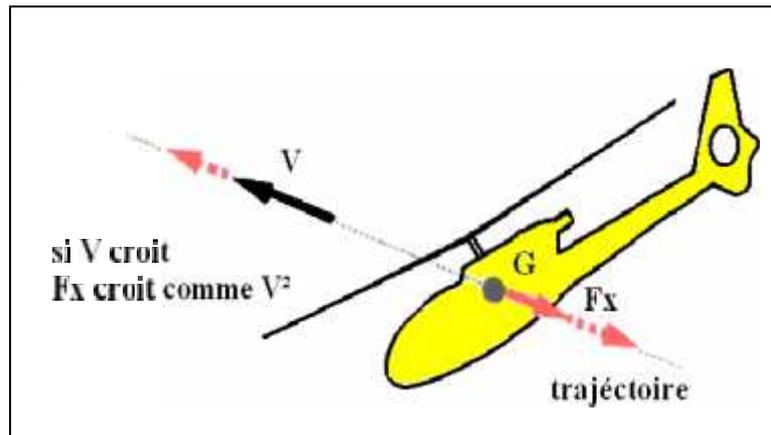
Pour conserver une portance constante il faut donc augmenter  $\mu$  quand l'altitude (ou la température) croit.

#### II-3-2- VARIATION DE LA TRAINEE $F_x$ : (figure II-5)

L'expression de la traînée  $F_x$  est de la forme (que vous connaissez) :  $F_x = \frac{1}{2} \dots S.V^2.C_x$

ou  $C_x$  est le coefficient unitaire de traînée de l'appareil et  $S$  la surface du maître-couple (ce sont des constantes pour une trajectoire de l'hélicoptère).

Retenez que  $F_x$  est proportionnel au carré de la vitesse de translation  $V$  et à la masse volumique de l'air ... .

Figure II-5 : variation de la traînée  $F_x$ 

#### II-4- LE VOL STATIONNAIRE :

Nous dirons qu'un hélicoptère est en vol stationnaire par rapport à l'air qu'il n'est animé d'aucune vitesse relative, ni dans le plan horizontal ni dans le plan vertical.

Il s'agit là bien entendu d'un stationnaire aérodynamique, dans la pratique, excepté le cas de conditions particulières de vent nul, un stationnaire rigoureux par rapport au sol se traduira le plus souvent par une légère vitesse relative par rapport à l'air.

##### II-4-1- EQUILIBRE EN VOL STATIONNAIRE "THEORIQUE" :

- ✚ La vitesse de translation étant nulle, la traînée est nulle.
- ✚ Le vent est nul les seules forces en présence sont la portance  $F_N$  et le poids  $P$ .
- ✚ Le centre de gravité  $G$  est à l'aplomb du centre de rotation  $O$ , donc les forces  $F_N$  et  $P$  sont alignées (sans changement d'assiette de l'appareil) et le mat rotor est vertical.
- ✚ Pour que l'hélicoptère soit en équilibre,  $F_N$  doit être égal et opposée à  $Mg$  :  $F_N = Mg$ .
  - le pilote jouant sur le levier de pas collectif dose la valeur du pas collectif „ pour assurer l'équilibre des forces :  $F_N = P$ .
  - le manche cyclique est placé en position neutre (vertical) : le plateau cyclique est horizontal donc, il n'y a pas de variation cyclique et le plan de rotation est horizontal.

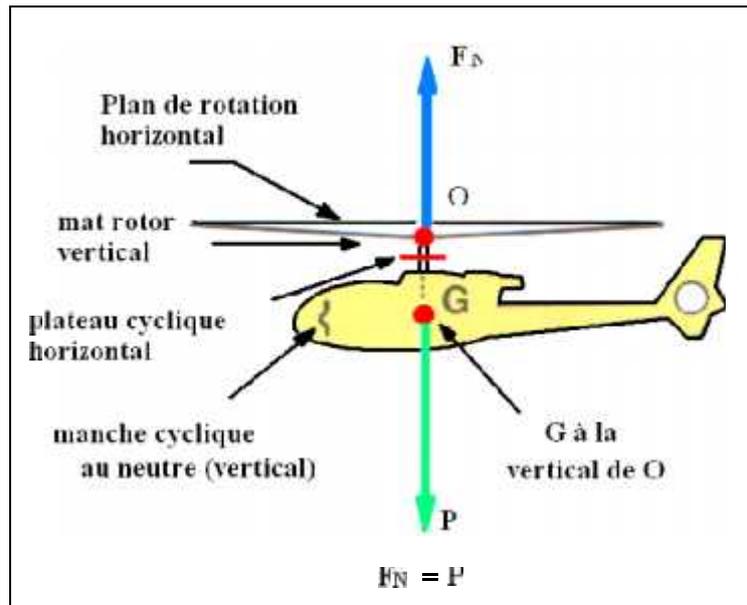


Figure II-6 : vol stationnaire

#### II-4-2- INFLUENCE DE LA POSITION DU CENTRE DE GRAVITE G SUR LE VOL STATIONNAIRE :

Le centre de gravité ne se trouve pas exactement au vertical du centre de rotation du rotor (position théorique). Il se déplace entre les limites de centrage AVANT et ARRIERE en fonction du chargement de l'hélicoptère et de la consommation de carburant.

Vous voyez que si le centre de gravité est, par exemple, situé à l'avant de sa position théorique (centre avant) les forces  $F_N$  et  $P$  constituent un couple de bras de levier  $d$  qui va incliner l'appareil vers l'avant (moment piqueur). Si le centre de gravité est situé à l'arrière sa position théorique (centrage arrière) on a alors à faire à un moment cabreur. (figureII-7)

Si l'on conserve le manche cyclique au neutre (stationnaire théorique) le plateau cyclique s'incline avec l'hélicoptère (il reste perpendiculaire au mat rotor) et de même le plan de rotation du rotor et la portance  $F_N$  : la composante horizontale  $T_H$  de la portance va mettre l'appareil en translation.

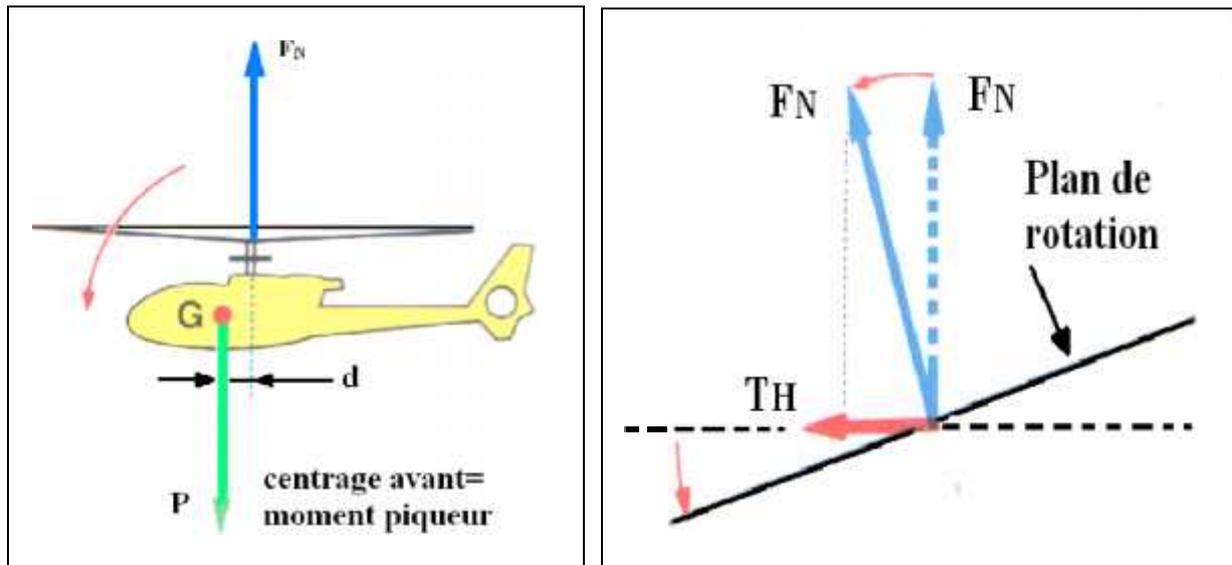


Figure II-7 : influence de la position du G sur le vol stationnaire

Pour rester en vol stationnaire, il faut ramener le plan de rotation à l'horizontal.

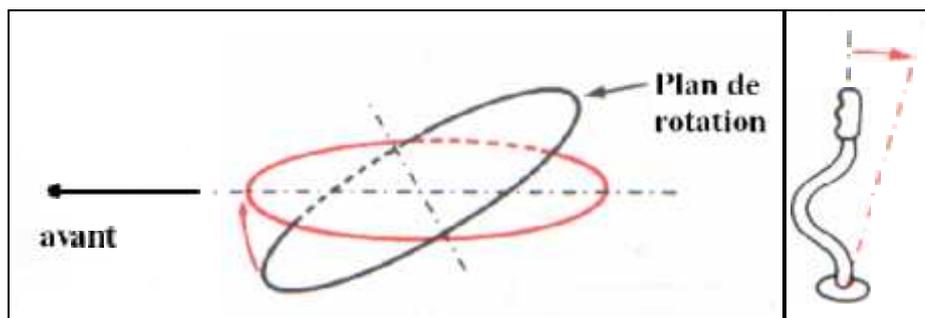


Figure II-8 : Plan de rotation

Si le plan rotor est incliné vers l'avant (centrage avant) il faut déplacer le manche cyclique vers l'arrière de manière à créer une variation cyclique du pas qui va redresser le plan de rotation et annuler la composante horizontale  $T_H$ . En centrage arrière, il faut déplacer le manche cyclique vers l'avant. (Figure II-8)

II-4-3- INFLUENCE DU VENT SUR LE VOL STATIONNAIRE :

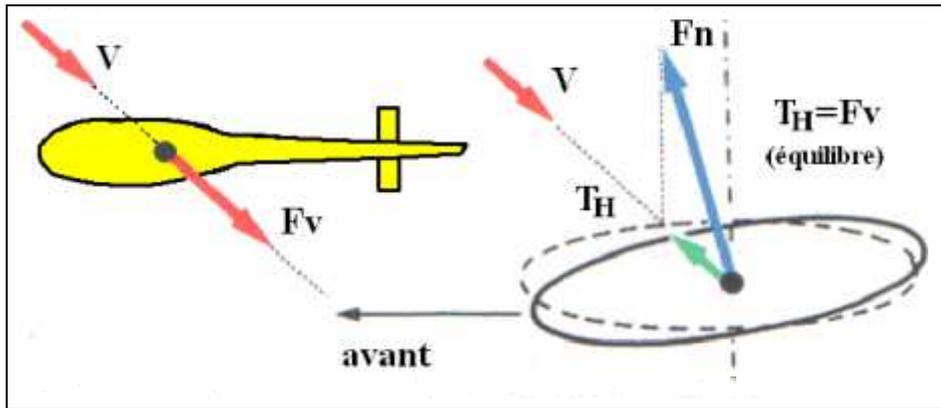


Figure II-9 : - influence du vent sur le vol stationnaire

Si le vent n'est pas nul, il entraîne l'appareil (Force  $F_v$ ) qui va dériver suivant la vitesse  $V$ . Pour tenir le vol stationnaire (annuler la dérive), il faut opposer à  $F_v$  une nouvelle force. Cette nouvelle force est obtenue par inclinaison du plan de rotation du rotor dans le sens opposé à celui du vent de telle manière que la composante horizontale  $T_H$  soit égale et opposée à  $F_n$ . Donc, pour annuler l'effet du vent en stationnaire il faut déplacer le manche cyclique dans la direction opposée à celle du vent et ce, d'autant plus que le vent est fort.

II-5- LE VOL VERTICAL ASCENDANT ET DESCENDANT :

Le vol vertical, à partir du vol stationnaire, est obtenu par action sur le levier de pas collectif :

- Augmentation du pas.  $F_N$  croît et l'hélicoptère monte ( $F_N > P$ ). (Figure II-10)
- Diminution du pas.  $F_N$  décroît et l'hélicoptère descend ( $F_N < P$ ). (figureII-11)

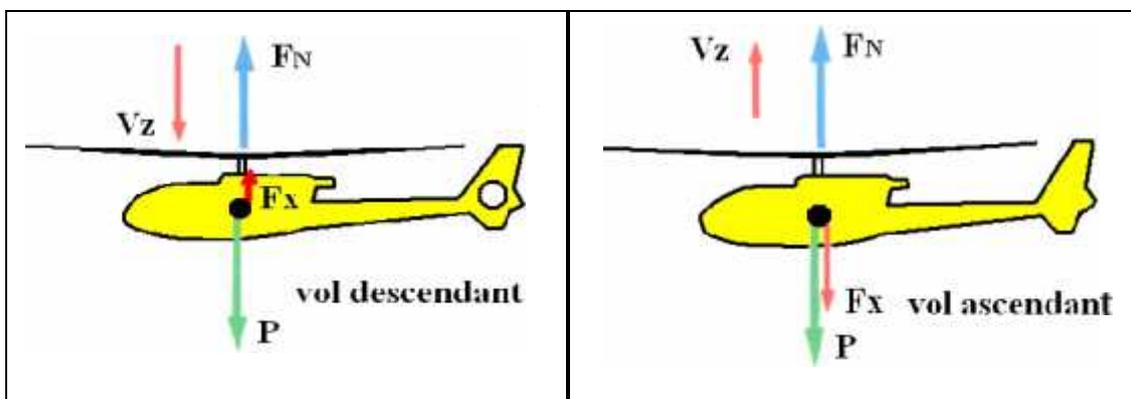
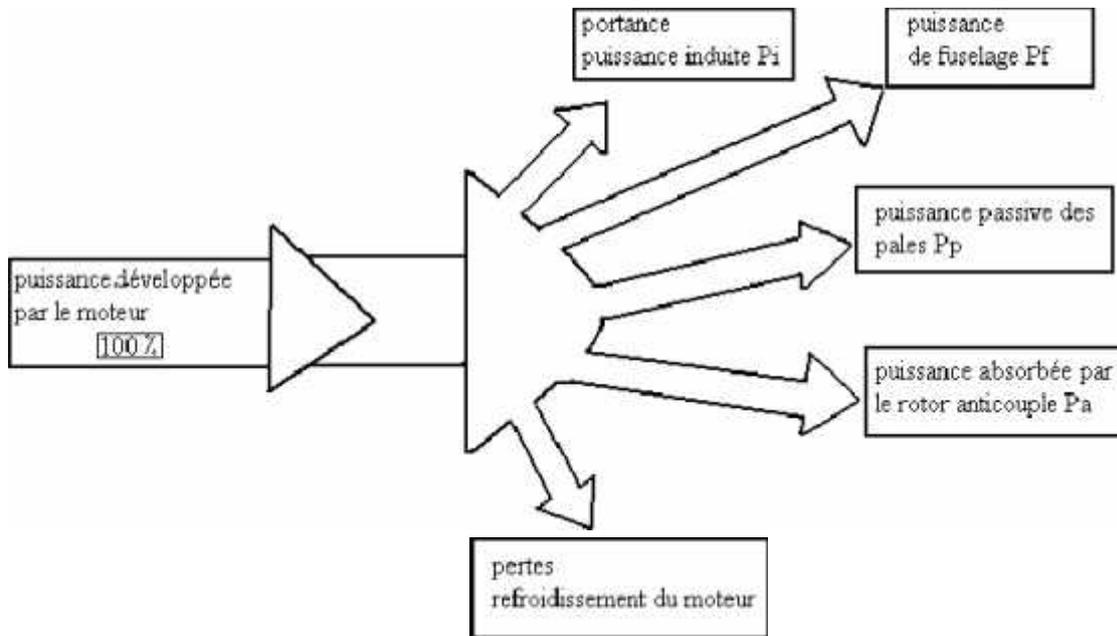


Figure II-10 : vol ascendant

figure II-11 : vol descendant

II-6- LE VOL DE TRANSLATION :

Schéma des puissances pour le vol en translation :



La répartition entre  $P_i$ ,  $P_f$ ,  $P_p$  est fonction de la vitesse de translation  $V$  de l'appareil.

II-6-1 L'EQUILIBRE EN VOL DE TRANSLATION :

Le déplacement du manche cyclique vers l'avant provoque une variation cyclique longitudinale du pas qui entraîne l'inclinaison du plan de rotation vers l'avant (l'inclinaison du plan de rotation est proportionnelle au déplacement du manche). La portance  $F_N$  admet alors 2 composantes :

- $F_S$  qui assure la sustentation et équilibre le poids  $P$ .
- $T_H$  qui assure la translation et équilibre la traînée  $F_x$ .

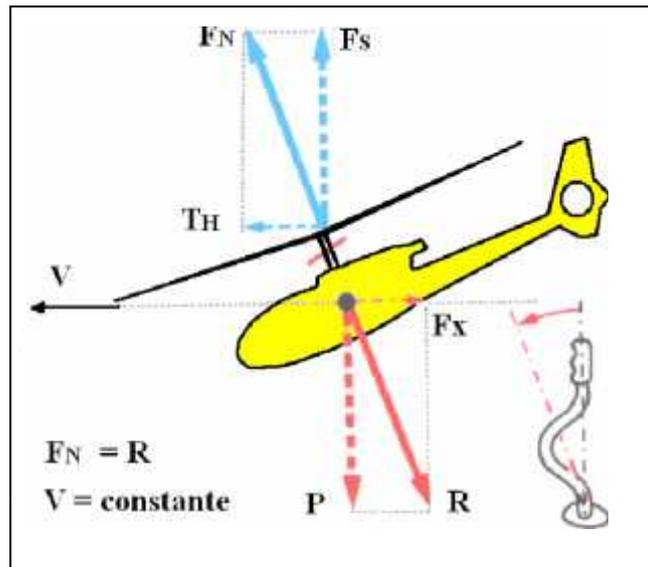


Figure II-12 : le vol de translation

L'assiette de l'appareil suit l'inclinaison du plan de rotation ce qui est inconfortable pour l'équipage (et les passagers) notamment aux grandes vitesses où l'on augmente l'inclinaison du plan de rotation pour accroître  $T_H$ . (Figure 6-1)

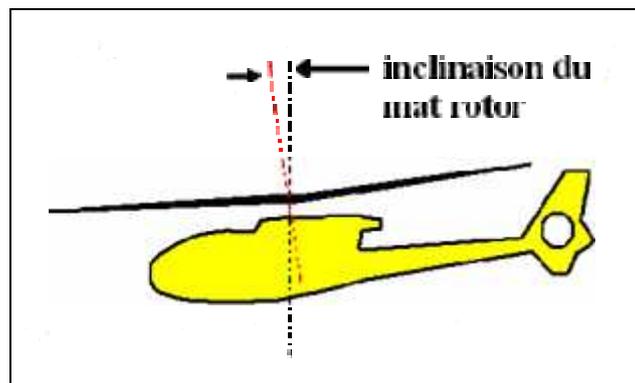


Figure II-13 : l'inclinaison du mat rotor

Pour assurer, en vol de croisière, une position sensiblement horizontale à l'hélicoptère, le mat rotor est légèrement inclinée vers l'avant par rapport à la structure. Cette inclinaison (de l'ordre de  $5^\circ$ ) diminue d'autant le "piqué" de l'appareil en vol de translation. Notez cependant, qu'en vol stationnaire il faut rattraper l'inclinaison du mat en déplaçant le manche cyclique vers l'arrière.

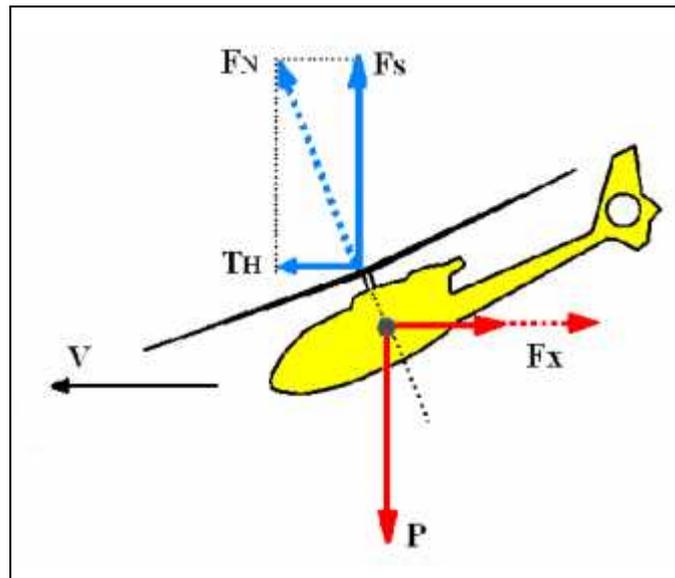


Figure II-14 : l'influence de la traînée

#### II-6-2- INFLUENCE DE LA TRAINÉE $F_X$ : (figure II-14)

Pour un pas collectif et un pas cyclique donnés (soit une valeur bien déterminée de  $T_H$  et  $F_S$ ), la vitesse de translation  $V$  va croître jusqu'à ce que la traînée ( $F_X = \frac{1}{2} \dots S \cdot V^2 \cdot C_x$ ) augmentant comme le carré de cette vitesse, équilibre la composante de translation  $T_H$ . La vitesse de translation reste alors constante. A partir de là, si l'on veut accroître  $V$  il faut augmenter  $F_N$  (soit  $T_H$ ). A la nouvelle valeur de  $T_H$  correspond une nouvelle vitesse d'équilibre.

Notez que toute augmentation de  $F_N$  entraîne une augmentation de  $F_S$ , Donc, si l'on ne veut pas prendre d'altitude il faut lorsque l'on augmente  $F_N$ , incliner un peu plus le plan de rotation.

#### II-7- LA PUISSANCE NECESSAIRE AU VOL ET LES PUISSANCES ELEMENTAIRES :

Rotor principal et rotor arrière sont entraînés, à partir d'un moteur qui fournit la puissance nécessaire au vol, par un ensemble de transmission mécanique comprenant des arbres de transmission qui jouent le rôle de réducteur et de renvoi d'angle. (Figure II-15)

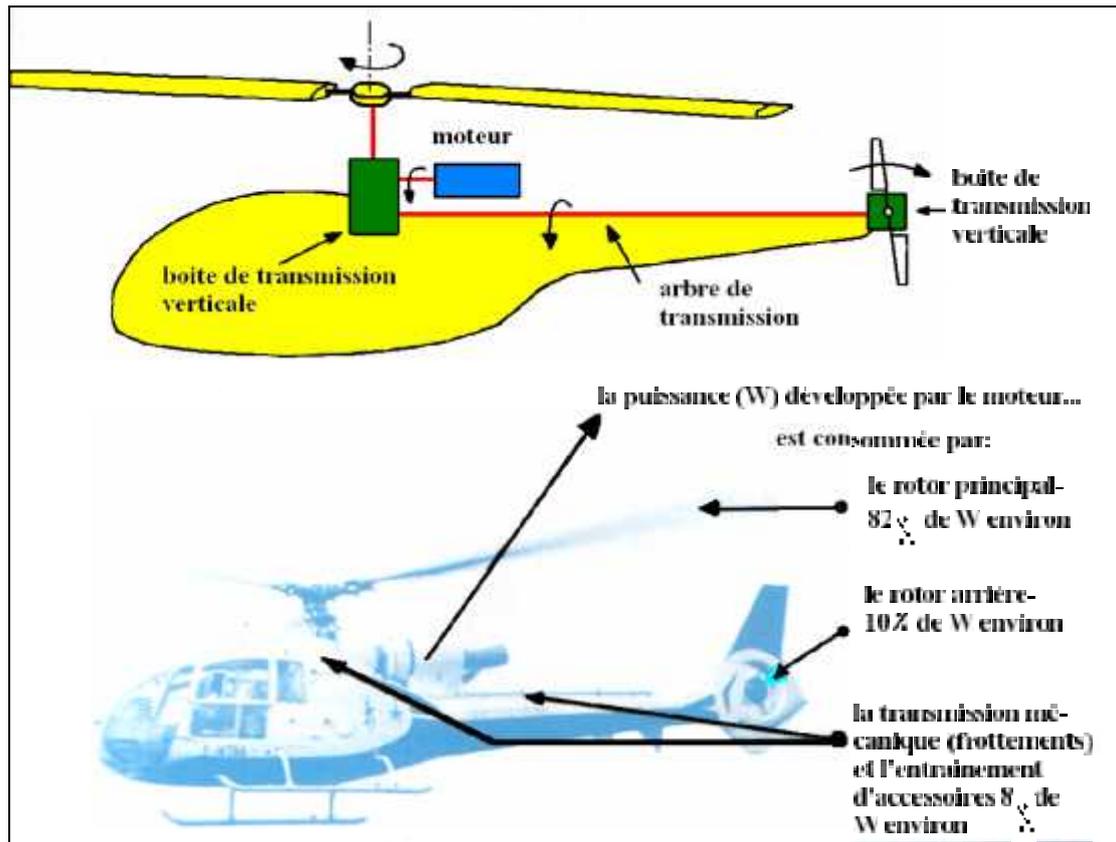


Figure II-15 : la puissance nécessaire au vol et les puissances élémentaires

## II-7-1- DEFINITIONS :

- On appelle PUISSANCE DISPONIBLE ( $P_D$ ) la puissance utilisable sur le rotor principal. C'est-à-dire, la puissance  $W$  développée par le G.T.M diminuée de la puissance absorbée par le rotor arrière et par la transmission mécanique. Ordre de grandeur de  $P_D = 80$  à  $85\%$  de  $W$ .

On appelle PUISSANCE NECESSAIRE au vol ( $P_N$ ) l'énergie consommée par le rotor principal pour tenir l'hélicoptère en vol. la puissance nécessaire est fonction des conditions du vol : poids de l'hélicoptère, altitude, vitesse de translation, température ambiante. Elle est limitée par la puissance disponible ( $P_D$ ). En effet, le rotor principal ne peut pas consommer plus d'énergie ( $P_N$ ) qu'on ne lui en fournit ( $P_D$ ).

II-7-2- LES TROIS NIVEAUX DE LA PUISSANCE NECESSAIRE  $P_N$  ET LES TROIS PUISSANCES ELEMENTAIRES : (Figure II-16)

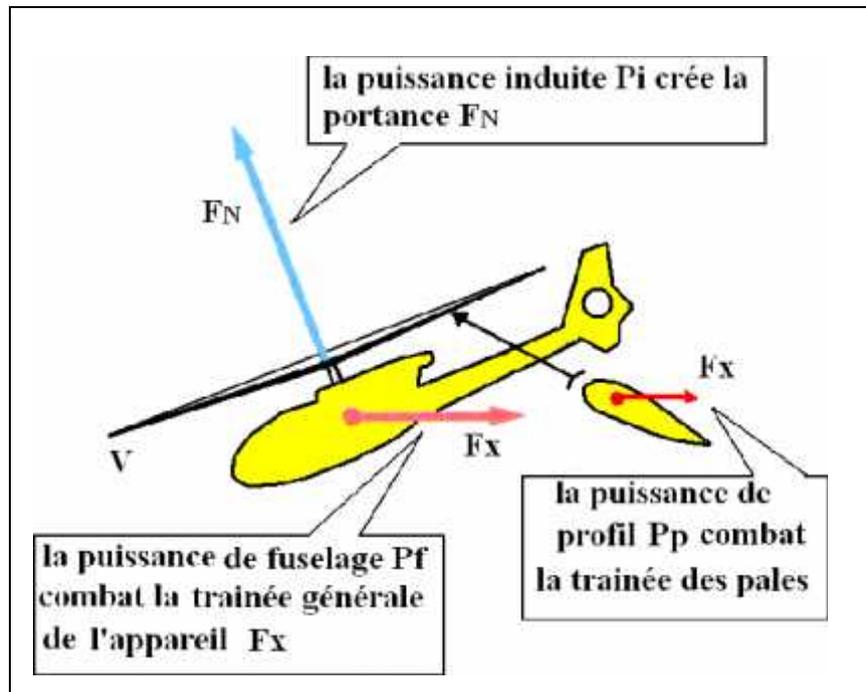


Figure II-16 : puissances élémentaires

La puissance  $W$  du moteur est fonction de la masse volumique de l'air ...  $W$  diminue lorsque ... diminue. ... étant fonction de la pression atmosphérique et de la température de l'air, la puissance diminue lorsque l'altitude et lorsque la température augmentent.

La puissance disponible ( $P_D$ ), étant égale à un pourcentage constant de  $W_1$  (82% environ), varie de la même manière de  $W_M$ .

Puissance nécessaire ( $P_N$ ) = puissance induite ( $P_i$ ) + puissance de profil ( $P_p$ ) + puissance de fuselage ( $P_f$ ) (figure II-17)

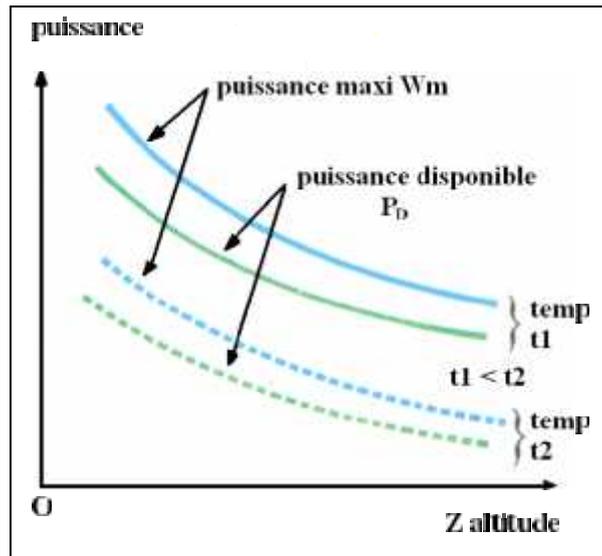


Figure II-17 : la puissance W en fonction de l'altitude Z

II-7-3- EXPRESSION GENERALE DE LA PUISSANCE -RAPPEL- :

$$p = \frac{\text{(force} \times \text{espace)}}{\text{temps}}$$

↑ déplacement du point d'application de la force  
↓ durée du déplacement

Comme : espace / temps = vitesse

**P = force × vitesse**

II-7-4- LA PUISSANCE INDUITE P<sub>I</sub> : (figure II-18)

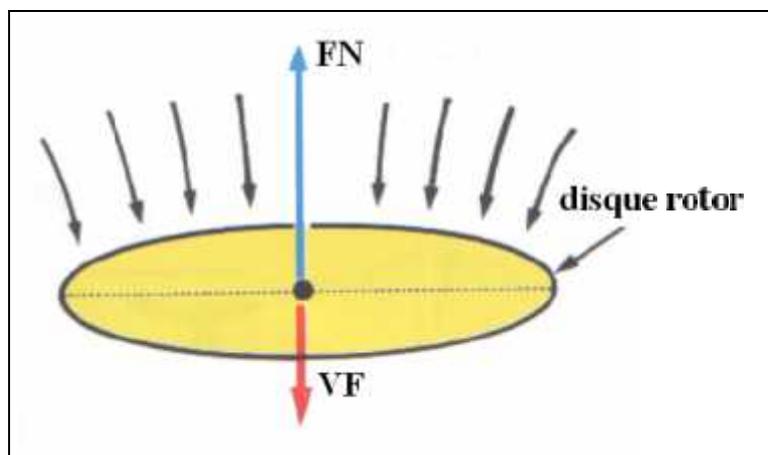


Figure II-18 : puissance induite

On démontre que l'expression de la puissance induite est :

$P_i = F_N \cdot V_i$  Vitesse de Froude. Communiquée à l'air par la rotation du rotor.

II-7-4-1- VARIATION DE LA PUISSANCE INDUITE  $P_i = F_N \cdot V_F$  : (figure II-19)

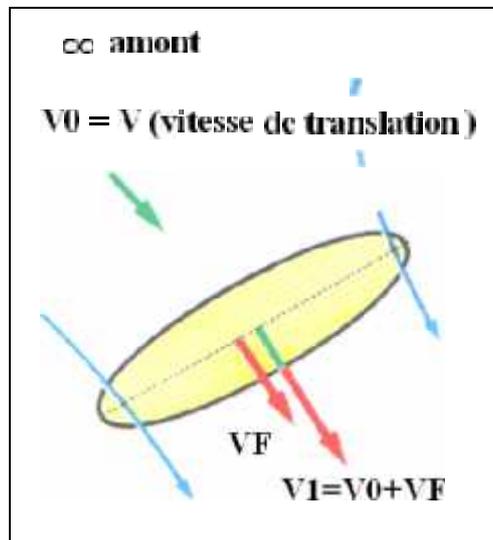


Figure II-19 : variation de la puissance induite

- Le terme  $F_N$  de l'expression de la puissance induite dépend que du poids de l'hélicoptère :

$$F_N = P = m \cdot g$$

-Le terme  $V_F$  dépend principalement de la vitesse de translation  $v$ . En effet (rappelez-vous) :

$$V_1 = V_0 + V_F \cdot V_F = V_1 - V_0$$

$V_0$ , vitesse à l'infini amont du disque rotor, est égale à la vitesse de translation  $V$ . D'où l'expression de  $V_F$  :  $V_F = V_1 - V$

Retenez que  $V_F$  (donc  $P_i$ ) diminue lorsque  $v$  augmente.

Voici l'allure générale de la variation de  $P_i$  en fonction de  $V$ . Notez que pour des masses différentes de l'hélicoptère ( $m_0$ ,  $m_1$ ) on obtient des courbes différentes. En effet, pour une vitesse  $v$  donnée,  $P_i$  croît comme la masse. (Figure II-20)

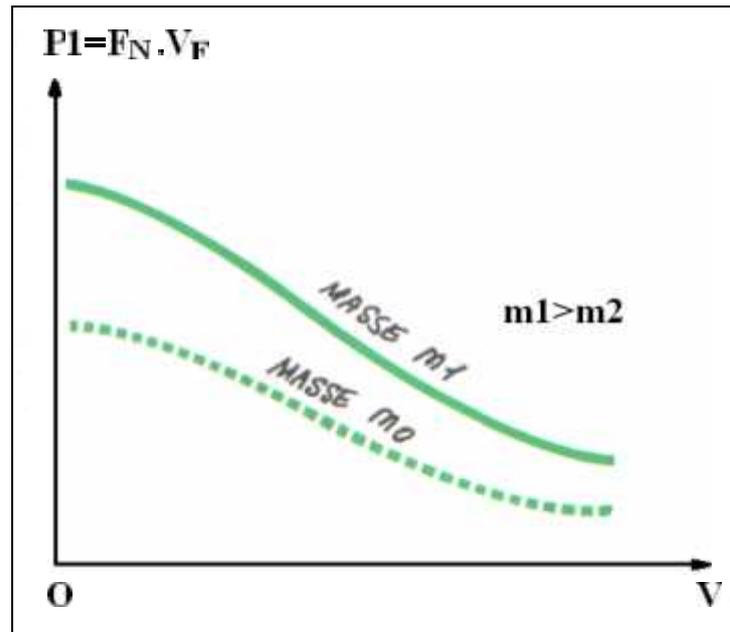


Figure II-20 : la variation de la puissance induite en fonction du vitesse de translation V

Pour le calcul de la puissance induite, on utilisera la courbe du I-4 qui permet de déterminer de façon approchée  $V_f$  en fonction de V vitesse de translation. Quand V sera supérieur à 20m/s (72km/h) on utilisera la relation suivante :

$$V_i = 1,15 \frac{Mg}{2 \dots S.V}$$

Le coefficient 1,15 tient compte de nonuniformité du champ des vitesses

D'où l'expression de la puissance induite :

$$P_i = 1,15 \frac{(Mg)^2}{2 \dots S.V}$$

Avec V vitesse de translation.

#### II- 7-5- La puissance de profil. (Pp) (Figure II-21)

Que l'on appelle aussi puissance passive

C'est la puissance nécessaire pour vaincre la traînée des pales. L'expression de la traînée générale du rotor est de la même forme que celle de la pale :

$$F_x = \frac{1}{2} \dots S.V^2.C_x$$

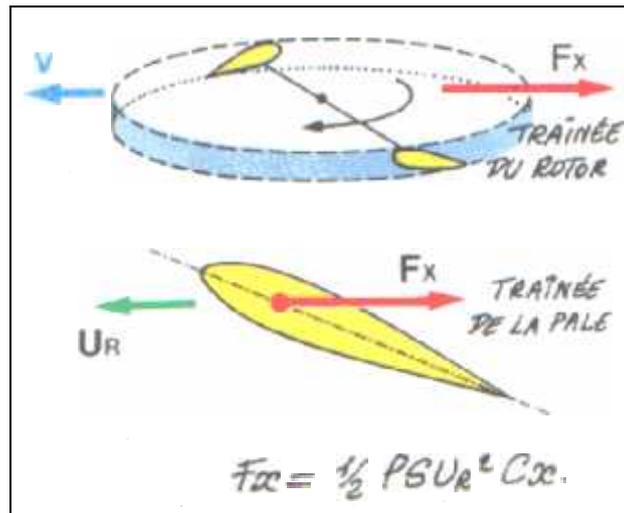


Figure II-21 : puissance de profil

... : Masse volumique de l'air.

.S : surface du maître couple de profile.

.V : vitesse relative du profil  $V = U_R$ .

. $C_x$  : Coefficient unitaire de traînée du rotor.

La puissance de profil ( $P_p$ ) est le produit de la traînée du rotor par la vitesse relative des pales  $U_R$ .

$$P_p = F_x \cdot U_R$$

$$= \frac{1}{2} \dots S \cdot U_R^2 \cdot C_x \cdot U_R = \frac{1}{2} \dots S \cdot U_R^3 \cdot C_x$$

II-7-5-1- Variation de la puissance de profil : (figure II-22)

Les termes variables de l'expression de  $P_p$  sont : ...,  $U_R$  et  $C_x$ . Influence de ces termes sur  $P_p$  :

- ... :  $P_p$  diminue avec l'altitude et avec la température.
- $U_R$  :- En vol stationnaire où  $U_R = U = \check{S}_R$ ,  $P_p$  est constante. En effet, le rotor tourne à vitesse constante.

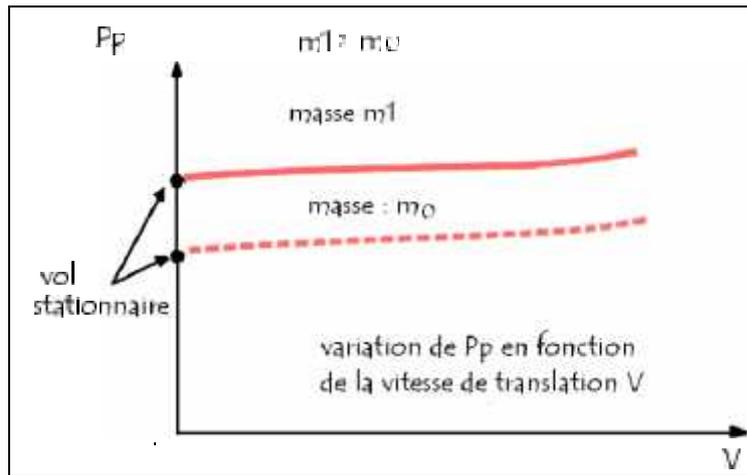


Figure II-22 : variation de la puissance de profil  $P_p$

- En vol de translation, la vitesse relative des pales  $U_R$  varie avec la vitesse de translation  $V$ . Mais, si la vitesse des pales avançantes augmente ( $U_R = U + V$ ) celle des pales reculantes diminue ( $U_R = U - V$ ) et  $v$  modifie peu la puissance de profile. Retenez que  $P_p$  augmente légèrement avec  $v$ .

- $C_x$  :  $C_x$  varie dans le même sens que la portance ( $C_z$ ) donc  $P_p$  augmente avec la portance  $F_N$ , c'est-à-dire avec le poids  $P = m.g$  de l'hélicoptère.

On admet que seule la composante de vitesse perpendiculaire à la pale est une source de traînée aerodynamique. Un élément de pale de surface  $l_{0,7}.dr$ , situé à la distance  $r$  de l'axe rotor est donc soumis à la vitesse :  $(V \cos\epsilon + r\Omega)$

Sa traînée a pour valeur :

$$dT = \frac{1}{2} \dots C_x p (V \cos\epsilon + r\Omega)^2 dr.l_{0,7}$$

Le couple moyen de traînée devient :

$$C_{moy} = \frac{1}{8} b.C_x p.l_{0,7} \dots R^4 .\Omega^2 (1 + \mu^2) \text{ Avec } \mu \text{ paramètre d'avancement : } \mu = \frac{V}{U}$$

Et la puissance passive devient donc :

$$P_p = P_{p0}(1 + \mu^2)$$

Mais en vol d'avancement, la traînée des pales fournit sur l'axe  $\vec{ox}$ , au cours de variation d'azimut entre 0 et  $2f$ , une résultante  $\vec{T_x}$  qui s'oppose au mouvement de translation.

$$dT_x = dT . \cos\epsilon$$

$$d'où : T_x = \frac{1}{4} b.C_x p.l_{0,7} .U^2 .R .\mu = P_{p0} .2 .\frac{\mu}{U} = P_{p0} .2 .\frac{\mu^2}{V}$$

D'où la puissance passive correspondante :

$$P_p = T_x.V = P_{po}.2\mu^2$$

Ce qui donne une puissance passive totale de  $P_p = P_{po}(1 + 3\mu^2)$

Pour tenir compte de l'effet de l'attaque oblique évalué à  $1,65\mu^2.P_{po}$ , on majore ces résultats et on prend comme expression pour la puissance des pales :

$$P_p = P_{po}(1 + 5\mu^2)$$

#### II-7-6-LA PUISSANCE DE FUSELAGE ( $P_F$ ) : (figure II-23)

C'est la puissance nécessaire pour vaincre la traînée de l'hélicoptère. C'est donc, comme la puissance de profil, une puissance passive.

Expression de la traînée de l'hélicoptère :

$$F_x = \frac{1}{2} \dots S.V^2.C_x$$

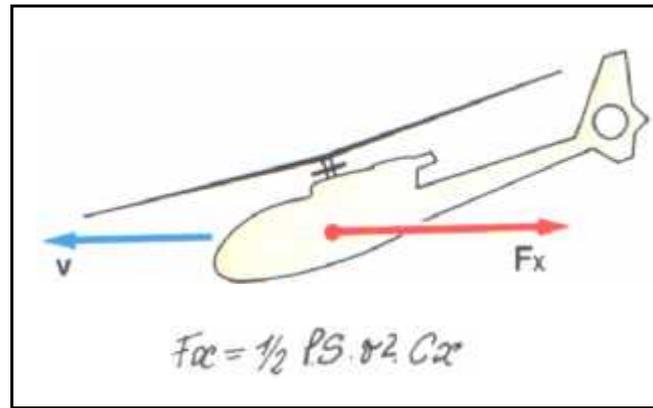
- S : surface du maître-couple.
- V : vitesse de translation.
- $C_x$  : coefficient de traînée.

La puissance de fuselage est le produit de la traînée de l'hélicoptère par la vitesse de translation :

$$P_f = F_x.V$$

$$= \frac{1}{2} \dots S.V^2.C_x.V$$

$$= \frac{1}{2} \dots S.V^3.C_x.$$

Figure II-23 : La puissance de fuselage ( $P_F$ )

## II-7-6-1-VARIATION DE LA PUISSANCE DE FUSELAGE : (figure II-24)

$$P_f = \frac{1}{2} \dots S \cdot V^3 \cdot C_x.$$

Les termes  $S$  et  $C_x$  de l'expression de la puissance de fuselage jouent peu et dépendent de la trajectoire de l'appareil (variation du maître-couple et de l'incidence des surfaces de l'hélicoptère par rapport au vent relatif).

- ... intervient comme d'habitude :  $P_f$  diminue avec l'altitude et avec la température ambiante.
- Par contre, le facteur vitesse de translation  $V$  joue un rôle prédominant.  $P_f$  varie comme le cube de cette vitesse ; c'est-à-dire que la puissance de fuselage augmente très vite avec la vitesse de translation....

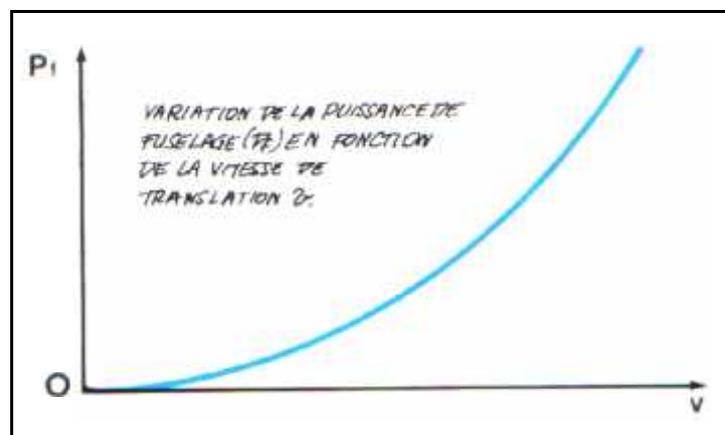


Figure II-24 : variation de la puissance de fuselage

La traînée du fuselage s'écrit :

$$T_f = C_x \frac{1}{2} \rho S V^2 \quad S: \text{Maître couple du fuselage}$$

$C_x$  : Coefficient de traînée du fuselage.

En pratique on utilise la surface équivalente de traînée :  $S_f = (C_x \cdot S)$  d'où

$$P_f = \frac{1}{2} \rho S_f V^3$$

La valeur de  $S_f$  est déterminée expérimentalement. Des résultats statistique provenant d'appareils actuellement en service donne :

- Appareil classique  $S_f = 0,8M^{2/3}$
- Meilleurs appareils carénés :  $S_f = 0,4.M^{2/3}$  avec  $M$  : masse de l'hélicoptère en tonnes  $S_f$  est obtenu en  $m^2$

## II-8-VARIATION DE LA PUISSANCE NECESSAIRE $P_N$ EN FONCTION DE LA VITESSE DE TRANSLATION $V$ . (figureII-26)

La puissance nécessaire  $P_N$  est la somme des 3 puissances élémentaires :  $P_i$ ,  $P_D$  et  $P_f$ . Si pour chaque valeur de la vitesse de translation on fait la somme des valeurs correspondantes des courbes  $P_i$ ,  $P_D$  et  $P_f$  on obtient la courbe de variation de  $P_N$  en fonction de la vitesse  $V$  pour 1 altitude et une masse donnée. Vous remarquerez que  $P_N$  va diminuant lorsque  $V$  croit, passe par un minimum puis croit ensuite très vite (effet de  $P_f$ ).

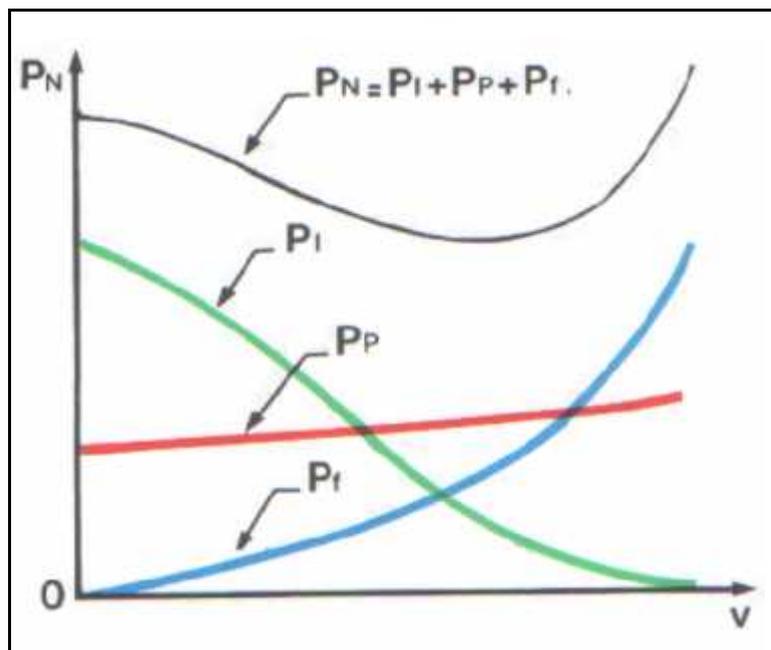


Figure II-25 : variation de la puissance  $P_N$

La puissance nécessaire sur le rotor principal en vol de translation est donc :

$$P_n = P_i + P_p + P_f$$

$$P_{n_{rotor\ principal}} = 1,15 \frac{(Mg)^2}{2 \dots S.V} + \frac{1}{8} \dots C_{xp}.b.l_{0,7}.R.U^3(1 + 5\mu^2) + \frac{1}{2} \dots S_f.V^3$$

Pour évaluer la puissance absorbée par le rotor anticouple, on agit comme pour le vol stationnaire. On peut adopter aussi :

$$P_a = 0,1(P_i + P_p + P_f)$$

II-8-1-INFLUENCE DE LA MASSE M DE L'HELICOPTERE :(figure II-26)

Comme pour les courbes élémentaires, à chaque masse m de l'hélicoptère correspond une courbe de Pn.

Quand m croit, Pn croit.

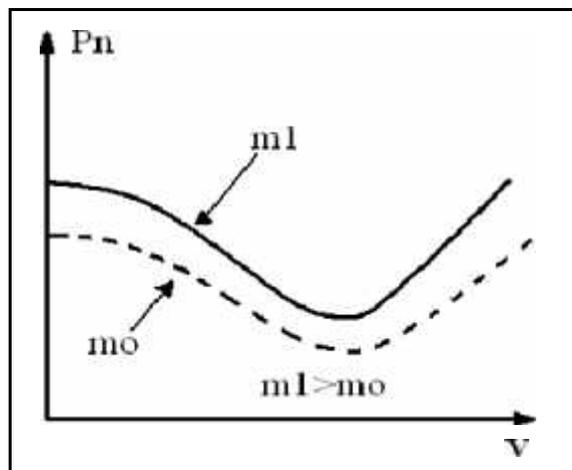


Figure II-26 : Influence de la masse m de l'hélicoptère

### II-8-2-EXAMEN DE LA COURBE DE LA PUISSANCE NECESSAIRE EN FONCTION DE LA VITESSE -POINTS REMARQUABLES : (figure II-27)

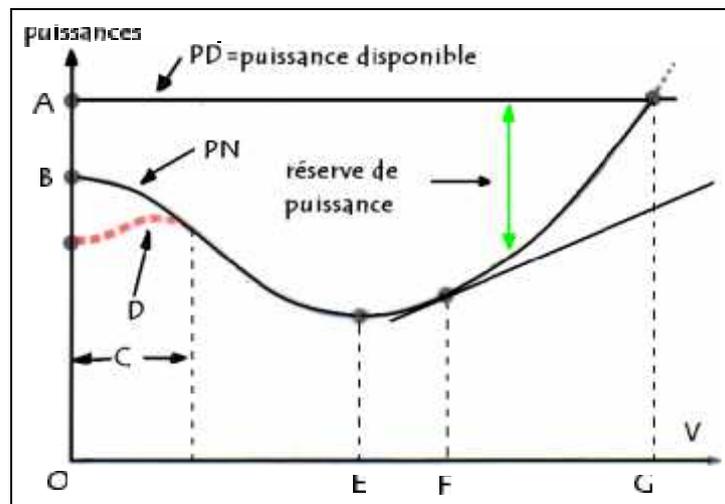


Figure II-27 : variation de la puissances en fonction de la vitesse V

- En A, l'hélicoptère est en vol stationnaire H.E.S (hors effet de sol). En B il est en vol stationnaire D.E.S (dans l'effet de sol). Il faut moins de puissance pour tenir le stationnaire D.E.S.
- C est appelée zone de transition, V augmente et l'effet de sol se fait de moins sentir. Si l'on veut, dans cette zone conserver la même altitude, il faut augmenter la puissance (courbe D).
- E : vitesse de puissance minimale. La réserve de puissance (écart entre la courbe  $P_D$  et la courbe  $P_n$ ) est maximale.
- F : vitesse de finesse maxi. Déterminée par la tangente à la courbe, issue de 0. le rapport  $\frac{P_N}{V}$  est le plus petit possible ; cela signifie qu'en ce point on obtient la plus grande vitesse possible avec la plus faible puissance possible.
- G : vitesse maximale. Déterminée par l'intersection des courbes  $P_N$  et  $P_D$ . la réserve de puissance est nulle.

### II-9- LES PLAFONDS DE L'HELICOPTERE : (limites d'altitude) (figure II-28)

C'est la faute à la masse volumique de l'air (et à elle seule) qui diminue régulièrement quand l'altitude Z augmente :

- ❖ D'une part, quand l'altitude augmente, le moteur "manque de plus en plus d'air" et la puissance développée diminue ainsi que la puissance disponible  $P_D$  qui lui est liée.
- ❖ D'autre part, l'air devient de moins en moins PORTEUR et il faut consommer de plus en plus d'énergie (accroissement du pas collectif) pour conserver la même sustentation. Il en résulte une augmentation de la puissance induite ( $P_i$ ) donc de la puissance nécessaire ( $P_n$ ).

Conséquence : il arrive fatalement que la courbe ascendante de  $P_n$  coupe la courbe descendante de  $P_D$ . L'altitude correspondante est appelée plafond de l'hélicoptère : la réserve de puissance est nulle et l'appareil ne peut plus monter.

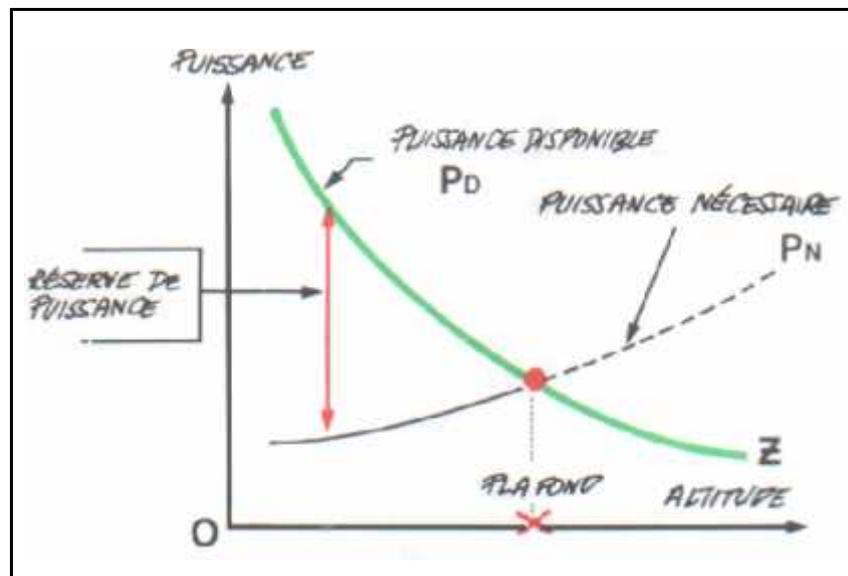


Figure II-28 : la variation de puissance P en fonction de l'altitude Z

### II-9-1- LES PLAFONDS EN VOL STATIONNAIRE : (figure II-29)

En effet de sol, où l'hélicoptère consomme moins de puissance, le plafond est plus élevé que hors effet de sol :  $Z_2 > Z_1$ .

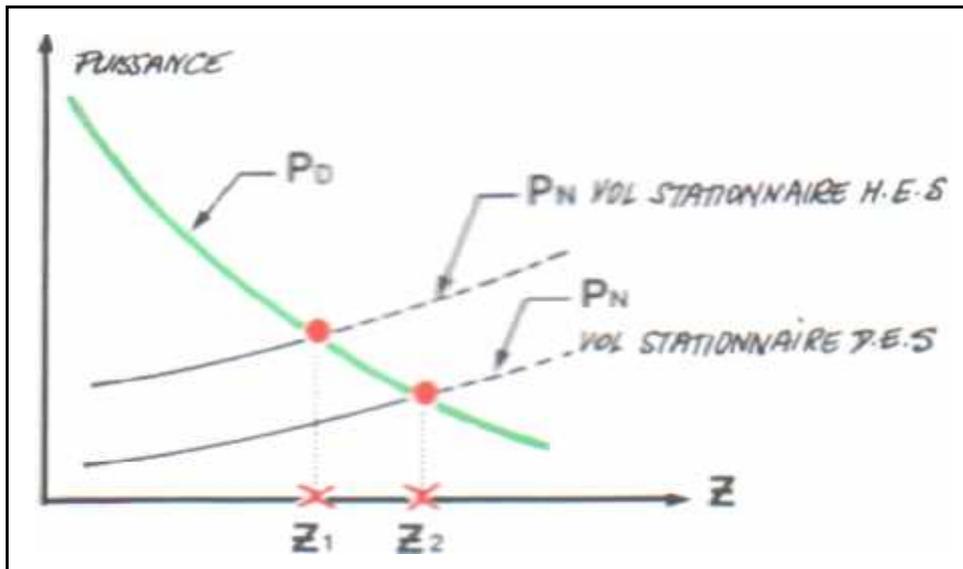


Figure II-29 : les plafonds en vol stationnaire

II-9-2- LES PLAFONDS EN VOL DE TRANSLATION : (figure II-30)

La puissance nécessaire  $P_N$  diminue avec la vitesse de translation. Le plafond en vol de translation est donc supérieur au plafond en vol stationnaire :  $Z_t > Z_s$ .

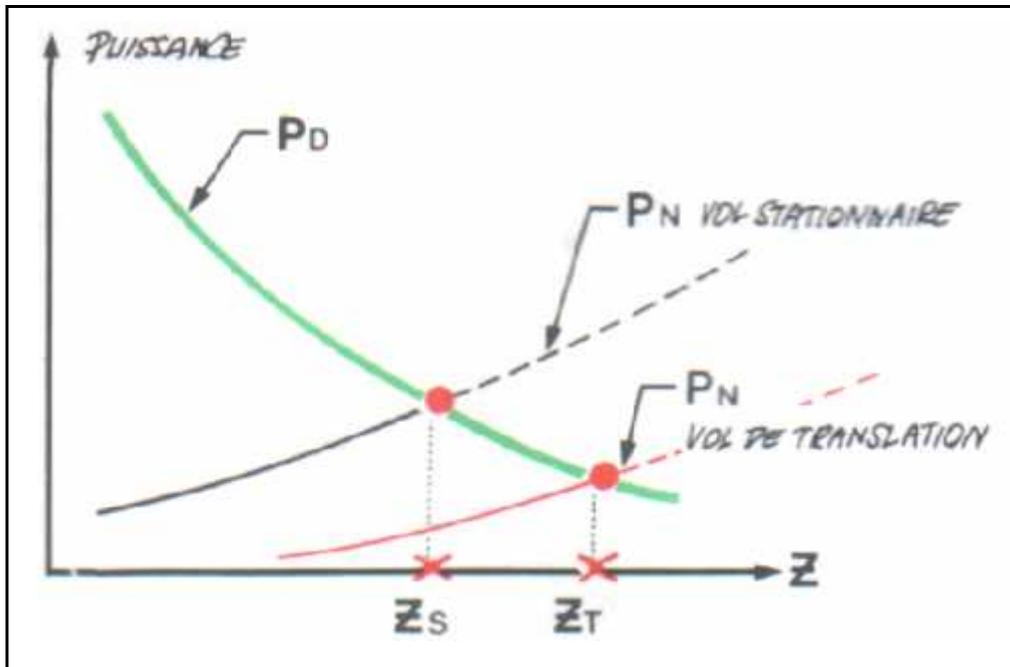


Figure II-30 : les plafonds en vol de translation.

II-10-MONTEE EN PLAFOND :

II-10-1.MONTEE VERTICALE : si  $(Pd - Pno)$  représente la puissance disponible sur le rotor principal, nous avons :

$$V_z = \frac{2(Pd - Pno)}{Mg}$$

Si  $(Pd - Pno)$  représente la puissance disponible sur les deux rotors nous avons :

$$V_z = \frac{1,7(Pd - Pno)}{Mg} \text{ le rotor principal absorbant environ 85\% de la puissance disponible.}$$

II-10-2 MONTEE OBLIQUE :

La puissance nécessaire au vol en montée oblique se calcule comme pour le vol en translation. On ajoute au bilan de puissance nécessaire au vol de translation la puissance nécessaire à la montée :

$$P_{MONTEE} = Mg.V_z$$

$$P_{NECESSAIRE} = P_i + P_p + P_f + Mg.V_z$$

Si  $P_d$  est la puissance disponible sur le rotor principal et  $P_n = P_i + P_f + P_p$  la puissance nécessaire sur le rotor principal au vol de translation horizontale.

$$\text{Nous avons : } V_z = \frac{P_d - P_n}{Mg}$$

En pratique cette relation étant un peu optimisée, on utilise :

$$V_z = \frac{0,9(Pd - P_n.vol.horizontal)}{Mg}$$

## CHAPITRE III : CALCULS D'AVANT PROJET :

## III-1. DONNEES DE DEPART :

## 1)-Masse :

La masse utile se décompose en :

-2 passagers : 154Kg

-Carburant 60L Huile: 53kg

-Bagage: 20kg

D'où une masse utile de 227Kg

On peut évaluer la masse utile totale :  $\frac{\text{masse.utile}}{\text{masse.totale}} \approx 0,45$

Masse totale : 504 kg

Le scorpion II, hélicoptère biplace fabriqué au U.S.A à une masse totale 509kg. Nous partirons donc sur une masse totale comprise entre 500 et 550 kg.

## 2) Rotor :

-Hélicoptère bipale avec rotor en balancier.

-diamètre du rotor sera compris entre 7,30 et 8m. (le rotor du scorpion II a un diamètre de 7,32m)

-la corde de la pale sera égale à 200mm et le profil sera un profil NACA 0012.

## 3) la vitesse périphérique :

Elle sera comprise entre 170 et 200m/s

4) le coefficient moyen de portance :  $CZ < 0,6$ III-2. CALCULE DES PUISSANCES NECESSAIRES pour :  $M=500\text{Kg}$ 

$$R=3,70\text{m}$$

$$U=200\text{m/s}$$

A l'altitude  $Z=1500\text{m}$  température standard  $+20^\circ$  soit ...  $=0,984 \text{ Kg/m}^3$

III-2.1 VOL STATIONNAIRE :

$$P_{iO} = 1,15 \frac{(M.g)^{3/2}}{\sqrt{2 \dots S}} = \frac{1,15(500.9,81)^{3/2}}{\sqrt{2.0,984.f.3,72}} = 42941 \text{ watts soit } 58,4 \text{ ch}$$

$$P_{PO} = \frac{1}{8} \dots Cxp.b.l.r.u^3$$

$$CZm = \frac{6,6F_N}{\dots b.l.R.U^2} = 0,555 \longrightarrow Cxp=0,009+0,009.(0,572)^2$$

$$Cxp=0,012$$

$$P_{PO} = \frac{0,984}{8} .0,012.2.0,2.3,7.200^3 = 17185 \text{ Watts}$$

Soit 23,4 ch

Pno= Pio+ Ppo= 60 126 watts soit 81, 8ch  
 Pno avec rotor anticouple= 67 341 watts soit 91, 6 ch

III-2.2. VOL EN TRANSLATION HORIZONTALE A LA VITESSE V (V en m/s)

$$*Pp= Ppo (1+5\mu^2)$$

$$Pp= 17 185 (1 + \frac{V^2}{8000})$$

V	Pp*
10	17 400 W.....23,7ch
20	18 044W.....24,5ch
30	19 118W.....26,01 ch
40	20 622W.....28,1 ch
50	22 555W.....30,7 ch
60	24 918W.....33,9 ch
66,6	26 713W.....36,3 ch

$$*P_i = 1,15 \frac{(Mg)^2}{2 \dots S.V} = \frac{326887}{V}$$

V	Pi *
10	32 688W.....44,5 ch
20	16 344W.....22,2 ch
30	10 896W.....14,8 ch
40	8 172W.....11,1 ch
50	6 538W.....8,9ch
60	5 448W.....7,4 ch
66,6	4 908W..... 6,7ch

$$* P_f = \frac{1}{2} \dots S_f.V^3$$

Nous prenons :  $S_f = 0,8 M^{2/3}$

$$P_f = 0,248 V^3$$

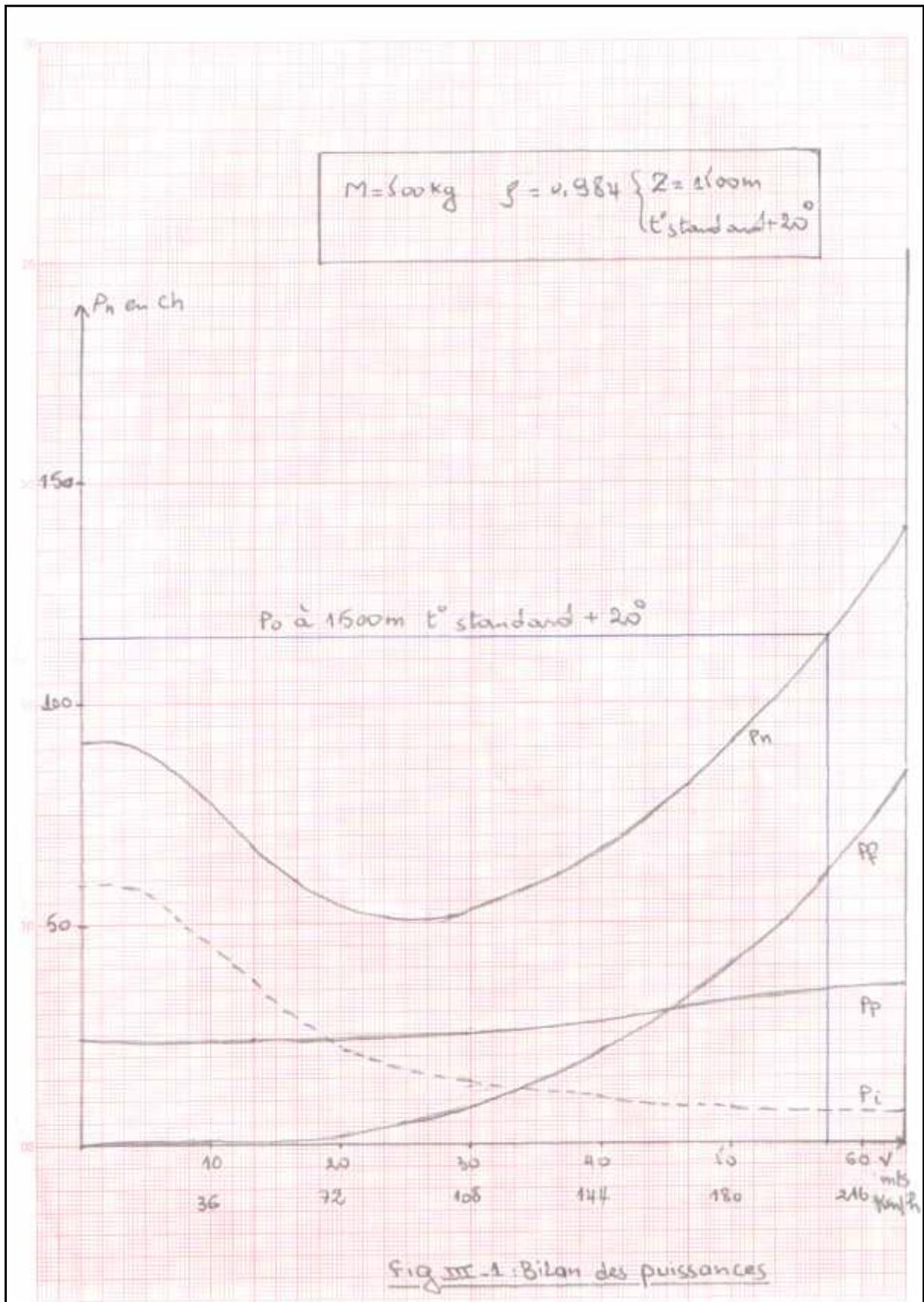
V	Pf*
10	248 W.....0, 3 ch
20	1 984W.....2, 7ch
30	6 695W.....9, 1ch
40	15 870W.....21, 2ch
50	30 995W.....42, 2 ch
60	53 560 W.....72,9 ch
66,6	73 261 W.....99,7 ch.

$$P_n (1) = P_i + P_f + P_p$$

$$P_n (2) = ( P_i + P_p + P_f ). 1, 1$$

V	Pn (1) sur le rotor principal	Pn (2) avec anticouple
0	81,8 ch	91,6 ch
10	68,5 ch	75,4 ch
20	49,4 ch	54,3 ch
30	49,3 ch	54,2 ch
40	60,8 ch	66,9 ch
50	81,8 ch	90,1 ch
60	114,2 ch	125,6 ch
66,6	142,7 ch	157,2 ch

Nous traçons la courbe  $P_n$  avec anticouple  $f(v)$  fig III-1



figureIII-1 : bilan des puissances.

## III-2.3. PUISSANCE DISPONIBLE :

Si notre appareil est équipé d'un moteur Lycoming O320 A2C développant 150 ch au niveau de la mer, et en tenant compte des pertes de transmission et de refroidissement, nous disposons d'environ 115 ch à l'altitude 1500m et la température standard +20°.

## III- 2.4. MONTEE EN PLAFOND :

$$V_z = 2 \cdot \frac{(115 - 91,6) \cdot 735}{500 \cdot 9,81} = 7 \text{ m/s}$$

## III-2.5. MONTEE OBLIQUE REGIME OPTIMUM :

La puissance nécessaire est minimale en vol de translation à la vitesse de 26 m/s environ ; elle est égale à l'environ 52 ch. Ce régime permet une vitesse de montée oblique maximale.

$$V_z = 0,9 \frac{(115 - 52) \cdot 735}{500 \cdot 9,81} = 8,5 \text{ m/s}$$

## III-2.6. VITESSE DE TRANSLATION MAXIMALE :

De part la puissance disponible, nous sommes limités à une vitesse de translation de 57,3 m/s soit 206 km/h (Pn=Pd).

## III-3. CALCUL DE PUISSANCES NECESSAIRES

Pour :

$$M = 550 \text{ kg}$$

$$R = 3,7 \text{ m}$$

$$U = 200 \text{ m/s}$$

A l'altitude Z = 1500m température standard +20°.

## III-3.1. VOL STATIONNAIRE :

$$P_{io} = \frac{1,15(Mg)^{3/2}}{\sqrt{2 \dots S}} = \frac{1,15(550 \cdot 9,81)^{3/2}}{\sqrt{2 \cdot 0,984 \cdot f \cdot 3,7^2}} = 50 \, 986 \text{ W soit } 69,4 \text{ ch.}$$

$$P_{po} = \frac{1}{8} C_{xp} \cdot b \cdot l \cdot R \cdot U^3 \dots$$

$$P_{po} = \frac{0,984}{8} \cdot 0,012 \cdot 2 \cdot 3,7 \cdot 0,2 \cdot 200^3 = 18 \, 495 \text{ W soit } 25,2 \text{ ch}$$

$$C_{zm} = 0,611 \longrightarrow C_{xp} = 0,12.$$

$$\mathbf{Pno = Pio + Ppo = 69\,481\ W \text{ soit } 94,6\ ch}$$

$$\mathbf{Pno \text{ avec anticouple} = 77\,818\ W \text{ soit } 106\ ch}$$

III-3.2. VOL EN TRANSLATION HORIZONTALE A LA VITESSE V :

$$*Pi = \frac{(Mg)^2}{2 \dots S.V} = \frac{326887}{V}$$

V	Pi*
10	41 100 W.....56,1 ch
20	20 550W..... 27,95 ch
30	13 700 W..... 18,6 ch
40	10 275 W.....13,97 ch
50	8 220 W.....11,2 ch
60	6 850 W.....9,3 ch
66,6	6 165W.....8,3 ch

$$*Pp = Ppo (1 + \mu^2)$$

$$Pp = 18\,495 \left(1 + \frac{V^2}{8000}\right)$$

V	Pp*
10	18 726W.....25,5 ch
20	19 420W..... 26,4 ch
30	20 575W..... 28,0 ch
40	22 195W..... 30,2 ch
50	24 275W..... 33,0 ch
60	26 818W.....36,5 ch
66,6	28 768 W.....39,1 ch

$$* Pf = \frac{1}{2} \dots Sf.V^3$$

Nous prenons : Sf = 0,8 M<sup>2/3</sup>

$$Pf = 0,264 V^3$$

V	Pf*
10	264W ..... 0,35ch
20	2 112W..... 2,90 ch
30	7 128 W.....9,70 ch
40	16 896 W.....23,1 ch
50	33 000W.....44,9 ch
60	57 024 W.....77,6 ch
66,6	78 220 W.....106,4ch

$$P_n(1) = P_i + P_p + P_f$$

$$P_n(2) = (P_i + P_p + P_f) \cdot 1,1$$

V	Pn (1) sur le rotor principal	Pn (2) avec anticouple
0	94,6 ch	104,06ch
10	81,9 ch	90,09ch
20	57,3 ch	63,03ch
30	56,3 ch	61,93ch
40	67,2 ch	73,92ch
50	89,1 ch	98,01ch
60	123,4 ch	135,3ch
66,6	153,8 ch	169,18 ch

Nous traçons la courbe Pn avec anticouple f (v) fig. III-2

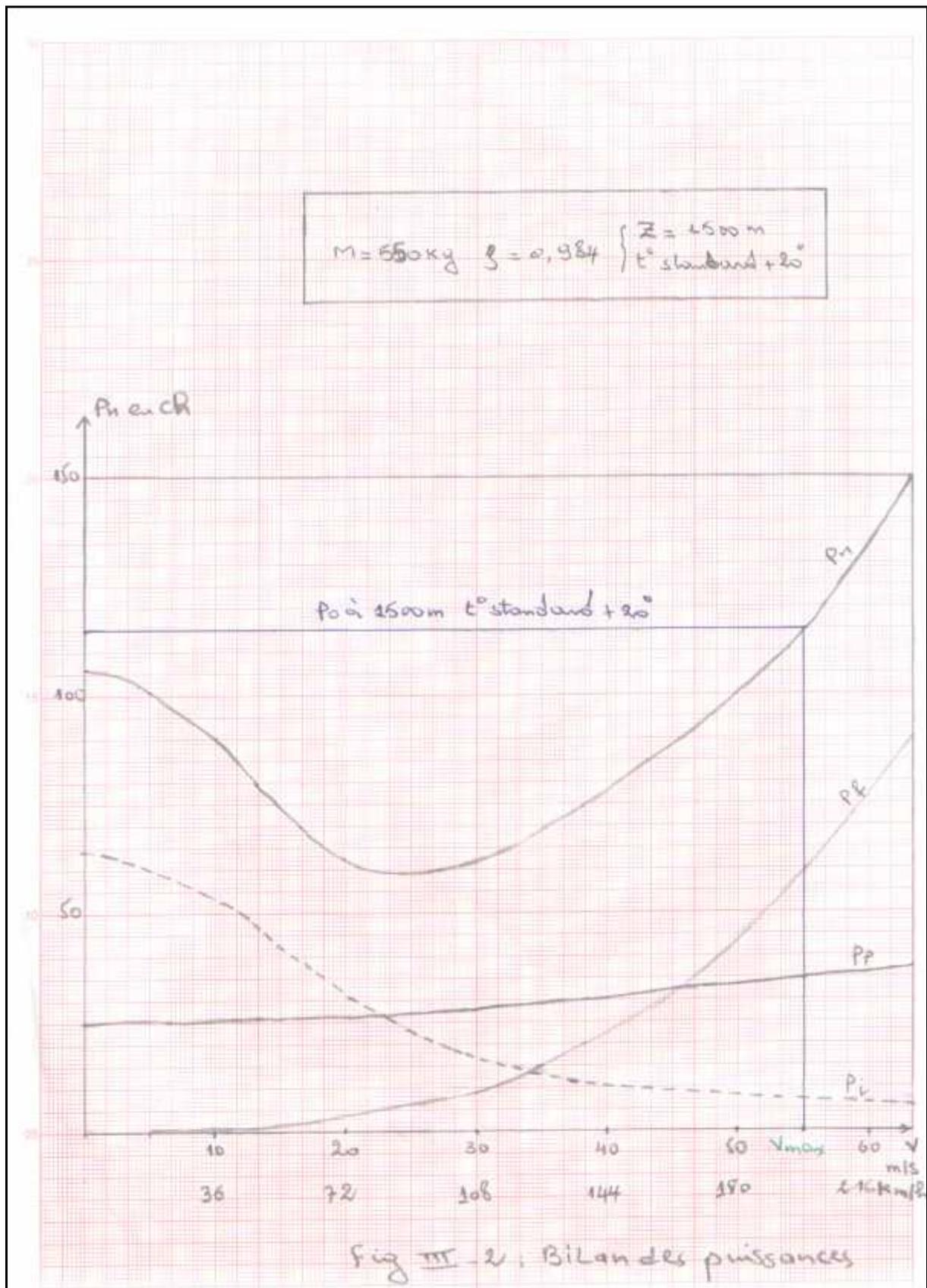


FIGURE III-2 bilan des puissances avec anti-couple

## III-3.3. PUISSANCE DISPONIBLE :

$$P_d = 115 \text{ ch.}$$

## III-3.4. MONTEE EN PLAFOND :

$$V_z = \frac{2 \cdot (115 - 106) \cdot 735}{550 \cdot 9,81} = 2,45 \text{ m/s.}$$

## III- 3.5. MONTEE EN REGIME OPTIMUM

$$V_z = \frac{0,9(115 - 60) \cdot 735}{550 \cdot 9,81} = 6,74 \text{ m/s.}$$

## III- 3.6. VITESSE DE TRANSLATION MAXIMALE

$$V = 54,6 \text{ m/s soit } 196 \text{ km/h.}$$

## III-4. VARIATION DE LA PUISSANCE NECESSAIRE EN VOL STATIONNAIRE EN FONCTION DE U ET R POUR UNE MASSE DE 500 KG :

On considère  $C_{zm}$  constant  $\rightarrow C_{xp} \approx 0,012$

$$P_{no} \text{ avec anticouple} = 1,12 \left( \frac{1,15(Mg)^{3/2}}{\sqrt{2 \dots f \cdot R^2}} + \frac{1}{8} \dots C_{xp} \cdot b \cdot l \cdot R \cdot U^3 \right)$$

$$P_{no} \text{ avec anticouple} = 1,12 \left( \frac{158880}{R} + 0,00059 \cdot R \cdot U^3 \right)$$

U : varie de 150 à 200 m/s.

R : varie de 3,6 à 4m

Et  $P_{no}$  en ch

Tableau  $P_{no} = f(U, R)$  ( avec anticouple)

R \ U	3,6	3,7	3,8	3,9	4
150	78,2	76,7	75,2	73,9	72,7
160	80,5	79,1	77,7	76,4	75,3
170	83,2	81,8	80,5	79,3	78,2
180	86,1	84,8	83,6	82,5	81,5
190	89,5	88,1	87,1	86,1	85,2
200	93,1	92,2	91,1	90,1	89,3

Nous représentons  $P_{no} = f(R)$  avec  $U$  en iso vitesse sur l'abaque Fig.III-3.

On constate que la solution optimale en vol stationnaire pour une masse donnée, consiste à diminuer la vitesse circonférentielle  $U$  et à augmenter le rayon du rotor  $R$ .

**$P_{no}$  mini pour  $U$  mini et  $R$  maxi**

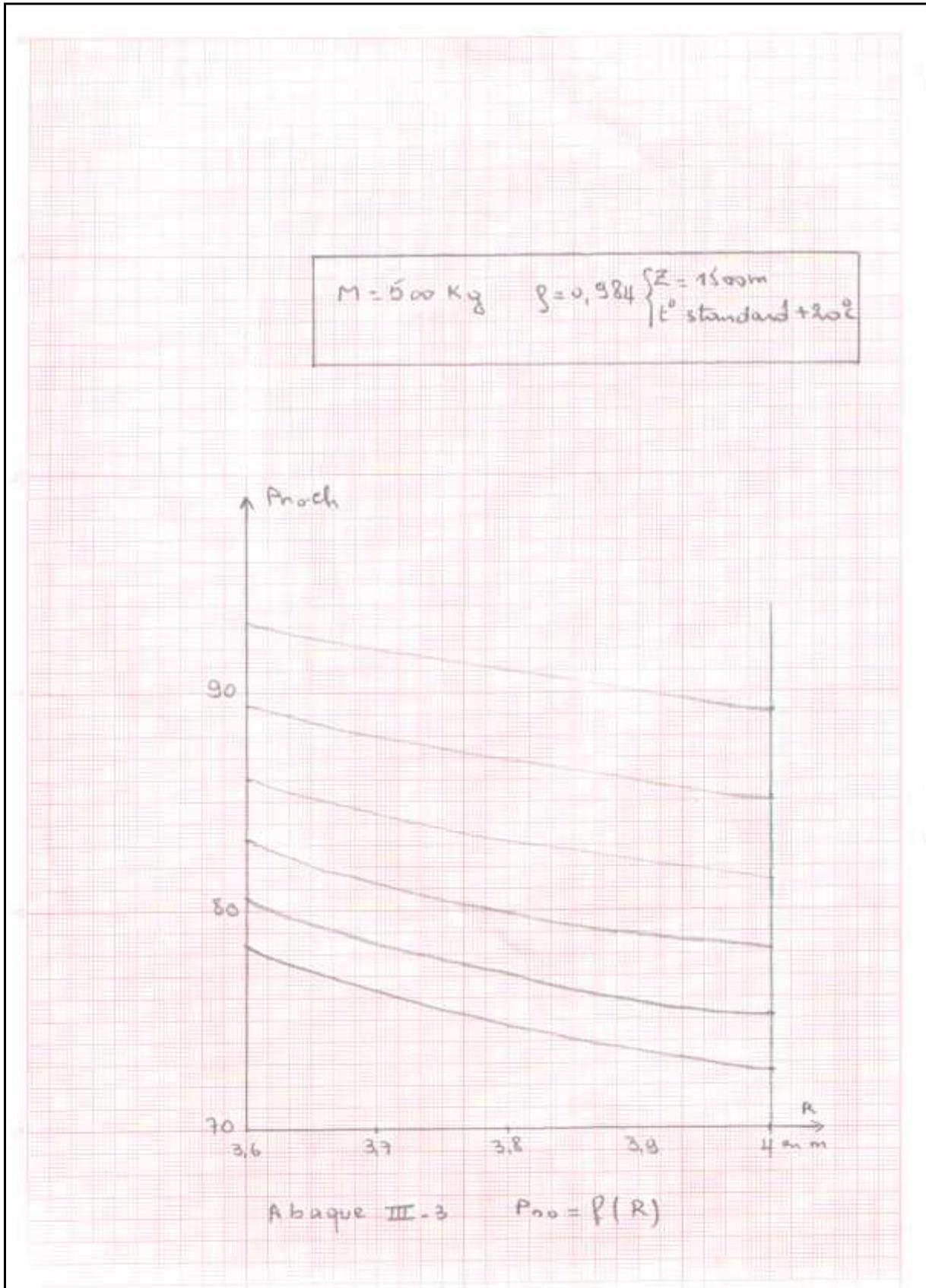


Figure III-3 : la puissance nécessaire  $P_{no}$  en fonction du rayon  $R$

III- 5. VARIATION DU COEFFICIENT MOYEN DE PORTANCE  $CZ_m$  EN FONCTION DE U ET R POUR UNE MASSE DE DONNEES :

(... = 0.984 soit altitude 1500m,  $t^\circ$  standard +20°)

$$*M = 500\text{Kg} \quad CZ_m = \frac{6,6Fn}{\dots b.l.I_{0,7}.U^2.R}$$

$$CZ_m = \frac{82250}{U^2.R}$$

R \ U	3,6	3,7	3,8	3,9	4
150	1,016	0,988	0,962	0,937	0,914
160	0,893	0,868	0,846	0,823	0,803
170	0,790	0,769	0,749	0,730	0,712
180	0,691	0,691	0,668	0,651	0,635
190	0,633	0,616	0,600	0,584	0,569
200	0,571	0,555	0,541	0,528	0,514

$$*M = 550\text{Kg} \quad CZ_m = \frac{90475}{U^2.R}$$

R \ U	3,6	3,7	3,8	3,9	4
150	1,117	1,082	1,056	1,031	1,005
160	0,982	0,955	0,930	0,906	0,883
170	0,869	0,846	0,824	0,803	0,783
180	0,776	0,754	0,735	0,746	0,699
190	0,696	0,678	0,660	0,642	0,626
200	0,628	0,611	0,596	0,580	0,565

Nous représentons pour  $M = 500\text{Kg}$  et  $M = 550\text{Kg}$   $CZ_m = f(R)$  avec U en iso vitesse sur les abaques Fig. III.4.

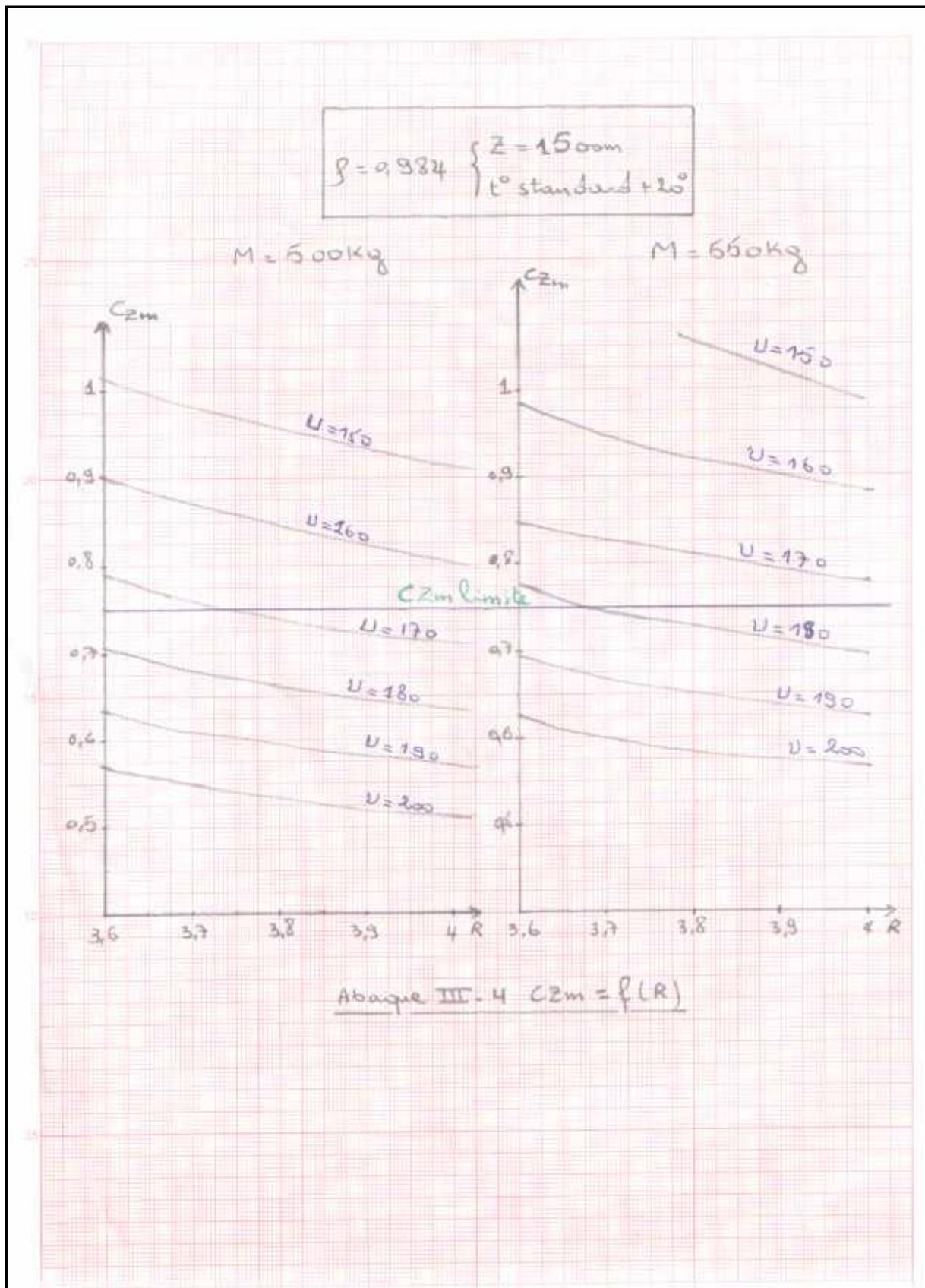


Figure III-4 : coefficient moyen de portance  $CZ_m$  en fonction du rayon  $R$

On constate que le CZm diminue lorsque U et R augmentent.

En tenant compte du fait que nous avons pris  $\dots = 0,984$  et qu'au niveau de la mer  $\dots = 1,225$  donc :

Le CZm  $\dots = 1,225 \approx 0,8$  CZm  $\dots = 0,984$

On peut déjà limiter U et R pour respecter CZm < 0,6.

### III-6-VOL EN AUTOROTATION :

#### a)-GENERALITES :

L'autorotation est un procédé permettant, avec un rotor tournant sans entraînement moteur, (roue libre, embrayage centrifuge) d'obtenir une sustentation capable de maintenir l'appareil en vol. pour éviter une baisse de régime du rotor (forces de traînée s'exerçant sur les pales) le pilote doit diminuer immédiatement, en cas de défaillance du moteur, le pas des pales.

En pratique une butée dite »butée de petit pas » est réglée par le constructeur de façon que, le levier de pas collectif étant en butée, le régime rotor puisse se stabiliser au régime d'utilisation.

Un atterrissage en autorotation comportera deux phases :

1°- Descente stabilisée : levier de pas collectif en butée petit pas.

2°-Au voisinage du sol augmentation du pas ce qui provoque :

🚩 une diminution de la vitesse de chute.

🚩 Mais aussi une réduction du régime rotor (augmentation des forces de traînée).

#### b)- LES ZONES AUTOROTATIVES ET ANTI-AUTOROTATIVES DU ROTOR :(figure 04)

Du fait de la variation continue de l'incidence, de l'emplanture à l'extrémité des pales, le rotor se trouve divisé en 03 zones distinctes A, B et C.

ZONE A. A l'emplanture des pales où V1 est prépondérant par rapport à U, l'incidence i est très grande.

C'est la ZONE DE DECROCHAGE. La portance est nulle. La traînée  $F_x$  est grande et l'oppose à la rotation. Cette zone s'étend sur  $\frac{1}{4}$  du rayon rotor R.

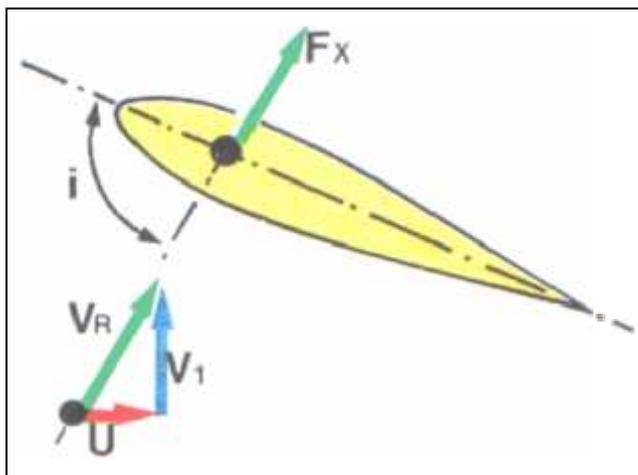


FIGURE III-5 : zone de décrochage

ZONE B : autour de la zone de décrochage s'étend une zone de forte incidence. Dans cette zone qui va de  $R/4$  à  $2/3 R$ , la résultante  $R$ , des forces suivant  $V_R$ , est dirigée vers l'avant et entraîne les pales en rotation. C'EST LA ZONE AUTOROTATIVE (ou zone entraînante). (figure1-4).

ZONE C : enfin, dans la zone périphérique du rotor où les filets d'air s'écoulent de haut en bas, l'incidence est faible. La résultante  $R'$  des forces suivant  $V_R$  est dirigée vers l'arrière. Elle freine les pales. C'EST LA ZONE ANTI-AUTOROTATIVE. (figure05)

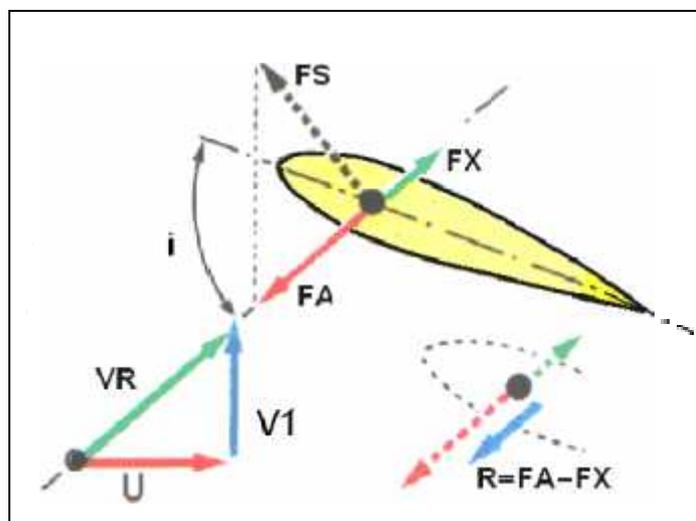


Figure III-6 : zone autorotative (entraînante)

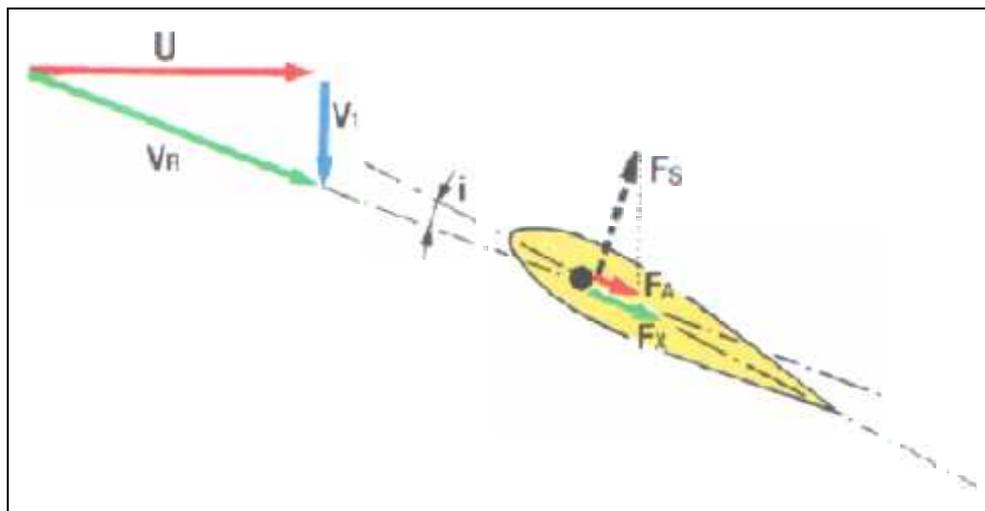


Figure III-7: zone anti-auto rotative (zone entraînée).

En chaque point de la pale, la somme de  $\vec{U} = r \Omega$  et de  $\vec{V}_1$  vitesse d'écoulement vertical donne une résultante  $\vec{V}_r$ , vent relatif.

La poussée  $dF_z$  perpendiculaire à  $\vec{V}_r$  aura une composante propulsive dans la zone centrale et une composante de traînée au voisinage de la périphérie.

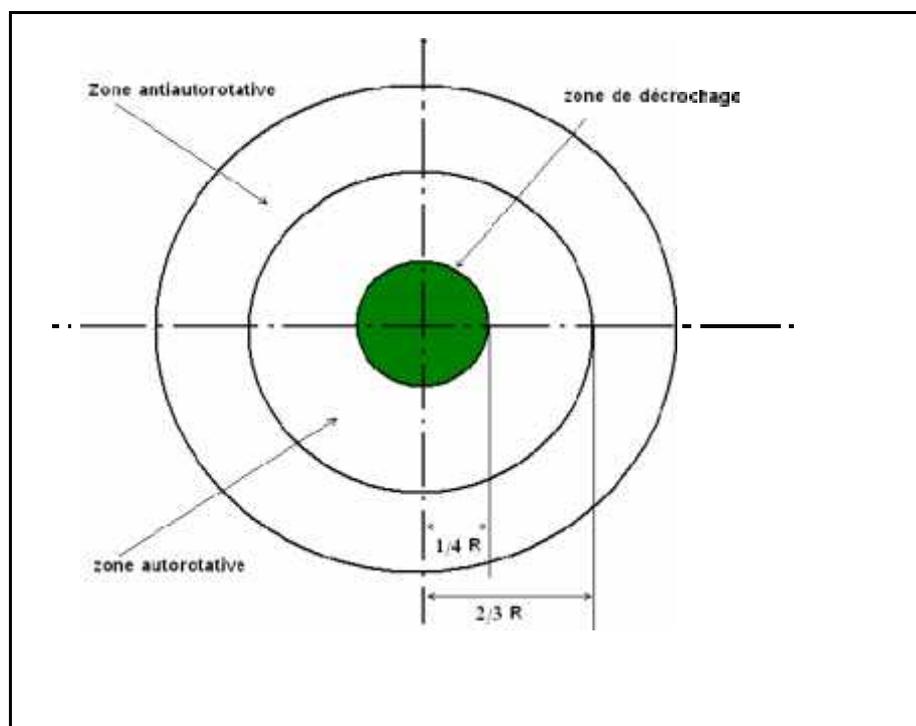


Figure III-8 : les zones du rotor

Cette analyse néglige la traînée de profil des pales. On obtient le schéma suivant pour un élément de pale pris dans la zone autorotative. (Figure III-8)

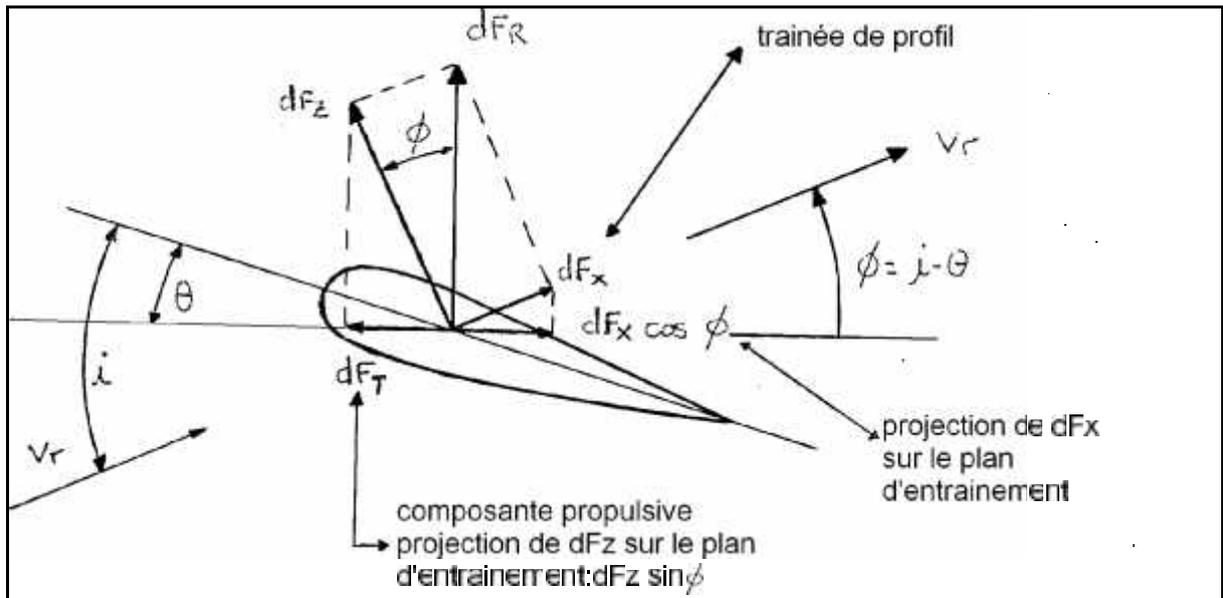


Figure III-9 : Schéma pour un élément de pale pris dans la zone autorotative.

Le régime du rotor en vol en autorotation est stabilisé lorsque le moment par rapport à 0 de toutes ces forces est nul.

Dans le cas du vol en autorotation à partir du vol en translation, l'analyse est identique mais cette fois ci il y a trois vitesses.

$$\vec{V}_r = r \vec{\Omega} + \vec{V}_1 + \vec{V}$$

$\vec{V}$  vitesse dû à la translation

On retrouve une zone autorotative qui est déportée du côté de la pale reculante.

### III.7. ESTIMATION DE L'ENERGIE CINETIQUE D'UN ROTOR POUR SATISFAIRE L'ATTERRISSAGE EN AUTOROTATION

En cas de panne de transmission de puissance sur le rotor, l'énergie cinétique emmagasinée par le rotor servira au moment de l'atterrissage de l'hélicoptère à réduire la vitesse verticale acquise au cours du vol plané.

Pendant la descente en autorotation, la rotation du rotor à son régime nominal  $\Omega$  est entretenue par l'écoulement aérodynamique ; c'est l'air qui fournit la puissance au rotor.

A l'approche du sol le pilote augmente le pas st le régime rotor diminue jusqu'à  $\Omega_{\text{mini}}$ .

L'énergie cinétique accumulée par le rotor sera :

$$\frac{1}{2} I_{oz} (\Omega^2 - \Omega_{\text{mini}}^2) \quad I_{oz} : \text{inertie du rotor par rapport à l'axe de rotation } \vec{oz}$$

L'énergie cinétique de descente de l'appareil est :

$\frac{1}{2} M V_Z^2$        $M$  : masse totale de l'appareil  
 $V_Z$  : vitesse de descente stabilisée.

L'énergie cinétique de l'appareil à l'atterrissage est :

$$\frac{1}{2} M V_{sol}^2$$

Mais on peut aussi écrire :

$$\frac{1}{2} M V_{sol}^2 = \frac{1}{2} M V_Z^2 - I_{oz} (\Omega^2 - \Omega^2_{min})$$

Atterrissage en autorotation satisfaisant  $V_{sol} \longrightarrow 0$  d'où la relation :

$$\frac{1}{2} M V_Z^2 = \frac{1}{2} I_{oz} (\Omega^2 - \Omega^2_{min})$$

Définissant l'inertie  $I_{oz}$  des pales du rotor pour obtenir un atterrissage correct en autorotation.

En considérant que l'autorotation est faite à partir du vol stationnaire, on peut calculer, approximativement  $V_Z$ , vitesse de descente stabilisée, en supposant que la puissance nécessaire au vol de descente est la même que celle qu'il faut pour maintenir le vol stationnaire, d'où la relation :

$Mg \cdot V_Z = P_{n0}$  avec  $P_{n0}$  : puissance nécessaire au vol stationnaire.

$$P_{n0} = 1,15 \frac{F_N^{3/2}}{\sqrt{2 \dots S}} + \frac{C_{px}}{8} b.l.R.U^3 = \frac{1}{f} \frac{F_N^{3/2}}{\sqrt{2 \dots S}}$$

Avec  $\frac{1}{f}$  chiffre de mérite du rotor

$$\text{D'où : } V_Z = \frac{1}{f} \sqrt{\frac{g}{2 \dots S}} \sqrt{\frac{M}{S}}$$

En portant cette valeur de  $V_Z$  dans la relation précédente on peut écrire :

$$\frac{1}{2} M \left[ \frac{1}{f} \sqrt{\frac{g}{2 \dots S}} \sqrt{\frac{M}{S}} \right]^2 = \frac{1}{2} I_{oz} (\Omega^2 - \Omega^2_{min})$$

A la vitesse  $\mu^2$  correspond  $CZ_m = \frac{6,6mg}{p.b.I.R^3 \cdot \Omega^2}$

A la vitesse  $\mu^2_{min}$  correspond  $CZ_{m_{max}} = \frac{6,6mg}{\dots b.I.R^3 \cdot \Omega^2_{min}}$

$$\text{Soit : } \frac{\Omega^2_{min}}{\Omega^2} = \frac{CZ_m}{CZ_{m_{min}}}$$

En obtient finalement :

$$\frac{1}{2} M \frac{1}{F^2} \frac{g}{2} \frac{M}{S} = \frac{1}{2} I_{oz} \left(1 - \frac{CZm}{CZm_{maxi}}\right) \mu^2$$

Que l'on peut écrire :

$$E_{CA} = \frac{1}{2} I_{oz} \Omega^2 = r^2 \frac{M \cdot Mg}{S} \quad \text{en posant} \quad r^2 = \frac{1}{4} \frac{1}{F^2} \frac{1}{\left(1 - \frac{CZm}{CZm_{MAXI}}\right)}$$

Avec  $E_{CA}$  : énergie cinétique d'un rotor pour satisfaire l'atterrissage en autorotation.

Calcul de  $\frac{1}{2} I_{oz} \rightarrow \Omega^2$  pour un rotor bipale

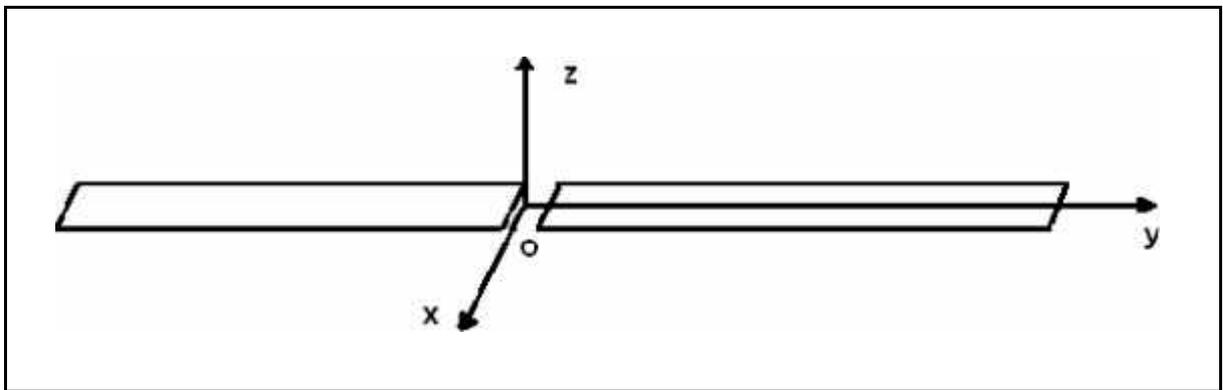


Figure III-10 : rotor bipale.

En négligeant la corde  $l$  et l'épaisseur  $e$  devant le rayon  $R$  on a pour une pale:

$$I_{oz} = I_{ox} = \int_0^R y^2 dm = m \frac{R^2}{3}$$

Pour un bipale nous avons :

$$I_{oz} = 2 m \frac{R^2}{3} = M' \frac{R^2}{3} \quad \text{avec } M' \text{ masse des 2 pales} = 2m$$

$$\text{D'où : } E_{CA} = \frac{1}{2} M' \frac{R^2}{3} \Omega^2$$

Et en considérant :  $U = R \Omega$  soit  $\Omega = \frac{U}{R}$

$$E_{CA} = \frac{1}{2} M' \frac{U^2}{3}$$

La connaissance des caractéristiques des hélicoptères existant a permis de tracer les graphes :

$$E_c = f\left(M \cdot \frac{Mg}{S}\right) \quad \text{FigureIII -11}$$

Et

$$r^2 = f\left(\frac{M}{S}\right) \quad \text{FigureIII-12}$$

Ceci a permis de définir une valeur moyenne de  $r^2$  égale à 2 devant permettre l'atterrissage en autorotation.

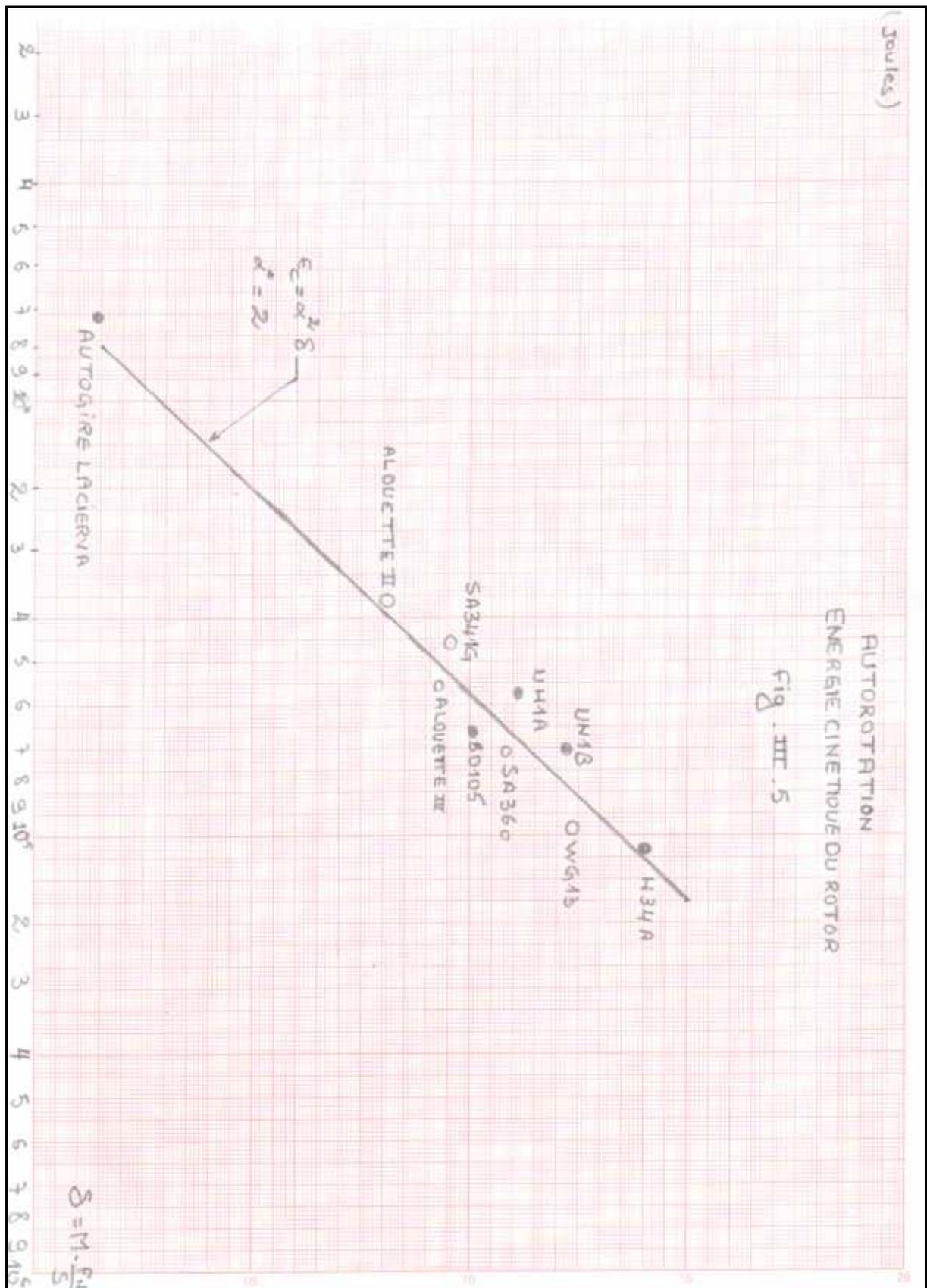


Figure III-11 : autorotation - énergie cinétique du rotor

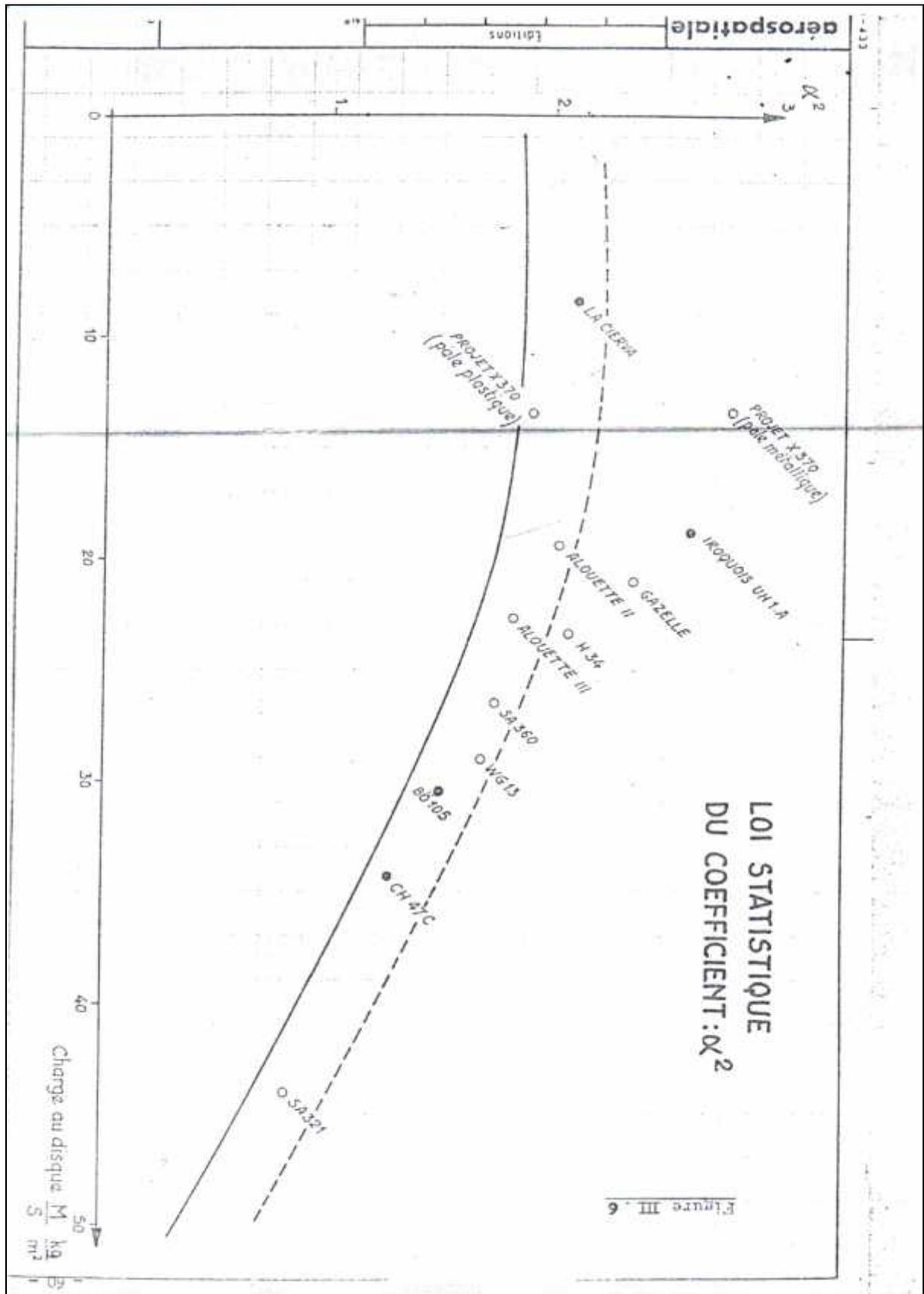


Figure III-12 : la statistique du coefficient  $r^2$

## III-8 : DETERMINATION DE LA MASSE DES PALES D'UN ROTOR :

a)- masses des pales compatibles avec de bonnes qualités d'autorotation à l'atterrissage.

- Energie cinétique d'un rotor pour satisfaire l'atterrissage en autorotation :

$$E_{CA} = r^2 \cdot \frac{M \cdot Mg}{S}$$

Nous avons aussi :

$$E_{CA} = \frac{1}{2} I_{oz} \Omega^2 = M' \frac{U^2}{6}$$

Ces deux relations doivent être compatibles :

$$M' = \frac{6 \cdot r^2 \cdot M^2 \cdot 9,81}{U^2 \cdot f \cdot R^2}$$

$$\text{Soit : } M' = \frac{18,735 \cdot M^2 \cdot r^2}{U^2 \cdot R^2} \quad \text{soit : } M' = \frac{37,47 \cdot M^2}{U^2 \cdot R^2}$$

$M'$  est la masse des deux pales, compatible avec de bonnes qualités d'autorotation à l'atterrissage.

$M$  la masse de l'hélicoptère.

Pour un appareil ayant 3 ou 4 pales la formule est sensiblement identique.

$$M' = 37,47 \cdot (1 - k) \cdot \frac{M^2}{U^2 \cdot R^2}$$

Avec  $k = \frac{a}{R}$  position de l'articulation réelle ou fictive de battement ( $k \approx 0,1R$ )

b) - Abacue de définition d'un rotor

- Masse au  $m^2$  des pales :  $\frac{M'}{bIR}$  ou  $\frac{M'}{uS}$  avec  $u = \frac{b \cdot I \cdot R}{S}$

$u$  est la plénitude d'un rotor

- I, la corde peut s'exprimer par :

$$I = \frac{6,6.Mg}{b \dots R.U^2.CZm}$$

- En partent de CZm = 0,6 et ... = 0,984 (altitude 1500m, t<sup>0</sup> standard +20<sup>0</sup>)

$$\text{On peut écrire : } u S = b I R = \frac{6,6Mg}{0,984.0,6U^2}$$

$$u = \frac{113}{S} \cdot \frac{M}{U^2} \quad \text{Ou} \quad u = 35,97 \frac{M}{R^2 U^2}$$

- La masse des pales compatible avec le critère d'autorotation  $r^2$  s'écrit :

$$M^2 = 18,735 r^2 \frac{M^2}{U^2.R^2}$$

$$\text{Soit en remplaçant } R^2 \text{ par } 35,97 \frac{M}{u.R^2} \quad M' = 0,25 r^2.M.u$$

- Graphes

$$1) M = R^2 \left( \frac{M}{R^2} \right) \quad R \text{ en iso rayon abaque III -13.}$$

$$2) U = 35,97 \frac{M}{R^2.U^2}$$

$$\text{On trace } u = f \left( \frac{M}{R^2} \right) \quad U \text{ en iso vitesse abaque III -14.}$$

$$3) M = 0,52 M.u.r^2 \quad r^2 = 2$$

$$\text{On trace } M' = f(u) \quad M : \text{ en iso masse abaque III - 15.}$$

$$4) I = \frac{u.S}{b.R} = \frac{f.u.R}{b} \quad b = 2$$

$$\text{On trace } I = f(u) \quad R: \text{ en iso rayon abaque III- 16.}$$

III-8-1- VALEURS LIMITES DU RAYON ROTOR :

a) – LIMITATIONS DUES A LA CONICITE :

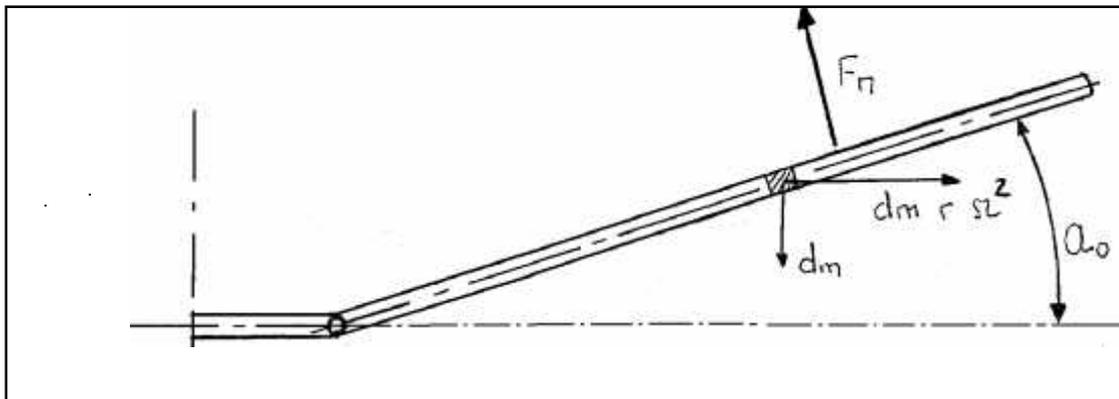


Figure III-17 : condition d'équilibre de la pale

La condition d'équilibre de la pale, soit le moment de toutes les forces, sollicitant la pale, par rapport à l'axe de battement, égale zéro, définit une masse minimale des pales telle que :  $a_0$  est la conicité.(figure -a-)

Une valeur approchée de  $a_0$  est :

$$M' = \frac{22,07.M.R}{U^2.a_0} \qquad a_0 = \frac{F_N}{b} \cdot \frac{0,75.R}{I_p.\Omega^2}$$

Avec  $I_p$  inertie de la pale /axe de battement

$\Omega$  vitesse de rotation

D'autre part  $M' = 18.735 \frac{r^2 M^2}{U^2 R^2}$

D'où  $R = 0,947(a_0 r^2 M)^{1/3}$

$r^2 = 2 \quad R = 1,193 a_0^{1/3} . M^{1/3}$

$a_0$  est généralement inférieur à  $8^\circ$  ( $a_0 = \frac{F_N}{b} . 0,75 \frac{R}{I_p . \mu^2}$ )

D'où  $R \leq 0,619 M^{1/3}$

$M=500\text{kg} \quad R \text{ limite} = 4,90 \text{ m}$

$M=550\text{kg} \quad R \text{ limite} = 5,07 \text{ m}$

b)- LIMITE TECHNOLOGIQUE :

Pour une pale en duralumin la masse minimale technologique au m<sup>2</sup> est donnée par :

$$\left(\frac{M'}{S.u}\right)_{\min} = 8,49 + 13,8.l \quad \text{avec } l \text{ en mètre.}$$

$$M' \geq (8,49 + 13,8.l)b.l.R$$

Ceci nous permet de tracer l'abaque

$$M'_{\min} = (8,49 + 13,8.l).b.l.R$$

$M'_{\min} = f(R)$  avec l constant abaque III-18.

-Cas où  $l = 0,2\text{m}$

$$\left(\frac{M'}{S.u}\right)_{\min} = 11,25$$

D'autre part  $M' = 0,52r^2 M.u$

$$\text{Soit } \frac{M'}{S.u} = 0,52r^2 \frac{M}{S} = \frac{0,52}{f} r^2 \frac{M}{R^2}$$

$$\text{d'où : } \left(\frac{0,52r^2}{f} \frac{M}{R^2}\right)_{\min} = 11,25$$

$$R^2_{\max} = \frac{0,52r^2}{f \cdot 11,35} \quad R^2_{\max} = 0,0147 r^2 M$$

$$r^2 = 2 \Rightarrow \boxed{R_{\max} = 0,121 \cdot r \cdot M^{1/2}}$$

$$\boxed{R_{\max} = 0,171 \cdot M^{1/2}}$$

$$M = 500\text{kg} \quad R_{\max} = 3,82\text{m} \longrightarrow \frac{M}{R^2} > 34,2$$

$$M = 550\text{kg} \quad R_{\max} = 4,01\text{m} \longrightarrow \frac{M}{R^2} > 34,37$$

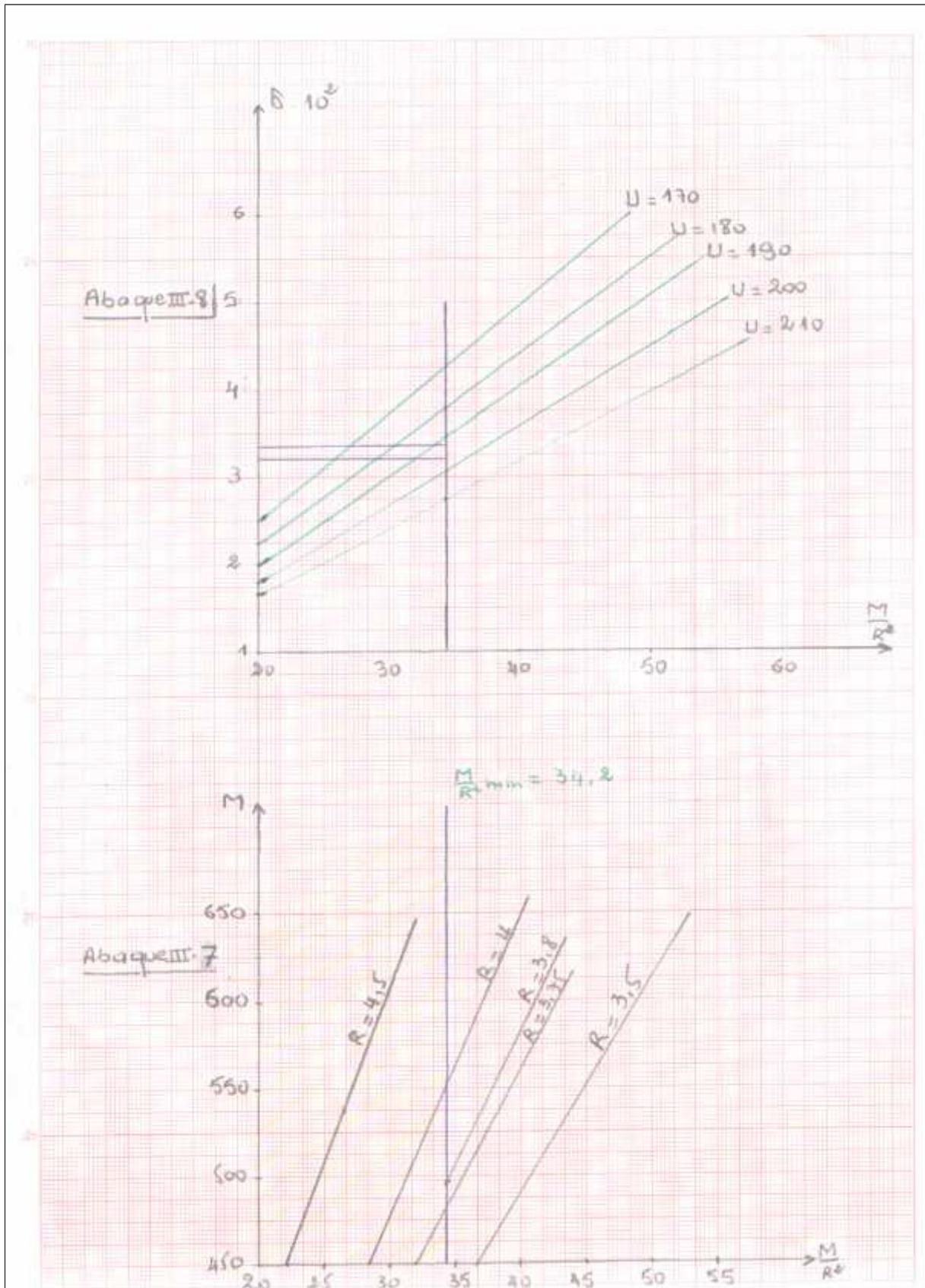


Figure III (13-14) : la masse M et la plénitude u en fonction de  $(M/R^2)$

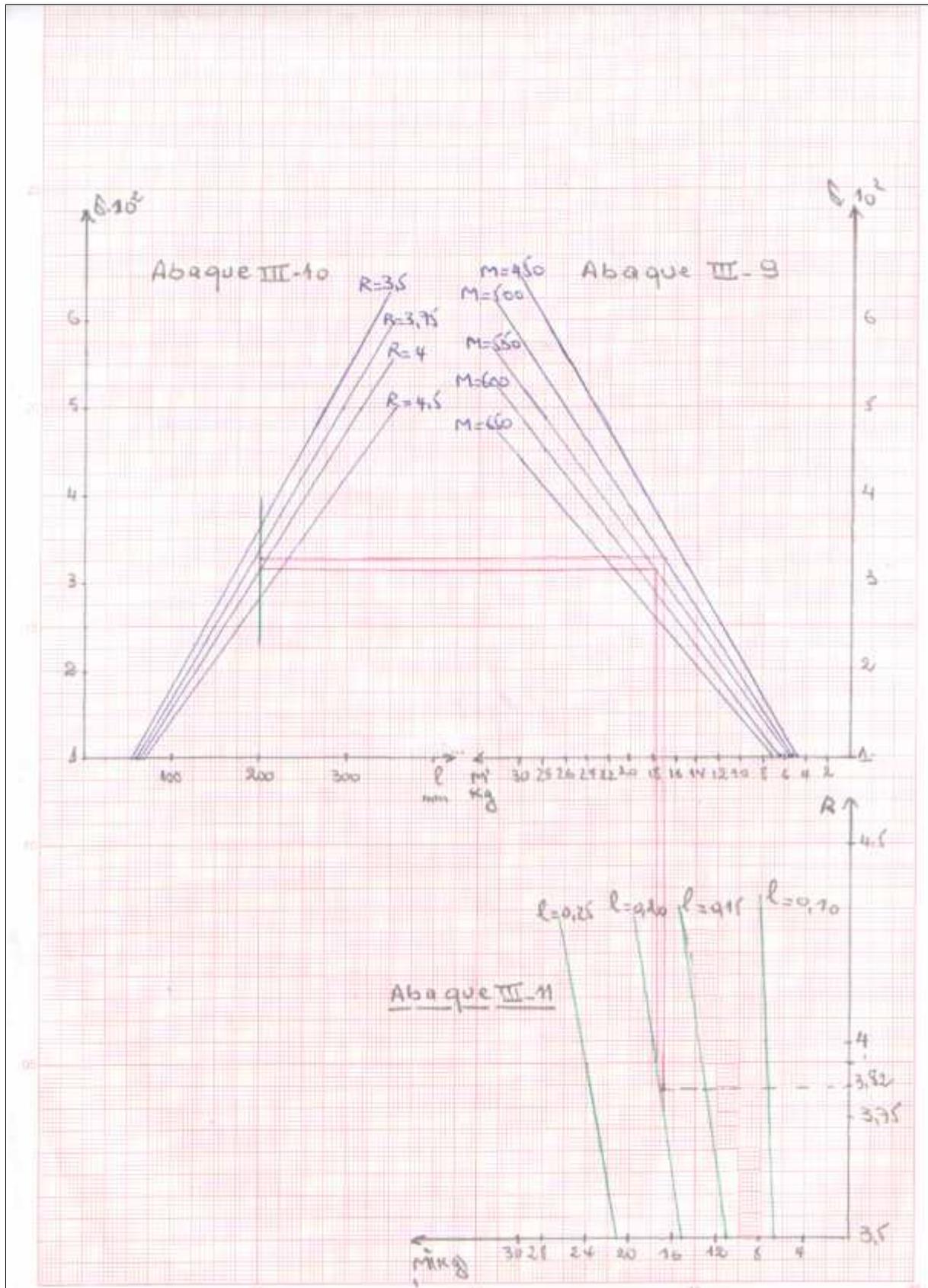


Figure III (15-16-18) : limites technologique

## III-9-CARACTERISTIQUES DU ROTOR BIPALE CORDE 200mm :

1)- Les conditions d'atterrissage en autorotation ( $r^2 = 2$ ) et de masse minimale technologique nous limites à :

$$\begin{array}{lll} M=500\text{kg} & R_{\max}=3,82 & M'_{\min}=17,2\text{kg} \\ M=550\text{kg} & R_{\max}=4,01 & M'_{\min}=18,3\text{kg} \end{array}$$

2)- Le respect de la contrainte  $CZ_m < 0,6$  nous donne des vitesses linéaires minimum :

$$\begin{array}{lll} R=3,82 & U_{\min i}=190 & N=475 \text{ tr /min} \\ R=4,01 & U_{\min i}=194 & N=465 \text{ tr /min} \end{array}$$

3)- La solution optimale en vol stationnaire pour une masse donnée consiste à augmenter R et diminuer U.

4)- Choix  $l = 200\text{mm}$

Nous prendrons  $R = 3,8\text{m}$

$M'$  masse des pales 17kg

$$N = 480 \text{ tr/mm} \text{ soit } U = 191\text{m/s}$$

Dans ces conditions le  $CZ_m$  moyen sera de :

$$CZ_m = 0,593 \text{ pour } M = 500\text{kg}$$

$$CZ_m = 0,652 \text{ pour } M = 550\text{kg}$$

A l'altitude 1500, température standard + 20°.

## III – 10- PUISSANCES NECESSAIRES :

Pour  $M=500\text{kg}$   $R = 3,8\text{m}$   $U = 191\text{m/s}$

A l'altitude 1500m Température standard + 20°.

## III –10-1- VOL STATIONNAIRE :

$$- P_{io} = \frac{1,15Mg^{3/2}}{\sqrt{2...S}} = \frac{1,15(500.9,81)^{3/2}}{\sqrt{2.0,984.f.3,8^2}} = 41810\text{w} \text{ soit } 56,9 \text{ ch.}$$

$$- C_{Zm} = 0,593 \quad C_{xp} = 0,01216.$$

$$- P_{po} = \frac{\dots}{8} C_{xp} \text{ b. l. } R U^3.$$

- $P_{po} = \frac{0,984}{8} \cdot 0,01216 \cdot 0,2 \cdot 2 \cdot 3,8 \cdot 191^3 = 15840W$  soit 21,5 ch.
- $P_{no}$  sans anticouple =  $P_{io} + P_{po} = 57650W$  soit 78,4ch.
- $P_{no}$  avec anticouple = 64568 W soit 87,8ch.

$$R = 3,82 \quad U_{\min i} = 190 \quad N = 475 \text{ tr /mm}$$

$$R = 4,01 \quad U_{\min i} = 194 \quad N = 465 \text{ tr /mm}$$

3)- La solution optimale en vol stationnaire pour une masse donnée consiste à augmenter R et diminuer U.

4)- Choix  $l = 200\text{mm}$

Nous prendrons  $R = 3,8\text{m}$

M' masse des pales 17kg

$$N = 480 \text{ tr/min} \text{ soit } U = 191\text{m/s}$$

Dans ces conditions le CZm moyen sera de :

$$CZm = 0,593 \text{ pour } M = 500\text{kg}$$

$$CZm = 0,652 \text{ pour } M = 550\text{kg}$$

A l'altitude 1500, température standard + 20°.

# conclusion

Ce travail permettons une connaissance générale sur les commandes d'un hélicoptère, pas collectif, manche cyclique et les forces se l'exercent en différent type de vol (stationnaire, vertical ascendant et descendant ...), la différence entre l'hélicoptère et l'avion, la vitesse maximale et l'équilibre en vol, les différentes zones d'autorotation, la définition du pale, leur type, enfin, nous faisons une calcule sur les forces s'exercent sur le scorpion II et leur diagrammes.

# Annexe

Tableau n° 1 : .....page 40

La puissance de fuselage en  
fonction de la vitesse de translation.

$$P_p = 17\,185 \left(1 + \frac{V^2}{8000}\right)$$

V	Pp*
10	17 400 W.....23,7ch
20	18 044W.....24,5ch
30	19 118W.....26,01 ch
40	20 622W.....28,1 ch
50	22 555W.....30,7 ch
60	24 918W.....33,9 ch
66,6	26 713W.....36,3 ch

Tableau n°2 : .....page 41

La puissance induite en fonction  
de V

$$*P_i = 1,15 \frac{(Mg)^2}{2 \dots S.V} = \frac{326887}{V}$$

V	Pi *
10	32 688W.....44,5 ch
20	16 344W.....22,2 ch
30	10 896W.....14,8 ch
40	8 172W.....11,1 ch
50	6 538W.....8,9ch
60	5 448W.....7,4 ch
66,6	4 908W..... 6,7ch

V	Pf*
---	-----

Tableau n°  
3 : .....  
..... page 41

La puissance de fuselage  
en fonction de la vitesse V

$$P_f = \frac{1}{2} \dots S_f \cdot V^3$$

$$P_f = 0,248 V^3$$

10	248 W.....0, 3 ch
20	1 984W.....2, 7ch
30	6 695W.....9, 1ch
40	15 870W.....21, 2ch
50	30 995W.....42, 2 ch
60	53 560 W.....72,9 ch
66,6	73 261 W.....99,7 ch.

Tableau n°4 : ..... page 41

La puissance nécessaire sur le rotor  
et avec anti-couple

$$P_n (1) = P_i + P_f + P_p$$

$$P_n (2) = ( P_i + P_p + P_f ). 1,1$$

V	Pn (1) sur le rotor principal	Pn (2) avec anticouple
0	81,8 ch	91,6 ch
10	68,5 ch	75,4 ch
20	49,4 ch	54,3 ch
30	49,3 ch	54,2 ch
40	60,8 ch	66,9 ch
50	81,8 ch	90,1 ch
60	114,2 ch	125,6 ch
66,6	142,7 ch	157,2 ch

V	Pi*
10	41 100 W.....56,1 ch
20	20 550W..... 27,95 ch
30	13 700 W..... 18,6 ch
40	10 275 W.....13,97 ch
50	8 220 W.....11,2 ch
60	6 850 W.....9,3 ch

66,6	6 165W.....8,3 ch
------	-------------------

Tableau n°5 : .....page 44

La puissance induite en fonction de la vitesse V

$$*P_i = \frac{(Mg)^2}{2 \dots S.V} = \frac{326887}{V}$$

Tableau n°6 : .....page 44

La puissance de profil en fonction de la vitesse V

$$*P_p = P_{po} (1 + \mu^2)$$

$$P_p = 18\,495 \left(1 + \frac{V^2}{8000}\right)$$

V	Pp*
10	18 726W.....25,5 ch
20	19 420W..... 26,4 ch
30	20 575W..... 28,0 ch
40	22 195W..... 30,2 ch
50	24 275W..... 33,0 ch
60	26 818W.....36,5 ch
66,6	28 768 W.....39,1 ch

Tableau n° 7 : .....page 44

La puissance de fuselage en fonction de la vitesse V

$$* P_f = \frac{1}{2} \dots S_f . V^3$$

V	Pf*
10	264W ..... 0,35ch
20	2 112W..... 2,90 ch
30	7 128 W.....9,70 ch
40	16 896 W.....23,1 ch
50	33 000W.....44,9 ch
60	57 024 W.....77,6 ch
66,6	78 220 W.....106,4ch

Tableau n° 8 : .....page 45

La puissance nécessaire sur le rotor et avec anti-couple

$$P_n (1) = P_i + P_p + P_f$$

$$P_n (2) = (P_i + P_p + P_f) \cdot 1,1$$

V	Pn (1) sur le rotor principal	Pn (2) avec anticouple
0	94,6 ch	104,06ch
10	81,9 ch	90,09ch
20	57,3 ch	63,03ch
30	56,3 ch	61,93ch
40	67,2 ch	73,92ch
50	89,1 ch	98,01ch
60	123,4 ch	135,3ch
66,6	153,8 ch	169,18 ch

Tableau n° 9 : ..... page 47

Les valeurs rayon R et de la vitesse U pour M=500kg

R \ U	3,6	3,7	3,8	3,9	4
150	78,2	76,7	75,2	73,9	72,7
160	80,5	79,1	77,7	76,4	75,3
170	83,2	81,8	80,5	79,3	78,2
180	86,1	84,8	83,6	82,5	81,5
190	89,5	88,1	87,1	86,1	85,2
200	93,1	92,2	91,1	90,1	89,3

U : varie de 150 à 200 m/s.

R : varie de 3,6 à 4m.

Tableau n° 10 : ..... page 50

Les valeurs rayon R et de la vitesse U pour M=550kg

R \ U	3,6	3,7	3,8	3,9	4
150	1,016	0,988	0,962	0,937	0,914
160	0,893	0,868	0,846	0,823	0,803
170	0,790	0,769	0,749	0,730	0,712

180	0,691	0,691	0,668	0,651	0,635
190	0,633	0,616	0,600	0,584	0,569
200	0,571	0,555	0,541	0,528	0,514

Tableau n° 11 : ..... page 50

U \ R	3,6	3,7	3,8	3,9	4
150	1,117	1,082	1,056	1,031	1,005
160	0,982	0,955	0,930	0,906	0,883
170	0,869	0,846	0,824	0,803	0,783
180	0,776	0,754	0,735	0,746	0,699
190	0,696	0,678	0,660	0,642	0,626
200	0,628	0,611	0,596	0,580	0,565



# *bibliographie*

- I. Le livre de théorie élémentaire de l'hélicoptère  
proposée par l'auteur ROGER RALETZ.*
- II. Cours RDM propose par Mr KIRAD  
ABDELKADER.*
- III. Le livre du mécanique appliquée sur l'hélicoptère  
propose par J.HEURTAUX.*
- IV. Cours du mécanique de vol proposée par Mr  
BENAOUDA.*