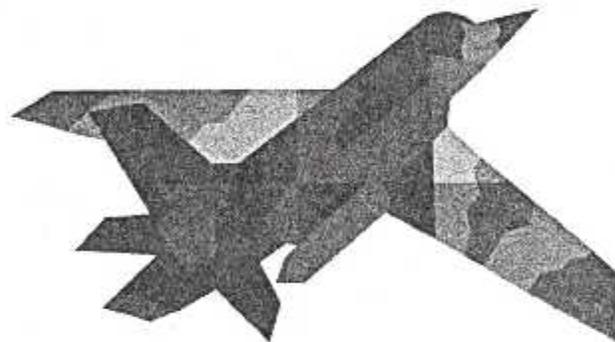


REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE & POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET LA
RECHERCHE SCIENTIFIQUE
UNIVERSITE SAAD DAHLEB BLIDA
INSTITUT D'AERONAUTIQUE
MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

En vue de l'obtention du diplôme des études Universitaires Appliquées
en Aéronautique
Option : Propulsion



Thème



ETUDE ET REALISATION D'UNE HELICE EN BOIS A PAS FIXE

Réalisé par :

Mr : AZOUZ RAMZI DEYHENE

Mr : BAOUCH ADLENE

Proposé par :

Promoteur : Mr BENTRAD

PROMOTION 2004

Sommaire

INTRODUCTION

-INTRODUCTION.....	1
--------------------	---

CHAPITRE I

I-NOTIONS D'AERODYNAMIQUE.....	2
I-1-La résistance de l'air.....	2
I-2-Les surfaces portantes.....	6
I-3-Parlons des profils.....	12
I-4-Ecoulement de l'air autour d'un profil.....	18
I-5-Etude de la résultante aérodynamique FR.....	20

CHAPITRE II

II-PRESENTATION D'UNE HELICE.....	25
II-1-Définition d'une hélice.....	25
II-2-Définition géométrique d'une hélice.....	26
II-3-Définition des axes.....	26
II-4-Caractéristiques d'une section.....	28
II-5-Définition du pas d'une hélice.....	29
II-6-Définitions des différents types d'hélices.....	31
II-6-A-Selon le calage de l'hélice.....	31
II-6-A-1-Hélices à calage fixe.....	31
II-6-A-2-Hélices à calage variables et hélice à vitesse constante.....	32
II-6-A-2-a-Hélice à « calage variable ».....	32
II-6-A-2-b-Hélice à « vitesse constante ».....	33
II-6-B-Selon le matériau utilisé pour la conception.....	33
II-6-B-1-Hélices en bois.....	33
II-6-B-2-Hélices en métal (Duralumin).....	34
II-6-B-3-Hélices en composites.....	34
II-7-Théorie de l'élément de pale.....	38
II-7-1-Théorie de FROUDE.....	38
II-7-2-Théorie générale de l'hélice.....	38
II-7-3-Théorie de la pale.....	38
II-8-Théorie tourbillonnaire.....	43
II-8-1-Champs autour de l'hélice.....	43
II-8-2-Champs moyen des vitesses et des pressions autour d'une hélice.....	44

II-8-3-Champ instantané autour d'une hélice.....	46
--	----

CHAPITRE III

III-THEORIE DES HELICES.....	48
III-1-Définition aérodynamique d'une hélice.....	48
III-2-Définition des vitesses induites.....	54
III-3-Calcul des composantes de traction et du couple résistant.....	55
III-3-1-Hypothèses.....	55
III-4-Détermination du diamètre de l'hélice.....	59
III-5-Détermination des performances.....	63
III-5-1-Caractéristiques mécaniques du moteur.....	63
III-5-2-Fonctionnement optimum.....	63
III-5-3-Cas de vol de l'avion.....	63
III-5-3-a-Cas de montée.....	63
III-5-3-b-Cas du point fixe.....	65
III-5-4-Les influences du pas sur la puissance et le régime du moteur.....	66

CHAPITRE IV

IV-CONCEPTION DE L'HELICE.....	69
IV-1-Profil de pale.....	73
IV-2-Dessin de l'hélice.....	73
IV-3-Réalisation.....	77
IV-4-L'équilibrage.....	84

CONCLUSION

CONCLUSION.....	85
-----------------	----

☆ REMERCIEMENTS ☆

En premier lieu, nous tenons à manifester notre gratitude à Dieu par aisance et excellence, qui nous a donné la force et la connaissance pour effectuer ce travail dur, qu'il nous guide dans le droit chemin inchallah.

Durant la réalisation de notre projet, on possédé une lumière qui nous guidée dans un chemin sombre et dur cette lumière est celle de Mr.BENTRAD HOUCINE notre professeur et promoteur, qui nous tenons à lui témoigné tous notre respect et notre reconnaissance.

Nous tenons à remercier toutes les personnes qui ont participées de prés ou de loin à ce projet de fin d'études.

« Gracie millé a touté »

RAMZI & ADLENE

Dédicaces

*Je tiens à rendre hommage à toutes les personnes qui ont consacré la totalité de leurs vie à développer et à concevoir cet élément fétiche « l'Hélice »
Comme je dédie aussi mon travail*

- ★ *A mes chères parents qui m'ont beaucoup soutenus durant mon parcours d'étudiant et m'ont épaulés durant toute ma vie, que dieu me les protège et me les garde ;*
- ★ *A mes frères mariés et leurs enfants ;*
- ★ *A mon grand frère, qui est toujours après moi pour que je réussis, j'espère qu'il est fière de moi ;*
- ★ *A mon frère STAR ;*
- ★ *A ma chère et unique sœur ;*
- ★ *A ma tante HNIFA et mes cousines : RYM & ZAKIA*
- ★ *A toute la famille son exception ;*
- ★ *A mes meilleurs amis : ABDELKADER, RAOUF, FOUZI, LOKMAN, AYOUB, HASSEN, SMAIL, MOHAMED, MOUAD, EROUJI, ZIGGY, SID-ALI, YACINE, FOUZI 2, REDHOUANE, MAHFOUD, SOFIANE, MEROUANE ;*
- ★ *A l'être la plus chère à mes yeux « NOUHA »*
- ★ *Et a toutes les personnes que j'ai oublié de les citées, a toute la promotion d'Aéronautique 2004*

« Le fruit de la souffrance est bon »

RAMZI DEYHENE

Liste des figures

CHAPITRE I

Figure (1-1) : Les filets d'air qui s'opposent à la plaque.....	2
Figure (1-2) : Les zones de pression et de dépression de l'air.....	3
Figure (1-3) : La résistance de l'air.....	4
Figure (1-4) : La valeur de R	4
Figure (1-5) : Schéma récapitulatif des forces agissant sur une plaque exposée à l'air.....	5
Figure (1-6) : Les zones de pression et de dépression.....	6
Figure (1-7) : La force aérodynamique F_R	7
Figure (1-8) : Analyse de la force aérodynamique F_R	7
Figure (1-9) : L'angle d'incidence.....	8
Figure (1-10) : Influence de l'angle d'incidence sur F_R	8
Figure (1-11) : Diagramme des pressions et dépressions agissant sur un profil.....	9
Figure (1-12) : Les composantes de la résistance aérodynamique.....	10
Figure (1-13) : Les filets d'air situés au-dessus et au-dessous d'un profil.....	12
Figure (1-14) : Les différentes parties d'un profil.....	13
Figure (1-15) : L'épaisseur relative.....	13
Figure (1-16) : La corde de référence.....	14
Figure (1-17) : La ligne moyenne.....	14
Figure (1-18) : L'angle de calage θ	14
Figure (1-19) : L'angle d'incidence i	15
Figure (1-20) : Centre de poussée C.P.....	15
Figure (1-21) : La position du centre de poussée C.P.....	16
Figure (1-22) : Profil biconvexe symétrique.....	16
Figure (1-23) : Profil biconvexe dissymétrique.....	16
Figure (1-24) : Profil creux.....	17
Figure (1-25) : Profil à double courbure.....	17
Figure (1-26) : Profil plan convexe.....	17
Figure (1-27) : La couche limite.....	18
Figure (1-28) : Propriétés de la couche limite.....	19
Figure (1-29) : Influence l'angle d'incidence sur l'écoulement de l'air.....	20
Figure (1-30) : Élément de pale d'une hélice.....	21
Figure (1-31) : Influence de la surface S sur F_R	22
Figure (1-32) : La valeur de F_R est fonction de l'angle d'incidence i	22
Figure (1-33) : Détermination de la portance C_z et de la traînée C_x	23
Figure (1-34) : Schéma des grandeurs aérodynamiques.....	24

CHAPITRE II

Figure (2-1) : Définition géométrique d'une hélice.....	27
Figure (2-2) : Définition d'une hélice.....	27
Figure (2-3) : Section droite normale à l'axe de la pale, à une distance « r » de l'axe de l'hélice.....	28
Figure (2-4) : Le pas théorique et l'avance par tour.....	30
Figure (2-5) : Calcul du pas.....	30
Figure (2-6) : Description géométrique du pas.....	36
Figure (2-7) : Variation du pas en fonction du calage.....	37
Figure (2-8) : Les efforts aérodynamiques et efforts globaux auxquels l'élément de pale est soumis.....	39
Figure (2-9) : Champ moyen autour d'une hélice –Eiffel–.....	45
Figure (2-10) : Champs des vitesses induites qui sont créés par les tourbillons de la veine soufflée.....	47

CHAPITRE III

Figure (3-1) : Définition aérodynamique d'une hélice.....	50
Figure (3-2) : Les vitesses et les angles d'un profil.....	53
Figure (3-3) : Vitesse résultante locale.....	56
Figure (3-4) : Les composantes de traction et de couple sur une tranche de profil située à une distance r de l'axe de la pale.....	57
Figure (3-5) : Variation de coefficient de traînée en fonction de la vitesse d'avancement.....	62
Figure (3-6) : Représentation de la puissance, couple moteur et la consommation spécifique.....	64
Figure (3-7) : La relation entre la puissance absorbée et la vitesse de rotation.....	64

CHAPITRE IV

Figure (4-1) : Le traçage pour le découpage.....	73
Figure (4-2) : Le dessin de l'hélice.....	75
Figure (4-3) : Les collage des planches.....	76
Figure (4-4) : Les angles et les profils.....	79

Liste des photos

CHAPITRE IV

Photo 1 : Le découpage après le traçage.....	78
Photo 2 : Les courbes des bords d'attaque et de fuite.....	78
Photo 3 : Les ponçage des intrados.....	81
Photo 4 : Le profil de la pale.....	81
Photo 5 : L'hélice avant le perçage.....	82
Photo 6 : Le perçage de l'hélice.....	82
Photo 7 : L'hélice après le perçage et avant le fraisage.....	83
Photo 8 : L'hélice après le fraisage.....	83
Photo 9 : L'hélice après l'équilibrage.....	84

INTRODUCTION

INTRODUCTION

L'idée d'utiliser une hélice pour propulser un aéronef est très ancienne ; Léonard de Vinci a été le premier à proposer et imaginer une hélice pour s'élever dans les airs.

Ensuite l'idée s'est répandue avec le temps et les époques, mais si le principe de l'hélice est très ancien et largement répandu, ce n'est pas le cas pour sa théorie comme l'a invoqué le Capitaine Caslant en publiant une étude sur la navigation aérienne (« Passé et avenir de la navigation aérienne » E.Caslant, R.Chapelot, Edit Paris 1911), dans le chapitre qu'il consacre à l'hélice, il insiste sur la difficulté rencontrée pour définir une solution optimale : « ... cette solution est extrêmement ardue à trouver, de sorte que, malgré les études et les expériences entreprises depuis un certain nombre d'années, elle est encore mal élucidée ; les règles proposées varient avec les auteurs, les bases des équations sont en général incertaines, les coefficients numériques douteux et les calculs manquent souvent de clarté ».

Mais cela ne veut pas dire que l'hélice n'a pas de théorie et si elle existe, est anarchique, par contre, grâce à des expériences entamées par des chercheurs comme EIFFEL, REYNOLDS, etc...., le principe est devenu assez claire.

Comme c'est le cas dans mon projet, ou j'ai cité ces expériences pour mon étude sur l'hélice tant pour son pas que son diamètre qui a un rapport avec la vitesse d'avancement de l'avion et la vitesse de rotation, j'ai aussi élucidé les champs moyens des vitesses et des pressions qui existent autour d'une hélice d'après la théorie tourbillonnaire, les efforts et les forces qui s'exercent sur l'hélice, sans oublier l'énergie ainsi que la puissance qui fournit cette dernière.

CHAPITRE I

NOTIONS D'AERODYNAMIQUE

I-NOTIONS D'AERODYNAMIQUE :**I-LA RESISTANCE DE L'AIR :**

Un corps constitue un obstacle au vent relatif dont il freine le mouvement ; ce freinage représente **LA RESISTANCE DE L'AIR** ,on dit que l'air s'oppose aux déplacements des corps.

Une plaque placée perpendiculairement au courant d'air (vent relatif) freine et dévie la masse d'air qui la frappe.(figure 1-1)

Le phénomène est concrétisé par le **SPECTRE AERODYNAMIQUE** : les filets d'air sont matérialisés par de la fumée.

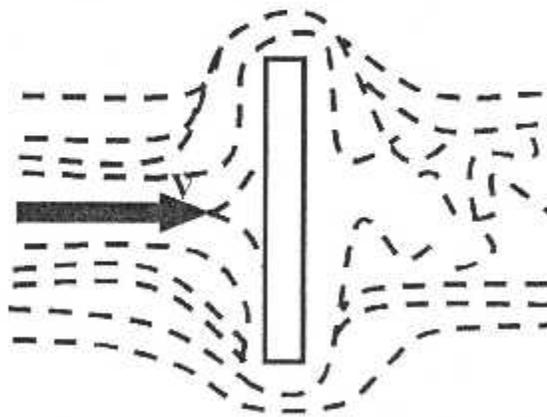
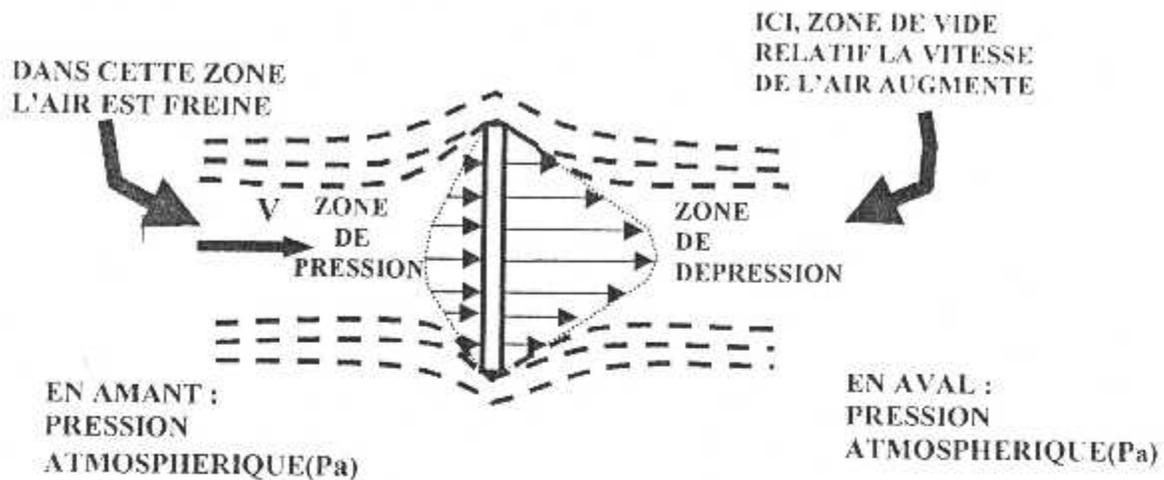


Figure (1-1) : Les filets d'air qui s'opposent à la plaque



Figure(1-2) : Les zones de pression et de dépression de l'air

Examinons tout cela d'un peu plus près: suivant la figure (1-2)

- Sur la face avant de la plaque ou la vitesse de l'air diminue, l'énergie dynamique est transformée en pression statique. La pression sur la surface avant est supérieure à la pression atmosphérique ($P_s > P_a$)
- Sur la face arrière de la plaque se crée une zone de vide relatif ou la vitesse des filets d'air augmente. La pression dynamique croît et pression statique diminue. $P_s < P_a$: DEPRESSION

Ainsi, la plaque est soumise sur sa face avant à une pression qui tend à la pousser et sur sa face arrière à une dépression qui tend à l'aspirer.

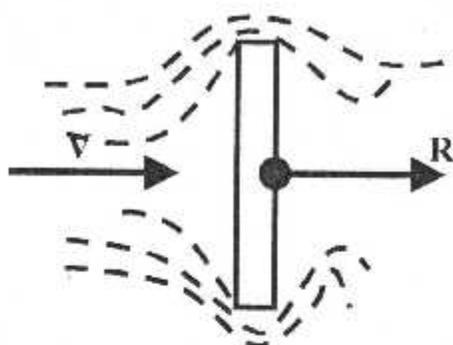
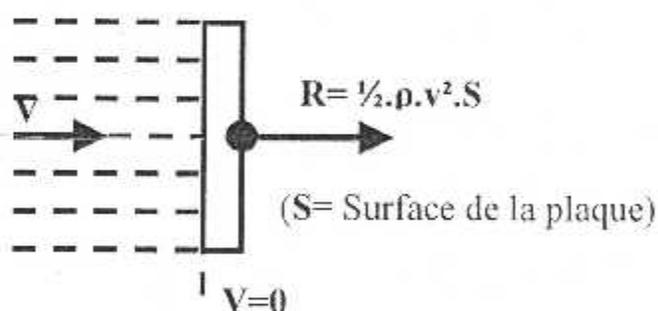


Figure (1-3) : La résistance de l'air R

La résultante de ces forces de pression est la résistance de l'air : R . (figure 1-3)

LA VALEUR DE R :



Figure(1-4) : La valeur de R

Si les filets d'air rencontrant la plaque n'étaient pas déviés (figure 1-4), toute leur énergie cinétique serait transformée en pression et l'expression de R serait :

$$R = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \quad (\frac{1}{2} \rho \cdot v^2 = \text{Pression dynamique})$$

Or, les filets d'air sont déviés et la masse d'air s'écoule à une vitesse réduite, mais non nulle, sur les cotés de la plaque et se crée à l'arrière de la plaque une dépression relativement importante.

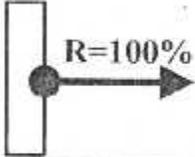
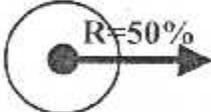
Enfin, l'air « frotte » contre les parois de la plaque. Les forces de frottement qui en résultent absorbent une partie de l'énergie cinétique.

Considérant ces effets, l'expression fondamentale de R devient :

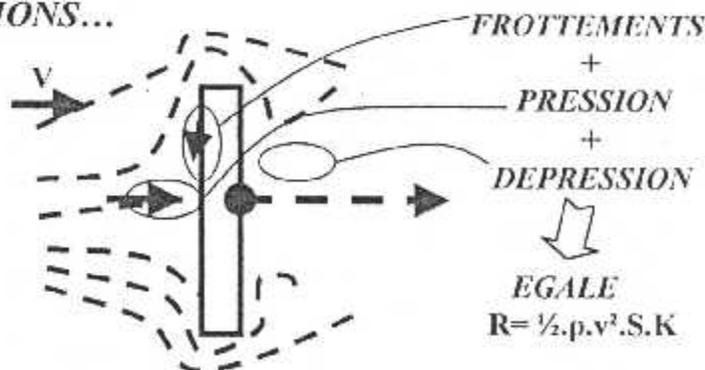
$$R = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot K$$

K étant un coefficient qui tient compte :

- De la forme du corps (la forme du corps influe sur l'écoulement de l'air donc sur la valeur des forces de pression)
- De l'état de surface du corps (c'est à dire des forces de frottement).

	<p>Si on chiffre à 100% la résistance dans le cas d'une plaque circulaire.</p>
	<p>La résistance n'est plus que de 50% pour une sphère de même diamètre.</p>
	<p>...et au-dessous de 15% pour un corps profilé.</p>

RESUMONS...



Figure(I-5) : Schéma récapitulatif des forces agissant sur une plaque exposée à l'air

ET CONCLUONS :

$$R = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot K$$

La résistance de l'air est proportionnelle :

- A la masse volumique de l'air ρ .
- Au carré de la vitesse de l'air v^2 .
- A la surface du corps S .
- Au coefficient K qui tient compte de la forme du corps et de son état de surface.

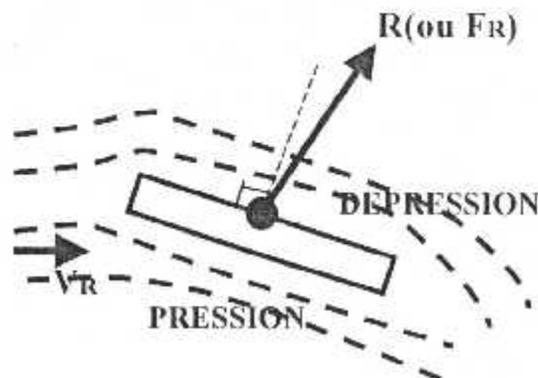
2-LES SURFACES PORTANTES :

La résistance de l'air est un mal nécessaire. Il faut comprendre que si elle s'oppose au déplacement des corps (c'est là où est le mal) elle contient une énergie qu'il est possible de contrôler et de diriger.

$$R(\text{ou } F_R) = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot K$$

Ne perdons pas de vue nos précédentes conclusions et inclinons la plaque (la plaque précédente) par rapport au vent relatif V_R . Nous remarquons toujours : (figure 1-6)

- Une zone de pression.
- Une zone de dépression.



Figure(1-6) : Les zones de pression et de dépression

Mais, la résultante R (que nous appellerons désormais FR , force aérodynamique résultante) est dirigée vers le haut. (figure 1-7)

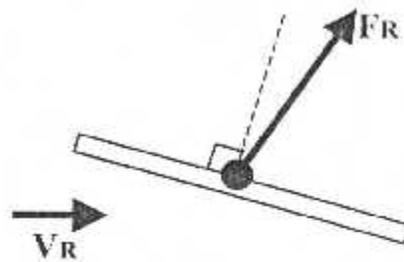


Figure (1-7) : La force Aérodynamique FR

Remarquez que la résultante aérodynamique (FR) n'est pas perpendiculaire à la plaque, comme le voudraient les forces de pression, mais est inclinée vers l'arrière sous l'action des forces de frottement.

ANALYSE DE FR :

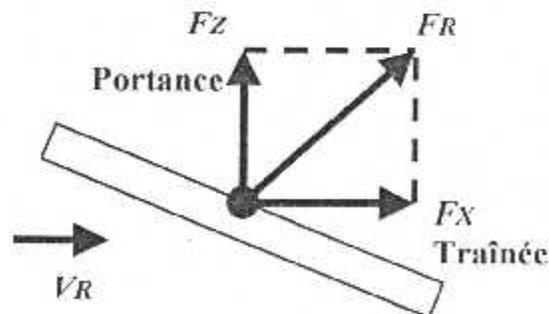


Figure (1-8) : Analyse de la force Aérodynamique FR

FR peut être décomposée en deux forces : (voir figure 1-8)

- FZ , perpendiculaire au vent relatif VR . C'est la PORTANCE qui soulève la plaque.
- FX , parallèle au vent relatif. C'est la TRAÎNÉE qui freine le déplacement de la plaque.

Voilà tout le principe de la surface portante c'est-à-dire capable de transformer la vitesse relative de l'air en force sustentatrice. Nous allons parler des profils porteurs particulièrement étudiés en soufflerie pour augmenter la portance et diminuer la traînée.

DE SURFACE PORTANTE « PLATE » AUX PROFILS AERODYNAMIQUES :

Une pale d'hélice, une aile d'avion, sont des surfaces portantes dont le PROFIL est spécialement étudié pour développer des forces de sustentation.

Pour qu'il y ait sustentation (ou portance) il faut que le profil soit incliné par rapport au vent relatif.

L'angle i que fait le vent relatif par rapport au profil est appelé ANGLE D'INCIDENCE. (voir figure.1-9)



Figure (1-9) : L'angle d'incidence

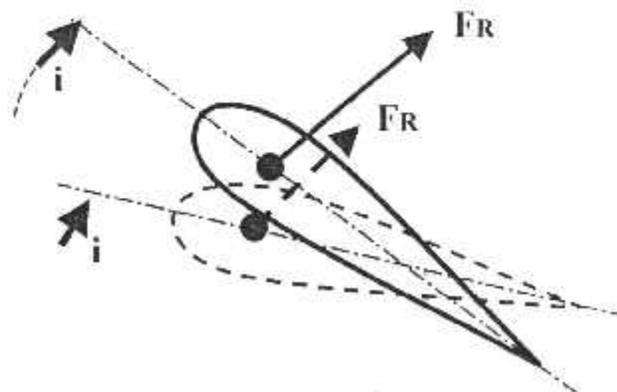


Figure (1-10) : Influence de l'angle d'incidence sur F_R

La valeur de l'angle d'incidence i influe sur l'intensité de la résultante aérodynamique F_R : si i croît, F_R croît. (figure 1-10)

Cette notion nouvelle nous amène à considérer le coefficient K qui dans l'expression que nous avons donnée de F_R ne tient pas compte de la position du corps par rapport au vent relatif et lui substituer un coefficient C_r introduisant cette influence.

D'où l'expression définitive de F_R . (suivant la figure 1-11)

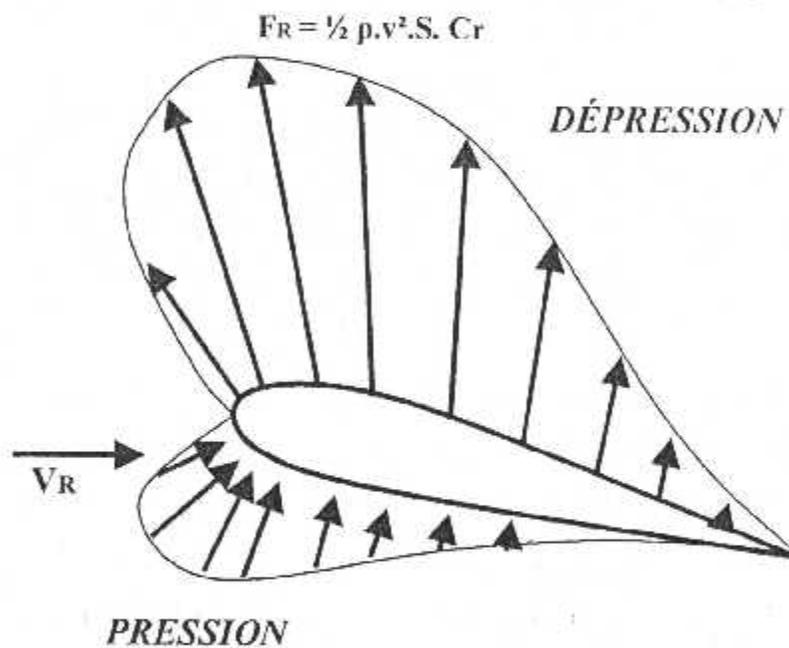


Figure (1-11) : Diagramme des pressions et dépressions agissant sur un profil.

Il faut retenir que :

Un profil placé dans le vent relatif (V_R) est soumis :

- Sur sa face supérieure (EXTRADOS) à des forces de DÉPRESSION.
- Sur sa face inférieure (INTRADOS) à des forces de PRESSION.

Dont la résultante appelée **RÉSULTANTE AÉRODYNAMIQUE** (F_R) se décompose en deux forces que l'on peut mesurer en soufflerie : (figure. I-12)

- LA **PORTANCE** (F_z) perpendiculaire au vent relatif. C'est une force qui travaille dans le bon sens : elle porte le profil.
- LA **TRAINÉE** (F_x) parallèle au vent relatif. C'est une force nuisible : elle freine le profil et absorbe inutilement de l'énergie .

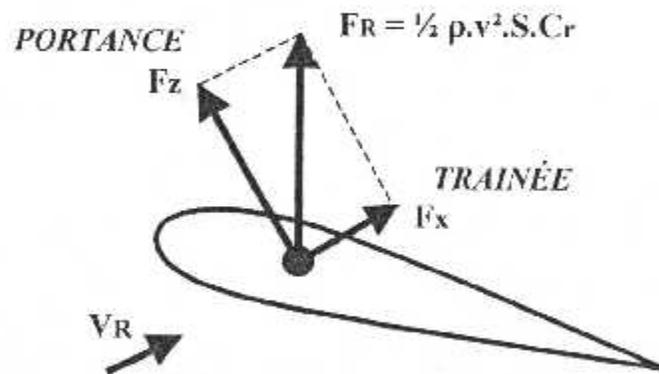


Figure (I-12) : Les composante de la Résultante Aérodynamique

Il faut retenir aussi, que les forces de dépression agissant sur l'extrados du profil jouent un rôle prépondérant (Regardez le diagramme des pressions et dépressions).

En effet elles assurent 70% de la portance .

CONCLUONS :

C'est le **vent relatif** autour du profil qui créera la sustentation ; on appelle vent relatif le mouvement de l'air autour du profil.

Dans la définition de vent relatif, il faut comprendre que le mouvement de l'avion par rapport à l'air est identique au mouvement de l'air par rapport à l'avion, mais de sens contraire.

Le vent relatif est altéré par le profil de l'hélice. En effet, on peut représenter l'air sous formes de couches superposées les unes sur les autres, toutes les couches d'air ont la même vitesse avant et après le profil.

Mais lorsque les couches d'air contournent le profil, leurs vitesses changent. En effet, la longueur de l'extrados étant plus grande que la longueur de l'intrados, les couches d'air circulant au-dessus du profil ont plus de chemin à parcourir que les couches d'air circulant au-dessous du profil, et cela dans le même temps.

Les couches d'air circulant sur l'extrados sont par conséquent **plus rapides** que celles circulant sur l'intrados.

Or, l'air est un fluide. Un des principes de la mécanique des fluides est que la **pression d'un fluide diminue lorsque sa vitesse augmente** et, inversement, que sa pression augmente lorsque sa vitesse diminue. Ainsi, puisque les couches d'air accélèrent lorsqu'elles circulent sur l'extrados, leur pression diminue. Aussi, les couches d'air circulant sur l'intrados sont, elles, moins rapides, et donc leur pression est plus élevée que celle située sur l'extrados.

Il y a donc un **déséquilibre de pression** qui est créé entre l'intrados et l'extrados, une **dépression sur le dessus du profil** et une **surpression sur le dessous du profil** ; la résultante est la **portance**, ou sustentation.

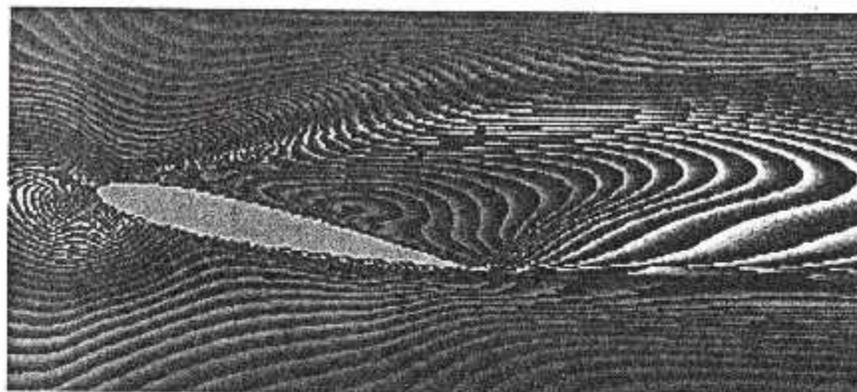


Figure (1-13) : Les filets d'air situés au-dessus et au-dessous d'un profil

Sur cette image, on peut voir que les filets d'air sont plus resserrés sous le profil que sur le dessus. Il y a surpression sur l'intrados et dépression sur l'extrados, c'est la portance. Il faut noter également qu'il se forme une turbulence sur le bord d'attaque du profil. Cette turbulence a très peu de conséquence sur la portance. (figure. 1-13)

Lorsque l'on modifie l'angle du profil par rapport à la trajectoire du vent relatif (**angle d'attaque**, appelé aussi **incidence**), les performances de sustentation sont modifiées. Ainsi, dans une certaine limite, plus le profil est cabré, plus la portance est forte. A l'inverse, plus le profil est en piqué, moins la portance est grande et s'inverse. Donc, en modifiant l'angle du profil par rapport à la trajectoire du vent relatif, on peut faire monter ou descendre l'avion.

3-PARLONS DES PROFILS :

Le profil d'un élément sustentateur (pale d'une hélice – aile d'avion) détermine ses qualités aérodynamiques. (Voir figure. 1-14)

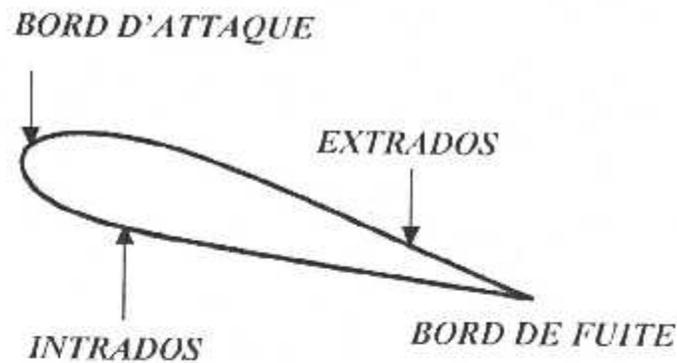


Figure (1-14) : LES DIFFÉRENTES PARTIES D'UN PROFIL

DÉFINITIONS RELATIVES AUX PROFILS :

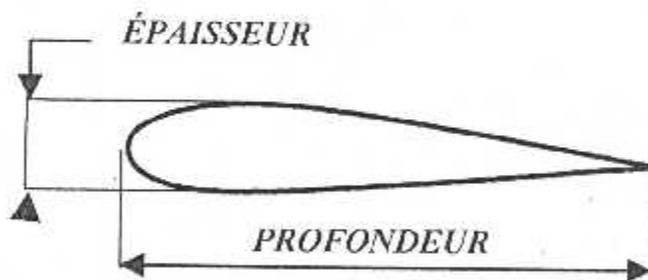


Figure (1-15) : L'épaisseur relative

On appelle ÉPAISSEUR RELATIVE le rapport : (figure 1-15)

$$\text{ÉPAISSEUR RELATIVE} = \frac{\text{Épaisseur}}{\text{Profondeur}}$$

L'épaisseur relative s'exprime en pourcentage de la profondeur.
(Exemple : Épaisseur relative 12%)

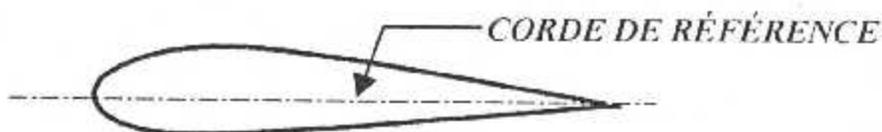


Figure (1-16) : La corde de référence

La CORDE DE RÉFÉRENCE est la droite qui joint bord d'attaque et bord de fuite. C'est à partir d'elle que la forme du profil est définie. (suivant la figure. 1-16)

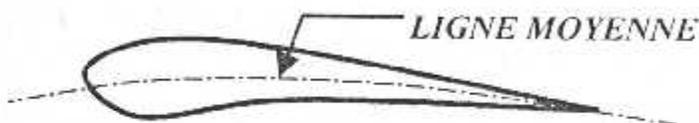


Figure (1-17) : La ligne moyenne

La LIGNE MOYENNE est le lieu géométrique des points équidistants de l'extrados et de l'intrados. (figure. 1-17)

ANGLE DE PAS :

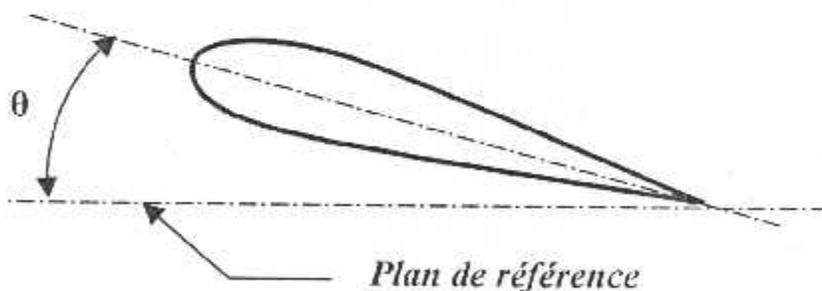


Figure (1-18) : L'angle de calage θ

L'angle de pas (θ) est l'angle que fait la corde de profil avec un plan de référence fixe.

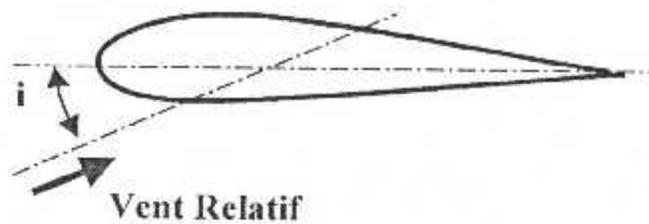


Figure (I-19) : L'angle d'incidence i

L'angle d'incidence (i) est l'angle que la corde de profil fait avec la direction du vent relatif. (figure. I-19)

LE CENTRE DE POUSSÉE (C.P) :

C'est le point où est appliquée la force de résultante aérodynamique F_R .

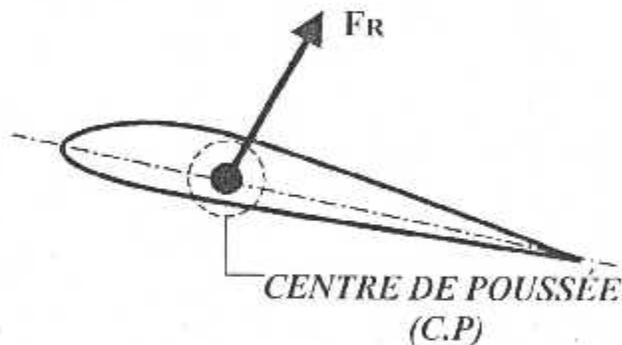


Figure (I-20) : Centre de poussée C.P

La position du centre de poussée (C.P), par rapport à la profondeur du profil, varie suivant le type de profil et, pour les profils dissymétriques, en fonction de l'angle d'incidence (i). (Figure I-20)

Cas des profils symétriques (profils dont la ligne moyenne est confondue avec la corde).

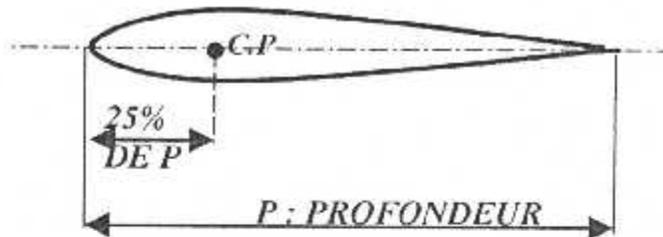


Figure (1-21) : La position du centre de poussée C.P

Le centre de poussée est fixe (indépendant de l'angle d'incidence) et est situé à 25% de la profondeur du profil.

LES PRINCIPAUX PROFILS USUELS :

BICONVEXE SYMÉTRIQUE



Figure (1-22) : Profil biconvexe symétrique

- L'intrados et l'extrados convexes sont symétriques par rapport à la corde. (Figure 1-22)
- la ligne moyenne et la corde de référence sont confondues, la flèche est nulle ainsi que la courbure relative.
- Ces profils sont utilisés pour les empennages verticaux et horizontaux.

BICONVEXE DISSYMÉTRIQUE



Figure (1-23) : Profil biconvexe dissymétrique

- La courbure de l'extrados est plus accentuée que celle de l'intrados (figure 1-23)
- Ces profils sont les plus employés pour les ailes d'avion.

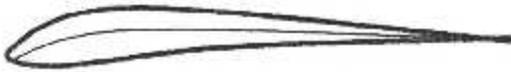
CREUX

Figure (1-24) : Profil creux

- L'extrados est convexe et l'intrados concave. (*Figure .1-24*)
- Il n'est plus guère utilisé, sauf pour les aubes de turbines et les dispositifs de bord d'attaque.

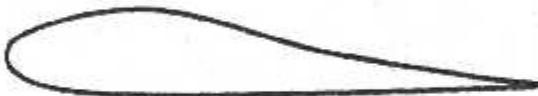
A DOUBLE COURBURE

Figure (1-25) : Profil a double courbure

- La ligne moyenne coupe la corde du profil. (*Figure .1-25*)
- Contrairement aux autres profils qui sont instables et nécessitent un empennage horizontal pour la stabilité longitudinale de l'avion, ces profils sont autostables.
- Profil utilisé pour les ailes volantes.

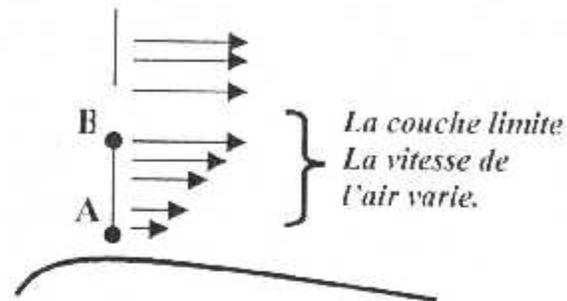
PLAN CONVEXE

Figure (1-26) : Profil plan convexe

- L'extrados est convexe et l'intrados plan. (*Figure .1-26*)
- il n'est plus guère utilisé.

4-ÉCOULEMENT DE L'AIR AUTOUR D'UN PROFIL :***La couche limite :***

Au voisinage immédiat d'un profil, la viscosité de l'air se traduit par un freinage des molécules d'air dû aux forces de frottement. (figure. 1-27)



En A, les molécules d'air adhèrent au profil.

La vitesse des filets d'air est nulle.

De A à B, les forces de frottement diminuent et la vitesse de l'air augmente.

En B, le flux d'air n'est plus influencé par les frottements. Sa vitesse est V_R .

Figure (1-27) : La couche limite

On appelle couche limite le film d'air d'épaisseur A B dans lequel la vitesse d'écoulement varie.

PROPRIÉTÉ DE LA COUCHE LIMITE :

Les forces de pression statique qui engendrent sur un profil la force résultante aérodynamique (F_R) ne peuvent s'exercer qu'en présence d'une couche limite collant à la paroi.

Écoulement laminaire & écoulement turbulent :

L'examen du spectre aérodynamique (filets d'air matérialisés par de la fumée) met en évidence l'existence d'une couche limite sur la totalité du profil. (Figure. 1-28)

Dans la première partie du profil l'écoulement est laminaire. Puis, à partir d'un point T, appelé point de transition, l'écoulement devient turbulent.

Il est le point d'impact, c'est à partir de ce point que le flux d'air est partagé en deux par le profil.

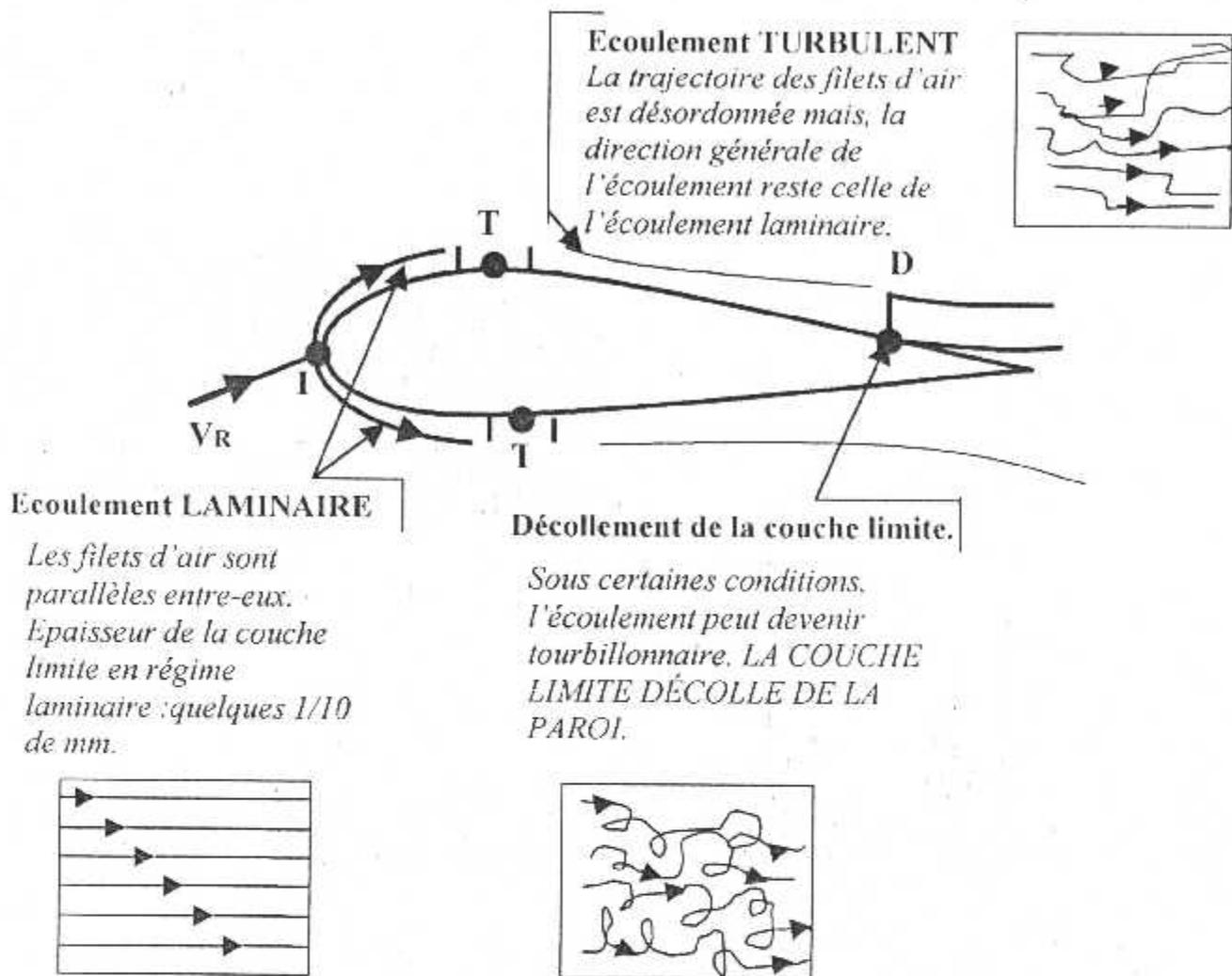


Figure (1-28) : Propriétés de la couche limite

INFLUENCE DE L'ANGLE D'INCIDENCE SUR L'ÉCOULEMENT :

Quand l'incidence augmente le point de transition T et le point de décollement de la couche limite D avancent vers le bord d'attaque. (Figure 1-29)

Le déplacement de ces points est peu sensible jusqu'à une valeur de l'incidence relativement importante (variable suivant le type de profil mais généralement supérieure à 20°).

A partir de cette valeur on entre dans un régime d'écoulement CRITIQUE : quelques degrés après LA COUCHE LIMITE DÉCOLLE : LA PORTANCE DIMINUE BRUTALEMENT.

C'EST LE DÉCROCHAGE.

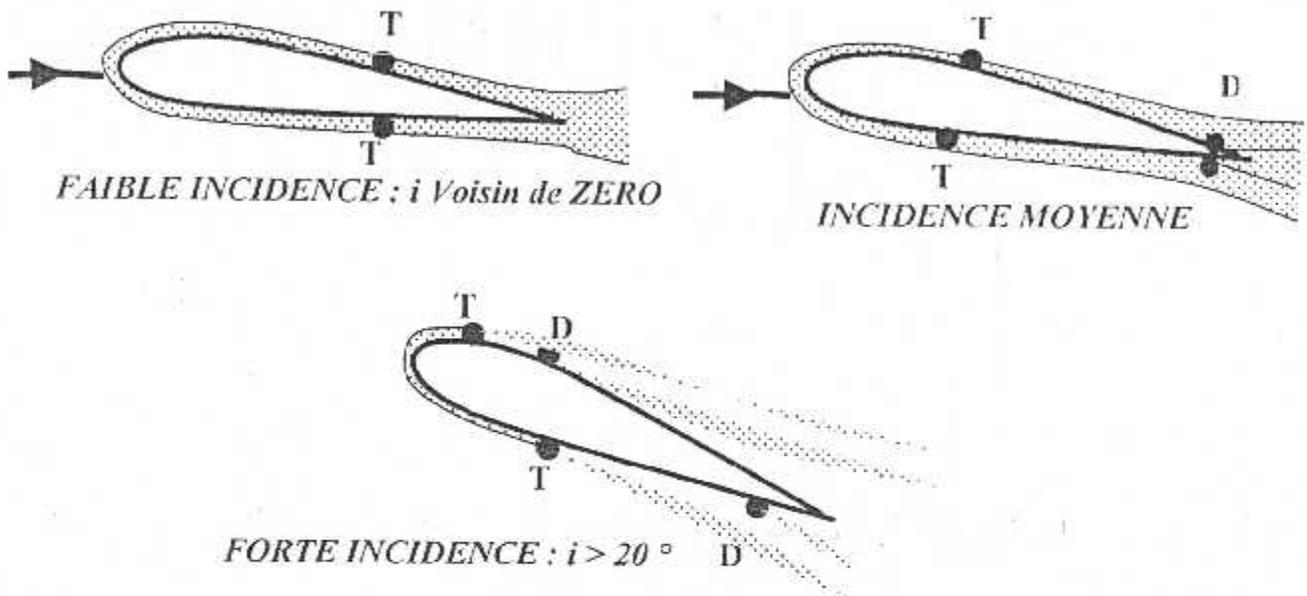
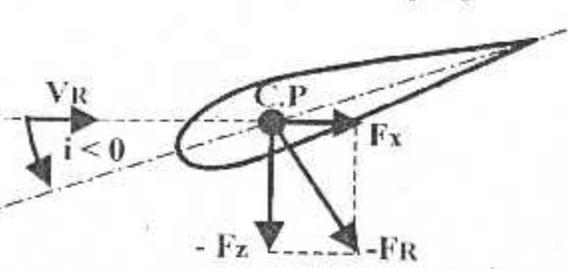
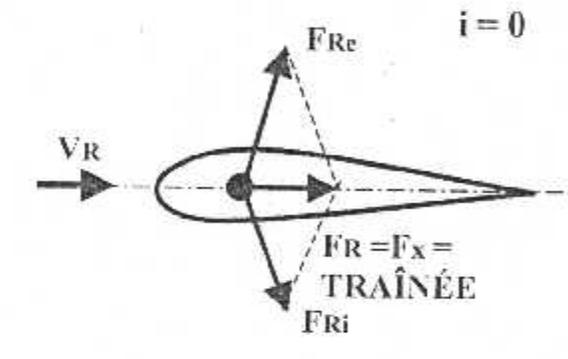


Figure (1-29) : Influence de l'angle d'incidence sur l'écoulement de l'air

5-ETUDE DE LA RÉSULTANTE AÉRODYNAMIQUE FR :

INFLUENCE DE L'ANGLE D'INCIDENCE SUR LE SENS DE FR :

	<p>$i > 0$</p> <p>Nous savons que la résultante aérodynamique F_R, appliquée au centre de poussée (C.P), est inclinée vers l'arrière et DIRIGÉE VERS LE HAUT lorsque l'angle d'incidence i est POSITIF (c'est-à-dire lorsque le vent relatif V_R attaque le profil du côté de l'intrados).</p>
--	---

<p style="text-align: right;">$i < 0$</p> 	<p>Si l'angle d'incidence i est NÉGATIF, le phénomène s'inverse : F_R est dirigé vers le bas et le profil est sollicité vers le bas par une force $-F_z$ que l'on peut appeler PORTANCE NÉGATIVE.</p>
<p style="text-align: right;">$i = 0$</p> 	<p>Si l'angle d'incidence est nul, l'écoulement est symétrique (pour un profil symétrique) sur l'extrados et sur l'intrados. Les forces de pression sur l'extrados et intrados sont égales et admettent 2 résultantes symétriques (F_{Re} et F_{Ri}).</p> <p>On voit que la résultante générale (F_R) est dans ce cas parallèle aux filets d'air. C'EST LA TRAÎNÉE.</p> <p>LA PORTANCE EST NULLE.</p>

FACTEURS INFLUENT SUR LA VALEUR DE F_R :

Considérons un élément de pale d'une hélice et examinons chaque terme de l'expression : (Figure.1-30)

$$F_R = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_r$$

F_R est proportionnelle à ρ (masse volumique de l'air).

Comme ρ est fonction de la pression atmosphérique et de la température ambiante, F_R varie avec ces deux grandeurs.

NOTAMMENT F_R DIMINUE LORSQUE L'ALTITUDE AUGMENTE.

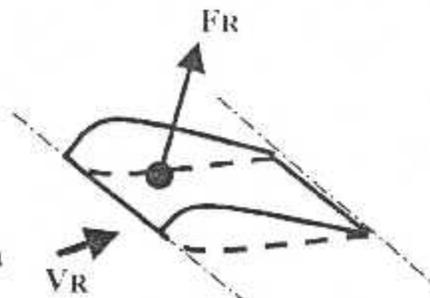


Figure (1-30) : Elément de pale d'une hélice

F_R est proportionnelle au carré de la vitesse du vent relatif V_R , tournant à vitesse constante (vitesse de rotation de l'hélice), F_R croît de l'emplanture à l'extrémité de pale car V_R augmente avec le rayon de rotation.

Cette variation de F_R est gênante.

$$F_R = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_r$$

F_R est proportionnelle à la surface S de l'élément de pale.

La valeur de S est constante pour une pale de profil défini. (Figure. 1-31)

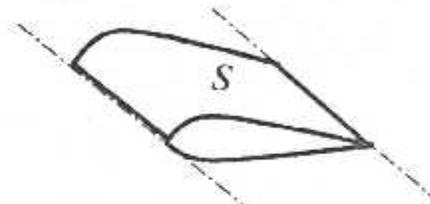


Figure (1-31) : Influence de la surface S sur F_R

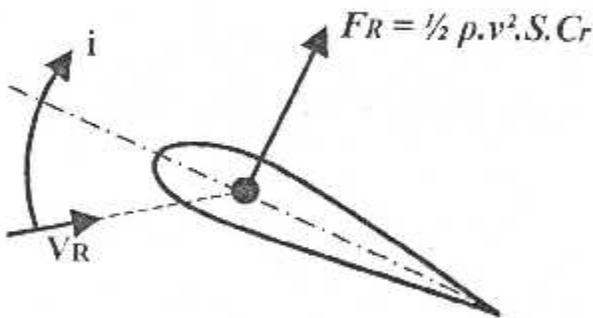


Figure (1-32) : La valeur de F_R est fonction de l'angle d'incidence i

F_R est proportionnelle au coefficient C_r qui tient compte :

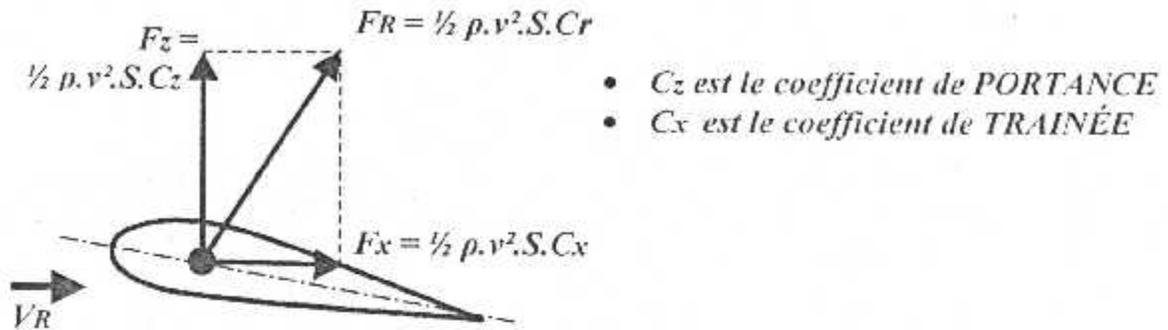
- De la forme du corps (profil)
- De l'état de surface du corps
- DE LA POSITION DU CORPS PAR RAPPORT AU VENT RELATIF (ANGLE D'INCIDENCE)

RETENONS : pour une pale donnée, C_r ne varie qu'en fonction de l'angle d'incidence i .

CONCLUONS : POUR CONTROLER F_R UN SEUL MOYEN :

FAIRE VARIER L'ANGLE D'INCIDENCE

INFLUENCE DE VARIATION D'INCIDENCE SUR LA PORTANCE (Fz) ET LA TRAINÉE (Fx) :



Portance (Fz) et trainée (Fx) sont définies à partir de la formule fondamentale de la résistance de l'air et d'un coefficient de forme et de position déterminée en soufflerie.

En soufflerie, Cz et Cx sont déterminés à l'aide de balances aérodynamiques qui mesurent la valeur de la portance et de la trainée. (Voir figure. I-33)

Les conditions de l'essai sont telles que le terme $\frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S$
RESTE CONSTANT.

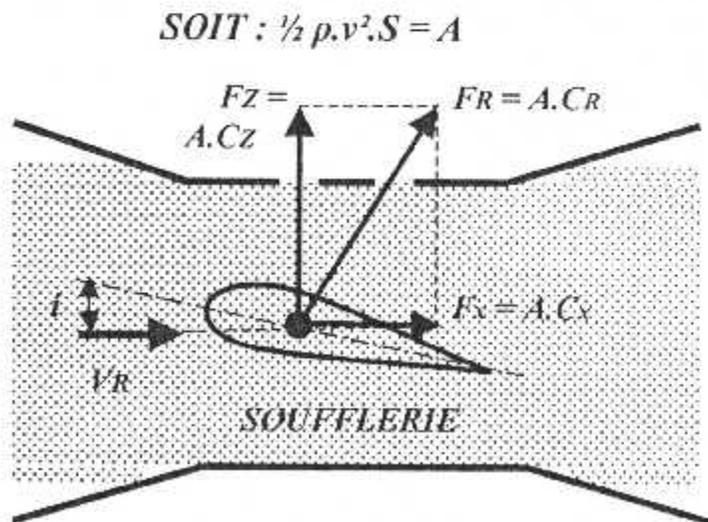


Figure (I-33) : Détermination de la portance Cz et la trainée Cx

CHAPITRE II

PRESENTATION D'UNE HELICE

II-PRESENTATION D'UNE HELICE :

II-1-DEFINITION D'UNE HELICE :

L'hélice est un dispositif qui produit une force ou poussée parallèle à son axe de rotation quand on le fait tourner dans un fluide (gaz ou liquide).

Une hélice se comporte comme une aile dont la force aérodynamique se décompose en une traction et en un couple équilibrant le couple moteur.

L'extrémité de pale ayant une vitesse linéaire plus importante que les sections de pale plus au centre, il faut répartir l'effort de traction sans déformation de la pale, pour cela l'angle de calage d'autant plus petit que la section est éloignée du moyeu.

Chaque hélice est définie par sa corde de référence située à 70% de sa longueur en partant du centre de rotation.

Les hélices peuvent fonctionner dans l'air ou dans l'eau, mais une hélice conçue pour fonctionner efficacement dans l'un de ces deux milieux sera inefficace dans l'autre.

L'hélice est essentiellement une vis qui, lorsqu'on la fait tourner, se tracte en avant dans l'air ou dans l'eau, de la même façon que la vis d'un boulon se tracte en avant dans l'écrou, elles sont constituées de deux, trois ou quatre pales.

Une hélice à pour rôle de convertir le couple produit par la puissance du moteur en force propulsive, elle peut être installée :

- A l'avant du moteur, dans ce cas elle crée une tension dans l'arbre (porte-hélice) puisqu'elle tire l'avion d'où le nom d'hélice tractive.
- A l'arrière du moteur elle pousse l'avion vers l'avant d'où le nom d'hélice propulsive, dans ce dernier cas l'hélice agit à la façon d'un réacteur, lui de même pousse l'avion vers l'avant.

II-2- DEFINITION GEOMETRIQUE D'UNE HELICE :

Une hélice comporte essentiellement un moyeu et des pales, celles-ci sont identiques entre elles et forment des angles égaux dans leurs répartitions autour du moyeu, c'est le cas sur la (figure.2-1) ou on voit une hélice bipale et autre tripale et leurs angles .

II-3-DEFINITION DES AXES :

- a) **Axe de l'hélice** : c'est l'axe de rotation de l'hélice ,axe colinéaire à l'axe d'avancement de l'avion (figure.2-2)
- b) **Axe de pale** : c'est l'axe \vec{ox} de référence invariable lié à la pale et orienté du moyeu vers l'extrémité de la pale.
- c) **Axe \vec{oy}** : c'est le troisième axe qui complète le trièdre (o, x, y, z) .
- d) **Plan de l'hélice** : c'est celui engendré par l'axe de la pale dans sa rotation autour de l'axe de l'hélice.

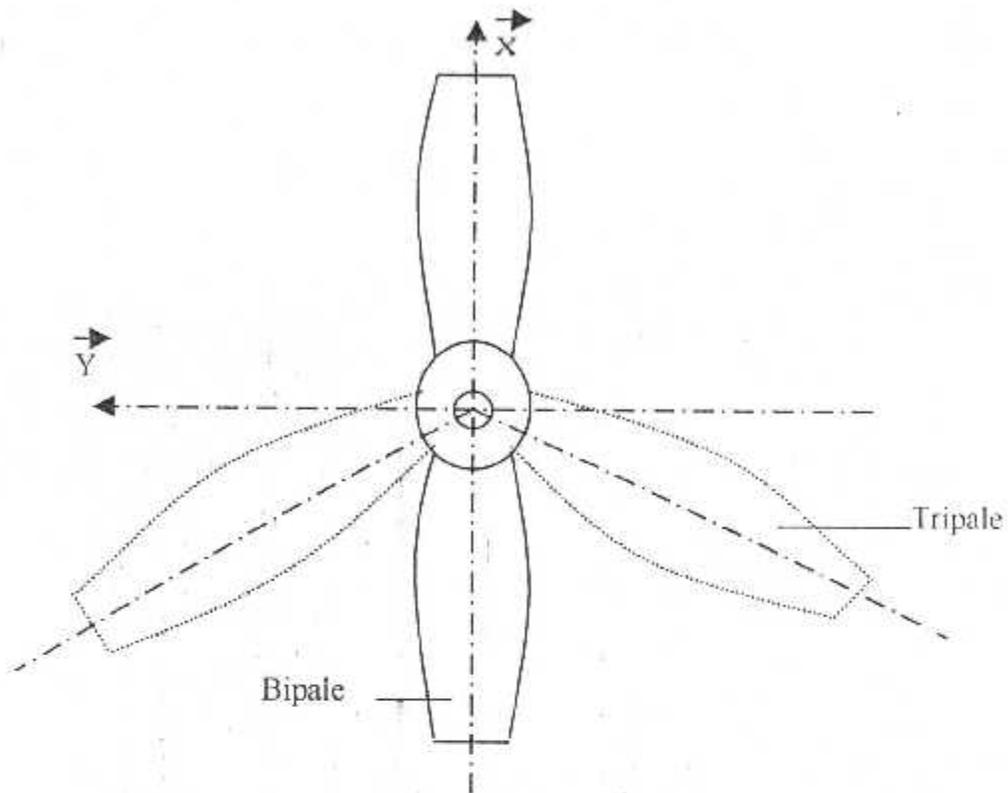


Figure (2-1) : Définition géométrique d'une hélice

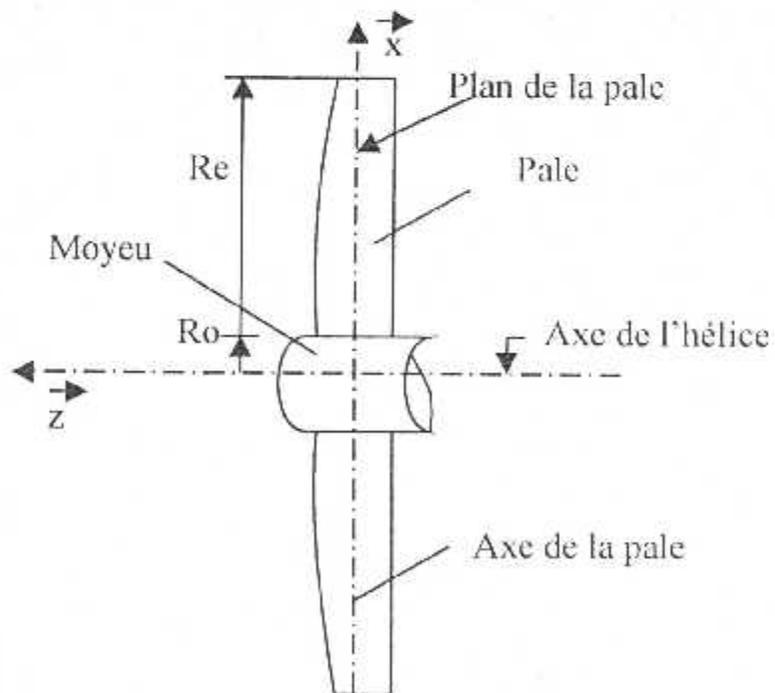
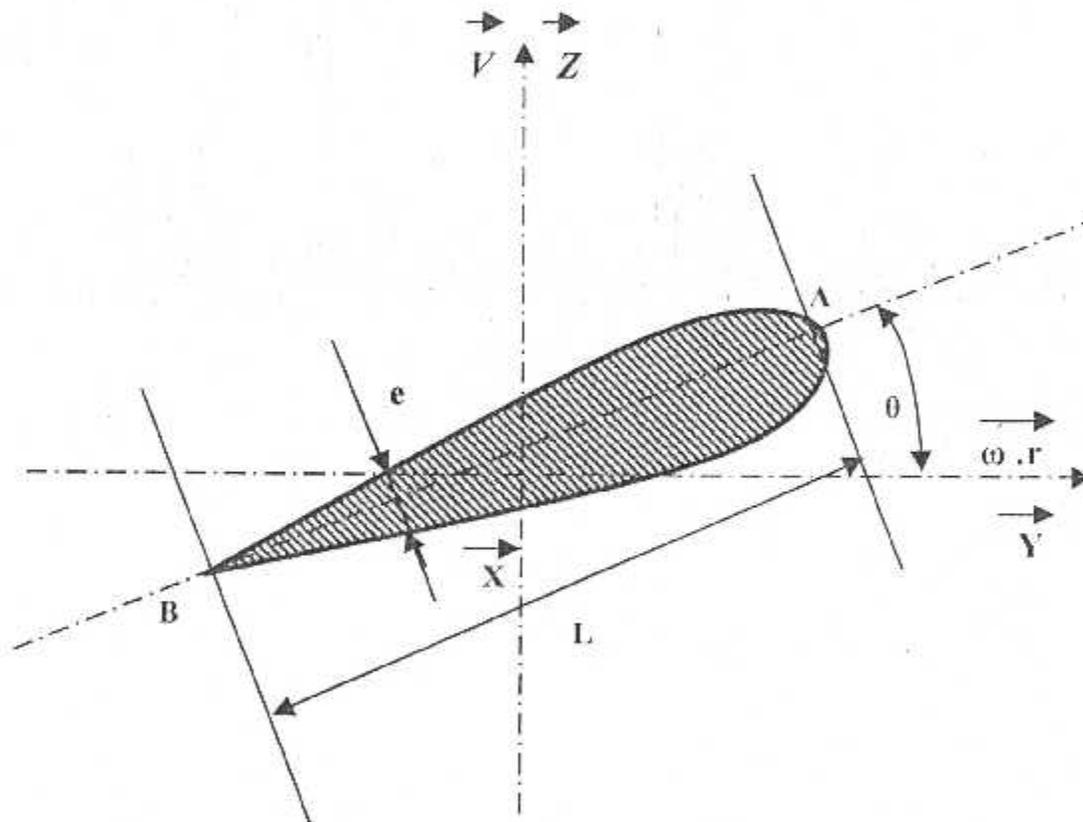


Figure (2-2) : Définition d'une hélice (géométrique)

II-4-CARACTERISTIQUES D'UNE SECTION :

Considérant une section de profil de l'hélice pris à une distance « r » du centre .La section droite normale à l'axe de la pale est un profil défini par une corde de référence « AB » d'une longueur « l » appelée profondeur ou corde locale .Le point A représente le bord d'attaque tandisque le point B constitue le bord de fuite .Cependant la corde de référence fait avec le plan de l'hélice un angle θ appelé *calage* , (figure.2-3)



(Figure 2-3) Section droite normale à l'axe de la pale , à une distance 'r' de l'axe de l'hélice

II-5-DEFINITION DU PAS D'UNE HELICE :

On définit le pas comme étant la distance parcourue par la section d'une hélice. D'une autre manière ; c'est la distance qu'une hélice ou une pale d'hélice (section) parcourrait vers l'avant quand son arbre fait un tour complet, s'il n'y avait de glissement, est appelé pas géométrique ; ceci correspond au pas ou distance entre deux filets consécutifs, d'une simple vis.

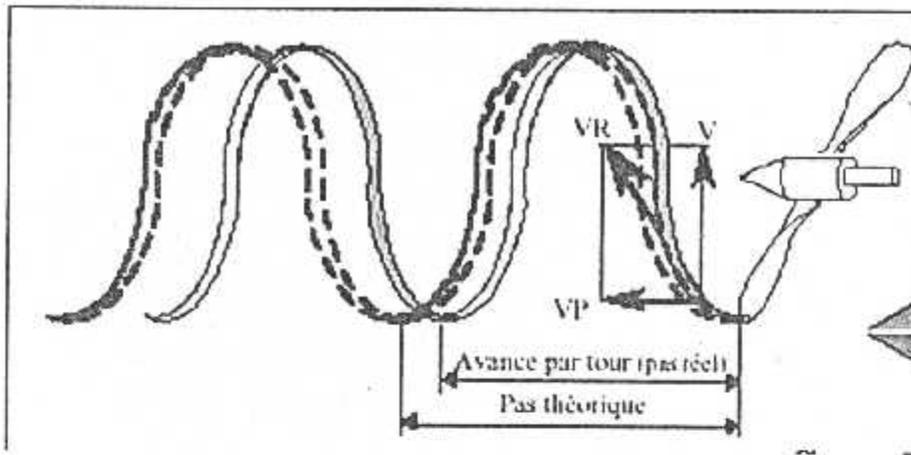
La distance que l'hélice parcourt réellement en un tour, dans l'air ou dans l'eau, est appelée pas effectif, et la différence entre le pas géométrique et le pas effectif est appelée glissement.

En général, une hélice efficace glisse peu, et le pas effectif, quand elle fonctionne dans les conditions pour lesquelles elle a été conçue, est presque égal au pas géométrique.

L'avance par tour c'est la distance réellement parcourue par l'avion quand l'hélice a effectuée un tour ; l'avance par tour est toujours inférieure au pas théorique, la perte d'avance est due à compressibilité de l'air. (Voir figure.2-4)

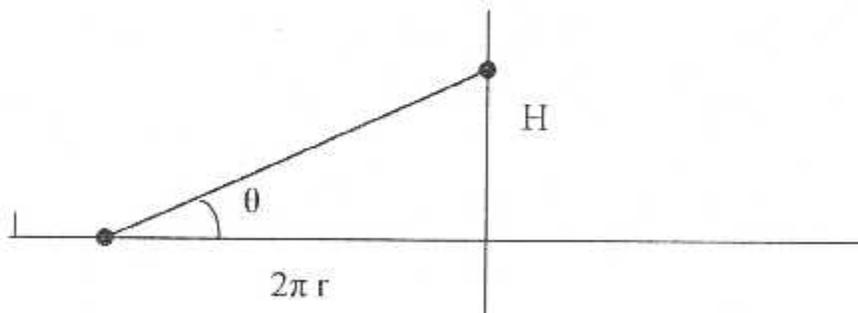
On peut calculer le pas réel pour chaque avion en effectuant le rapport [avance par tour = $VP(m/s) / N(tr/s)$].

On va faire un simple exemple de calcul pour savoir a quoi est égal le pas.



Figure(2-4) : Le pas théorique et l'avance par tour

Exemple, si l'hélice effectue un tour complet sans se déplacer vers l'avant, la distance parcourue par la section d'une pale est la circonférence du cercle de rayon « r », c'est à dire $[2\pi r]$, mais si en même temps, l'hélice se déplace vers l'avant d'une distance « H » mètres, dans ce cas la distance parcourue par cette section est égale à l'hypoténuse d'un triangle rectangle dont les deux autres cotés sont « $2\pi r$ » et « H ». (figure.2-5)



Figure(2-5) : Calcul du pas

Alors :

$$\text{Tg}(\theta) = \frac{H}{2\pi r}$$

Le pas d'une section à pour expression :

$$H = 2 \cdot \pi \cdot r \cdot \text{Tg}(\theta)$$

Remarque :

Par convention on définit le pas d'une hélice par le pas de la section située à $r=0.75 R$, appelée section de base, à cette position, l'effet de traction est en général maximum. $R=D/2$
 D : diamètre extérieur de l'hélice (en m).

Une hélice est à pas constant quand toutes les sections droites ont le même pas géométrique, soit : (figure 2-6) :

$$H = \text{constante}$$

II-6-DEFINITIONS DES DIFFERENTS TYPES D'HELICES :

On différencie les types d'hélices par deux facteurs importants qui sont :

✕ **A-Selon le calage de l'hélice :**

> **A-1-Hélices à calage fixe :**

Une hélice est dite à « **pas fixe** » ou a calage fixe si la pale ne possède aucun degré de liberté par rapport au moyeu.

Ces hélices sont équipées de pales dont le calage ne peut être modifié en vol. Elles présentent l'inconvénient de n'être adaptées qu'à un seul régime de vol (vitesses de décollage ou de croisière).

Hélice à calage réglable au sol : une telle hélice se compose de deux pales indépendantes dont le calage peut être réglé au sol en fonction de l'avion auquel elle est destinée ou en fonction de conditions spéciales d'utilisation.

*Petit calage : bonnes performances aux petites vitesses , mauvaises performances aux grandes vitesses.

*Grand calage : bonnes performances aux grandes vitesses, mauvaises performances aux petites vitesses.

✂ A-2-Hélice à calage variable et hélice à vitesse constante :

Ces deux systèmes ont pour fonction de permettre au pilote d'adapter l'hélice en fonction du régime adopté .

✂ A-2-a-Hélice à « calage variable » :

Pour adopter une hélice donnée aux différentes conditions de vol d'un avion, on utilise couramment des hélices à pas variables, dont les pales peuvent pivoter sur le moyeu de façon à modifier le pas effectif.

Dans une hélice à pas variable, le pas, ou angle d'attaque de la pale, est modifiable en vol, de façon à maintenir les conditions de fonctionnement très proches de l'optimum.

Les hélices de ce type fonctionnent souvent à vitesse de rotation constante, grâce à l'action d'un mécanisme de commande hydraulique ou électrique.

Les hélices à pas variable offrent habituellement la possibilité d'être mises en drapeau, c'est-à-dire que l'angle des pales peut être réglé parallèle à la direction du vol, de façon à empêcher l'effet de moulin à vent qui se produirait autrement en cas de panne de moteur.

La possibilité de régler les pales avec un pas négatif peut aussi être prévue dans la conception, de façon à fournir une force dirigée vers l'arrière et un freinage aérodynamique à l'atterrissage.

Le système est à comparer avec les systèmes de changement de « vitesses » des véhicules terrestres (le pilote sélectionne un calage d'hélice par une commande à crans).

Il s'agit ici d'adopter en vol , deux ou trois calages d'hélice différents prédéfinis pour deux ou trois régime de vol possibles :

- Petit calage : basse vitesses (décollage, approche et atterrissage)
- Grand calage : vitesses de croisière .

➤ **A-2-b-Hélice à « vitesse constante » :**

Elle a pour rôle d'optimiser le rendement quel que soit le régime de vol adopté. Un régulateur tachymètre compare la fréquence de rotation de l'hélice (régime) à la fréquence de rotation que le pilote a choisi (fréquence de référence) en positionnant la manette de commande. A chaque écart de régime , le régulateur commande une variation de calage de manière à conserver le régime initialement commandé.

Utilisation :

- Pour un vol à basses vitesses, le pilote demande une grande vitesse de rotation (petit calage)
- Pour un vol à vitesses de croisière, le pilote demande un petit régime de rotation (grand calage)

➤ **B- Selon le matériau utilisé pour la conception :**

✕ **B-1-Hélices en bois :**

Absorbent les vibrations ; supportent mal les variations thermiques et hygrométriques.

Nécessite un blindage métallique ou composite sur le bord d'attaque comme protection contre les gravillons ,

Peu chers, mais durée de vie courte, supportent jusqu'à Mach 0.74 maxi.

✕ **B-2-Hélices en métal (Duralumin) :**

Plus solide que le bois profil mieux respecté, supportent jusqu'à Mach 0.9 maxi, meilleur rendement, meilleur équilibrage et par conséquent moins de vibrations.

✕ **B-3-Hélices en composites :**

Verre, kevlar ou carbone, compromis entre bois ou métal, elles absorbent mieux les vibrations que les métaux.

Montage et démontage facile des pales avec le moyeu.

Remarque1 :

Les pales des hélices modernes peuvent être en alliage d'aluminium plein, en acier creux ou en composites.

Les hélices peuvent être munies d'un système de dégivrage.

Elles doivent être équilibrées très précisément, à la fois statiquement et dynamiquement. Si, par exemple, un poids de 57g était fixé au milieu d'une pale d'une hélice à deux pales, et un poids de 28,5g était fixé à l'extrémité de l'autre pale, l'hélice serait statiquement équilibrée, c'est-à-dire que l'arbre d'hélice, placé sur des lames de couteau (d'équilibrage), ne tournerait pas, quelle que soit la position des pales ; cependant, elle ne serait pas dynamiquement équilibrée, et vibrerait aux grandes vitesses de rotation.

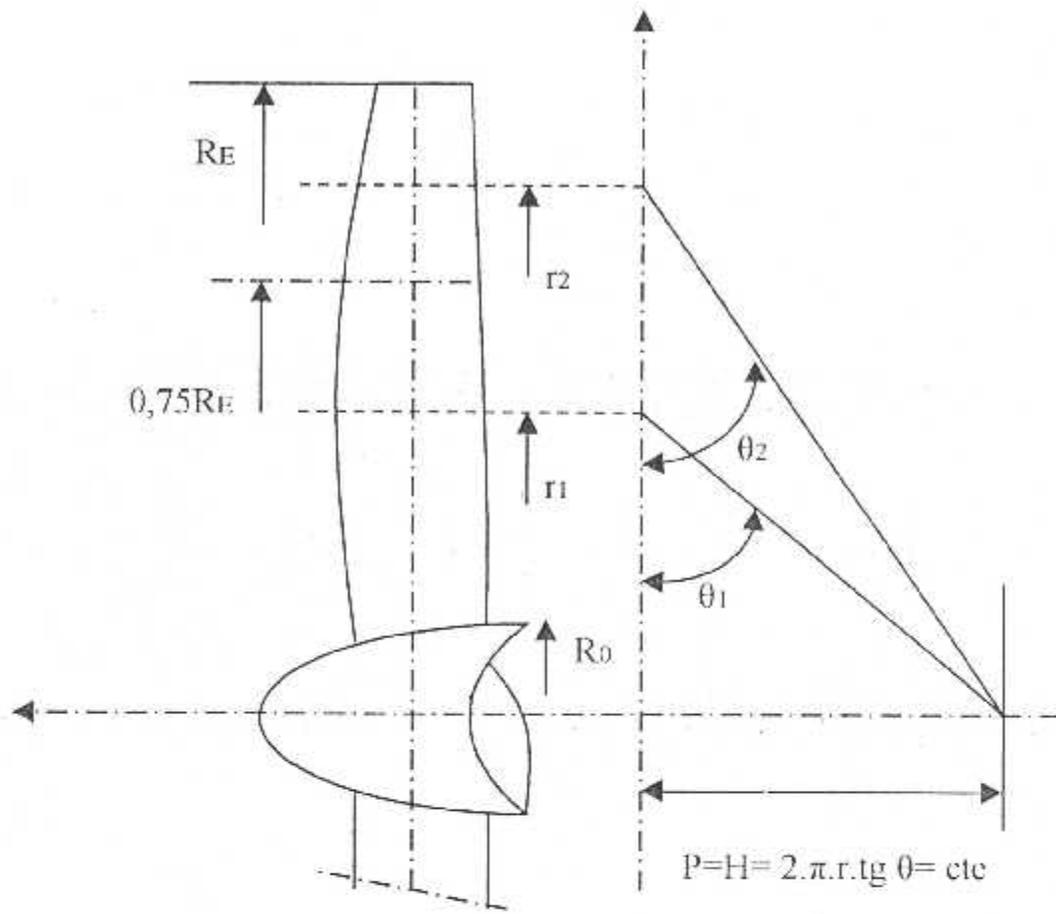
Remarque2 :

Si l'on modifie l'orientation de la pale d'une valeur μ qui accroît le calage, tous les calages augmentent et le pas augmente et varie du moyeu vers l'extrémité suivant ; (figure 2-6)

$$Y = r. \operatorname{tg} (\theta + \mu) = p . \frac{\operatorname{Tg} (\theta + \mu)}{\operatorname{Tg} (\theta)}$$

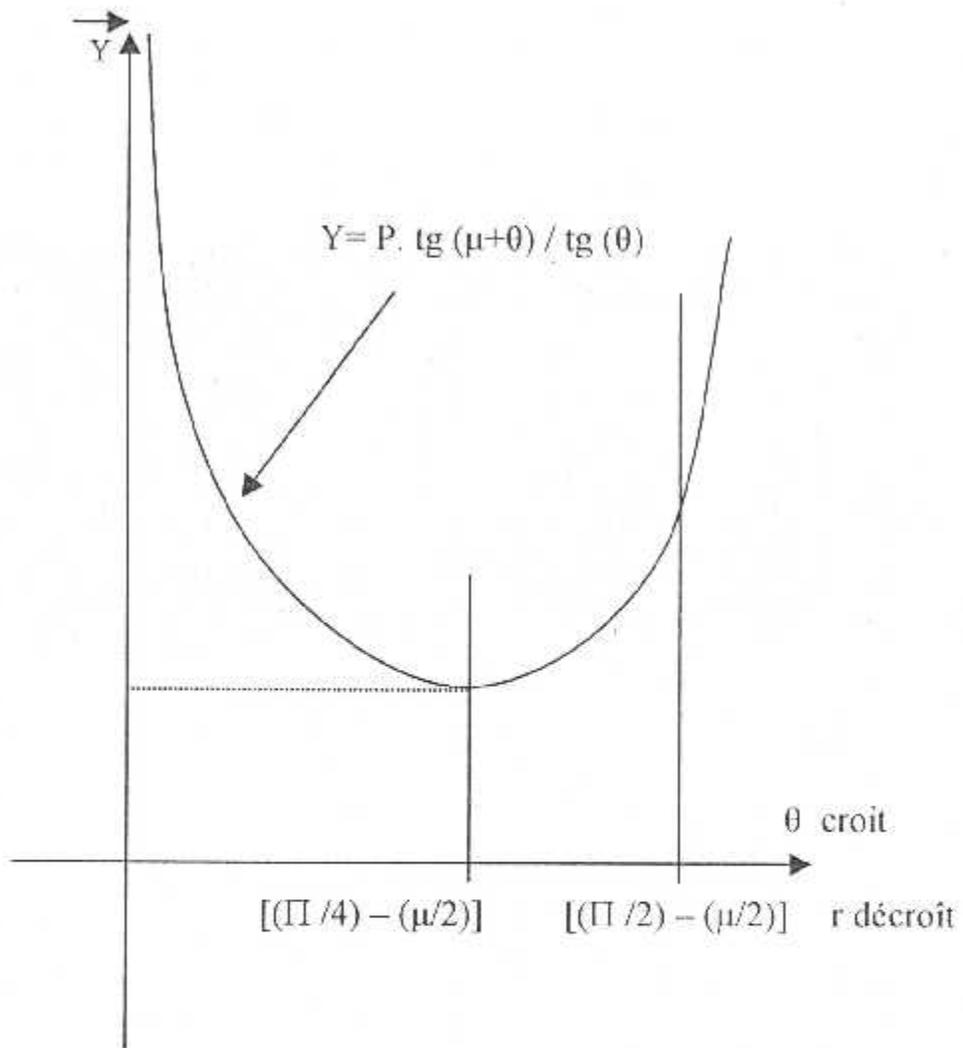
Et :

$$H = 2. \pi. R. \operatorname{tg} (\mu + \theta)$$



Sachant que : $\text{Tg } (\theta_1) = P / r_1$
 $\text{Tg } (\theta_2) = P / r_2$

Description géométrique du pas (figure 2-6)



VARIATION DU PAS EN FONCTION DU CALAGE
(figure 2-7)

II-7-THEORIE DE L'ELEMENT DE PALE :

En fait, il y a trois théories :

- théorie de Froude ;
- théorie générale de l'hélice (approche par analyse dimensionnelle) ;
- théorie tourbillonnaire.

II-7-1-THEORIE DE FROUDE :

Cette théorie assimile l'hélice à un disque S infiniment mince, avec la discontinuité de pression confondue avec le plan de rotation de l'hélice.

II-7-2-THEORIE GENERALE DE L'HELICE :

Cette théorie se base sur les grandeurs caractéristiques de la mécanique des fluides.

II-7-3-THEORIE DE LA PALE :

Soit une tranche de la pale délimitée par deux plans parallèles distants respectivement de $[r]$ et $[r + dr]$ du centre O de l'hélice.

On assimile cet élément de pale de section $[ds]$ à un élément fuselé à génératrices cylindriques parallèles à l'axe de la pale plongé dans un écoulement de fluide (l'air), on cherchera les efforts aérodynamiques auxquels cet élément est soumis (fig.2-8).

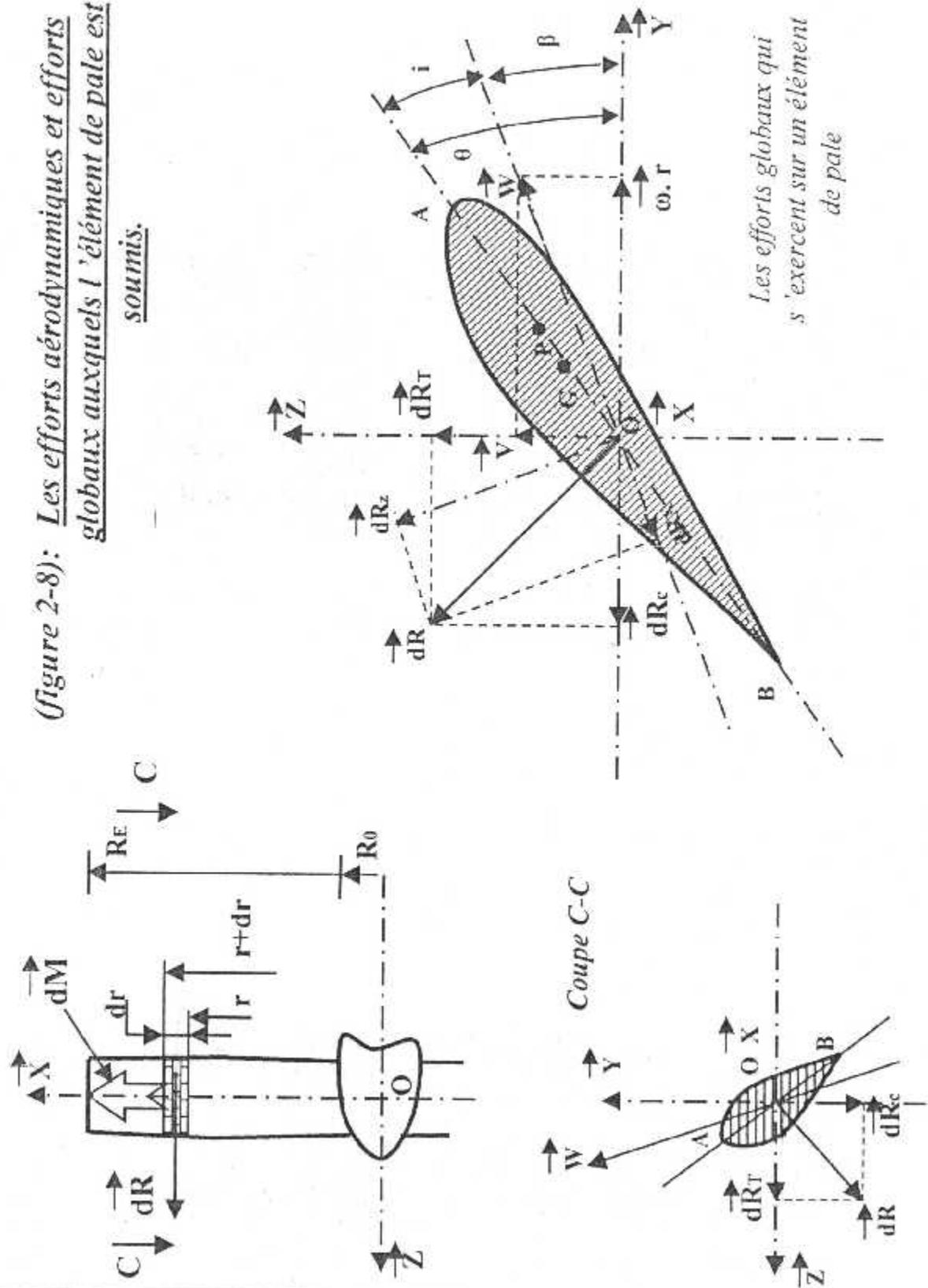
En intégrant du moyeu à l'extrémité de pale, on obtiendra les efforts globaux.

La projection de cet élément de pale perpendiculaire à l'axe de la pale (ox), nous donne :

AB : la corde locale de longueur $[l]$;

θ : l'angle de calage par rapport au plan de l'hélice.

(figure 2-8): Les efforts aérodynamiques et efforts globaux auxquels l'élément de pale est soumis.



L'élément de pale est soumis à la vitesse résultante :

$$\vec{W} = V \vec{z} + 2.\pi.r.N \vec{y}$$

On considère l'élément de pale immobile, alors l'air (ou le fluide dans lequel il est plongé) est animé d'une vitesse aérodynamique $[\vec{W}_0]$ égale et opposée à $[\vec{W}]$, située dans le plan de symétrie de l'élément de pale d'épaisseur $[dr]$ et de surface $[ds]$.

Toutes les forces de pression sur le profil se réduisent à une résultante $[dR]$ perpendiculaire à AB et passant par un point P (ou CP) appelé centre de poussé.

Faisant passer la résultante par l'axe de pale, on ajoute donc un moment qui tend à faire tourner l'élément de pale autour de l'axe (ox) , soit dM (fig.2-8).

Les éléments de réductions du torseur (air $\longrightarrow ds$) sont exprimés ainsi :

$$\left\{ \begin{array}{c} d\vec{R} \\ \vec{0} \end{array} \right\}_P$$

$$\left\{ \begin{array}{c} d\vec{R} \\ dM \end{array} \right\}_{O_i}$$

Cette résultante peut se projeter suivant oz (axe d'avancement de l'avion) et oy (plan de rotation), soit :

$$d\vec{R} = dR_T \vec{z} + dR_C \vec{y}$$

\vec{dR}_T : traction élémentaire, dirigée dans le sens de la vitesse d'avancement de l'avion.

\vec{dR}_C : effort élémentaire résistant, dirigé en sens inverse de la vitesse tangentielle de rotation.

En un point de l'axe d'hélice, \vec{dR} produit un couple de valeur :

$$\begin{cases} \vec{dQ} = \vec{OO_i} \wedge \vec{dR}_C \\ \vec{dQ} = r \cdot dR_C \vec{z} \end{cases}$$

Lors du déplacement d'un profil dans l'air à la vitesse W , la résultante dR peut se projeter suivant deux directions oz et oy :

$$\vec{dR} = \vec{dR}_z + \vec{dR}_x$$

\vec{dR}_z : est la composante de portance.

\vec{dR}_x : est la composante de traînée.

Ils sont respectivement (\vec{dR}_z et \vec{dR}_x) perpendiculaires et colinéaires à la vitesse W , d'où :

$$\begin{cases} dR_T = dR_z \cdot \cos\beta - dR_x \cdot \sin\beta \\ dR_C = dR_z \cdot \sin\beta - dR_x \cdot \cos\beta \end{cases}$$

On peut calculer les efforts élémentaires tout le long de la pale et obtenir par intégration de R_0 vers R_E la traction totale (T) de l'hélice appelée effort propulseur, et le couple résistant totale (Q) pour chaque valeur de γ .

$$T_R = P \cdot \int_{R_0}^{R_E} dR_T$$

$$Q = P \cdot \int_{R_0}^{R_E} dR_C$$

P : Nombre de pales.

Le rendement théorique de l'élément de pale ainsi considéré est :

$$\eta(\text{th}) = \frac{V \cdot dR_T}{\omega \cdot r \cdot dR_c}$$

or que :

$$\text{tg } \beta = \frac{V}{\omega \cdot r}$$

donc :

$$\eta(\text{th}) = \frac{dR_T}{dR_c} \cdot \text{tg } \beta$$

On définit ainsi le rendement total de l'hélice :

$$\eta(\text{total}) = \frac{\frac{R_E}{R_0} \cdot P \cdot \int dR_T \cdot V}{\frac{R_E}{R_0} \cdot P \cdot \int dR_c \cdot \omega \cdot r}$$

Après intégration on obtient :

$$\eta(\text{total}) = \frac{T \cdot V}{\omega \cdot Q}$$

D'une façon générale le rendement $\eta(\text{total})$ est inférieure au rendement $\eta(\text{th})$, on ne peut faire travailler d'une façon convenable tous les éléments de la pale.

D'où on définit le coefficient de traction τ comme étant égal à :

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

avec : n : fréquence de rotation de l'hélice.

$$n = \frac{\omega}{2 \cdot \pi}$$

Le coefficient de puissance est défini :

$$x = \frac{\omega \cdot Q}{\rho n^3 D^5}$$

Le rendement η est :

$$\eta = \frac{\gamma \tau}{x}$$

II-8- THEORIE TURBILLONNAIRE :

II-8-1- CHAMPS AROUND DE L'HELICE :

En tout point M de la veine fluide crée par la rotation à vitesse angulaire constante d'une hélice, la pression et la vitesse du fluide (grandeur et direction) sont variable en fonction du temps ; ces grandeurs physiques sont des fonctions périodiques de période $(1/P.N)$.

II-8-2- CHAMPS MOYEN DES VITESSES ET DES PRESSIONS AUTOUR D'UNE
HELICE :

EIFFEL explore à l'aide d'un tube de pitot des plans situés en avant et arrière de l'hélice, il étudie le phénomène à pas constant et fait varier V_0 (vitesse à l'infini de la veine fluide), V étant la vitesse locale mesurée, il établit le graphique (fig. 2-9) pour des vitesses d'avancement par tours γ comprise entre 0,3 et 0,9 dans deux plans situés à 0,2 et -0,2 mètre du plan de l'hélice.

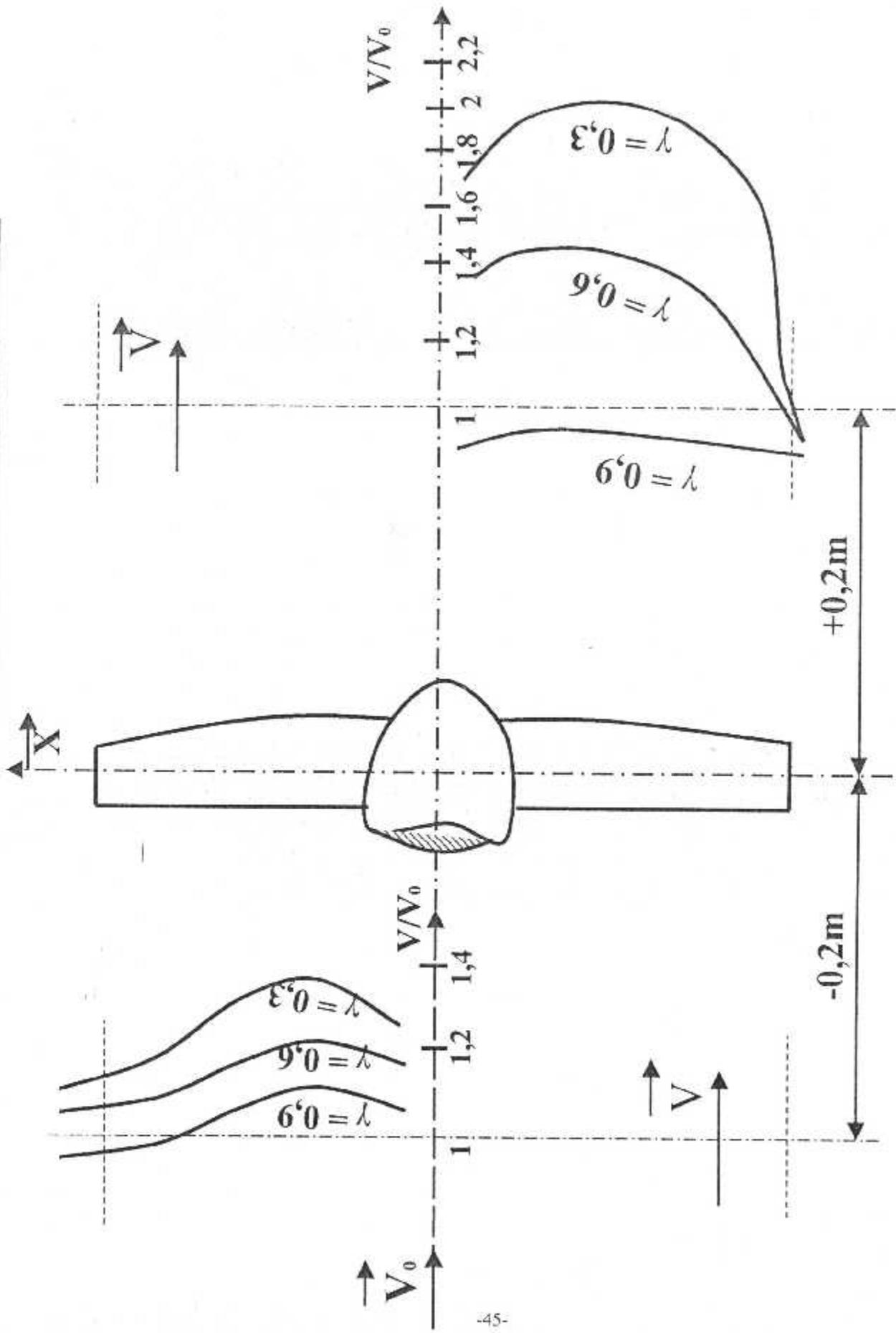
Cette expérience met en évidence les variations de vitesse V (importante dans la veine soufflée, réduite au centre et à la périphérie).

On constate que la vitesse V croît dans la veine et, est de valeur maximale au trois quart de rayon.

FAGE et **HOWARD** ont fait des expériences analogues à celle de **EIFFEL**, qui ont confirmé les courbes V/V_0 , en mesurant les pressions à l'intérieure et l'extérieure de la veine soufflée; ils constatent que la limite de la veine soufflée est animée de mouvements tourbillonnaires intenses dus aux tourbillons marginaux des extrémités des pales et que la veine dans son ensemble subit une torsion hélicoïdale dans le sens de rotation de l'hélice qui diminue la vitesse de rotation.

En ensuite ils mettent en place sur le profil la résultante des forces normales de pressions dRT .

(figure. 2-9) Champ moyen autour d'une hélice -EIFFEL-



II-8-3- CHAMPS INSTANTANE AUTOUR D'UNE HELICE :

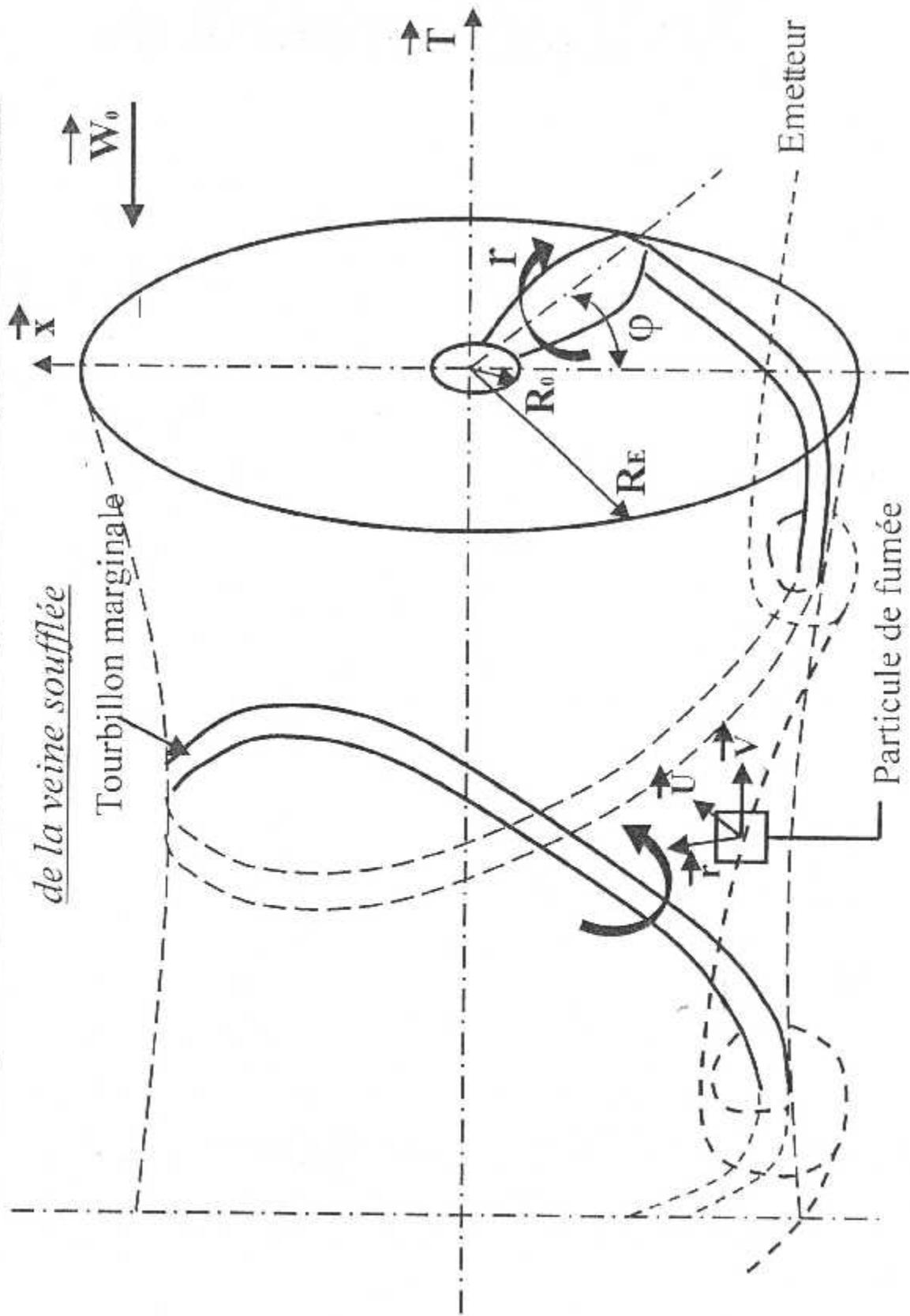
D'après ce qui précède, les phénomènes dans le champ d'une hélice tournant à vitesse constante sont de période $1/N$.

Il suffit donc d'étudier le champ instantané sur un tour de l'hélice. J. VALENSI a abordé expérimentalement le champ instantané d'une hélice en soufflerie, en faisant occuper plusieurs positions angulaires et l'a repéré par un angle Φ compté à partir d'une direction arbitraire, au moyen de fumée émise un peu en avant du plan de rotation de l'hélice.

Il met en évidence les trajectoires des particules de fumées par photos instantanées. Il en déduit que les particules sont animées d'une déviation dans le sens de rotation de l'hélice, il met en évidence le tourbillon marginal de la veine soufflée de pas V/N et les tourbillons marginaux de moyeu et de l'extrémité de la pale.

Ces tourbillons créent un champ de vitesses appelé champ de vitesses « induites » .
(figure 2-10)

(figure. 2-10) Champs des vitesses induites qui sont créés par les tourbillons de la veine soufflée



CHAPITRE III

THEORIE DES HELICES

III-THEORIE DES HELICES :III-1-DEFINITION AERODYNAMIQUE D'UNE HELICE :

Une d'hélice à une section transversale aérodynamiquement semblable à celle d'une aile et, quand elle est entraînée dans l'air, elle crée une portance et une traînée, respectivement perpendiculaire et parallèle à la vitesse de l'air relative à une section de la pale.

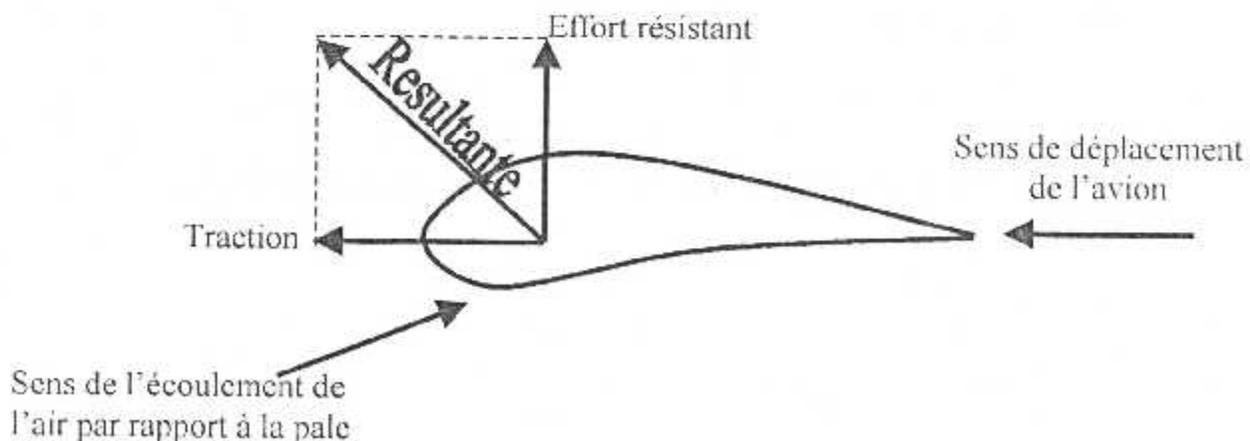
Les forces produites par le mouvement de l'hélice peuvent être réduites à deux composantes :

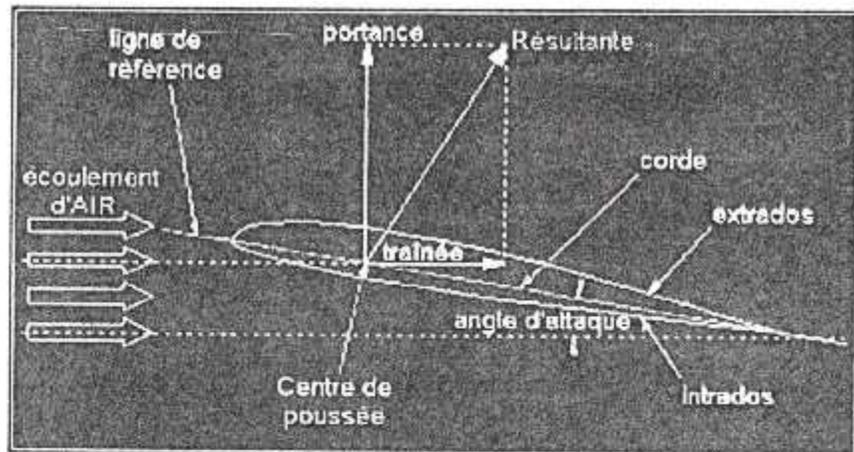
L'une, la poussée, agit dans la direction du vol.

L'autre composante, située dans le plan de rotation, représente la force qui doit surmonter par le couple ou force tournante, du moteur d'entraînement.

Le mouvement complet d'un élément de pale met en jeu une combinaison de la vitesse d'avancement, représentée par la vitesse de vol, et de la vitesse périphérique due à la rotation de la pale.

Comme l'hélice effectue à la fois un mouvement rotatif et un mouvement de translation vers l'avant, le vent relatif rencontre la pale sous un angle qui ressemble à ce qui est illustré par la figure suivante :

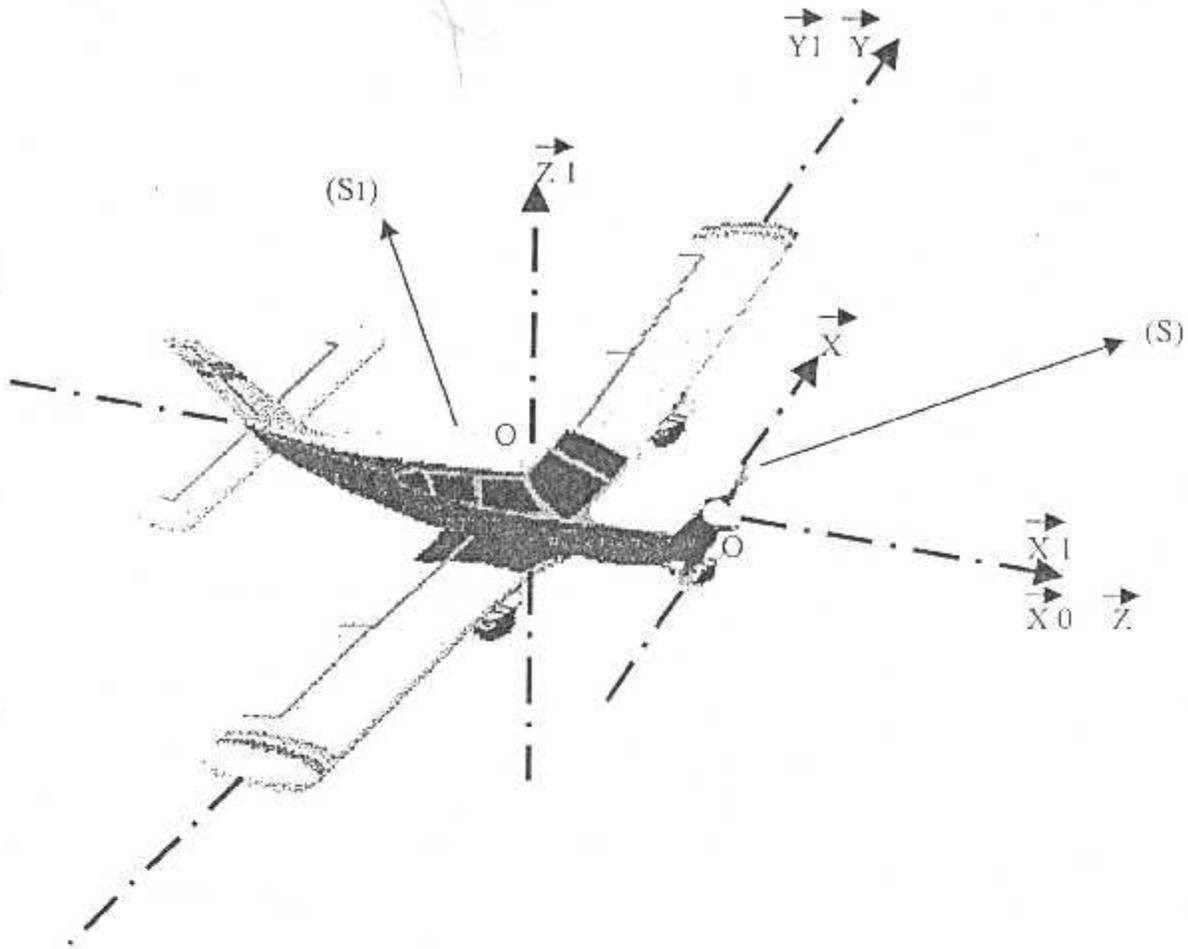




Il y a donc une portance et une traînée appliquée sur la section de la pale, tout comme sur un profil d'aile d'un avion. Toute fois, lorsqu'il s'agit d'une hélice, on s'occupe moins des forces perpendiculaires et parallèles à l'écoulement (portance et traînée) que de la force parallèle à l'axe de l'avion (traction) et de la force parallèle au plan de rotation (effort résistant), la résultante des forces appliquées sur la pale se décompose donc en traction et effort résistant.

L'ensemble des efforts résistants appliqués sur les pales de l'hélice produit un couple de réaction qui s'oppose au couple moteur et qui tend à faire tourner tout entier dans le sens contraire de la rotation de l'hélice.

Soit le repère absolue (O_0, X_0, Y_0, Z_0) par rapport auquel évolue l'avion, un repère (O_1, X_1, Y_1, Z_1) lié à l'avion (S_1) , un repère (O, X, Y, Z) lié à l'hélice (S) avec $\vec{x}_1 = \vec{x}_0 = \vec{z}$ est animée d'une vitesse de rotation autour de l'axe z appelée $\vec{\omega}$ avec :
(figure 3-1)



$(O_0; Y_0; X_0; Z_0)$: repère absolue / à l'évolution de l'avion.

$(O_1; Y_1; X_1; Z_1)$: repère lié à l'avion (S1).

$(O; Y; X; Z)$: repère lié à l'hélice (S).

(figure.3-1) : DEFINITION AERODINAMIQUE D'UNE HELICE

$$\omega = 2.\pi.N$$

N : nombre de tours par second de l'hélice .

Soit un point p appartenant au solide (S), l'hélice subit deux mouvements un mouvement de rotation (ω) d'axe \vec{z} et un mouvement uniforme de translation .

$O \longrightarrow S1$ = mouvement uniforme de translation

$S \longrightarrow S1$ = mouvement de rotation (ω) d'axe \vec{z}

$$\vec{V}_s^o(p) = \vec{V}_s(p) + \vec{V}_i^o(p)$$

$$\vec{V}_s^o(p) = \omega . r \vec{y} + V \vec{z}$$

$$\vec{V}_s^o(p) = 2.\pi . r . N \vec{y} + V \vec{z}$$

La vitesse \vec{W} est appelée la vitesse du profil par rapport à l'air immobile «à l'infini».

$$\vec{W} = \vec{V}_s(p) = V \vec{z} + 2.\pi . r . N \vec{y}$$

Tandis que la vitesse aérodynamique (ou vitesse relative) pour un profil situé à une distance r de l'axe de l'hélice est défini comme étant l'opposé de la vitesse du profil

$$\vec{W}_0 = - \vec{W}$$

$$W = \sqrt{V^2 + (2.\pi.N.r)^2}$$

N : est le nombre de tours par seconde de l'hélice .

V : est la vitesse d'avancement de l'avion (en m/s) .

On appelle β l'angle de la direction de \vec{W} avec le plan d'hélice (figure. 3-2)

$$\beta = (\vec{W}, \vec{Y})$$

Soit :

$$\operatorname{tg}(\beta) = \frac{V}{\omega \cdot r} = \frac{V}{2 \cdot \pi \cdot N \cdot r}$$

Si pour un profil donné, à une distance r du centre O de l'hélice, l'angle de calage θ , on a :

$$i = \theta - \beta$$

i est appelée l'incidence géométrique du profil par rapport à la vitesse aérodynamique \vec{W}_0 .

$$i = \theta - \beta = \theta - \operatorname{Arctg}\left(\frac{V}{2 \cdot \pi \cdot N \cdot r}\right) = f(\gamma)$$

γ : est appelée vitesse d'avancement par tour.

$$\gamma = \frac{\pi \cdot \Gamma}{R} \cdot \operatorname{tg}(\beta)$$

$$\operatorname{tg}(\beta) = \frac{R}{\pi \cdot r} \cdot \gamma$$

(figure 3-2): Les vitesses et les angles d'un

profil

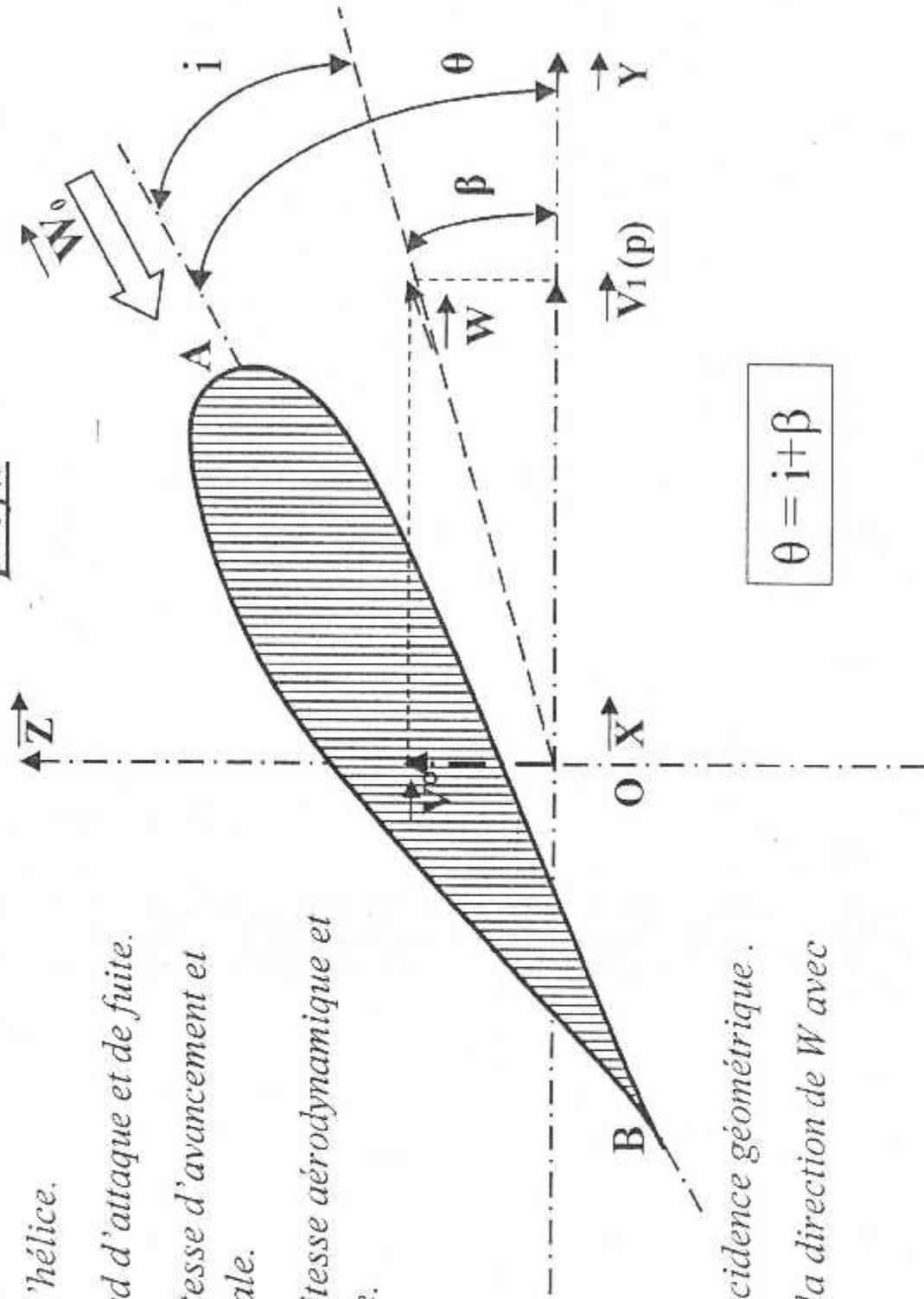
\vec{Z} : axe de l'hélice.

\vec{Y} : plan de l'hélice.

A et B : bord d'attaque et de fuite.

\vec{V}^o et \vec{V}_1 : vitesse d'avancement et vitesse radiale.

\vec{W}_o et \vec{W} : vitesse aérodynamique et son opposée.



i : angle d'incidence géométrique .

β : angle de la direction de \vec{W} avec le plan .

θ : angle de calage.

Mais la théorie tourbillonnaire et les résultats expérimentaux démontrent qu'il existe des vitesses induites sur les profils qui modifient \vec{W} et par suite créent une incidence effective (ou incidence aérodynamique).

Si i effectif = Δi

On a : $i = \theta - \beta - \Delta i$

On appellera Φ angle aérodynamique

Donc :

$$i = \theta - \Phi$$

III-2-DEFINITION DES VITESSES INDUITES :

Soit :

- \vec{v} la vitesse induite définie par EIFFEL qui s'ajoute à la vitesse d'avancement de l'avion, portée par l'axe z .
- \vec{u} la vitesse induite tangentielle tendant à faire varier le tourbillons et réduisant la vitesse de rotation, portée par l'axe y .

la vitesse périphérique est :

$$\vec{U}' = \omega.r - u$$

La vitesse d'avancement relative est :

$$\vec{V}' = \vec{V} + \vec{v}$$

En supposant que les tourbillons libres sont des hélices de pas V/N , on démontre que la vitesse induite résultante est :

$$\vec{W} = \vec{v} + \vec{u}$$

La vitesse induite est perpendiculaire à la vitesse géométrique résultante :

$$\vec{W} = \vec{V} + \omega \cdot \vec{r}$$

W' étant la résultante aérodynamique locale :

$$W' = \sqrt{V'^2 + U'^2} = \sqrt{(V+v)^2 + (\omega \cdot r - u)^2}$$

L'incidence effective étant $\Delta i = (\vec{W}', \vec{W})$

$$i' = \theta - \beta - \Delta i$$

On appellera Φ l'angle entre la direction de \vec{W}' et le plan de l'hélice (fig.3-3) :

$$i = \theta - \Phi$$

III-3-CALCUL DES COMPOSANTES DE TRACTION ET DU COUPLE RESISTANT :

III-3-1- HYPOTHESES :

Chaque profil de pale travaille comme un profil élémentaire isolé et plongé dans un écoulement bidimensionnelle incompressible en mouvement uniforme (fig.3-4).

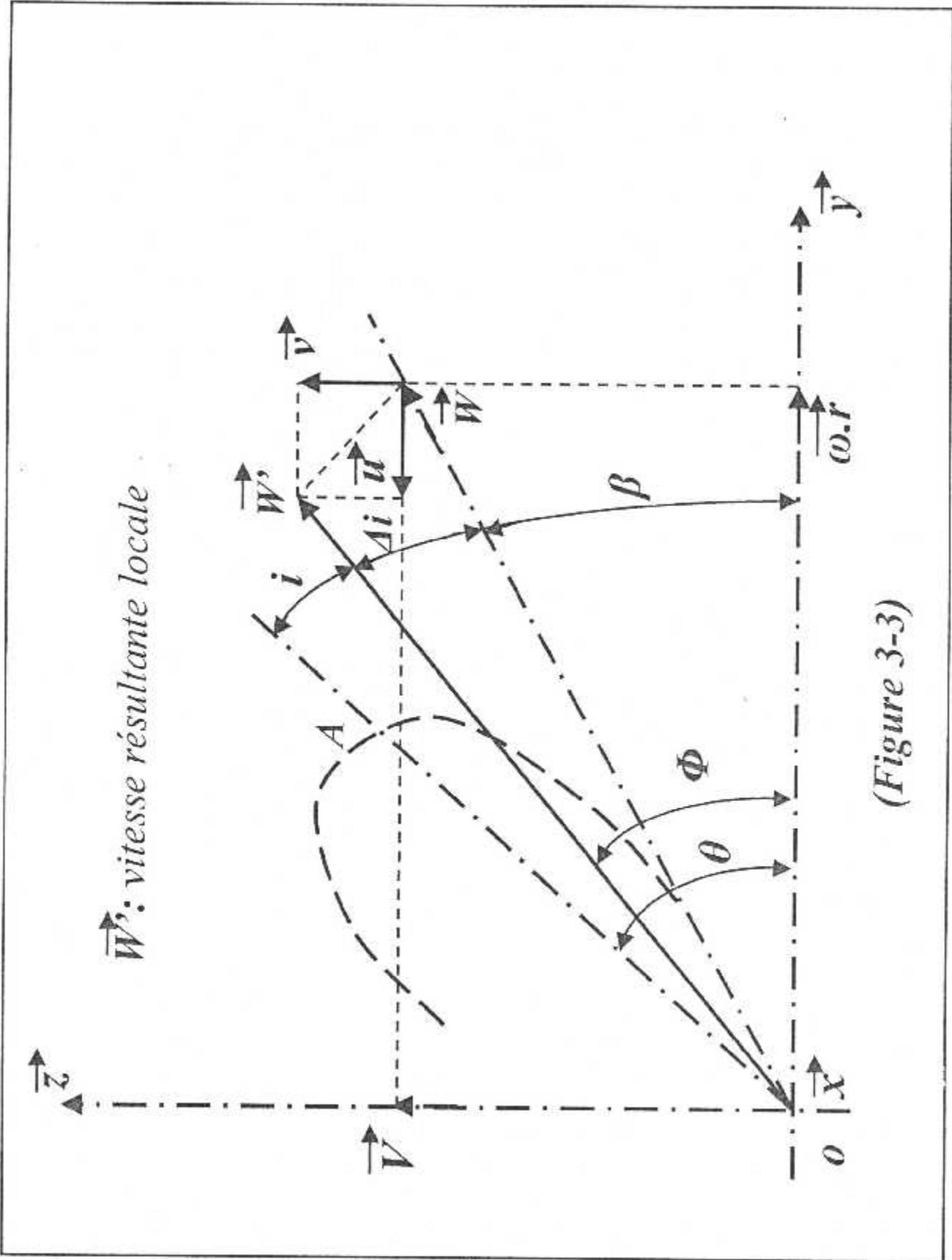
La théorie de l'élément de pale associée à la théorie tourbillonnaire nous donne, si :

- W' est la vitesse de l'écoulement dans lequel se déplace l'élément de pale.
- Φ est l'angle de W' avec le plan de rotation de l'hélice.

Le théorème de JOUKOVSKI nous donne si :

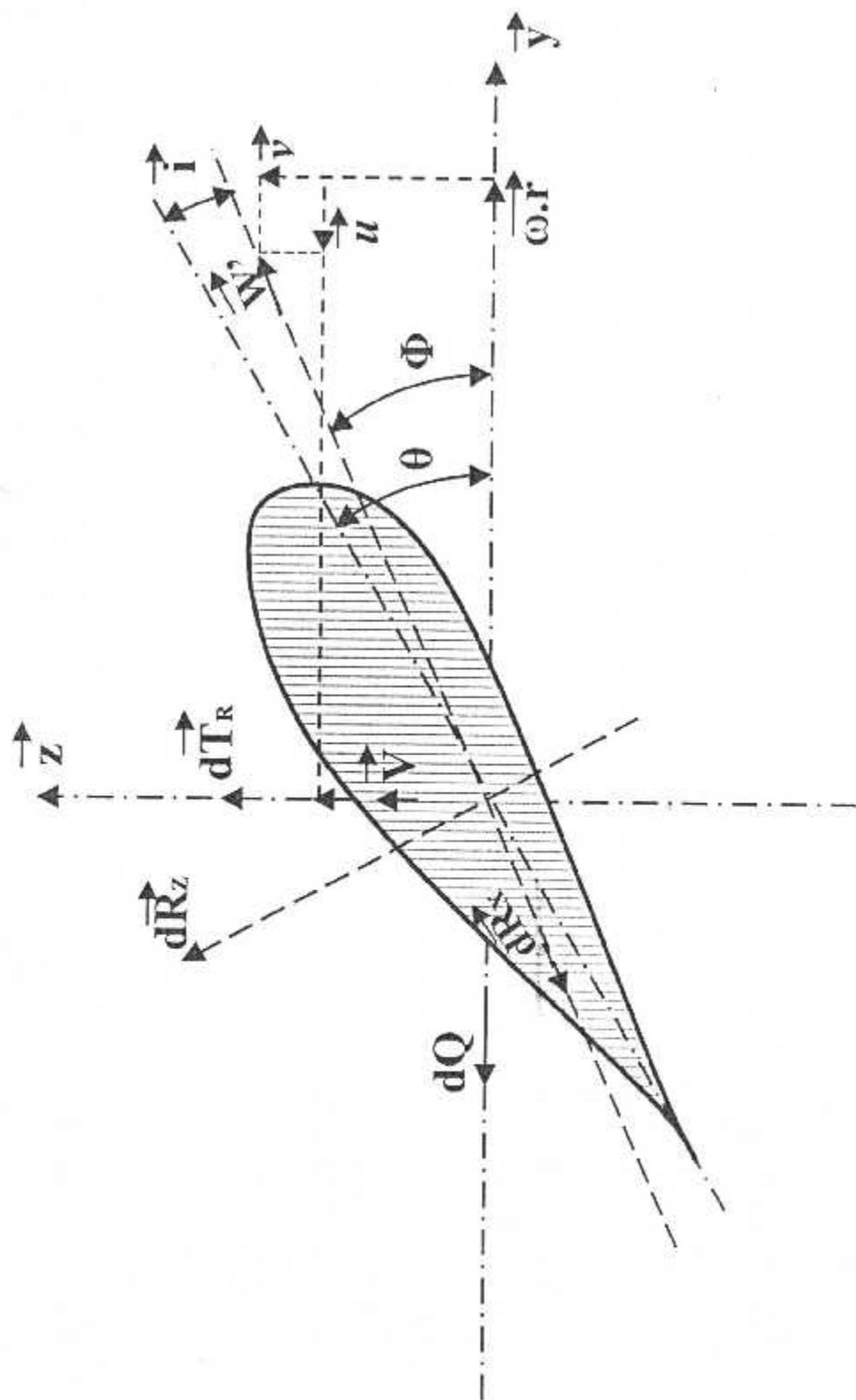
Γ est la circulation dans la section considérée.

l est la corde du profil dans la section considérée.



(Figure 3-3)

(figure 3-4): Les composantes de traction et de couple sur une tranche de profil
située à une distance r de l'axe de la pale.



$$\begin{cases} dR = \rho \cdot W' \cdot \Gamma \cdot dr \\ \Gamma = \frac{1}{2} \cdot W'^2 \cdot l \cdot C_z \end{cases}$$

$$dR = \begin{cases} dR_x = \frac{1}{2} \rho \cdot W'^2 \cdot l \cdot C_x \cdot dr \cdot \vec{y} \\ dR_z = \frac{1}{2} \rho \cdot W'^2 \cdot l \cdot C_z \cdot dr \cdot \vec{z} \\ \text{OXYZ} \end{cases}$$

Pour cette tranche de pale élémentaire, on peut donc définir sa traction élémentaire.

$$dT_R = dR_z \cdot \cos\Phi - dR_x \cdot \sin\Phi$$

$$dT_R = \frac{1}{2} \rho \cdot W'^2 \cdot l \cdot (C_z \cdot \cos\Phi - C_x \cdot \sin\Phi)$$

Le couple élémentaire résistant pour un élément de pale est :

$$dQ = r \cdot (dR_z \cdot \sin\Phi - dR_x \cdot \cos\Phi)$$

$$dQ = \frac{1}{2} \rho \cdot W'^2 \cdot l \cdot (C_z \cdot \sin\Phi - C_x \cdot \cos\Phi)$$

$$\sin\Phi = \frac{V+y}{W'} \quad ; \quad \cos\Phi = \frac{\omega \cdot r - u}{W'} \quad ; \quad \text{tg}\Phi = \frac{V+y}{\omega \cdot r - u}$$

$$W' = \sqrt{(V+y)^2 + (\omega \cdot r - u)^2} \quad (\text{selon le théorème de Pythagorhi})$$

Et pour la pale entière on a :

$$\begin{cases} T_R \text{ (total)} = \int_{R_0}^{R_E} \frac{1}{2} \rho \cdot W'^2 \cdot l \cdot (C_z \cdot \cos\Phi - C_x \cdot \sin\Phi) \cdot dr \\ Q \text{ (total)} = \int_{R_0}^{R_E} \frac{1}{2} \rho \cdot W'^2 \cdot l \cdot (C_z \cdot \sin\Phi - C_x \cdot \cos\Phi) \cdot r \cdot dr \end{cases}$$

D'où le rendement global :

$$\eta = \frac{V \cdot T_R \text{ (total)}}{\omega \cdot Q \text{ (total)}}$$

III-4- DETERMINATION DU DIAMETRE DE L'HELICE :

De nombreux facteurs interviennent dans le choix du diamètre de l'hélice. Parmi ceux-ci, nous avons :

- La hauteur libre au-dessus du sol, qui doit être suffisamment grande pour éviter les endommagements aux extrémités de l'hélice.
- L'espacement nécessaire, sur un avion multimoteur, entre les hélices, entre chaque intérieure et le fuselage.
- La résistance mécanique des pales contre les forces de flexion et les forces centrifuges.
- La présence du fuselage ou d'autres corps de grandes dimensions sont immédiatement derrière l'hélice, pour une hélice tractive.

Par hypothèse nous nous situons dans un régime subsonique (les vitesses inférieures à 272 m/s).

Si l'on observe le coefficient de traînée C_x en fonction de la vitesse de l'air, on obtient la courbe (fig. 3-5).

On s'aperçoit que le coefficient de traînée est sensiblement constant jusqu'à une vitesse d'air d'environ 238 m/s.

Le coefficient de traînée C_x augmente rapidement si :

- V est la vitesse d'avancement de l'avion (m/s).
- N est la vitesse de rotation de l'hélice (trs/s).
- D est le diamètre en bout de la pale.

La vitesse en bout de la pale qui dépend non seulement de la vitesse de rotation, mais aussi de la vitesse de translation de l'avion et du diamètre de l'hélice est donnée par :

$$W^2 = V^2 + (\Pi.N.D)^2$$

$$D = \frac{\sqrt{W^2 - V^2}}{N.\Pi}$$

Dans notre cas :

W doit être inférieure à 238 m/s (le nbre de Mach est de $M=0.68$ c'est le point critique)

V peut atteindre 55 m/s

N peut atteindre 63 trs/s (soit 3600 trs/min)

Donc :

$$D_{\max} = 1,169 \approx 1,17 \text{ (m)}$$

Dans notre cas il n'y a pas de problèmes concernant le diamètre de l'hélice, mais autrement pour des raisons d'encombrement, de traînée minimum concernant la hauteur d'implantation du moteur, d'effort transmis à la cellule, il faut que l'hélice soit la plus petite possible.

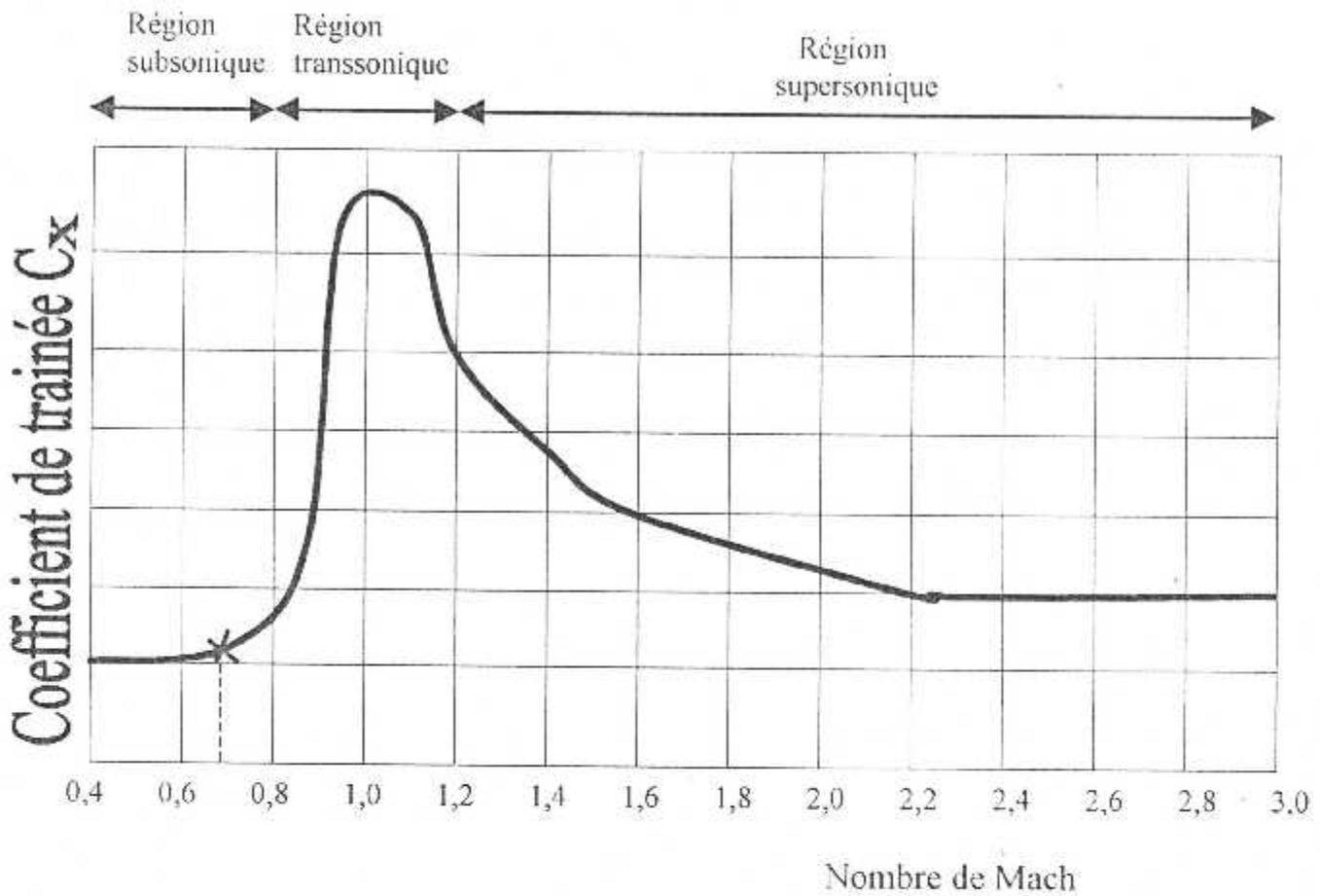
Cas particuliers :

En matière d'hélice, les moteurs à quatre temps présentent des caractéristiques assez particulières, ils ne produisent qu'une explosion tous les deux tours de vilebrequin.

En conséquence, l'hélice subit une accélération très brutale pendant un demi-tour de vilebrequin, puis perd de sa vitesse pendant le tour et demi qui précède l'explosion suivante.

Comme une hélice a tendance à se déplacer vers l'avant quand elle accélère (elle tend à se visser dans l'air), un quatre temps la soumettra à des contraintes extrêmement violentes.

Si nous ajoutons à cela le fait que les quatre temps ont tendance à détoner en cas d'échauffement excessif, il ne faut pas s'étonner qu'une hélice peu résistante puisse casser en plein vol... Sur ce genre de moteur, mieux vaut utiliser des hélices lourdes.



⊗ Une des définitions du nombre de Mach critique.
 ($W = 238 \text{ m/s}$, $M = 0,68$)

Figure (3-5) Variation de coefficient de traînée en fonction de la vitesse d'avancement.

III-5-DETERMINATION DES PERFORMANCES :**1- CARACTERISTIQUES MECANQUES DU MOTEUR :**

La puissance motrice P_m et le couple moteur Q_m à pleine admission sont deux grandeurs caractéristiques des performances du moteur.

Elles font l'objet de tracés des courbes en fonction de la vitesse de rotation du moteur.

Le moteur utilisé dans notre cas est de type Volkswagen (V.W 3 cylindres) qui tourne à 3600 t/mn soit 63 t/s avec une puissance de 44,16 kW qui est équivalente à 60 chevaux.

On indique aussi sur ces courbes la consommation spécifique (fig.3-6).

III-5-2- FONCTIONNEMENT OPTIMUM :

- a) Traçons la courbe de puissance du moteur (P_m) en fonction de vitesse de rotation du moteur (N) et la courbe de la puissance absorbée (P_{abs}) par l'hélice au point fixe.

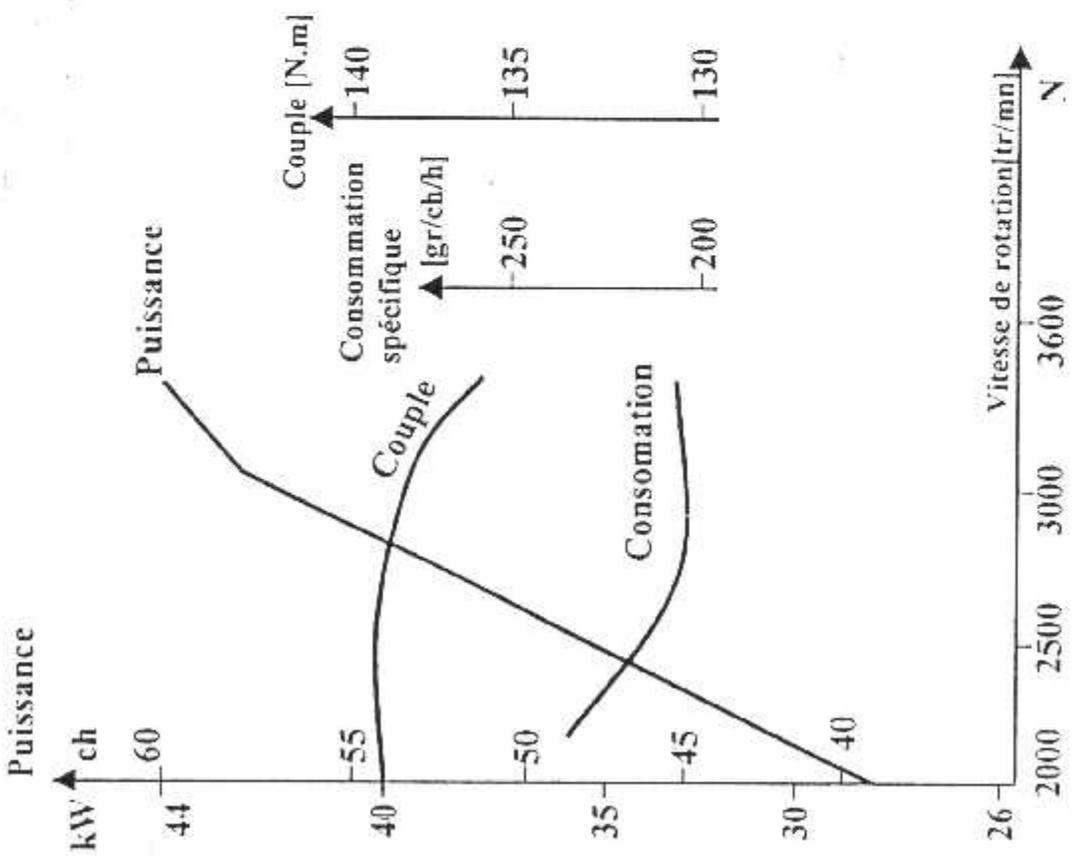
Le point de fonctionnement du groupe moteur-propulseur et le point d'intersection de ces deux courbes, nous donne les vitesses de rotation de l'hélice et du moteur.

- b) Traçons la courbe de la puissance absorbée (P_{abs}) par l'hélice pour une vitesse d'avancement V de l'avion.

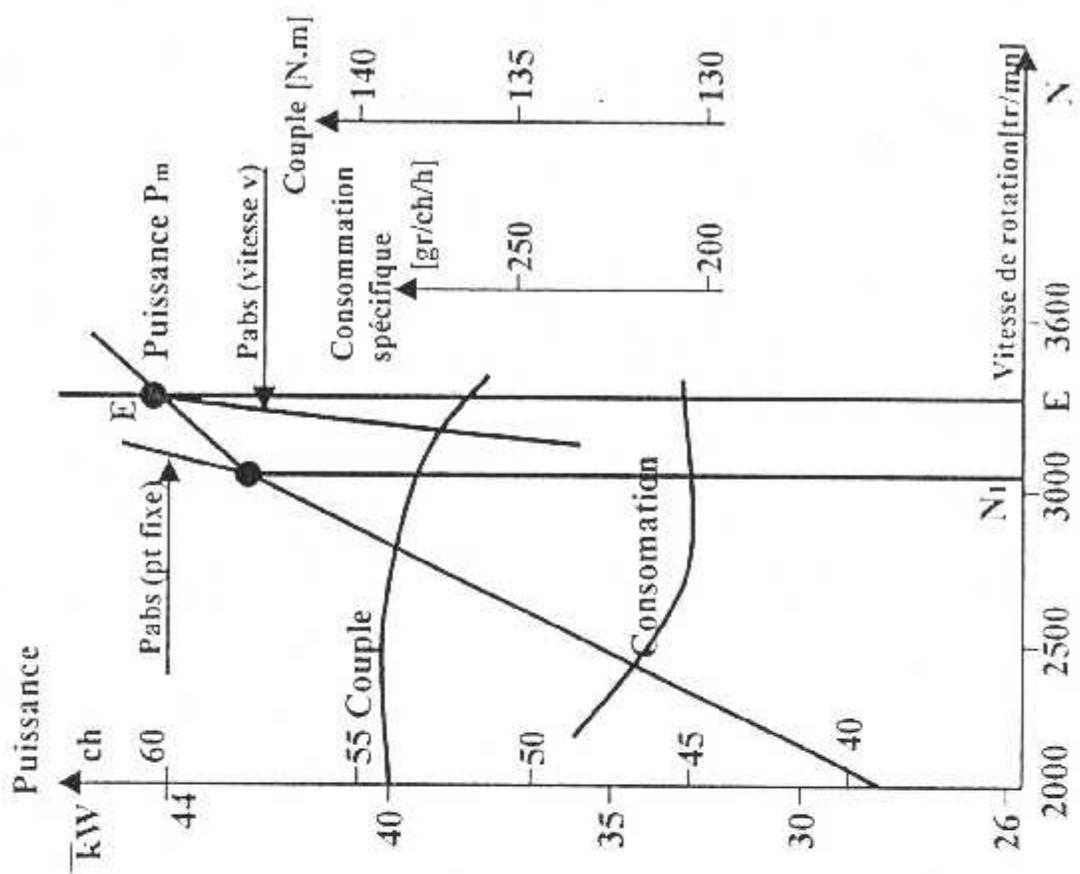
On constate que la courbe de la puissance absorbée (P_{abs}) par l'hélice se déplace vers la droite si la vitesse d'avancement augmente, on obtient donc un deuxième point de fonctionnement B (fig.3-7)

III-5-3- CAS DE VOL DE L'AVION :**a- CAS DE MONTEE :**

Pour un avion, l'ensemble du groupe moteur-propulseur a pour objet de fournir la traction la plus importante possible aux conditions de vol de montée.



(figure 3-6): Représentation de la puissance, couple moteur et la consommation spécifique



(figure 3-7): La relation entre la puissance absorbée et la vitesse de rotation

A une vitesse d'avancement donnée, correspond un point de fonctionnement déterminé par l'intersection de la courbe de la puissance absorbée par l'hélice et de la courbe de la puissance moteur :

$P_{abs} = \text{couple résistant} \cdot \text{la vitesse de rotation}$

$$P_{abs} = Q \cdot \omega$$

$$\eta = \frac{V \cdot T_R}{\omega \cdot Q}$$

Ce qui entraîne donc :

$$T_R = \eta \cdot \frac{\omega \cdot Q}{V}$$

La vitesse de l'avion étant donnée, pour avoir une traction maximale $T_{R(max)}$, il faut que le rendement et la puissance absorbée soient maximum.

b- CAS DU POINT FIXE :

Au point fixe l'hélice tourne à une vitesse de rotation inférieure à celle qui correspond à la puissance maximale du moteur.

La puissance absorbée par l'hélice doit correspondre à celle fournie par le moteur pour donner le point de fonctionnement au point fixe et, la traction doit être suffisante pour permettre le décollage de l'avion.

III-5-4-LES INFLUENCES DU PAS SUR LA PUISSANCE ET LE REGIME DU MOTEUR :

Exemple : 100% représente le petit pas, qui aspire le moins d'air permettant au moteur de tourner le plus facilement. A 95% les pales mordent plus dans l'air et il faut plus de puissance pour faire tourner le moteur au même régime. A 95% de pas et 2800 t/mn, l'avion ira plus vite qu'avec un pas de 100% et le même régime de 2800 t/mn .

La quantité d'air aspirable par l'hélice dépend de la puissance du moteur. Sur certains avions, à plein gaz et pas à 100% le moteur dépassera le nombre de tours/minutes admissible. C'est ce qu'on appelle la survitesse de l'hélice, ou sursrégime du moteur.

Chaque avion a un régime maximum admissible, ou régime de combat. Tout dépassement, même minime, de ce régime, risque d'endommager le moteur. Les avions américains ont une ligne rouge sur le tachymètre, pour l'indiquer. De courts passages au-dessus de cette ligne sont tolérables, mais il n'est pas recommandé de s'attarder au-dessus de cette ligne. Seuls les avions américains sont équipés d'un indicateur rouge, pour les autres il faut se conformer au régime de combat recommandé.

Tous les moteurs ont une plage de puissance. Les moteurs d'avions sont conçus pour opérer à un régime constant. A bas régime le moteur a peu de puissance, tandis qu'à un régime trop élevé la puissance diminue aussi, avec le risque de l'endommager. Il faut toujours rester dans le meilleur rapport puissance/régime. Par exemple s'il est compris entre 2000 et 3000 tours, si on est en dessous l'hélice ne peut plus bénéficier de suffisamment de puissance, et au-dessus de 3000 l'avion n'ira pas plus vite, par contre le moteur vivra moins longtemps. Certains moteurs ont une plage large, entre 2000 et 3000 tours, d'autres une plage étroite, entre 2500 et 3000 tours. L'idée, pour une vitesse maximum, est de garder le régime au sommet de sa puissance. Ce pic peut être très étroit, 2700-2800 tours, alors que d'autres moteurs l'ont beaucoup plus large, 2500-3000 tours. Lorsqu'on passe de 100% à 95% puis 100% à nouveau, il faut augmenter le régime, puis le réduire si l'on veut garder le régime dans la plage optimale.

Pour atteindre la meilleure vitesse possible, il vous faudra mettre plein gaz au pas le plus faible permettant de conserver le régime max admissible.

Sur certains appareils, plein gaz au pas de 100% endommagera le moteur en raison du surrégime généré.

Sur certains avion il faudra changer souvent de pas, tant pour le combat que pour le vol simple, tandis que d'autres ne nécessiteront que peu d'ajustements.

L'analogie est possible entre le pas d'hélice et la boîte de vitesse d'une voiture, pour accélérer il faut mettre des gaz et changer de vitesse.

A l'instar d'une voiture en première, certains avions au pas de 100% atteindront le surrégime avec une vitesse relativement faible.

De la même façon qu'on passe en seconde, mettre le pas à 95% diminuera le régime et augmentera la vitesse.

Sur certains avions, il faudra au décollage mettre le pas à 75% pour éviter le surrégime à plein gaz.

Lors des piqués ou des montées, le pas doit également être ajusté pour éviter le sous ou surrégime, le sous-régime commence en dessous de la plage de puissance du moteur ; l'hélice ne recevra assez d'énergie pour propulser l'avion.

Pour conserver une vitesse constante ou maximum lors des manœuvres de combat il faut ajuster le pas en fonction de la puissance pour rester dans la plage de l'optimale.

Les avions allemands ont un système automatisé ne nécessitant pas d'ajustement manuel du pas d'hélice, il est possible de passer au manuel, sous réserve de configurer les boutons ad hoc.

Le système automatique a un temps de réponse plus long, lorsqu'on fait varier la manette des gaz, que le système de réglage manuel du pas il est possible d'obtenir un meilleur ratio puissance/pas en manuel qu'en automatique.

Les multi-moteurs ont la possibilité de mettre les hélices en drapeau, c'est-à-dire que les pales se mettent parallèle à l'axe de l'avion pour diminuer la traînée (C'est nécessaire lorsqu'un moteur est arrêté, ou incapable de fournir suffisamment de puissance).

La traînée engendrée par une hélice à l'arrêt peut être suffisante pour empêcher l'autre moteur de conserver l'avion en ligne de vol.

Donc lorsqu'une hélice ne tourne plus, il faut la mettre en drapeau.

CHAPITRE IV

CONCEPTION DE L'HELICE

IV- CONCEPTION DE L'HELICE :

Les hélices aériennes sont en bois ou en métal. Les hélices métalliques, autrefois très employées, sont aujourd'hui complètement abandonnées. Leur construction est rapide et économique.

Chaque pale est constituée par une aile en tôle d'aluminium de 3 à 4 millimètres d'épaisseur, courbée au marteau sur des gabarits pour lui donner la forme et le pas convenable. Cette aile est fixée par des rivets de cuivre sur un bras en acier forgé.

Les hélices métalliques présentent malheureusement des inconvénients considérables qui les ont fait abandonner, elles sont lourdes, déformables ; elles vibrent beaucoup pendant la marche, ce qui diminue leur rendement et provoque des transformations moléculaires du métal pouvant amener des ruptures.

De plus, les pales ayant une épaisseur uniforme, la face dorsale, même très bien construite, ne présente jamais le profil voulu.

Enfin, elles sont sujettes à des ruptures fréquentes sous l'action de la force centrifuge, et les débris constituent alors, à cause de leur masse, de dangereux projectiles.

A poids égal, le bois, dans le sens des fibres, résiste à la traction mieux que les meilleurs aciers ; pas de rupture à craindre par la force centrifuge.

La faible densité du bois permet de l'employer sous une plus grande épaisseur, dans laquelle on pourra aisément façonner les pales au profil donnant le meilleur rendement.

Cette épaisseur augmente en outre la résistance à la flexion et empêche l'hélice de vibrer. L'inconvénient des hélices en bois provient de leur construction longue, difficile et coûteuse.

Ces hélices en effet ne sont pas taillées dans un seul morceau, mais faites de plusieurs épaisseurs de bois superposées et collées, le sens des fibres étant contrarié pour des différentes couches, les avantages de cette pratique sont nombreux :

D'abord, elle permet de n'employer que du bois parfaitement sain, bien droit fil, qu'il serait à peu près impossible de se procurer en madriers d'une certaine épaisseur.

En second lieu, une pièce de bois d'un seul morceau travaille toujours sous l'action des agents atmosphériques ; avec plusieurs planches collées, les déformations se détruisent les unes les autres et l'ensemble ne travaille plus.

Enfin, dans un arbre, le bois est plus dense au pied qu'à la tête, en sorte que les deux pales d'une hélice d'un seul morceau ne pèsent jamais le même poids même si elles sont parfaitement identiques, pour équilibrer l'hélice, ce qui est indispensable, il faut faire une pale plus mince que l'autre.

Et maintenant, on va entamer la conception de l'hélice, pour cela on va mentionner quelques notions théoriques.

- × Une hélice est caractérisée par :
 - ↳ Son diamètre (\emptyset)
 - ↳ son pas ;
 - ↳ La puissance qu'elle absorbe à un régime donné.

X • Son diamètre

Distance entre les bouts de pale (la Palisse).

Il y a une limitation du côté du diamètre maximum possible.

Cette limitation est due à la vitesse en bout de pale qui est la somme de la vitesse de l'avion et de la vitesse linéaire en bout de pale.

Le rendement de l'hélice décroît lorsqu'on arrive vers une vitesse linéaire légèrement subsonique.

X • Son pas

C'est la quantité en mètres qu'elle avance par tour :

a) de par sa conception et sa fabrication

b) de par son déplacement en vol horizontal.

a) est le pas théorique : on va faire une hélice au pas de 1 m ;

b) est le pas pratique : on vole à 198 km/h, soit 3300 m/mn à 3600 t/mn, soit une avance par tour de :

$$3300 / 3600 = 0,91 \text{ m.}$$

On vous dirai tout de suite que pour que notre hélice ait le meilleur rendement (encore une chose sur laquelle on reviendrait) ces deux valeurs doivent se confondre.

Revenons à a) .

Une pale travaille comme une aile.

Elle a un profil donc un rapport poussée/trainée (finesse) qui en vol, doit être maximum

Mais si une aile a une vitesse uniforme sur toute l'envergure, sur une pale, elle est proportionnelle à sa distance du centre et subit la loi des carrés, c'est-à-dire à deux fois plus de distance, elle travaillera 2×2 fois plus = 4 fois.

Ceci dit pour vous faire comprendre qu'il faudra finir les pales vers les extrémités et une petite modification de diamètre changera la puissance absorbée ou à puissance égale le régime.

• La puissance absorbée

Pour doubler la puissance absorbée, il suffit d'augmenter le diamètre *de la racine carrée de 2 soit 1,4 environ.*

Mais elle est à peu près proportionnelle au pas et au cube des vitesses de rotation.

Exemple : si à 3000 t/mn, elle absorbe 34 CV,
à 3200 t/mn, ça sera $34 * (3200 / 3000)^3 = 41$ CV.

Et nous arrivons à la question du rendement qui est le rapport entre la puissance qu'elle transmet à l'avion et celle qu'elle reçoit du moteur.

Ce rendement est maximum si a) et b) se confondent et diminuera au fur et à mesure que a) s'éloignera de b), ce qui entraînera une perte dans la vitesse ; la montée et le roulement seront améliorés si a) diminue (principe des hélices à pas variable).

Rajoutons que la meilleure hélice sera celle qui donnera le nombre de tour optimal à l'arrêt, à la mise des gaz, par exemple 2950 t/mn pour un VW, 2450 t/mn pour un Lycoming 0235, et qui au maximum, à la meilleure altitude donnera le nombre de tours calculé.

IV-1-Profil de pale.

Pour des raisons de facilité de conception et de fabrication, on se sert d'un profil à intrados plat dont la finesse maximum se situe autour de 0° .

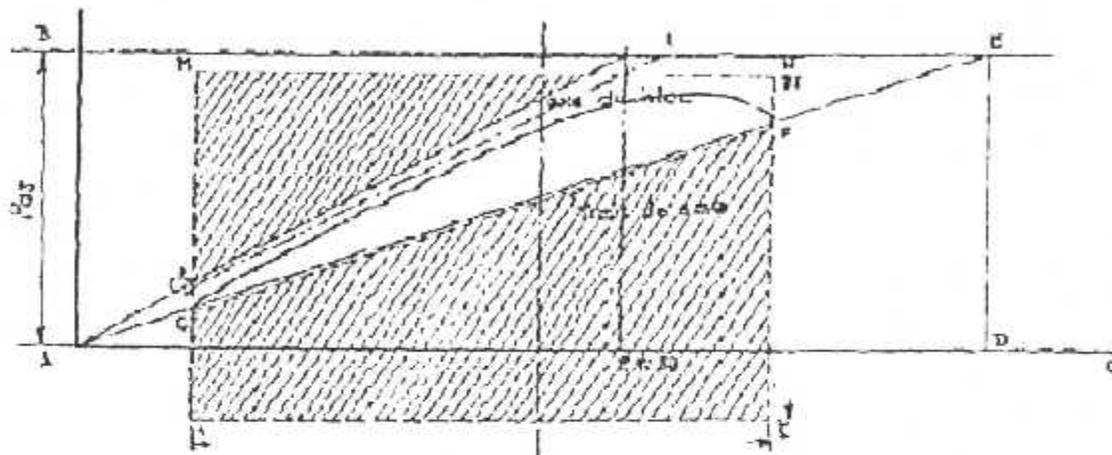


Figure (4-1) : Le traçage pour le découpage

Prendre tout profil à épaisseur maxi situé à 30 % de la corde et dont l'intrados est plat.

Concernant l'épaisseur relative, elle doit varier en fonction de la distance du moyeu, de façon très douce.

✕ IV-2-Dessin de l'hélice

Pour pouvoir réussir une hélice, il faut la dessiner.

D'abord connaître la vitesse de croisière, en la calculant, on a un moteur VW avec 60 CV fera 198 km/h (3300 m/mn) à 3600 tr/mn et une puissance de 70 % soit 42 CV.

Pas théorique de l'hélice : $3300 / 3600 = 0,91$ m
 et notre diamètre est de 1,17 m.

On va tracer la pente de notre pas tous les 10 cm sur chaque pale à partir de 20 cm du centre, soit 20, 30, 40, 50, 58.5 cm.

Sur du papier, on a tracé la (figure 4-1), 2 droites AB et AC.

Sur AB, portons le pas 91 cm.

Traçons BE parallèle à AC, sur AC on met la distance que parcourent les points 20, 30, etc. par tour, soit $2\pi \cdot 20$, $2\pi \cdot 30$, etc. ($\pi = 3,14$).

De ces points on élève des parallèles à AB.

Exemple sur (figure 4-1) $2\pi \cdot 40$. DE parallèle à AB, AE est la pente du profil.

Dans du contre-plaqué ou autre on fait un gabarit AED (on appelle α , ou angle de pas, EAD)

On peut calculer pour un pas donné toutes les tangentes de l'angle α , c'est-à-dire ED / AD, ce qui aboutit à un autre mode de traçage, si on connaît les tangentes, par exemple tous les 10cm.

La formule de l'angle de pale est simple :

$$\alpha \text{ en degrés} = [90^\circ - \text{Arctg} (E . 2 \Pi / P)]$$

Où : E est l'éloignement de la corde considérée du centre de l'hélice

Et : P le pas de l'hélice, le tout en cm.

Notre pas est de 91 cm, alors :

E (cm)	α (en degrés)	tg α
10	55,37	1,44
20	35,91	0,72
30	25,77	0,48
40	19,9	0,36
50	16,15	0,29
58,5	13,9	0,25

Et : $ED = AD \times \text{tg} (\alpha)$. Ne pas oublier.

Le plateau porte hélice du VW étant de diamètre 150 mm, cette valeur sera celle de la largeur de notre pale.



Figure (4-2) : Le dessin de l'hélice

Quant à l'épaisseur, nous verrons que 80 mm est suffisant.

On commencera d'un parallélépipède rectangle de 1,17 m X 150 mm X 80 mm, La figure (4-2) représente la forme en plan de cette hélice et on voit qu'à 40 cm nous devons inclure notre profil dans une section de 80cm X 80mm car le bord d'attaque part tangent du cercle 150 mm pour arriver en ligne droite à 4 cm en avant de l'axe de bloc.

Cela ne donne peut-être pas une forme très esthétique mais c'est facilement réalisable.

Donc, à 40 cm, FG est la pente inscrite dans ABCD (figure 4-3), dans tous les tracés, F sera à 20 mm de A et sera matérialisé par la jonction de la planche 1 à la planche 2 .

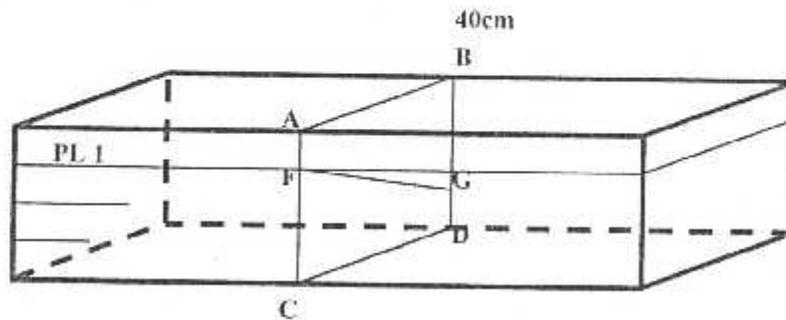


Figure (4-3) : Le collage des planches

IV-3-Réalisation

On a utilisé le bois rouge (1^{er} choix) bien droit.

On débite avec 4 planches de 1,17 m X 15,5 cm et 20 mm d'épaisseur, on les colle entre elles avec beaucoup de soins en utilisant une colle de type époxy bi-composante (résine + durcisseur), les époxy sont indispensables pour la stratification à la fibre de verre, tête bêche si elles sont sorties du même bloc.

On serre l'ensemble après une surface bien plane (marbre d'ajusteur, tablier de scie à ruban, etc.), on rabote les cotés pour ramener la largeur à 15 cm.

On choisit et on marque une face sup. et une face inf.

On trace le bord d'attaque AB (figure 4-2), on scie le bois inutile et ensuite on rabote.

En partant de AC et tous les 10 cm, on trace des traits perpendiculaires à l'axe et faisant le tour du bloc ABCD (figure 4-3 à 40 cm).

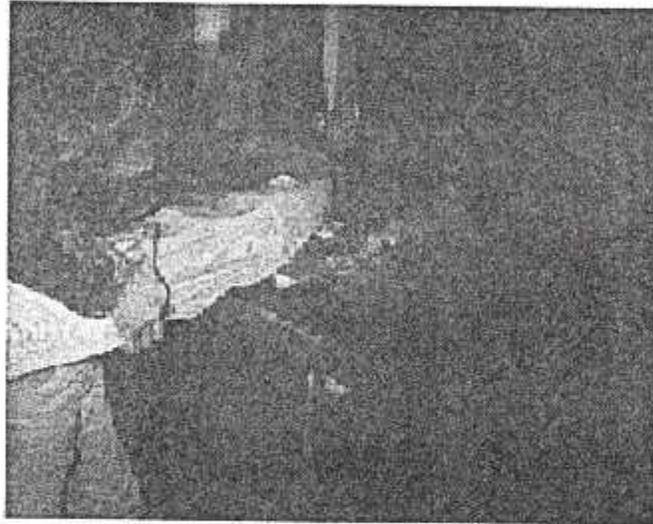
On peut tracer d'ores et déjà FG (figures 4-1 et 4-3), F étant à la jonction de la planche 1 avec la planche 2, G étant sur la face arrière et déterminé en hauteur (figure 4-1) dans la section HMNI.(G varie suivant l'angle α).

Tous les tracés étant déterminés de 20 cm et au-delà, on scie jusqu'à 1 mm de FG et on fais sauter le bois inutile FGHI, et avec un rabot courbe, une râpe, etc.(voir photo 1) .

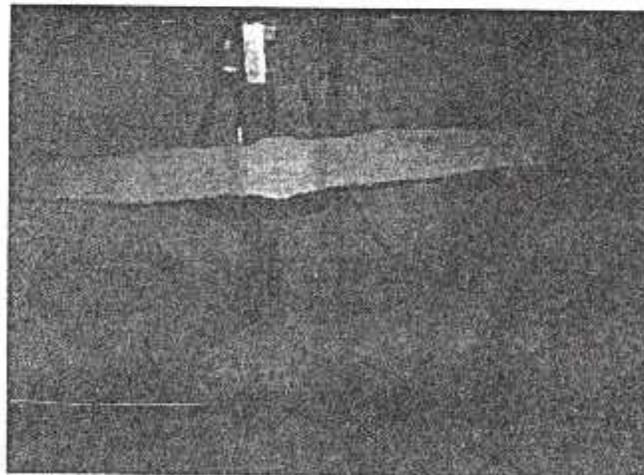
On relie parfaitement tous ces repères, il faut se servir des gabarits en contre-plaqué pour avoir des pentes exactes et surtout symétriques (il faut placer notre bloc sur une surface rigoureusement plane), nos intrados sont terminés.

On laisse pour l'instant la partie comprise de 0 à 20 cm.

Pour ce qui est de la forme du bord de fuite vue plan, on laisse la largeur du bloc de 20 à 40 cm et on fait une belle courbe pour arriver à 6 cm de profondeur en bout de pale(suivant la photo 2).



(PHOTO 1) : Le découpage après le traçage



(PHOTO 2) : Les courbes des bords d'attaque et de fuite

Maintenant l'extrados.

Il faut se débarrasser du bois inutile KLM.

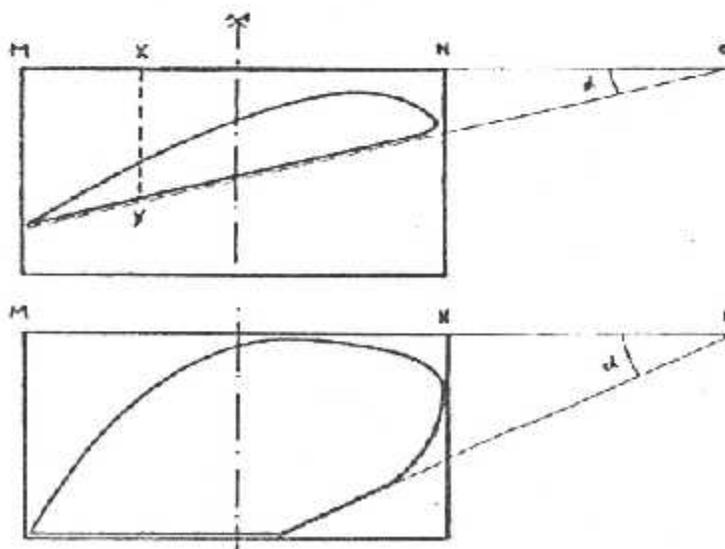
Il nous faut tout d'abord calculer les épaisseurs de nos profils tous les 10 cm de façon à avoir une augmentation régulière de l'épaisseur de pale qui peut aller de 6 mm en bout à 18-20 mm à 20 cm.

On dessine les extrados sur du contre-plaqué, on découpe, ça servira comme gabarit (Ciseau à bois, râpe, papier de verre).

Pour la symétrie revenons à la figure (4-1) : on prolonge NM à droite, MN coupe AE en O, la distance NO doit faire entre 28 et 30 mm.

On trace tous les angles à partir de O et tous les profils vont s'inscrire gentiment dans le bloc hélice sans problème, tels que on le représente sur la figure (4-4).

Figure (4-4) : Les angles et les profils



On fait pour la tangente $AD = MO$ et $ED = MG$; or $ED / AD = MG / MO = \text{tg } \alpha$.

Pour tracer facilement α , il suffit de faire $OX = 10 \text{ cm}$

XY représente alors la tangente.

Si on prend le tableau précédent XY fera, dans l'ordre croissant :

E (cm)	α (en degrés)	$\text{tg } \alpha$	$XY(\text{en cm})$
10	55,37	1,44	14,4
20	35,91	0,72	7,2
30	25,77	0,48	4,8
40	19,9	0,36	3,6
50	16,15	0,29	2,9
58,5	13,9	0,25	2,5

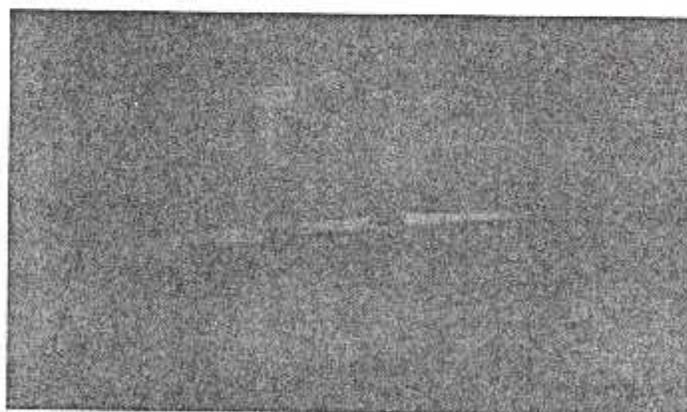
Cette méthode est plus précise que celle qui consisterait à utiliser un rapporteur, il faut soigner l'arrondi du bord d'attaque.

Reste la partie centrale.

Notre profil plat deviendra progressivement biconvexe (voir photo 3&4).

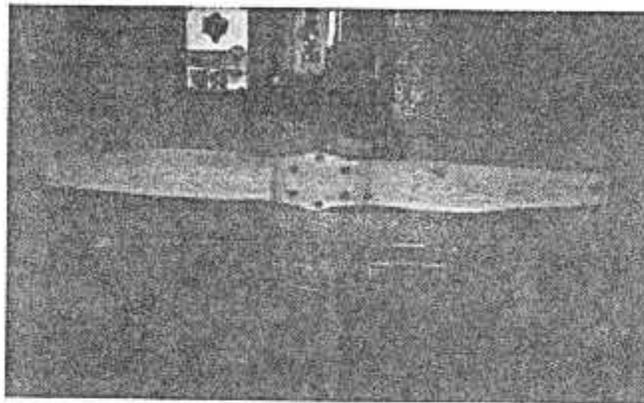


(PHOTO 3) : *Le ponçage des intrados*

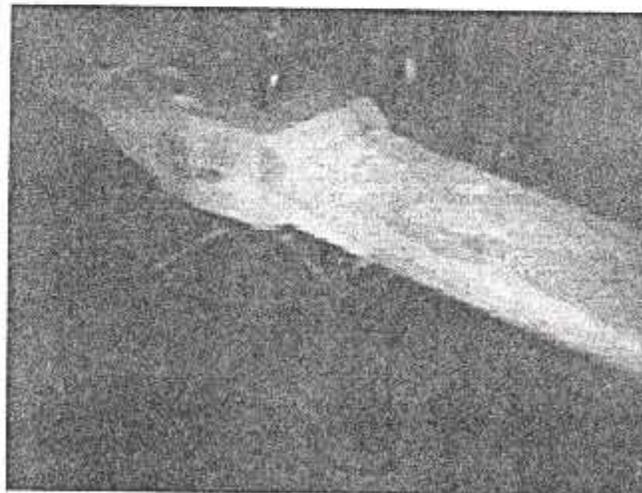


(PHOTO 4) : *Le profil de la pale*

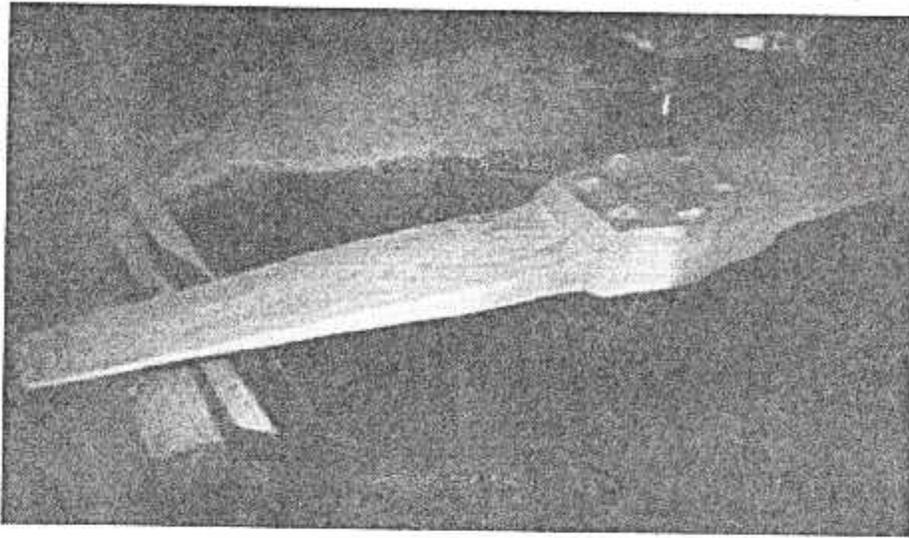
Avec une scie à métaux, on fait un trait de scie qui servira de base de départ pour tous les tracés et le perçage des trous de fixation avec le plateau porte hélice comme gabarit, le perçage s'effectue avec une perceuse fixe pour les six trous de fixation de l'hélice (voir photo 5 & 6), mais le trou d'axe de l'hélice s'effectue à l'aide d'une fraiseuse (voir photo 7 & 8).



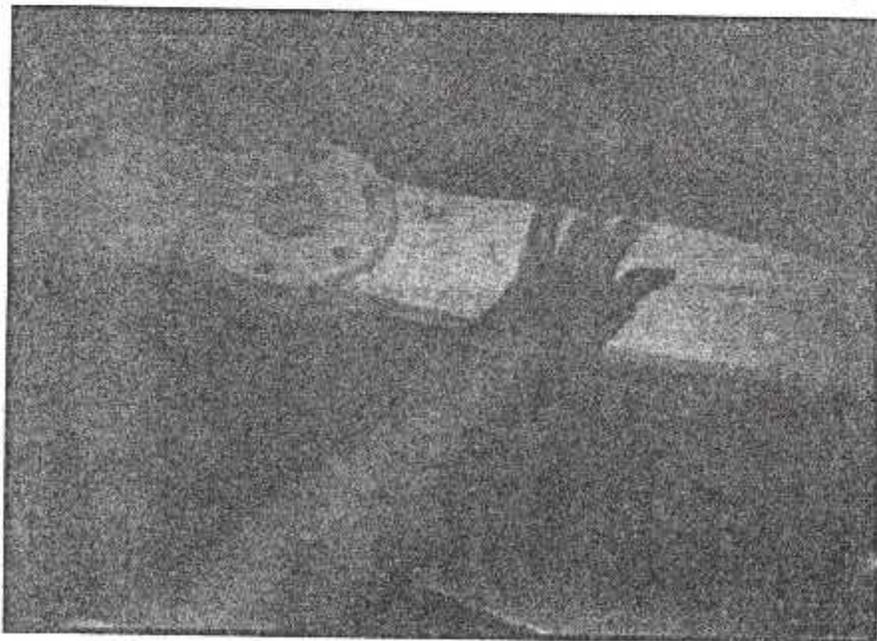
(PHOTO 5) : *L'hélice avant le perçage*



(PHOTO 6) : *Le perçage de l'hélice*



(PHOTO 7) : L'hélice après le perçage et avant le fraisage



(PHOTO 8) : L'hélice après le fraisage

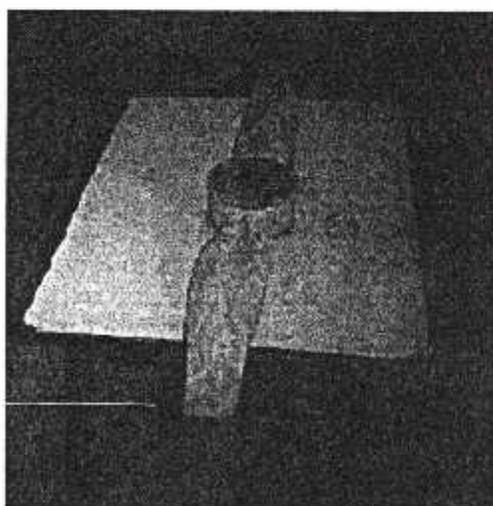
IV-4-L'équilibrage

Les deux pales doivent avoir rigoureusement le même poids. Pour s'en assurer on a enfilé l'hélice sur un axe horizontal reposant sur des roulements à billes ; l'hélice est placée horizontalement, puis verticalement, en équilibre dans ces deux positions, en enlevant un peu de bois par grattage à la pale la plus lourde jusqu'à équilibrage parfait.

La sensibilité de la machine est de un gramme environ. Les deux pales de l'hélice ont donc le même poids à un gramme près. Mais on a eu un problème à trouver cette machine équilibrante, alors on a imaginé un petit dispositif pour l'équilibrage récupérer d'une machine de plastique et on a effectué l'équilibrage avec succès.

L'hélice est enfin vernie au vernis gras (vernis marin), qui résiste mieux à l'action de l'huile du moteur, et équilibrée une dernière fois en ajoutant un peu de vernis à la pale la plus légère.

Et voilà l'hélice prête pour le montage sur le moteur destiné pour elle (photo 9).



(PHOTO 9) :L'hélice après l'équilibrage

CONCLUSION

CONCLUSION

Sous la voic de cette étude expérimentale nous avons essayé de connaître et de concevoir l'un des éléments clés et fétiche du moteur, moto-propulseur en particulier, c'est l'hélice en bois à pas fixe, et nous avons démontré les efforts et les forces agissants sur cette dernière ainsi que sa relation avec le moteur.

L'hélice en bois se distingue par rapport aux autres hélices en aciers par :

- A poids égal, le bois, dans le sens des fibres, résiste à la traction mieux que les meilleurs aciers ; pas de rupture à craindre par la force centrifuge.
- La faible densité du bois permet de l'employer sous une grande épaisseur, dans laquelle on pourra aisément façonner les pales au profil donnant le meilleur rendement.
- Cette épaisseur augmente en outre la résistance à la flexion et empêche l'hélice de vibrer.

Mais malheureusement les hélices en bois à pas fixe particulièrement sont en voie de disparition, premièrement à cause du développement, et deuxièmement à cause de leur inconvénient majeur qui provient de leur construction longue, difficile et coûteuse. Pour cela, elles ont laissé la place aux hélices en matière composite, chaque début a sa fin.

En fin, nous souhaitons que cette expérience serve comme guide pour les mordus de cette invention qui est l'hélice, ainsi que pour les étudiants d'Aéronautique qui sont en phase terminale de leur parcours.

NOTATIONS

T_R	: Traction totale	(Newton)
Q	: Couple	(m.Newton)
η	: Rendement global	
D	: Diamètre de l'hélice	(mètre)
V	: Vitesse d'avancement	(m/s)
N	: Nombre de tours par seconde de l'hélice	(trs/s)
M	: Nombre de Mach	
P_{abs}	: Puissance absorbée par l'hélice	($m^2.N/S$)
C_s	: Consommation spécifique	(gr/ch/h)
P_m	: Puissance moteur	(Ch) ou (kW)
ω	: Vitesse de rotation	(m/s)
ρ	: Masse volumique	(m^3/kg)

PRINCIPAUX SYMBOLES UTILISES

ABREVIATION	SIGNIFICATION
C.P	Centre de poussée
C_r	Coefficient unitaire de la force résultante aérodynamique
C_x	Coefficient unitaire de traînée
C_z	Coefficient unitaire de portance
R ou FR	Force aérodynamique résultante appliquée à un profil de pale
F_x	Traînée
F_z	Portance
P_0	Pression atmosphérique
V_R	Vitesse du vent relatif
U	Vitesse tangentielle d'une pale
W	Vitesse aérodynamique
S	Surface du corps
r	Rayon de l'hélice
α	Angle d'inclinaison du profil
β	Angle de la direction de W avec le plan
θ	Angle de calage
Γ	La circulation dans la section considéré
i	Angle d'incidence
A	Bord d'attaque
B	Bord de fuite
e	Epaisseur du profil

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUE

1. THEORIE ELEMENTAIRE DE L'HELICOPTERE , ROGER RALETZ.
EDITION 1983.
2. ADAPTATION D'UNE HELICE A PAS FIXE. EDITION 1994.
3. L'HELICE D'ADER , PIERRE LISSARRAGUE, PEGASE N°52
DECEMBRE 1988.
4. FAIS TON HELICE , R.JUNQUA, DIMANCHE 12 DECEMBRE 2004 ,
ARTICLE N°133

Les sites web :

www.Hamilton.com

www.Encarta.fr