

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE  
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA  
RECHERCHE SCIENTIFIQUE  
UNIVERSITE SAAD DAHLAB BLIDA  
Institut d'aéronautique de BLIDA



MEMOIRE DE FIN D'ETUDE POUR L'OBTENTION DU  
DIPLOME D.E.U.A EN AERONAUTIQUE  
OPTION : STRUCTURE



Proposée par :

M<sup>r</sup> AISSANI Mouloud  
M<sup>r</sup> SETTOUF Mohamed

Présentée par :

M<sup>r</sup> BENDJEMAI Mokhtar

ANNEE UNIVERSITAIRE : 2002/2003

## Dédicace



*Je dédie ce modeste travail a ma mère et mon père qui ne cessent de faire leur possible pour nous offrir le bonheur, la joie et l'esprit de la miséricorde.*

*Je le dédie aussi a mes frères et ma sœur qui m'ont entouré de tendresse et m'ont offert de l'aide.*

*Sans oublier mes grands pères et ma grande mère que DIEU aie leurs ames, que je prie toujours notre DIEU des les pardonner et qu'il seront au paradis. Mon promoteur, copromoteur et tout les amis que j'ai connu.*

*Mokhtar*

## REMERCIEMENT

*Je remercie le DIEU qui béni tout nos travaux et je remercie mes très chers parents, mes frères et ma sœur , mon promoteur Mr AISSANI, mon copromoteur Mr SETTOUF, les membres de jurys ainsi que les personnels de notre établissement, qui veillent a notre service.*

*Je remercie encore tout les étudiants, en particulier, Mrs : SELAMI Rabah, LAAMAYD Kaddour, KERMAH Kamel et YUBI Boumediene. Sans oublier ceux qui nous aident de près ou de loin.*

## Résumé

*Notre travail consiste à la réalisation d'une aile d'avion léger de reconnaissance appartenant à la famille des drones. Les matières utilisées sont le bois, l'aluminium et le nylon ainsi que les rivets et la colle pour l'assemblage. Avant de commencer la réalisation pratique, nous avons procédé à la vérification et la validation des données prélevées du cahier de charge qu'on dispose suivant la norme FAR23. Le système de commande est présenté de notre choix.*

## Summary

*Our work consists with the realization of a wing of light plane of recognition belonging to the family of the drones. The matters used are wood, aluminium and nylon as well as the rivets and the adhesive for the assembly. Before beginning the practical realization, we carried out the checking and the validation of the taken data of the specifications which one lays out in accordance with standard FAR23. The control device is presented of our choice.*

# SOMMAIRE

INTRODUCTION.....	1
<b>CHAPITRE I: " DEFINITIONS RELATIVES A LA VOILURE"</b>	
I-1 INTRODUCTION.....	2
I-2 FORME EN PLAN D'AILE .....	2
I-2-1 Paramètres.....	2
I-2-2 Différentes formes.....	4
I-3 FORMES FRONTALES.....	5
I-3-1 Paramètres.....	6
I-4 FORME DE PROFIL D'AILE.....	6
I-4-1 Paramètres de profil.....	7
I-4-2 Différentes formes de profil.....	9
I-5 COMPOSANTES.....	10
I-6 CHOIX DES AILES.....	14
I-6-1 introduction.....	14
I-6-2 Critères de choix de la voilure.....	14
<b>CHAPITRE II: "CARACTERISTIQUES MECANIQUES ET AERODYNAMIQUES DE LA VOILURE"</b>	
II-1 CARACTERISTIQUES MECANIQUES:.....	16
II-1-1 charges appliquées à la voilure:.....	16
II-1-2 Charges appliquées au model à réaliser:.....	16
II-1-3 Calcul des contraintes:.....	17
II-2 CARACTERISTIQUES AERODYNAMIQUES.....	18
<b>CHAPITRE III: CHOIX ET DIMENSIONNEMENT NORMALISE"</b>	
III-1 CHOIX DE LA VOILURE ET DE LA MATIERE:.....	22
III-2 DIMENSIONNEMENT NORMALISE:.....	22
III-3 CENTRAGE ET EQUILIBRAGE:.....	27
<b>CHAPITRE IV: "REALISATION PRATIQUE DU MODEL"</b>	
IV-1 APPLICATION DES DIMENSIONS.....	28
IV-1-1 Vérification et validation des données.....	28
IV-2 FABRICATION.....	30
IV-3 Montage.....	31
<b>CHAPITRE V: "MANIABILITE ET COMMANDES DE VOL"</b>	
V-1 STABILITE ET MANIABILITE.....	37
V-1-1 La stabilité.....	37
V-1-2 La maniabilité.....	38
V-2 COMMANDES DE VOL.....	39
V-2-1 Gouvernes.....	40
V-2-2 Compensateurs.....	40

V-2-3 Assistance.....	44
V-2-4 Synthèse.....	48
V-3 LE SYSTEME A REALISER.....	49
V-3-1 Tringlerie.....	49
V-3-2 Les guignols.....	49
V-3-3 Boulons d'assemblage.....	50
V-3-4 Servocommande électrique.....	50
CONCLUSION.....	53
BIBLIOGRAPHIE.	
ANNEXE A : Profil NACA 23012.....	54
ANNEXE B : Matériaux aéronautique.....	57
ANNEXE D : Procédé d'assemblage.....	60
ANNEXE C : FAR25.....	65

## *LISTE DES SYMBOLES*

b : Envergure de l'aile  
S : Surface de l'aile  
C<sub>m</sub> : corda moyenne de profil  
MAC : Corde moyenne aérodynamique  
 $\lambda$  : Allongement  
E<sub>f</sub> : Effilement  
C<sub>r</sub> : Corde d'implanture  
C<sub>t</sub> : Corde d'extrémité  
 $\Phi$  : Inclinaisons du virage  
L<sub>m</sub> : Ligne moyenne  
r : Rayon du cercle de bord d'attaque  
N<sub>za</sub> : Composante longitudinale du facteur de charge  
F<sub>c</sub> : force centrifuge  
 $\delta x$  : Contrainte  
M<sub>z</sub> : Moment de flexion suivant OX  
I<sub>z</sub> : Moment d'inertie  
S<sub>s</sub> : Section de la semelle  
 $\tau$  : Contrainte de cisaillement  
T<sub>y</sub> : Effort tranchant suivant OY  
X<sub>p</sub> : Position du centre de poussée  
C<sub>mo</sub> : Coefficient du moment au bord d'attaque  
C<sub>z</sub> : Coefficient de portance  
C<sub>x</sub> : Coefficient de traînée  
C<sub>xi</sub> : Coefficient de traînée induite  
X<sub>f</sub> : Position du foyer de profil  
 $\rho$  : Masse volumique de l'air  
f : La finesse de l'aile  
P<sub>to</sub> : Puissance au décollage  
(W/P)<sub>to</sub> : Rapport masse puissance  
(W/S)<sub>to</sub> : Charge alaire au décollage  
V<sub>d</sub> : Vitesse de décrochage  
W<sub>to</sub> : Masse au décollage  
TOP23 : (Take Off Parameter) paramètre de décollage pour le FAR23  
D<sub>to</sub> : Longueur de piste de décollage  
D<sub>r</sub> : Distance de roulage  
D : Distance totale d'atterrissage  
D<sub>p</sub> : Longueur de piste d'atterrissage

## TABLE DES UNITES

<b>Quantité</b> \ <b>Norme</b>	<b>ISO</b>	<b>USA</b>
<b>Distance</b>	1m	3.33ft
<b>Masse</b>	1kg	2.204lbs
<b>Vitesse</b>	1m/s	3.33fps
<b>Puissance</b>	735w	1hp
<b>Charge alaire</b>	1kg/m <sup>2</sup>	2.204 10 <sup>-3</sup> psf

Ft: pied

Lbs: livres

Fps : pied/seconde

Hp : chevaux

Psf : pound/pied<sup>2</sup>



## INTRODUCTION :

Dès l'existence de l'humanité, l'homme a rêvé de voler et d'atteindre le ciel, comme un oiseau. Plusieurs tentatives échouées pendant des siècles, on mis au point, les fameuses théories qui régissent le vol. Le ballon (la montgolfière), le dirigeable et le planeur ont été le premier pas dans le monde des avions.

Après que les frères WRIGHT ont fait voler le premier avion, les portes s'ouvraient pour plusieurs inventeurs qui ont mis au point l'avion moderne.

L'avion est un engin volant, d'une masse ultra lourde que l'air, propulsé par des propulseurs à grande puissance. Il se construit d'un fuselage, des ailes, des empennages, des propulseurs et atterrisseurs. Pour que cet engin puisse voler, il lui fut une force de sustentation, cette force d'origine aérodynamique, satisfaite à la notion de vol, est induite par la différence de pression créée dans l'air. En parlant de cette dernière, c'est la voilure par sa forme de profil, qui joue ce rôle ; donc elle est l'élément principal qui assure la sustentation de l'avion en vol. En plus, elle supporte la structure entière de l'avion et subit à des différentes contraintes, au sol ou en vol, ce qui a poussé les constructeurs à développer sa forme et sa structure.

Dans notre modeste travail, nous allons citer, dans les premiers chapitres, les caractéristiques de l'aile ainsi que les contraintes appliquées. Puis, nous présenterons dans le troisième et le quatrième chapitre les procédés de dimensionnement normalisé selon le FAR23 et les données exigées par le cahier de charge qu'on dispose, pour la réalisation d'un modèle ultra léger. Ainsi que les procédés de fabrication et de montage sont montrés.

Pour les commandes de vol et leur traitement sont détaillées dans le chapitre cinq. Par la suite nous allons procéder à la construction de l'aile de notre modèle, ce qui est l'objet final de notre projet.

En fin, nous allons compléter notre document par des annexes, qui concernent les caractéristiques du profil utilisé, les matériaux et les méthodes d'assemblage utilisées en aéronautique, qui clôtureront notre travail.

# CHAPITRE I

**I-1 INTRODUCTION:**

L'aile est l'élément qui assure la force de sustentation qui maintient l'avion dans l'air, en vol. Cette force, induite par la translation de l'aile dans l'air ambiant, est liée à sa forme géométrique dont nous allons parler. En plus, elle supporte la charge entière de l'engin grâce à sa structure interne.

Durant l'évolution aéronautique, l'aile a subi plusieurs changements géométriques et structuraux, afin de mener au point une aile très rentable.

Dans ce chapitre, nous allons parler des critères géométriques et structuraux telles que la forme frontale de l'aile, la forme en plan et celle de profil, ainsi que des composantes, et enfin on montre le choix des voilures.

**I-2 FORME EN PLAN DE L'AILE:**

La voilure, dans le but de s'adapter à des phénomènes aérodynamiques, prend plusieurs formes en plan horizontal.

**I-2-a Paramètres:**

La forme en plan d'une voilure a plusieurs paramètres telles que :

**1 L'envergure : 'b'**

C'est la longueur comprise entre les deux extrémités de la voilure, perpendiculaire à l'axe longitudinal de l'avion.

**2 La surface de référence : 'S'**

Par convention, la surface de référence d'un avion est la surface des ailes projetée sur le plan horizontal.

**3 La corde moyenne : 'C<sub>m</sub>'**

C'est le rapport entre la surface de référence et l'envergure. En général, autre que l'aile rectangulaire, la corde d'emplanture est plus grande que celle de l'extrémité.

Elle est donnée par la relation suivante :

$$C_m = S/b$$

**4 Le MAC: (Mean Aerodynamic Chord)**

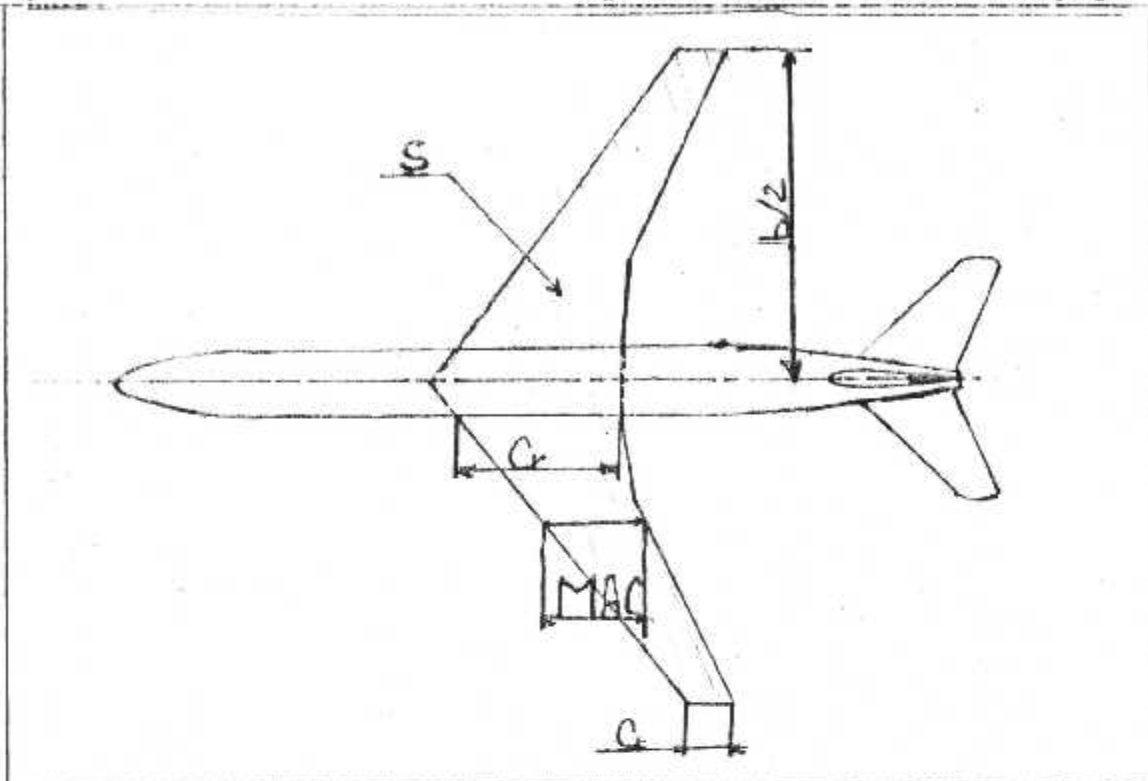
C'est la corde moyenne géométrique, il est donné par rapport à un point de référence pour un type d'avion donné par le constructeur.

Nous verrons que la position du centre de gravité de l'avion est exprimée en pourcentage du MAC. Il est donné par la relation :

$$MAC = (2/S) \int_0^{b/2} c^2 dy$$

Pour les ailes droites effilées, cette équation peut être évaluée pour donner : [ref.5b page 97]

$$MAC = (2/S) C_r \left[ \frac{e f^2 + e f + 1}{e f + 1} \right]$$



**Figure (I-1-a) :** dimensions en plan de l'aile.

### 5 L'allongement : ' $\lambda$ '

C'est le rapport entre l'envergure et la corde moyenne, il est donné par la relation suivante :

$$\lambda = b / C_m \text{ et } S = b * C \Leftrightarrow \lambda = b^2 / S$$

Cette grandeur sans dimension, joue aussi un rôle dans le calcul de la traînée induite.

### 6 L'effilement : ' $ef$ '

C'est le rapport entre la corde de l'extrémité et la corde de l'emplanture, en général, il est inférieur à « 1 ».

Il est exprimé par la relation suivante :

$$ef = (C_r / C_t)$$

L'épaisseur varie de l'emplanture à l'extrémité.

$C_r$  : la corde de l'emplanture.

$C_t$  : la corde de l'extrémité.

### 7 La flèche : ' $\psi$ '

C'est l'angle compris entre une perpendiculaire à l'axe de la voilure et le bord d'attaque, le bord de fuite ou la ligne des 25% de la corde à l'option du constructeur.

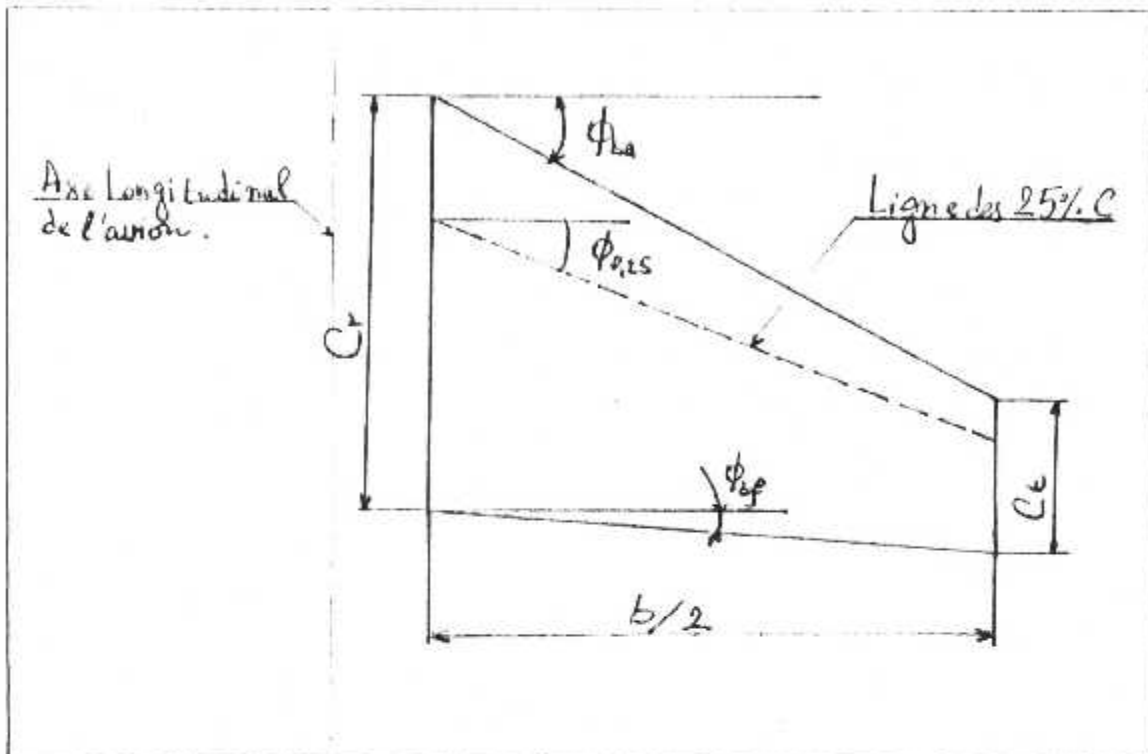


Figure (I-1-b) : dimensions en plan de l'aile.

### I-2-b Différents formes :

#### **1 Forme rectangulaire :**

C'est une forme classique, la corde est constante tout le long de la voilure. On peut dire que l'ail est cylindrique. [ref :2. page12]

#### **2 Forme trapézoïdale :**

Dans cette construction, on remarque que la corde de profil est variable tout le long de l'envergure formant un trapèze, d'où, nous avons deux cordes ; celles de l'emplanture et de l'extrémité.

Elle se trouve sous deux formes, droite et inclinée (flèche de bord de fuite).

#### **3 Forme triangulaire :**

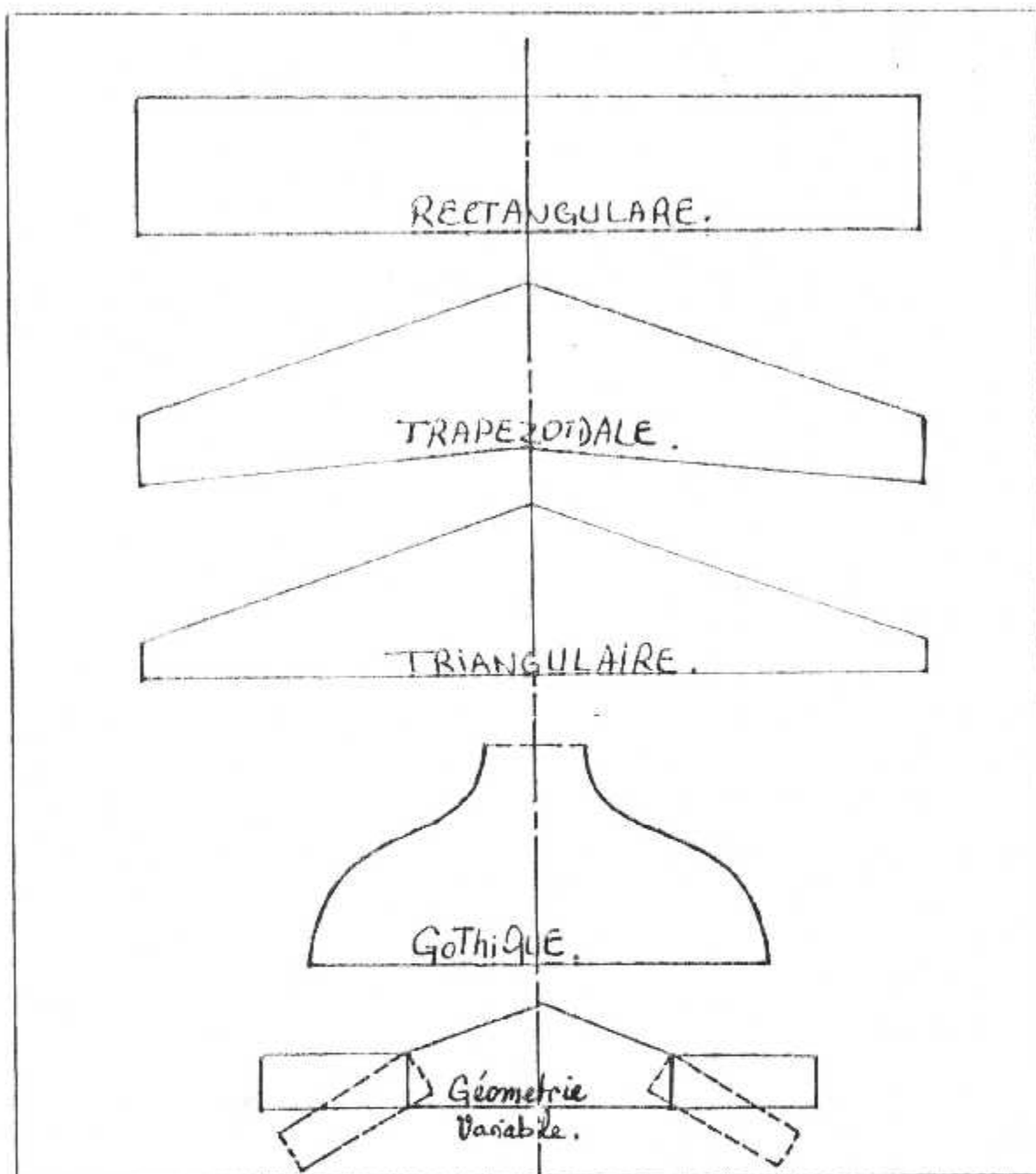
Elle est identique à la précédente, sauf que la corde d'extrémité est très petite.

#### **4 Forme gothique :**

Elle est triangulaire d'une forme spécifique, son extrémité est arrondie de sorte qu'elle ne soit pas prismatique.

#### **5 Forme à géométrie variable :**

La forme est variable, la flèche, l'aire et l'envergure.



**Figure (I-2) :** forme des ailes.

### **I-3 FORME FRONTALE :**

Les ailes se différencient selon leur position sur le fuselage, il y a la position haute, basse et médiane.

Elles sont aussi définies par le dièdre. C'est un angle que fait le plan d'une aile avec le plan horizontal. Le dièdre peut avoir deux valeurs, soit négative quand l'aile est dirigée vers le bas et vice versa.

Il y a aussi des ailes vrillées, c'est à dire que chaque profil fait un angle avec son précédent.

**I-3-a Paramètres:****1 Position de fixation :**

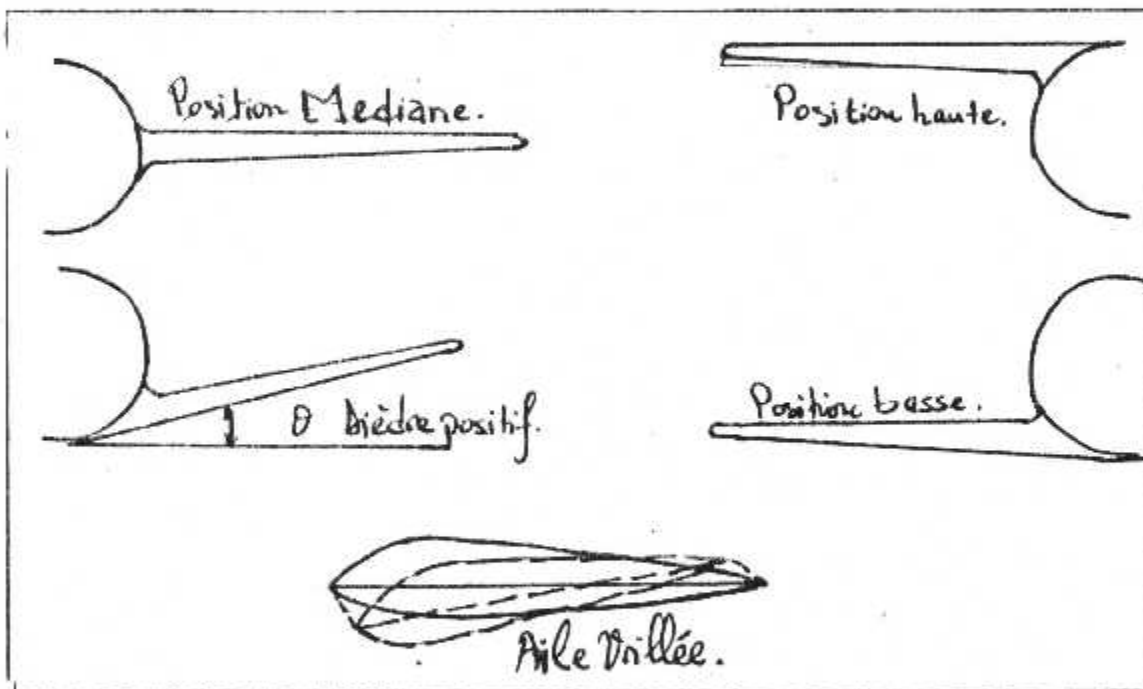
Selon le type d'avion et de mission, l'aile a trois positions de fixation sur le fuselage, que sa soit médiane, haute ou basse.

**2 Dièdre :**

C'est l'angle que fait le plan de l'aile avec le plan de symétrie de l'avion. Il est compté positif vers le haut.

**3 Le vrillage :**

L'aile, suivant l'envergure, peut avoir une succession de profils qui sont différents l'un de l'autre. Il existe deux types de vrillage, géométrique et aérodynamique.



**Figure (I-3) :** paramètres frontaux de l'aile.

**I-4 PROFIL :**

C'est la section d'une aile suivant le plan parallèle au plan de symétrie de l'avion.

En faite, une aile, suivant sa longueur, peut prendre plusieurs formes de profils qui s'évoluent en succession.

On peut également connaître, dans un profil, les parties suivantes :

- Bord d'attaque : C'est la partie la plus avant du profil, il est conçu pour affronter l'air et lui faciliter l'écoulement.
- Bord de fuite : C'est la partie la plus arrière du profil, où l'air s'échappe.

- Intrados : C'est la face inférieure du profil, généralement moins courbée que l'extrados.
- Extrados : C'est la face supérieure du profil.

Le profil d'aile a plusieurs paramètres qui l'identifient et définissent son rôle :

#### **I-4-a Paramètres de profil :**

##### **1 La corde de profil : 'C'**

C'est la droite liant l'extrémité du bord d'attaque à celle du bord de fuite, elle est appelée aussi la profondeur. [ref :9 p8 ]

##### **2 La ligne moyenne : 'L<sub>m</sub>'**

C'est la ligne joignant les milieux des segments perpendiculaires en chaque point de la corde. Cette ligne est appelée aussi l'ossature.

Si le profil est symétrique, la ligne moyenne et la corde sont confondues évidemment.

##### **3 L'épaisseur maximale : 'E<sub>p</sub>'**

C'est la distance maximale entre l'extrados et l'intrados du profil, perpendiculaire à la corde.

Son abscisse est comptée en pourcentage de la corde.

##### **4 L'épaisseur relative : 'E%'**

C'est le rapport entre l'épaisseur maximale et la corde, exprimé en pourcentage de la corde. Elle sert à classer les profils.

Si l'épaisseur atteint les valeurs suivantes :

<6% : profil mince.

6<E<12% : profil semi épais.

>12% : profil épais.

##### **5 La flèche maximale : 'F<sub>max</sub>'**

C'est la distance maximale entre la ligne moyenne et la corde de profil.

##### **6 La courbure relative : 'C%'**

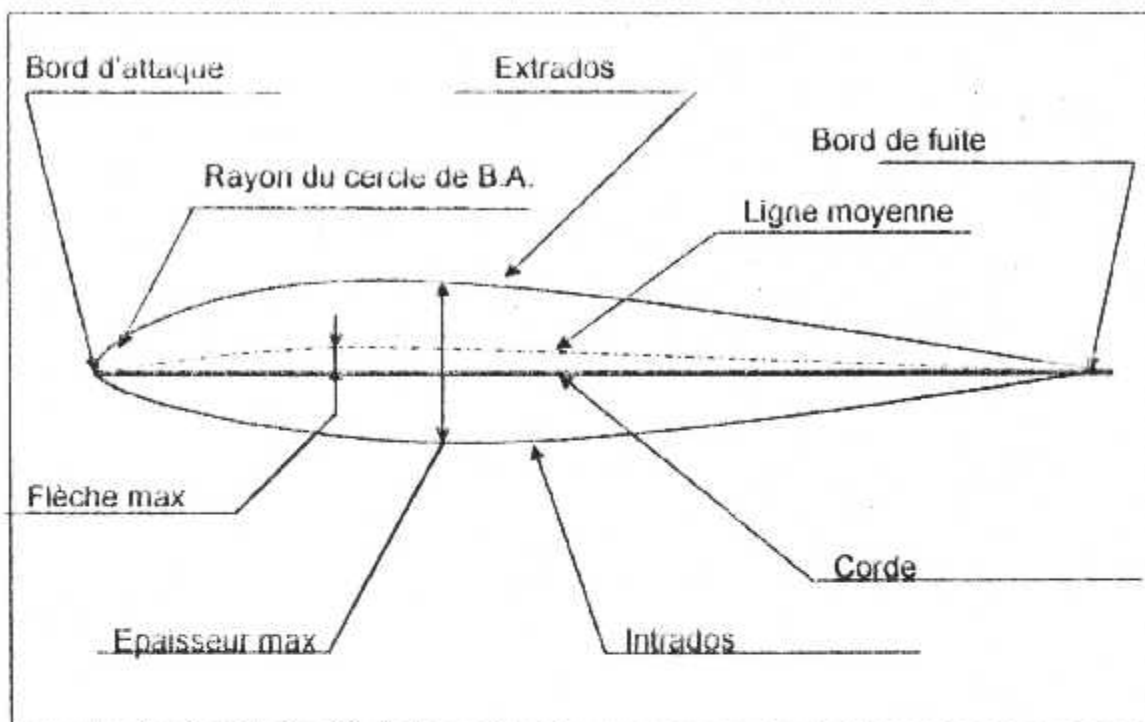
C'est le rapport entre la flèche maximale et la corde de profil, exprimée en pourcentage de la corde.

Si le profil est symétrique, la flèche est nulle aussi que la courbure relative.

##### **7 Rayon du cercle de bord d'attaque : 'r'**

C'est le rayon du cercle qui forme le bord d'attaque, appelé cercle sur osculateur.





**Figure (I-4) :** paramètres de profil.

#### 8 Angle de calage : ' $\beta$ '

C'est l'angle formé par la corde de profil et l'axe longitudinal de l'avion. Il peut être variable tout le long de la voilure. (Vue de côté)  
Il correspond à l'incidence de croisière, ce qui permet au fuselage d'être parallèle avec le vent relatif dans cette phase de vol (trainée très faible).

#### 9 Angle d'incidence : ' $\alpha$ '

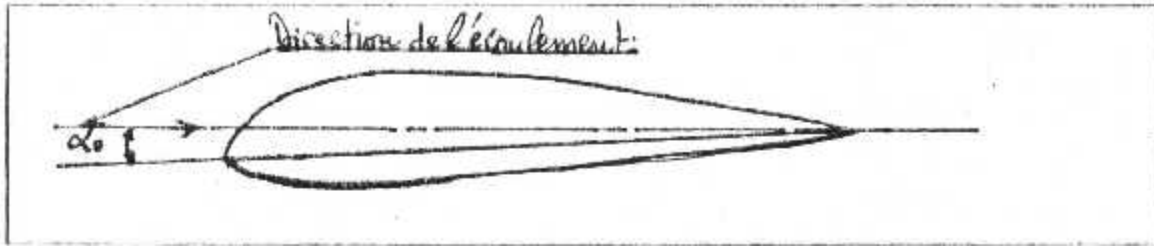
C'est l'angle formé par la corde de profil et le vecteur vitesse relative au déplacement.

#### 10 Angle d'attaque : ' $\gamma$ '

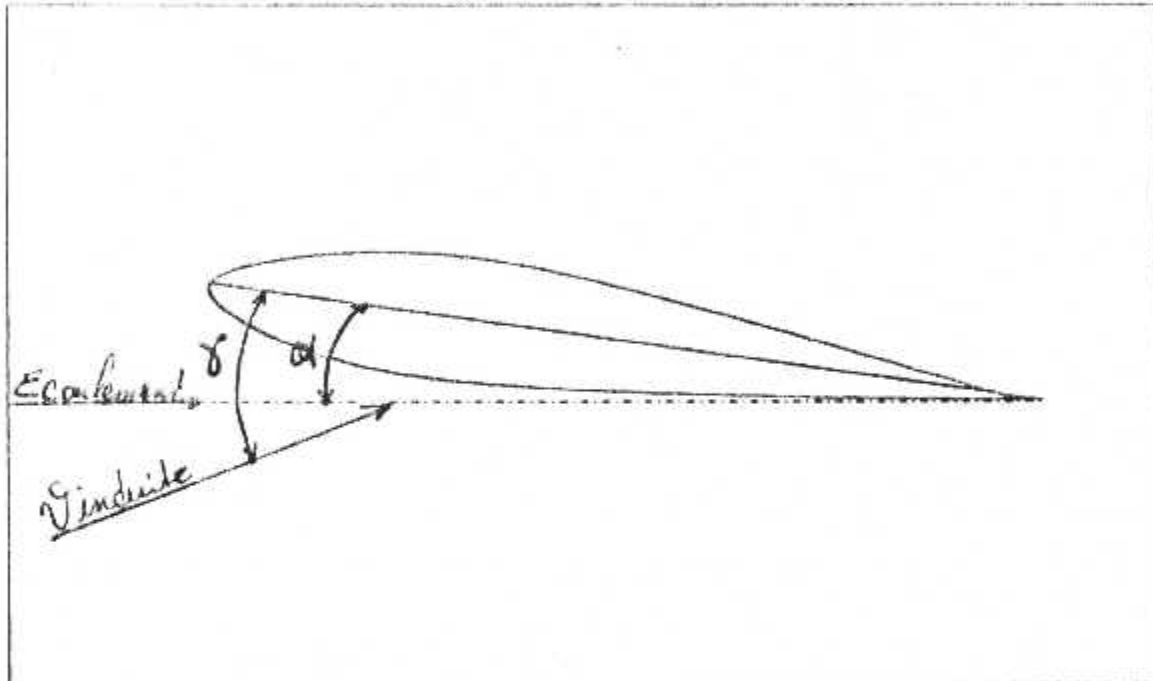
L'écoulement générale autour du profil peut générer une vitesse dite induite qui, en se composant à la vitesse relative, donne ce qu'on appelle le vent relatif, attaquant le profil sous un angle nommé « angle d'attaque ». Cette notion est utilisée dans le calcul de la trainée induite.

#### 11 Angle de portance nulle : ' $\alpha_0$ '

C'est l'angle auquel le profil ne génère pas de portance. Généralement, il prend la valeur de « -1 ».



**Figure (I-5) :** angle de portance nulle.



**Figure (I-6) :** angles de profil.

#### 1-4-b Différents formes de profils :

##### 1 Profil biconvexe symétrique :

L'intrados et l'extrados sont convexes et symétriques par rapport à la corde du profil.

La ligne moyenne et la corde sont confondues ce qui implique, flèche nulle et courbure relative nulle. Il est utilisé généralement pour les empennages.

##### 2 Profil biconvexe dissymétrique :

La courbe de l'extrados est plus accentuée que celle de l'intrados. Il est très employé pour les ailes.

##### 3 Profil plan convexe :

L'extrados est convexe or l'intrados est plan. Il est peu utilisé actuellement. (CLARK-Y)

**4 Profil creux :**

L'intrados est creux alors que l'extrados est convexe.  
Il est utilisé pour les aubes des turbines et des compresseurs.

**5 Profil à double courbure :**

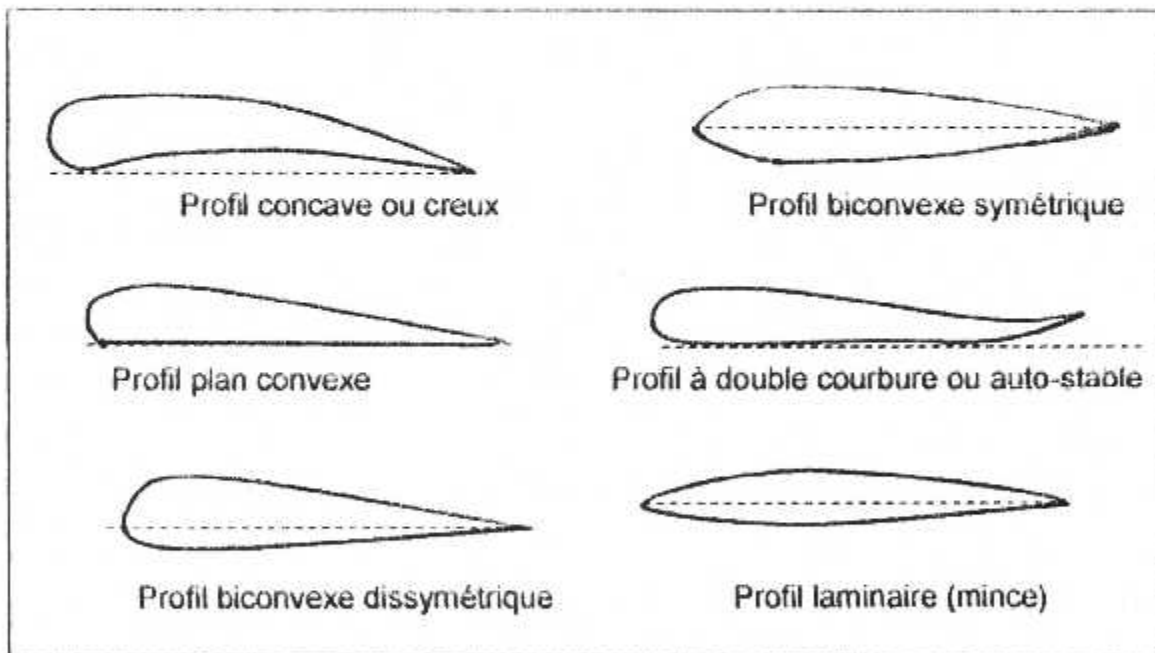
La ligne moyenne coupe la corde du profil. Il est construit de deux profils creux, le dernier est inversé par rapport à l'autre.

Contrairement aux autres profils qui sont instables et nécessitent un empennage horizontal pour la stabilité longitudinale, ce profil est auto stable.  
Il est utilisé aux avions sans empennages, qui sont considérés comme des ailes volantes.

**6 Profil mince :**

Profil très mince, biconvexe symétrique. Le bord d'attaque est une âme de couteau.

Il est utilisé pour les grandes vitesses (supersoniques).



**Figure (I-7) :** différentes formes de profils

**I-5 Composantes :**

Pour encaisser les charges en vol ou bien au sol, les ailes ont une structure interne permettant de résister à toutes ces contraintes. Cette structure offre à la voilure sa forme désirée, sa rigidité et sa légèreté.

Dans cette partie nous allons détailler toutes les composantes de l'aile, qui se présentent comme suite :

### 1 Longeron :

Il représente l'élément longitudinal de la voilure (dans le sens de l'envergure). Il encaisse les efforts de flexion.

Un longeron comporte des semelles et une ou deux âmes en acier ou en alliage d'aluminium léger.

- Les semelles travaillent surtout en traction compression.
- Les âmes travaillent surtout au cisaillement.

Les longerons prennent des formes diverses telles que : circulaire, carré, L, I, H et Y. Les longerons peuvent avoir des sections variables en raison de la variation des efforts supportés.

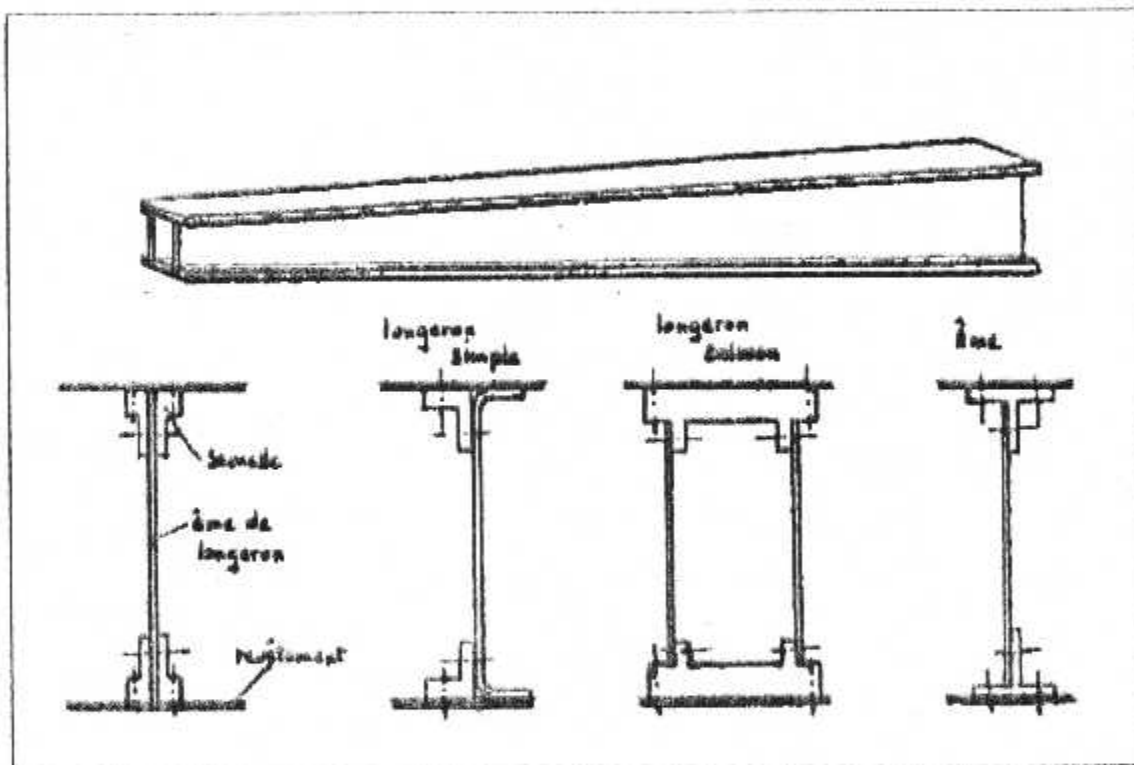


Figure (I-8): formes des longerons.

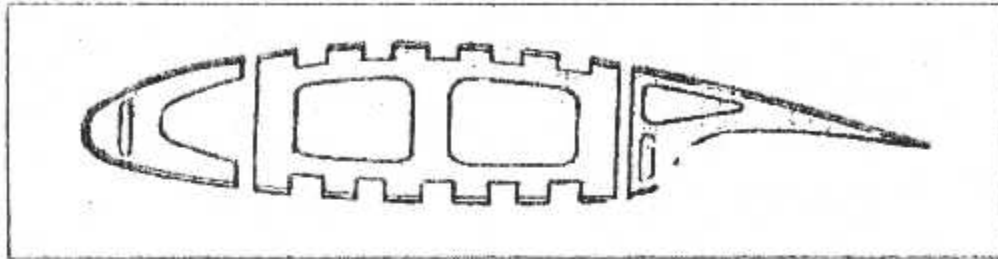
### 2 Les nervures :

Elles constituent les éléments transversaux de la voilure, leurs rôle est de :

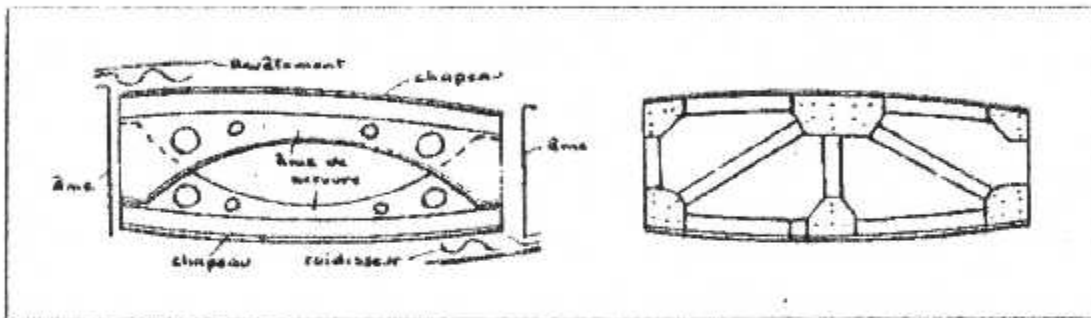
- Donner la forme au profil de l'aile.
- Transmettre aux longerons les efforts encaissés par le revêtement.

Les nervures sont, généralement, constituées par deux semelles ou « chapeaux » réunies par une âme qui résiste aux efforts tranchants. Il existe trois sortes de nervures :

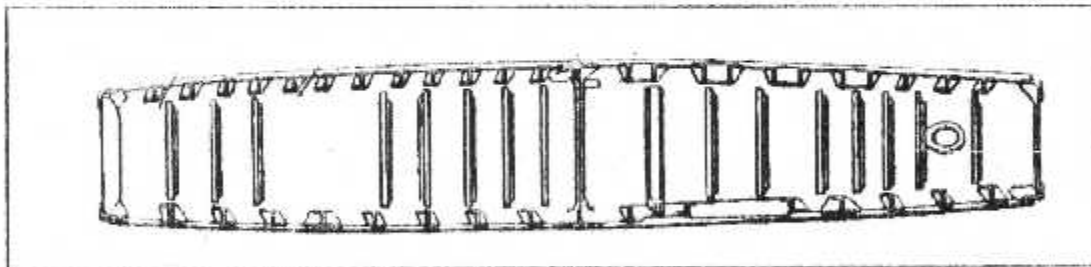
- Les nervures courants assurant le maintien du profil et la rigidité générale.
- Les nervures fortes supportant les efforts localisés.
- Les nervures étanches limitant les réservoirs structuraux de l'aile.



**Figure (I-9-a) :** nervure courante.



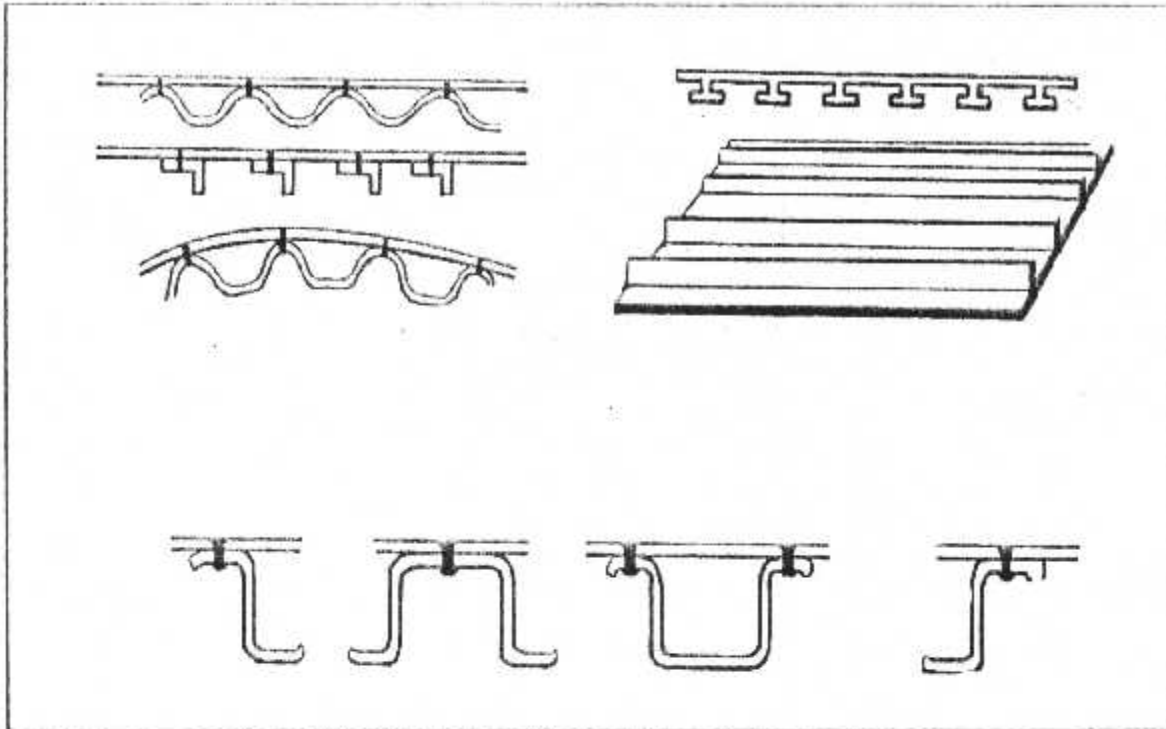
**Figure (I-9-b) :** nervures fortes.



**Figure (I-9-c) :** nervure courante raidis.

### 3 Les lisses :

Appelées aussi raidisseurs, elles sont des barres métalliques profilées, placées longitudinalement à la voilure, logées dans les cornières des nervures. Elles participent à encaisser les charges de pression sur le revêtement.



**Figure (I-10) : les raidisseurs.**

#### **4 Le revêtement :**

C'est l'enveloppe qui couvre les composantes précédentes. Il existe en deux types, revêtement non travaillant et revêtement travaillant.

##### **1 Aile à revêtement non travaillant :**

Ce mode de construction a pratiquement disparu, sauf pour certains avions légers et des planeurs.

Dans ce cas, le revêtement ne sert qu'à supporter les efforts de pression de l'air en assurant la forme des profils ; constitué de toile ou de panneaux discontinus (indépendant l'un de l'autre).

Il ne participe pas à la résistance en flexion et en torsion, c'est la structure interne qui s'en charge de la transmission des efforts.

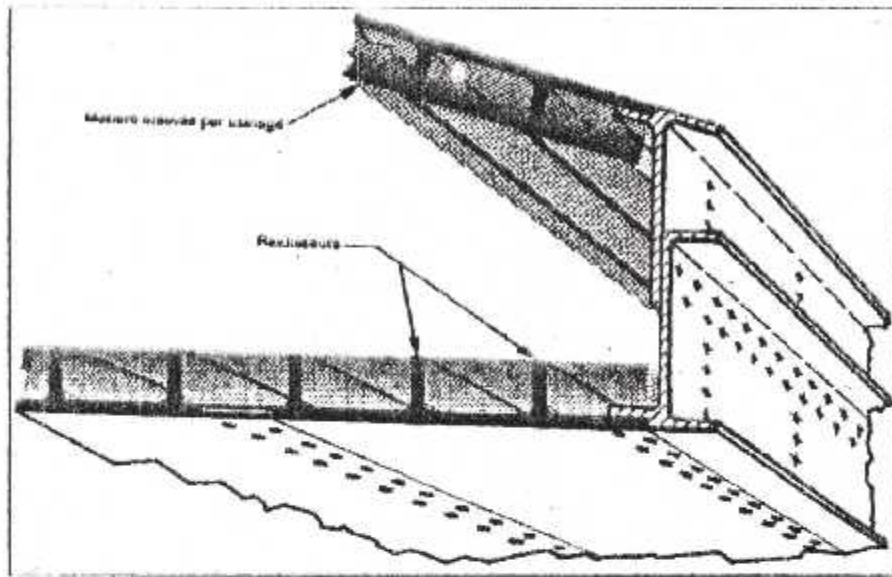
##### **2 Aile à revêtement travaillant :**

Ce sont les plus utilisés ; le revêtement travail et encaisse les efforts de flexion et de torsion.

Le revêtement travail en compression ou en traction suivant qu'il est installé à l'intrados ou à l'extrados de la voilure et que l'avion est au sol ou bien en vol ; un raidissage longitudinal est donc nécessaire.

Le raidissage longitudinal des tôles est obtenu par fixation sur elles, à intervalles réguliers, de cornières ou le plus souvent de profilés appelés « raidisseurs ». Ces raidisseurs sont fixés par rivetage, soudage ou collage sur les tôles.

On peut également fraiser ou raboter des tôles de revêtement très épaisses. Ce procédé, appelé « raidissage intégral ».



**Figure (I-11) :** revêtement intégral.

## **I-6 CHOIX DES AILES :**

### **I-6-a Introduction:**

Durant l'évolution de la voilure, plusieurs formes et structures sont mises au point, ainsi que des techniques diverses utilisées par les constructeurs. Cette variance, de point de vue, caractéristiques des ailes, a imposé les critères de choix des ailes.

### **I-6-b Critères de choix de la voilure :**

Lors du choix d'une aile, on doit tenir compte :

- ▶ L'épaisseur du profil.
  - ▶ L'allongement de l'aile.
  - ▶ La forme en plan de l'aile.
- Poids et système de commande (type et puissance).
  - Facilité de maintenance et d'inspection (portes visites).
  - Des performances que l'avion doit fournir.
  - Du mode de construction que l'on veut adopter.

Dans tout les cas, on cherche à obtenir la traînée minimum.

**1 Influence de l'allongement :**

Lorsqu'on augmente l'allongement, la traînée induite diminue. Par conséquent, pour un même profil et une même surface, une aile de grand allongement aura un meilleur rendement.

**2-Influence de la forme en plan de l'aile :**

La forme en plan de l'aile a une grande influence sur les pertes marginales. Une aile rectangulaire donnera lieu à des fortes pertes et à des tourbillons importants, alors qu'une aile elliptique ne donnera lieu qu'à des faibles pertes.

D'après les critères cités ci-dessus, on choisit à notre réalisation, pour des raisons de construction, une aile bi longerons à revêtement non travaillant, d'une forme rectangulaire, d'un profil NACA 23012 (voir annexe A).



# CHAPITRE II

## II-1 CARACTERISTIQUES MECANQUES :

Dans cette partie, nous allons traiter, d'une façon générale, les charges appliquées à la voilure ainsi que la détermination des contraintes engendrées dans ses constituants.

Dans la structure interne de l'aile, chaque élément assure une fonction propre telle que :

- Les longerons encaissent les efforts de flexion et de cisaillement.
- Les nervures encaissent les efforts de torsion.
- Le revêtement encaisse les efforts de flexion et de torsion.

### II-1-a Charges appliquées à la voilure :

La voilure soumise à des charges aérodynamiques et de pesanteur. Ces charges sont dues à la masse propre de la voilure, le carburant, les atterrisseurs et parfois, les réservoirs supplémentaires ainsi que les forces de sustentation et de traînée. Le tableau suivant, nous indique la nature des contraintes à encaisser, étant donné le cas à étudier (aile tirée ou poussée).

Contraintes dues à $M_x$	
Contraintes dues à $T_z$	
Contraintes dues à $M_y$	
Contraintes dues à $M_z$	
Contraintes dues à $T_x$	

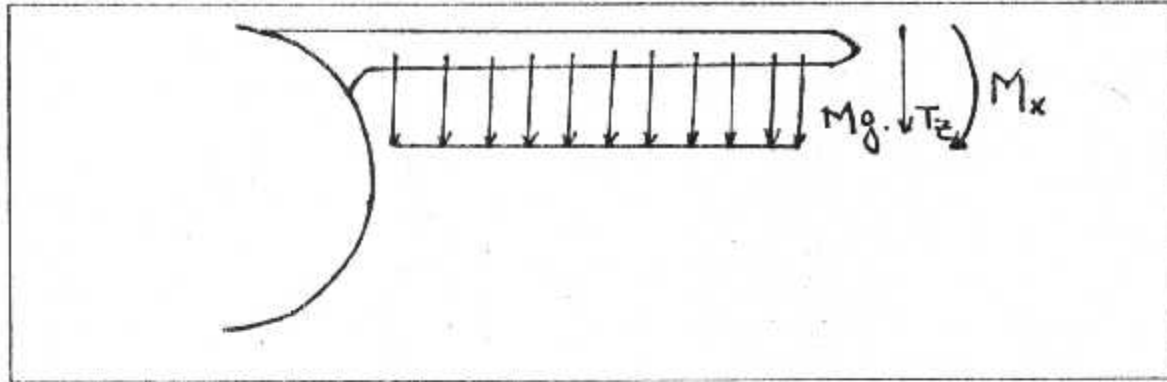
**Figure (II-1) :** contraintes encaissées au niveau du profil.

### II-1-b Charges appliquées au modèle à réaliser :

La voilure a une position haute (sur le fuselage) et les atterrisseurs sont installés au fuselage aussi que le moteur à hélice, donc c'est le cas d'une aile tirée.

#### 1 Au sol :

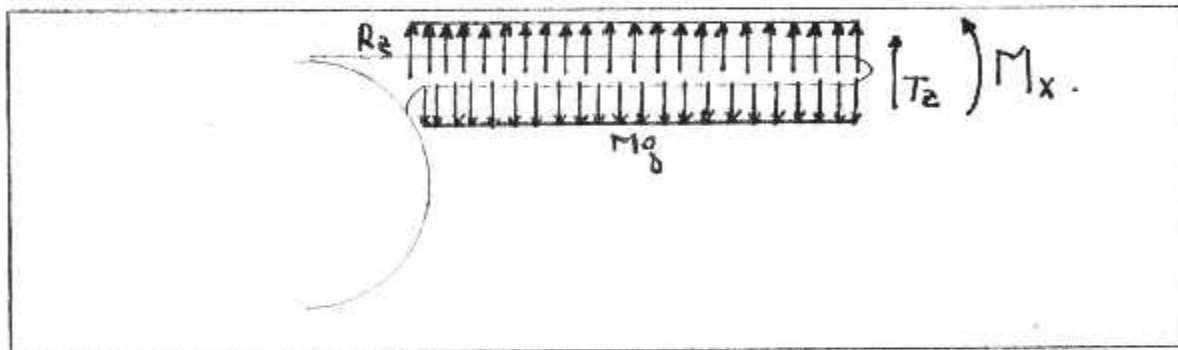
C'est la masse propre de la voilure qui applique des contraintes, sachant que le réservoir du carburant lui aussi est installé au fuselage.



**Figure (II-1-a) :** charges appliquées à la voilure au sol.

### 2 En vol :

En plus de celles appliquées au sol, il y a la force de la portance et de la traînée, ainsi que les moments engendrés.



**Figure (II-1-b) :** charges appliquées à la voilure en vol.

### II-1-c Expressions pour le calcul des contraintes :

Les contraintes sont comme suivant :

- Facteur de charge.
- Contrainte de flexion.
- Contrainte de traction compression.
- Contrainte de cisaillement.
- Contrainte de torsion.

#### 1 Facteur de charge :

Etant donné le trièdre d'avion, le facteur de charge a trois composantes :

- Normale :  $N_{za}$ .
- Longitudinale :  $N_{xa}$ .
- Transversale :  $N_{ya}$ .

Dans le calcul R.D.M, le facteur qui nous intéresse est le facteur de charge normal «  $N_{za}$  ».

En se mettant aux différentes phases de vol, ce facteur se diffère d'un cas à l'autre :

**- Cas de palier :**

Quelque soit la Vitesse, le facteur de charge est neutre.

$$N_{za} = 1$$

**- Cas du virage :**

Les forces agissant sont :

- Le poids.
- La force centrifuge donnée par :  $F_c = mV^2/R$

En virage correct, la résultante des forces est dans le plan de symétrie de l'avion.

$$N_{za} = 1 + v^4 / (Rg)^2$$

Ou encore :

$$N_{za} = 1 / \cos \phi$$

Telle que  $\phi$  : inclinaison du virage.

**- Cas de ressource :** (Redressement après vol en piqué).

Il est donné par :

$$N_{za} = \cos \gamma + (R/g) (d\gamma/dt)^2$$

Telle que  $\gamma$  : angle de ressource.

**2 Contrainte de flexion :**

Elle est donnée par la relation suivante :

$$\sigma_x = M_z Y / I_z$$

Avec  $I_z$  = moment d'inertie du longeron.

**3 Contrainte de traction-compression :**

Si la section est courante et que l'épaisseur de l'âme est très faible devant celle de la semelle, on aura :

$$\sigma_x = M / h S_s \text{ (traction).}$$

$$\sigma_x = -M / h S_s \text{ (compression).}$$

**4 Contrainte de cisaillement :**

L'effort tranchant pur induit des contraintes de cisaillement dans les tôles du revêtement et de l'âme de longeron.

Elle est donnée par :

$$\tau = (T y A) / (h l)$$

**5 Contrainte de torsion :**

Le moment de torsion s'applique par rapport au centre élastique (qui passe par le centre de cisaillement). Il engendre la contrainte de cisaillement sur les âmes.

**II-2 CARACTERISTIQUES AERODYNAMIQUES:**

Dans cette étude, nous allons présenter quelques notions sur les paramètres aérodynamiques d'un profil ainsi que, les efforts aérodynamiques subit par l'aile.

**II-2-a Paramètres :**

**1 Centre de poussée et son déplacement :**

On appelle centre de poussée, le point d'application de la résultante des forces aérodynamiques de cette section.

Lorsque l'on passe de l'emplanture à l'extrémité de l'aile (saumon), ce point décrit la ligne des centres de poussée.

La relation qui exprime le déplacement est donnée par : (C: la corde)

$$X_P = (\delta C_{ma} / \delta C_z - \delta C_{mo} / \delta C_z) C$$

**2 Foyer du profil : 'F'**

C'est le point auquel le moment de la résultante des forces aérodynamiques par rapport à ce point soit indépendant de l'incidence et ne dépend que de la vitesse.

Lorsque l'on passe de l'emplanture au saumon, ce point décrit la ligne des foyers.

Sa position est donnée par la relation suivante :

$$X_F = (\delta C_{ma} / \delta C_z) C$$

- Pour les ailes droites en incompressible, la ligne des foyers se trouve à (25%) du bord d'attaque sur les cordes de références.
- Pour les ailes en flèche, cette ligne est décalée par rapport à la ligne de (25%).

**3 Centre élastique :**

C'est le point autour duquel chaque section de l'aile tourne par rapport à la section voisine, quand elle est soumise à un moment de torsion.

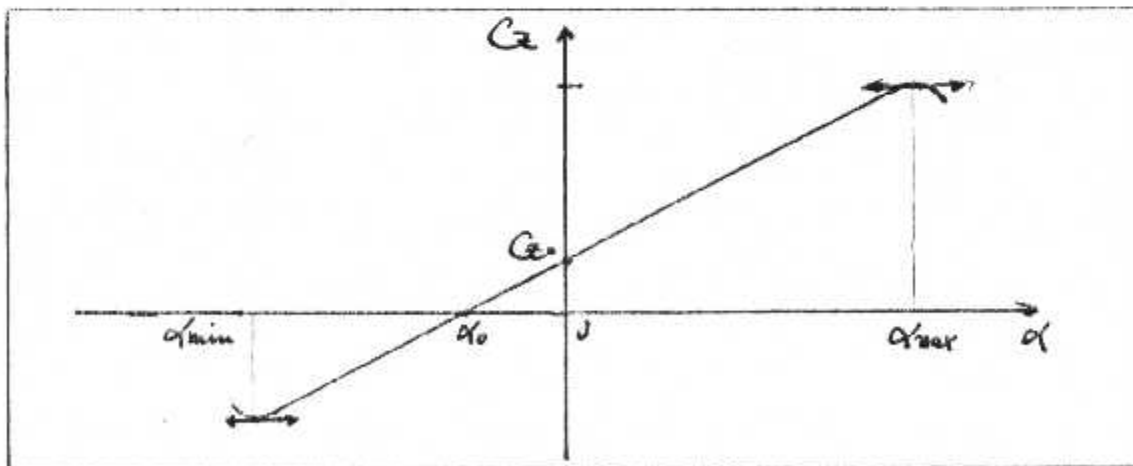
- Le centre élastique est situé à environ (30%) à (35%) du bord d'attaque, il n'est un axe que dans le cas des ailes droites ou trapézoïdales régulières.

**4 Coefficient de portance : 'C<sub>z</sub>'**

Chaque profil a son propre coefficient de portance.

Il est évalué pratiquement par la relation suivante :

$$F_z = 0.5 \rho S V^2 C_z \Rightarrow C_z = F_z / 0.5 \rho S V^2$$



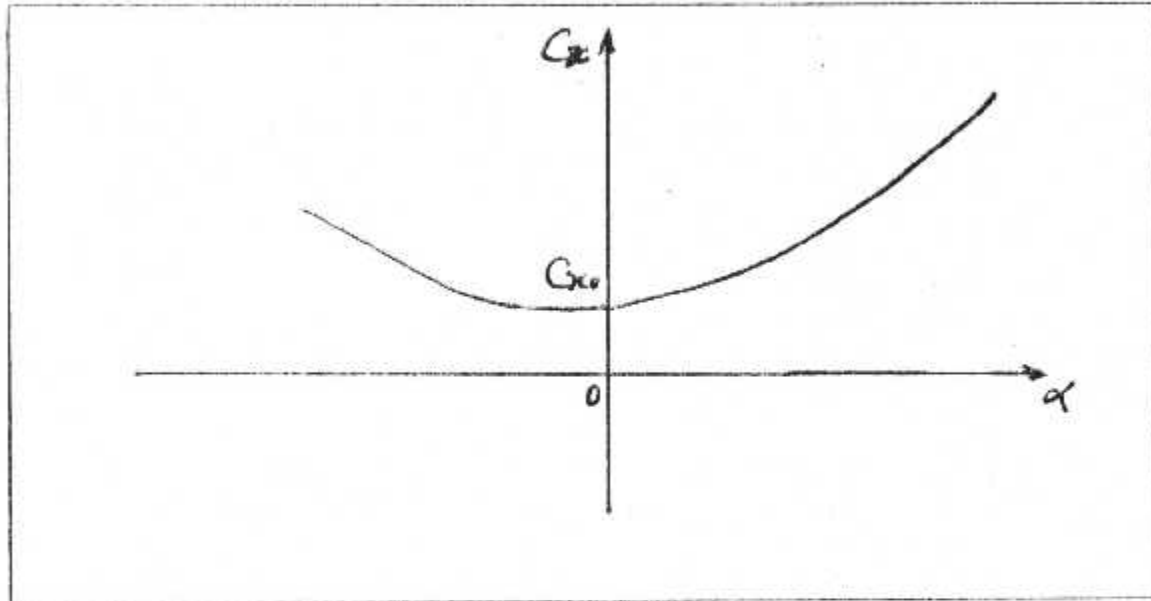
**Figure (II-2):** courbe de  $C_z = f(\alpha)$ .

**5 Coefficient de traînée: 'C<sub>x</sub>'**

Le coefficient de la traînée total d'un profil est égale à la somme des coefficients de traînée de forme et de frottement et de la traînée induite par le déplacement relatif.

Il est donné par la formule suivante :

$$C_{xa} = C_{xo} + C_{xi}$$



**Figure (II-3):** courbe de  $C_x = f(\alpha)$ .

Telle que  $C_{xo}$  : coefficient de la traînée de profil (forme + frottement).

**6 Coefficient de la traînée induite : 'C<sub>xi</sub>'**

Pour le cas de deux ailes de même profil, de différent allongement et qui font le même angle d'attaque, nous avons le même coefficient de portance mais pas celui de la traînée ; ce qui impose que la traînée induite varie en fonction de l'allongement.

Le coefficient de la traînée induite est donné par :

$$C_{xi} = C_z^2 / \pi \lambda$$

**7 La polaire de l'aile : 'C<sub>xa</sub>'**

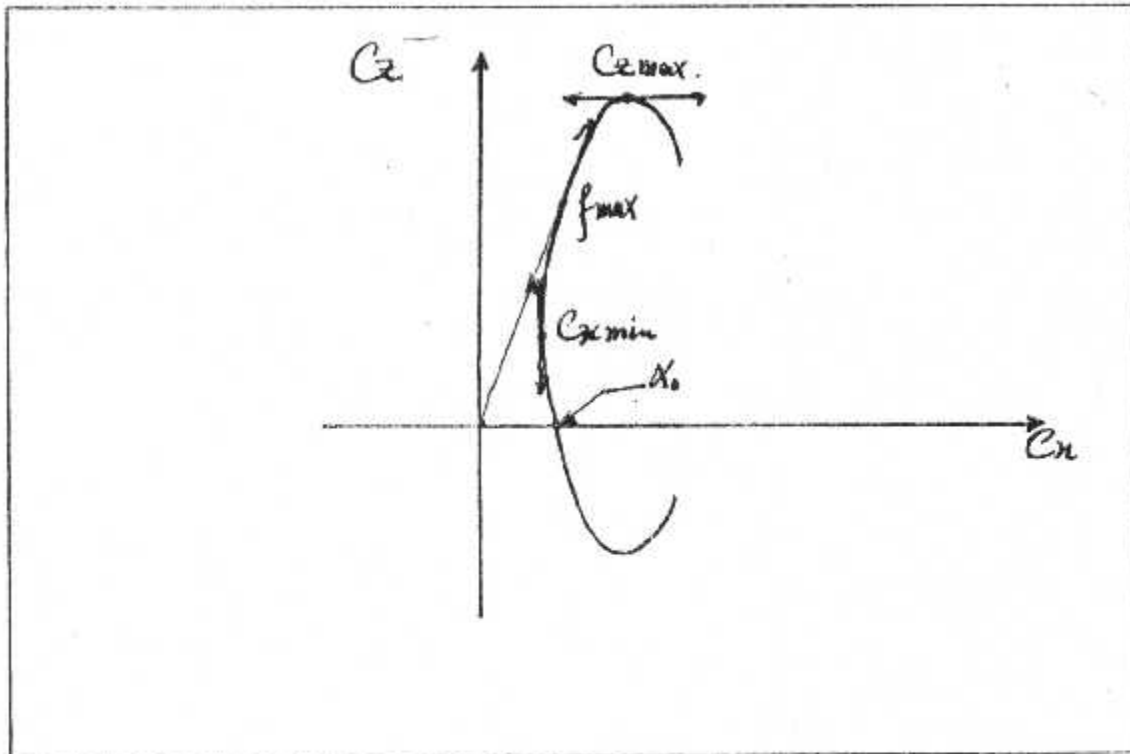
C'est la présentation graphique du coefficient de traînée totale du profil en fonction de la variation du coefficient de portance.

La polaire aérodynamique s'évolue par la formule suivante :

$$C_{xa} = C_{xo} + C_z^2 / \pi \lambda$$

La courbe suivante montre cette évolution.

# CHAPITRE III



**Figure (II-4) :** courbe de la polaire de l'aile.

### 8 La finesse de l'aile : 'f'

C'est le rapport de la portance et de la traînée, exprimé par la relation suivante, déduite de la courbe de la polaire :

$$f = C_z / C_x$$

- Elle est définie graphiquement par la tangente à la polaire passant par l'origine des coordonnées. (figure ci-dessus)

### II-2-b Effort aérodynamique:

Rappelons brièvement les formules de base qui servent au calcul des efforts aérodynamiques, affectent l'aile, comme suit:

- L'effort de portance: on a pour une vitesse donnée, la relation:

$$F_z = 0.5 \rho S V^2 C_z$$

- L'effort de traînée: même indication.

$$F_x = 0.5 \rho S V^2 C_x$$

Dans la partie suivante, on entame notre réalisation en débutant par le dimensionnement et le choix de la matière premières de fabrication.



### III-1 CHOIX DE LA VOILURE ET DE LA MATIERE PREMIERE :

Notre travail se consacre à la réalisation d'une voilure de type bi longeron mono caisson, de forme rectangulaire et d'un profil type NACA 23012, dont les caractéristiques sont inscrites dans l'annexe A.

La matière utilisée dans la construction, par avantage de poids et de rigidité, est le :

- Bois contre plaqué d'épaisseur 10mm et de 5mm.
- Aluminium d'épaisseur de 1mm.
- Nylon de revêtement d'épaisseur de 0.5mm.

La structure interne de notre voilure se compose des éléments suivants :

- **Longeron** : En aluminium de forme H, renforcé d'une barre de forme 'L', afin d'augmenter sa résistance à la flexion autant qu'à la torsion.
- **Faux longeron** : En aluminium de forme U, résistant à la flexion et forme avec le longeron principal un caisson de torsion.
- **Nervure** : Il y a un nombre total, bien déterminé, de nervures qui atteignent une somme de 22 pièces; montées sur les longerons et une nervure centrale pour garder la forme de profil en haut du fuselage.

La matière utilisée est le contre plaqué, d'épaisseur 10mm à la zone d'emplanture et 5mm aux extrémités. Ces nervures ayant quelques zones ajourées (vidées), voir figure (III-3).

En plus, nous avons deux nervures en aluminium assemblées sur celles de l'emplanture afin de renforcer et d'encaisser la contrainte de torsion maximale.

- **Raidisseurs** : En raison de bien garder la forme aérodynamique du profil le long de la voilure, ainsi que le revêtement est non travaillant, il est indispensable de mettre des raidisseurs longitudinaux, qui vont participer à supporter les charges de traction-compression.

Le matériau utilisé est des baguettes en balsa.

- **Revêtement** : Le nylon est la matière la plus convenable pour notre model, étant donnée que la surface satisfait l'état lisse. Il est plus léger vis à vis des autres matériaux.
- **Ferrure d'attache** : Sont en aluminium, usinées sous forme de 'L', utilisé pour supporter les ailerons et permettre les articulations sur les ailes.
- **Petit longeron** : Sa forme est identique à celle du faux longeron, il est utilisé pour supporter les ailerons.

### III-2 DIMENSIONNEMENT NORMALISE :

Dans cette étape nous allons montrer les différents facteurs qui participent au dimensionnement de la voilure, en tenant compte les exigences du cahier de charge qui sont:

- Vitesse de décrochage.
- Longueur de piste de décollage.
- Longueur de piste d'atterrissage.

- Vitesse de croisière (parfois vitesse maximale).
- Taux de montée.

Et parfois, on trouve des cas particuliers qui exigent :

- Temps de monter aux différentes altitudes.
- Manœuvrabilité.

Nous présenterons par la suite les méthodes qui mènent à une estimation rapide des paramètres suivants :

- Surface de référence,  $S$ .
- Poussée de décollage  $T_{10}$ , ou puissance de décollage  $P_{10}$ .
- Coefficient de portance maximal, exigé au décollage  $C_{zmax10}$ .
- Coefficient de portance maximal, exigé pour l'atterrissage  $C_{zmaxl}$ .

Ces méthodes vont évaluer la charge alaire  $W/S$ , poussée par unité de masse  $T/W$  (ou masse par unité de puissance  $W/P$ ) et le coefficient maximal de portance.

**N.B :** Notre model est entraîné par hélice, alors, il doit être satisfait à la norme FAR23.

### III-2-1 Dimensionnement à une vitesse de décrochage exigée :

Pour certains avions, la mission à accomplir demande une vitesse de décrochage non supérieure à quelques valeurs minimales.

Dans le même cas, les spécifications d'une mission doivent avoir des exigences pour une vitesse minimum de décrochage.

Les avions monomoteurs certifiés FAR23, ne peuvent pas avoir une vitesse de décrochage supérieure à « 113Km/h » à la masse de décollage  $W_{10}$ .

En plus, les avions multi moteurs certifiés FAR23, avec  $W_{10} < 2722$  Kg doivent avoir aussi une vitesse de décrochage inférieure à 113 Km/h. Ces exigences peuvent être rencontrées avec volets sorties ou rentrés à l'option du constructeur.

Il n'est pas nécessaire, une vitesse de décrochage dans le cas des avions certifiés FAR25.

La vitesse de décrochage d'un avion avec moteur éteint, peut être déterminée par :

$$V_d = \{2(W/S)/\rho C_{zmax}\}^{1/2} \quad (3.1)$$

En supposant une vitesse de décrochage maximale choisie à une telle altitude, l'équation (3.1), nous donne une charge alaire ( $W/S$ ) pour une valeur donnée de  $C_{zmax}$ .

#### Remarque:

Un tableau de [ref.5-a.page91], nous donne les valeurs typiques de  $C_{zmax}$  de différents avions avec volets rentrés.

\* Les facteurs influant sur le  $C_{zmax}$  sont :

- A- Choix de la voilure et de profil.
- B- Type et dimension des volets.
- C- Location du centre de gravité.

Durant le processus de dimensionnement préliminaire, il suffit de choisir une valeur de  $C_{zmax}$  convenable avec les nécessités de la mission à remplir et le type des volets employés.

**III-2-2 Dimensionnement à la distance de décollage :** (voir figure III-1)

Les distances de décollage des avions sont déterminées par les facteurs suivants :

- a- Masse au décollage,  $W_{t_0}$ .
- b- Vitesse au décollage,  $V_{t_0}$ .
- c- Rapport poussée-masse au décollage,  $(T/W)_{t_0}$  ou (rapport masse-puissance,  $(W/P)$  et les caractéristiques correspondants de l'hélice).
- d- Coefficient de traînée aérodynamique,  $C_{x_0}$  et le coefficient de frottement sur terre,  $\mu_g$ .
- e- Technique de pilotage.

Les exigences de décollage sont normalement données dans des termes de nécessité de la longueur du piste de décollage.

Ces exigences se diffèrent et dépendent du type d'avion mis en considération.

**Remarque:**

Pour les avions de loisir, il n'est pas nécessaire une distance de décollage normalisée. Le constructeur peut choisir ses propres paramètres de décollage.

La distance de roulage «  $D_r$  » d'un avion est proportionnelle à la charge alaire  $(W/S)_{t_0}$ , rapport masse-puissance au décollage  $(W/P)_{t_0}$  et au coefficient maximum de portance au décollage,  $C_{z_{max t_0}}$  :

$$D_r \propto (W/S)_{t_0} (W/P)_{t_0} / \rho C_{z_{max t_0}} = TOP23 \quad (3.2)$$

Où : TOP23 est le paramètre de décollage pour les avions du FAR23.

Le coefficient de portance  $C_{z_{t_0}}$  est lié au coefficient maximum de portance,  $C_{z_{max t_0}}$  par :

$$C_{z_{t_0}} = C_{z_{max t_0}} / 1.21 \quad (3.3)$$

D'après [ref.5-a p93 et p96] :

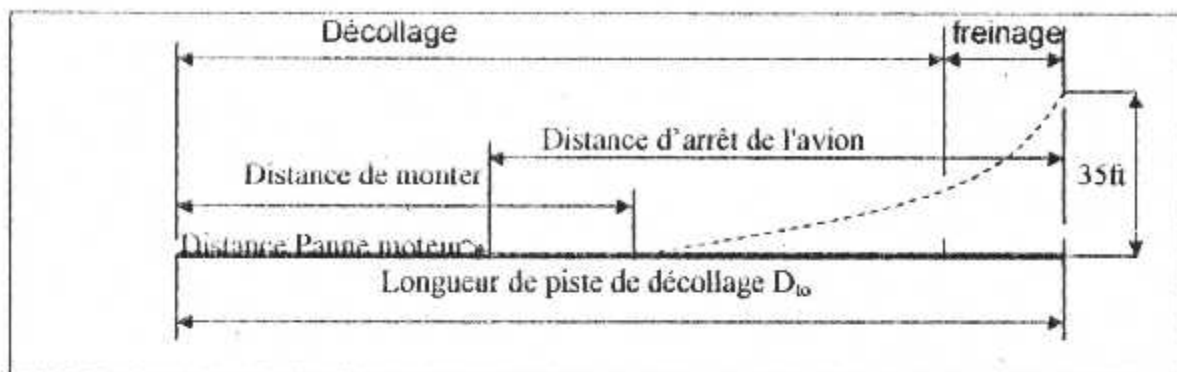
$$D_r = 4.9 TOP23 + (0.009 TOP23)^2 \quad (3.4)$$

Et aussi :

$$D_{t_0} = 1.66 TOP23 \quad (3.5)$$

Il suit que :

$$D_{t_0} = 8.134 TOP23 + (0.0149 TOP23)^2 \quad (3.6)$$



**Figure (III-1) :** distance de décollage du FAR23.

### III-2-3 Dimensionnement à la distance d'atterrissage :

Les distances d'atterrissage des avions sont déterminées par cinq facteurs :

- 1- Masse à l'atterrissage,  $W_l$ .
- 2- Vitesse d'approche,  $V_a$ .
- 3- Méthode utilisée pour la décélération.
- 4- Qualité de vol d'avion.
- 5- Technique de pilotage.

Les exigences de la distance d'atterrissage sont presque toujours formulées dans la conception de la masse à l'atterrissage " $W_l$ " d'un avion.

Les considérations de l'énergie cinétique suggèrent que la vitesse d'approche doit avoir un effet « carré » dans la distance totale de l'atterrissage. Après que l'avion se pause sur terre, les méthodes de décélération, suivantes, peuvent être utilisées :

- a- Freins (roues).
- b- Inverseurs de poussée.
- c- Parachutes.
- d- Système d'arrêt (blocage).
- e- Barrières de sécurité.

Les figures (3.12), (3.13), (3.14)[ref.5-a p109] présentent une définition de la distance d'atterrissage utilisée dans la procédure de dimensionnement d'un avion aux recommandations du FAR23.

La vitesse d'approche est spécifiée par :

$$V_a = 1.3 V_{dl} \quad (3.9)$$

La distance de roulage :

$$D_r = 0.265 V_{dl}^2 \quad (3.10)$$

La distance totale de décollage :

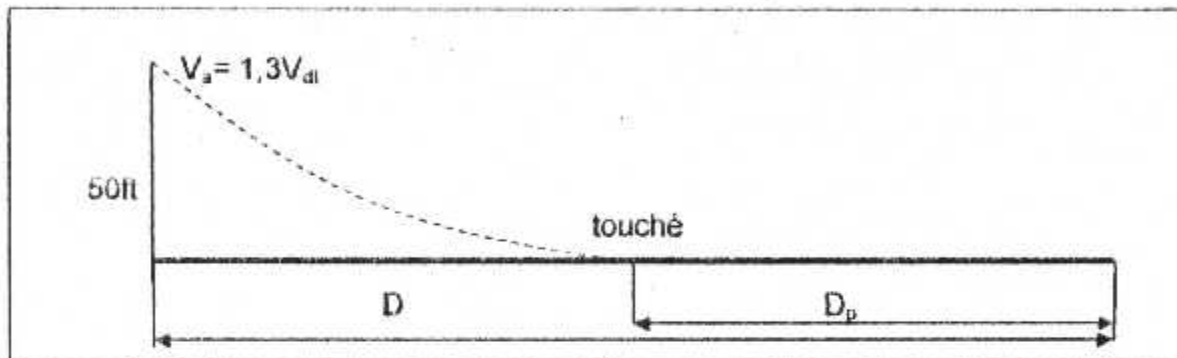
$$D = 1.938 D_r \quad (3.11)$$

En prenant le maximum de la distance d'atterrissage autorisée,  $D$ , il est possible de trouver le roulage «  $D_r$  », correspondant. De ce dernier, la vitesse de décrochage maximale autorisée peut être trouvée.

Il est déjà montré dans la section 3.1 qu'on peut avoir une relation entre la charge alaire ( $W/S$ ) et  $C_{zmax}$ .

\*\* Il est souvent possible de combiner l'équation (3.10) et (3.11) dans :

$$D = 0.5136 V_{dl}^2 \quad (3.12)$$



**Figure (III-2) :** distance d'atterrissage du FAR23

### III-2-3 Dimensionnement à la montée :

Tous les avions doivent se mettre aux exigences du taux de montée ou angle de montée.

- Pour dimensionner un avion aux exigences de montée, il est nécessaire d'avoir une estimation de la traînée polaire de l'avion. Ainsi que pour les avions civils, les exigences de montée pour le FAR23 ou le FAR25 doivent être satisfaites.

La démarche suivante présente une méthode rapide pour estimer la traînée polaire à des conditions de vol à faibles vitesses.

#### 1 Méthode de l'estimation de la traînée polaire à basse vitesse:

Par conséquent du parabole de la traînée polaire, le coefficient de traînée d'un avion peut être écrit comme :

$$C_x = C_{x0} + C_z^2 / \pi \lambda \quad (3.15)$$

Le coefficient de traînée à portance nulle  $C_{x0}$ , peut être exprimé par :

$$C_{x0} = F/S \quad (3.16)$$

Où  $F$  est la surface parasite équivalente et  $S$  est la surface de l'aile.

Il est possible de lier la surface parasite équivalente  $F$ , à la surface totale  $S_t$  ; qui est présenté dans la référence [5-a p118]. Il est obtenu empiriquement :

$$\text{Log}_{10} F = a + b \text{Log}_{10} S_t \quad (3.17)$$

Les coefficients de corrélation a et b sont eux même un facteur de Cf (coefficient équivalent de frottement d'un avion). Ce dernier est déterminé par la douceur et la forme aérodynamique adoptée à l'avion.

Le tableau (3.4) de [ref.5-a p122] montre les valeurs typiques pour a et b pour une gamme de valeurs de Cf.

Il est évident que la méthode d'estimation de la traînée soumise à l'aptitude d'évaluer une valeur réaliste pour St.

Il est possible d'obtenir une estimation initiale de la surface totale d'un avion sans savoir à quel avion il ressemble. Telle la référence [5-a p123] donne la relation suivante :

$$\text{Log}_{10}St=c+d \text{Log}_{10}W_{to} \quad (3.18)$$

Les contraintes c et d sont les coefficients de la ligne de régression. Les valeurs de c et d sont obtenues par corrélation des données de la surface totale et de la masse au décollage pour « 230 » avions.

\* Le tableau (3.5) de [ref.5-a p122] contient les valeurs des coefficients de la ligne de régression c et d pour « 12 » types d'avions.

D'un  $W_{to}$  estimé, on peut maintenant déterminer la traînée polaire pour un avion lisse.

\* Pour le décollage et l'atterrissage, l'effet des volets et des atterrisseurs doit être pris en considération. Les coefficients de traînée supplémentaire due aux volets et atterrisseurs sont fortement dépendants aux dimensions et aux types de ces éléments.

### III-3 CENTRAGE ET EQUILIBRAGE :

D'une manière que notre avion puisse voler tout en équilibre, il doit y avoir certain centrage en but de correction des erreurs de calcul aérodynamique.

D'une façon particulière, la voilure elle même exige un équilibrage latéral de vue que les forces appliquées à chaque aile soient de mêmes moments et mêmes grandeurs, ainsi qu'un centrage longitudinal afin d'éliminer l'apport de distances entre son centre de gravité et celui de poussée.

Ces problèmes sont résolus par les procédés suivants :

- Localiser le centre de poussée.
  - Distribuer les masses d'une façon équitable au sens de l'envergure.
  - Fixer les dispositifs de commande dont le centre de gravité soit plus proche de celui de poussée (7% de marge entre  $C_p$  et  $C_{G}$ ).
  - Ajuster l'angle de calage équitablement sur les cotés.
- Ajuster le dièdre d'une même valeur.

# CHAPITRE IV

**IV-1 APPLICATION DES DIMENSIONS :**

Selon le cahier de charge, nous avons les données suivantes :	ISO (kg)	USA (lb)
Ailes.....	3	6,613
Empennages.....	0,75	1,653
Fuselage.....	2	4,409
Moteur.....	2,5	5,511
Carburant.....	1	2,204
Charges utiles :	1	2,204
Train d'atterrissage.....	0,75	1,653
Récepteur+servo (gaz, ailerons, profondeur, direction) +batteries.....	1	2,204
Tringleriez :	0,25	0,551
La masse totale :	12,25	27,006

<u>Caractéristiques de l'aile :</u>	(m)	(ft)
Envergure.....	2,5	8,332
Allongement.....	5	5
Vitesse de décrochage.....	20	36,42

36,42

Type de profil : NACA23012.

**IV-1 Vérification et validation des données :****1 Calcul de la surface alaire :**

Nous allons calculer la surface portante de l'aile à l'aide des équations du chapII, §2.  
L'équation (3.1) nous donne :

$$V_d = \{2(W/S)/\rho C_{zmax}\}^{1/2}$$

D'après le cahier de charge, nous avons les données suivantes :

$$\begin{aligned} V_d &= 36,42 \text{ fps} \\ W &= 27,006 \text{ lbs} \\ C_{zmax} &= 1,25 \end{aligned}$$

Donc:  $W/S = (\rho V_d^2 C_{zmax})/2$

A.N:  $W/S = 0,5(0,002378)(36,42)^2(1,25)$

$$W/S = 1,971 \text{ psf}$$

Et par la suite:  $S = W/1,971$

A.N:  $S = 27,006/1,971$

$$S = 13,701 \text{ ft}^2$$

$$S = 1,233 \text{ m}^2$$



**2 Calcul de l'envergure de l'aile:**

On a le rapport de l'allongement qui est :

$$\lambda = b^2/S$$

Donc :  $b = (\lambda.S)^{1/2}$

A.N:  $b = (5.1,233)^{1/2}$

$$b = 2,482 \text{ m}$$

**3 Calcul de la corde de l'aile:**

Pour les ailes rectangulaires, l'allongement est exprimé par le rapport suivant :

$$\lambda = b/C$$

D'où:  $C = b/\lambda$

A.N:  $C = 2,482 / 5$

$$C = 0,4964 \text{ m}$$

**4 Calcul de la puissance nécessaire:**

Nous allons calculer la poussée nécessaire pour le décollage, ainsi que pour l'atterrissage.

D'après l'équation (3.8) on a :

$$D_{to} = 8,134TOP23 + 0,0149TOP23^2$$

D'où la longueur de piste de décollage est limitée par le cahier de charge :

$$D_{to} = 80 \text{ m} \implies D_{to} = 266,64 \text{ ft}$$

Alors :

$$TOP23 = 31,018 \text{ lbs}^2/\text{ft}^2 \text{ hp}$$

D'après l'équation (3.2) on a:

$$(W/S)_{to} (W/P)_{to} / \rho C_{z_{maxto}} = TOP23$$

Alors:

$$(W/P)_{to} = TOP23 \cdot \rho C_{z_{maxto}} / (W/S)_{to}$$

A.N:

$$(W/P)_{to} = 31,018 \cdot 0,002378 \cdot 1,25 / 1,971 \cdot 10^3$$

$$(W/P)_{to} = 4,677 \text{ lbs/hp}$$

Et par la suite:

$$P = W_{to} / (W/P)_{to}$$

A.N :

$$P = 27,006 / 4,677$$

$$P = 5,774 \text{ hp} \quad (\text{hp: horse power; } 735 \text{ w})$$

$$P = 4243,89 \text{ w} \implies P = 4,24389 \text{ kw}$$

## **IV-2 FABRICATION:**

Après que nous avons terminé la vérification des dimensions de la voilure, nous allons à la fabrication.

Tout d'abord, nous allons préparer la matière première qui est :

- Le bois contre plaqué d'épaisseur 8mm.
- Le bois contre plaqué d'épaisseur 5mm.
- Les longerons en aluminium, usinés en H, L et U.
- Les baguettes le balsa de dimensions (2800\*5,5\*3).
- Le film en nylon d'épaisseur 0,5mm.
- La colle pour le bois.

### **1 Outils de travail :**

Il est déjà prévu que notre travail soit exécuté d'une façon traditionnelle (atelier de fabrication), dont notre plan de travail suivi à la réalisation et nos machines-outils sont comme suite :

- Machine rectifieuse.
- Machine perceuse sensitive.
- Scie-soteuse.
- La lime manuelle.
- Riveteuse manuelle.
- Traceur et papier calque pour les dessins des profils.

### **2 Plan et méthode de travail :**

Les matériaux et les outils, étant présents, le bois sur table ; à l'aide du traceur et du papier calque (le profil et déjà dessiné sur calque), on recopie le model sur le bois, d'un nombre de nervures déjà déterminé.

On trace aussi les repères d'ajourage des nervures, les emplacements des longerons et ceux des raidisseurs.

D'un écartement de (2mm), à l'aide de la scie-soteuse, on coupe les nervures soigneusement, en choisissant le couteau convenable et la meilleur position de fixation du bois sur la table ; les résultats seront bien acceptables , ce qui conduirait à éliminer les opérations de correction ou le refus de la nervure.

Dès qu'on termine l'opération de coupe, on contrôle toutes les pièces à l'œil, puis, on passe à la finition du périphérique du profil. Cette étape consiste à faire exposer les bordures des nervures à la rectifieuse, soigneusement et avec prudence, ce travail exige une précision très importante. De deux opérations, on l'exécute d'une nervure à l'autre (ébauche, finition).

Les nervures ayant la forme de profil identique (contrôlée après finition), on les fait passer à la perceuse. On monte un outil de diamètre égal à celui du trou à percer (ajourage) et on effectue l'ajourage, d'une seule opération (finition). On change l'outil, puis on commence la même opération.

Les évidements pour les longerons et des raidisseurs sont à exécuter à partir de la scie manuelle et la lime. On réalise les évidements en utilisant la scie et la lime, à partir des dimensions légèrement inférieurs à celles des longerons.

Cette procédure est pour but, le serrage des longerons dans les nervures.

Les saumons sont réalisés en polystyrène et formés et taillés selon les dimensions des profils cités par la suite, ainsi que leur polissage est effectué à l'aide du papier verre.

Enfin, visuellement, on examine tous les organes et on passe à l'étape de montage.

### **IV-3 MONTAGE :**

Dans cette partie, nous allons décrire la méthode que nous avons adopté pour réunir les éléments structuraux de la voilure, prenant compte des moyens présentes et possibles afin de faciliter l'assemblage.

Les nervures, les longerons et les raidisseurs, étant préparés, on suit les étapes suivantes :

- Tracer, sur les longerons, les repères des nervures et des ferrures d'attaches (fuselage et ailerons).
- Faire loger les longerons, soigneusement, à leurs logements aux nervures.
- Fixer, au moyen de rivelage, les ferrures d'attaches sur les longerons.
- Placer le système de commande (bielles et guignols).
- Préparer les ailerons suivant les étapes (1,2 et 3).
- Monter les ailerons, à l'aide des ferrures, aux ailes et raccorder les bielles de commande aux ailerons.
- Placer les raidisseurs, au moyen de collage, sur les nervures aux encoches.
- Monter le sommet de bord d'attaque aux nervures.
- Placer les saumons aux extrémités des ailes, au moyen de collage.
- Faire passer le revêtement, en faisant :
  - ▶ Appliquer la colle aux raidisseurs et aux nervures.
  - ▶ Fixer les deux extrémités du revêtement aux nervures, pour le tenir en position.
  - ▶ Laisser tenir, la structure (collage).

#### **Remarque:**

Durant cette étape, nous avons rencontré plusieurs obstacles qui nous ont empêché de compléter la réalisation, comme par exemple, le manque en matière première et des moyens de fabrication.

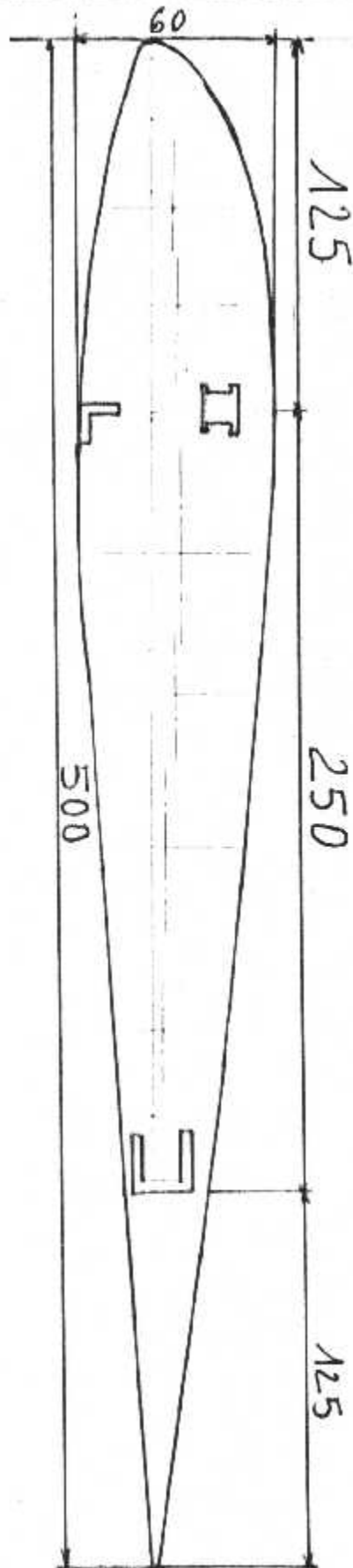


Figure (IV-1-a): Nervure d'aile.

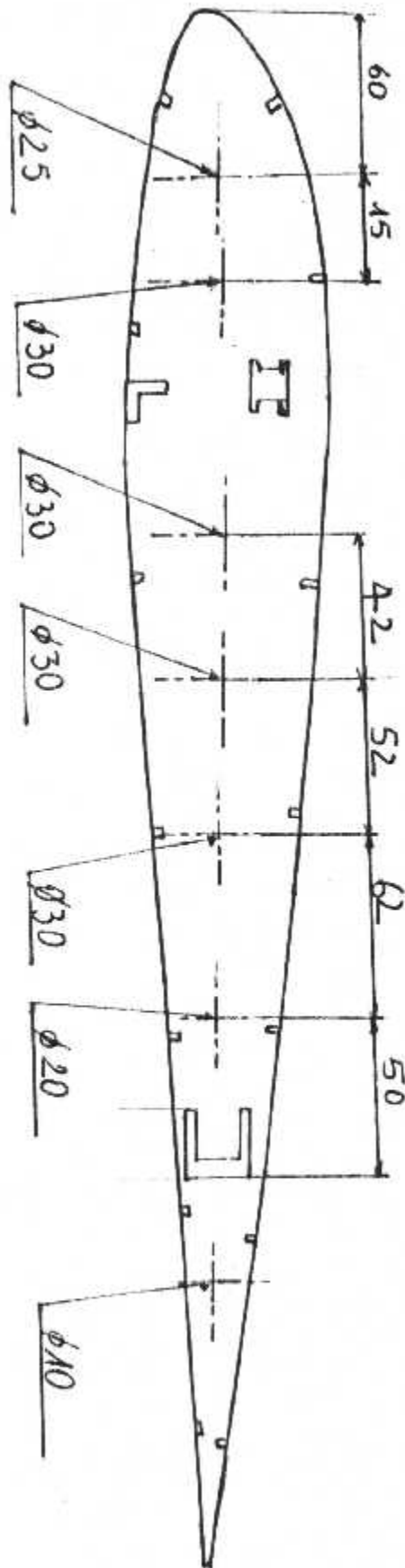


Figure (IV-4-b): Nervure d'aile.

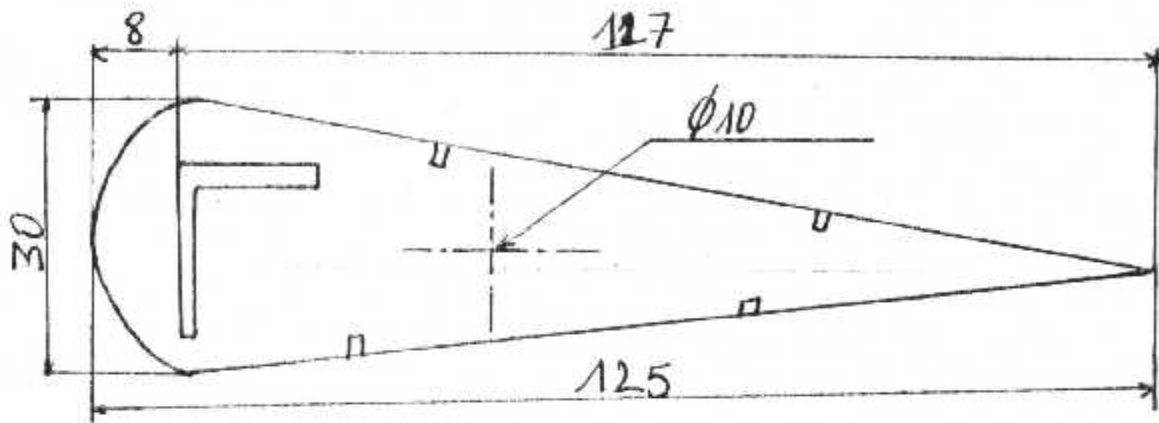


Figure (IV-2): Nervure d'aileron

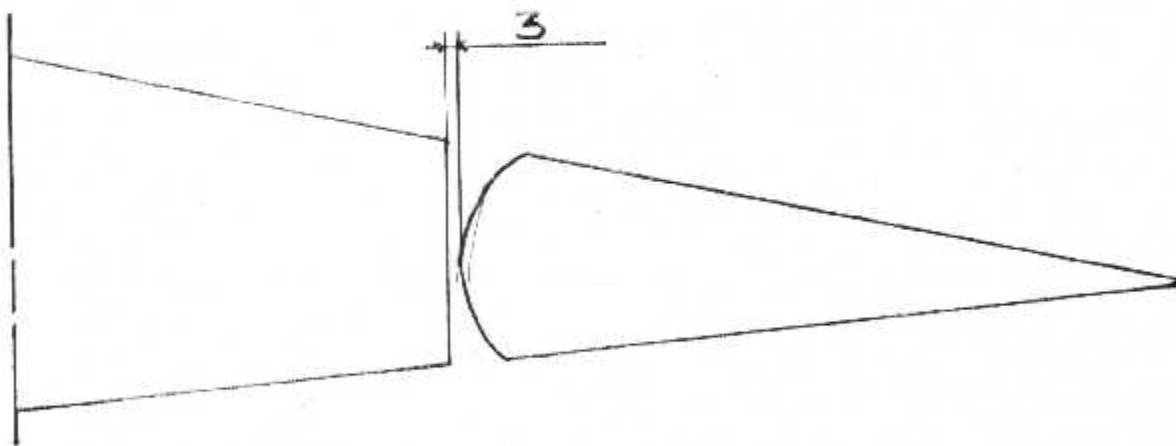


Figure (IV-3): position d'aileron

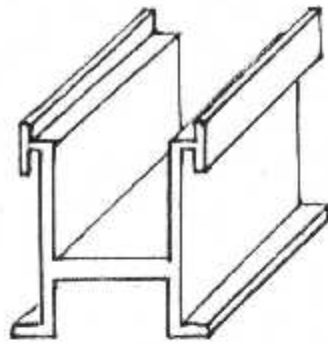
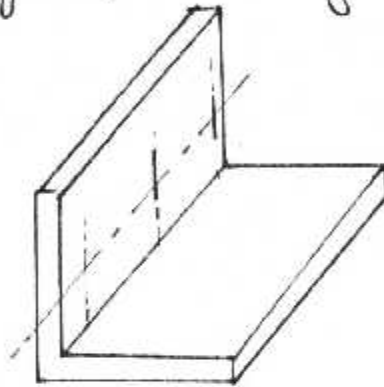
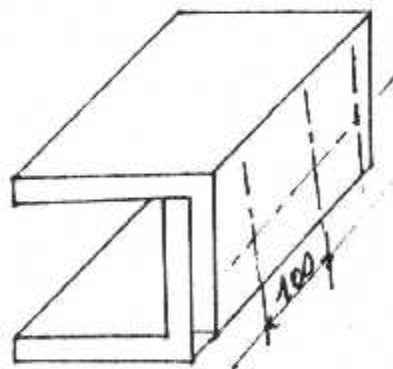


Figure (IV-4) : Longerons principaux.



(a)



(b)

Figure (IV-5) : Faux Longerons.

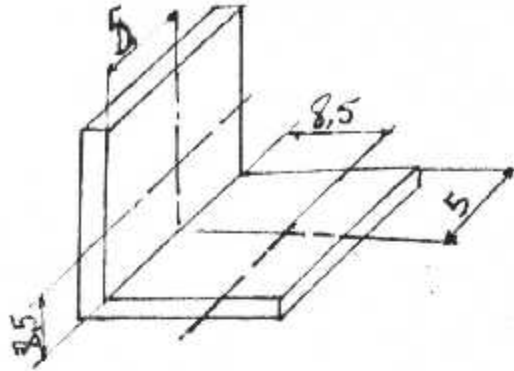


Figure (IV-6): Ferrure d'attache.

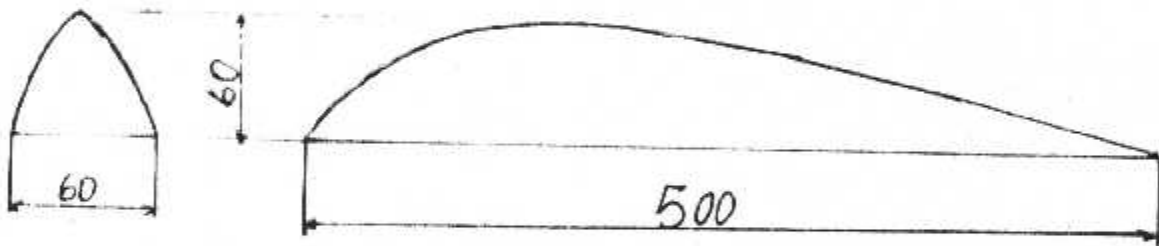


Figure (IV-7): Saumon.

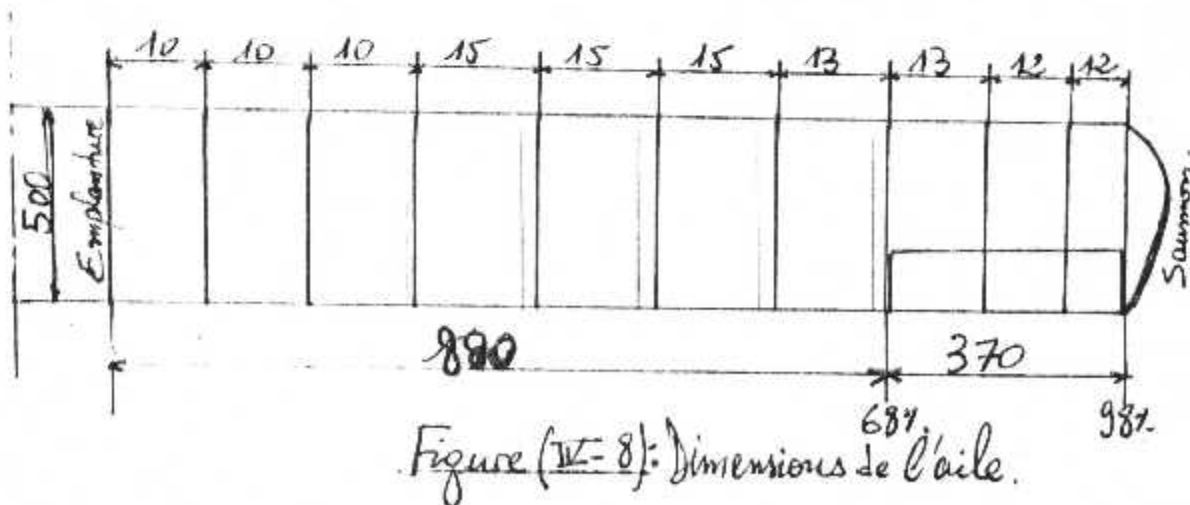


Figure (IV-8): Dimensions de l'aile.



# CHAPITRE V

## **V-1 STABILITE ET MANIABILITE:**

Dans ce chapitre, nous allons parler de certains paramètres qui influent dans le vol d'un avion, ses manœuvres et sa stabilité.

Pour bien saisir, nous avons à définir quelques expressions ou mots clés dans ce domaine.

### **V-1-a La stabilité :**

C'est la capacité d'un avion de retourner à l'état d'équilibre de vol donné lorsqu'il est en état écarté, sans que le pilote n'ait à intervenir. Un avion peut être stable dans certaines conditions et instable dans des conditions différentes.

Par exemple : Un avion est stable en vol rectiligne horizontal, instable en vol inversé. Un avion qui serait stable dans un piqué accentué s'opposerait, en effet, à tout effort du pilote pour le sortir de ce piqué.

La stabilité qu'un avion possède grâce à ces formes particulières et à la répartition de ses masses s'appelle « la stabilité propre ».

Donc, un avion qui tend à revenir à sa position d'équilibre après perturbation, est stable. D'autre part, s'il tend à s'écarter d'avantage de sa position, est instable. Mais il peut arriver que l'avion préfère conserver sa nouvelle position ; il se trouve donc, à mi-chemin entre la stabilité et l'instabilité ; on dit qu'il possède une « stabilité neutre » qui peut, parfois, être une caractéristique souhaitable.

On fait aussi la différence entre la stabilité « commandes bloquées » et la stabilité « commandes libres ». Si l'on considère, par exemple, la stabilité en roulis, on dit que la commande de gauchissement est bloquée quand elle est maintenue à certain valeur de blocage par le pilote, peut importe qu'il soit humain ou automatique.

La commande est libre quand le pilote relâche de façon que les ailerons prennent d'eux même une position sous l'effet des seules forces aérodynamiques.

La stabilité est aussi modifiée selon que les moteurs de l'avion fournissent ou non de la poussée.

#### **1 Stabilité latérale :**

Pour qu'un avion soit latéralement stable, il lui faut qu'un léger roulis non volontairement de la part du pilote donne naissance à des efforts qui ramènent l'avion à sa position initiale.

Tous les avions qui volent à faible angle d'attaque, et par conséquent la portance, augmente sur l'aile qui s'enfonce et diminue sur l'aile qui se lève, mais cet effet de rétablissement ne dure que le temps de roulis du mouvement.

Il faut bien comprendre que cela ne se produit qu'aux petits angles d'attaque ; si l'angle est proche de celui de décrochage, toute augmentation de cet angle du côté de l'aile qui s'enfonce peut produire une diminution de portance et toute diminution de l'angle d'attaque de l'autre côté peut produire une augmentation de portance. Ce déséquilibre des forces accroît la rotation en roulis de l'avion ; c'est l'amorce d'auto rotation. Mais la stabilité latérale se vérifie après que le phénomène de roulis ne soit produit.

L'angle de dièdre latéral se mesure entre chaque aile et l'horizontal et non pas entre les plans de chaque aile. Son rôle est de rendre l'avion latéralement stable.

**V-1-b Maniabilité :**

C'est l'aptitude d'un avion à changer d'assiette sans que le pilote ait à fournir un effort prohibitif sur les commandes. Ce n'est plus du tout la même chose que la stabilité ; en fait, il arrive souvent que ces deux qualités ne puissent se combiner. C'est seulement quand le pilote et l'avion s'accordent sur un changement d'assiette de l'avion que l'on peut dire que la stabilité et la maniabilité vont de paire.

Quand il s'agit de mouvement autour de l'axe de tangage, on parle de la stabilité ou de maniabilité « longitudinale ».

Quand il s'agit de mouvement autour de l'axe de roulis, on parle de la stabilité ou de maniabilité « latérale ».

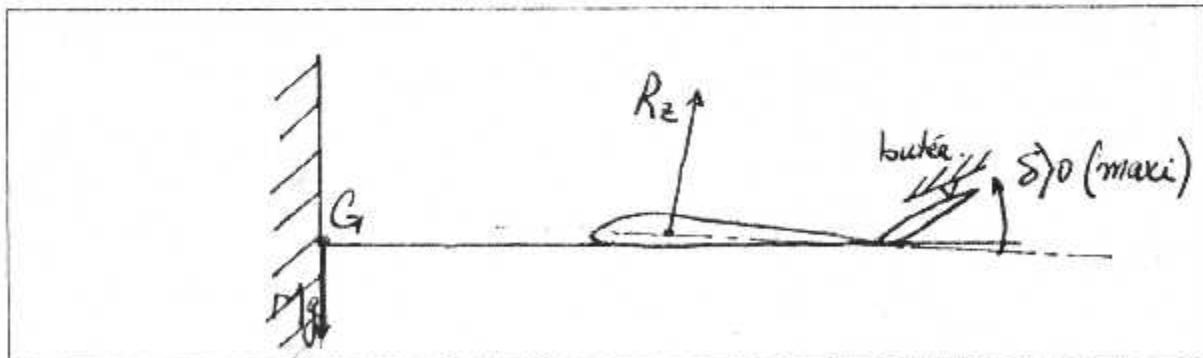
Quand il s'agit de mouvement autour de l'axe de lacet, on parle de la stabilité ou de maniabilité « de route ».

Les deux paramètres (stabilité, maniabilité) varient en sens inverse.

- Quand G recule, stabilité diminue, donc maniabilité augmente.
- G en F : stabilité nulle, système en équilibre indifférent, maniabilité infinie puisqu'il n'y a pas du tout de moment de rappel antagonique.
- Si G avance, la maniabilité diminue. On contrera la tendance à piquer en mettant du braquage négatif. La maniabilité diminuant va bientôt s'annuler d'où une limite avant de centrage. Pour rendre compte d'une maniabilité nulle assimilons l'entrée  $\Delta\delta$  à la rotation de volant de l'automobile, la sortie  $\Delta\alpha$  à la rotation de la roue avant autour de son pivot. La maniabilité est nulle si :

1. Entrée folle (colonne de direction sciée).
2. Entrée bloquée (antivol).
3. Entrée en butée, assimilable à l'antivol d'un seul côté, la maniabilité est en effet impossible dans le sens de la butée.

Ainsi lorsque la profondeur sera en butée de trim à cabrer, la maniabilité sera nulle car il n'y aura plus possibilité d'introduire des  $\Delta\delta < 0$ , donc de voir des  $\Delta\alpha > 0$  (impossible de monter, de décoller et d'arrondir en finale, etc.....)



**Figure (V-1):** exemple de maniabilité.

- La limite arrière de centrage est dictée par des considérations de stabilité.
- La limite avant de centrage découle d'impératif de maniabilité.

**V-2 COMMANDES DE VOL :**

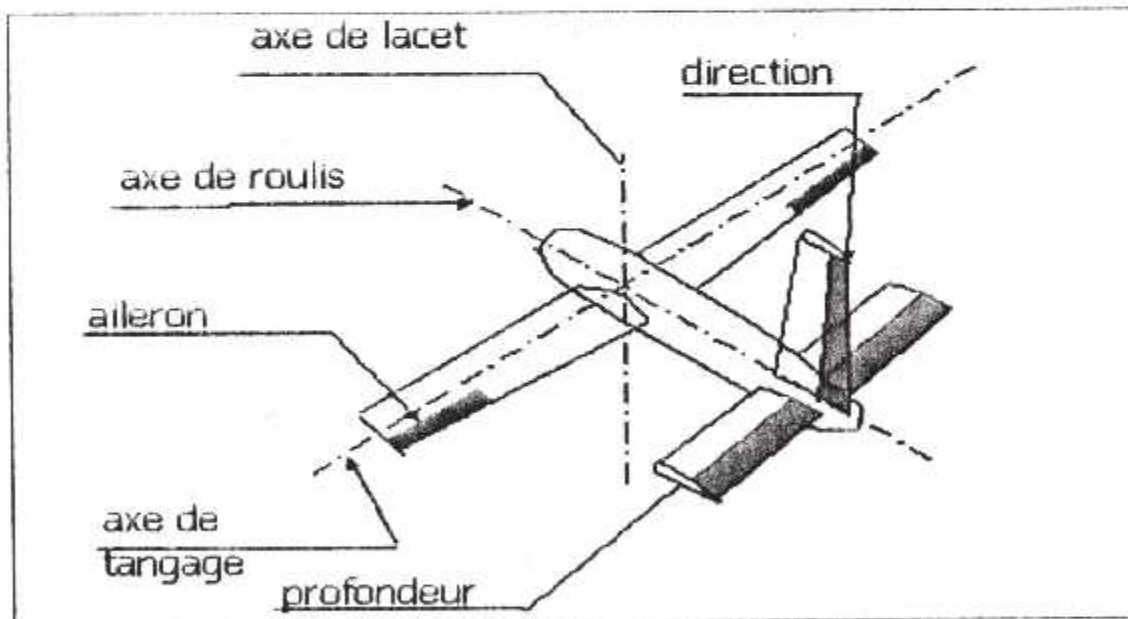
Les commandes de vol sont des dispositifs qui permettent de provoquer des évolutions de l'avion autour des axes de référence.

Les commandes de vol sont divisés en deux :

- Commandes de vol primaires : grâce auxquelles on commande les évolutions (gouvernes).
- Commandes de vol secondaires : grâce auquel on modifie la configuration aérodynamique de l'avion (spoilers, hypersustentateurs, etc....).

Le tableau ci-dessous, récapitule ces commandes :

Axes de référence	commandes	gouvernes
Tangage	Manche	Profondeur
Lacet	Palonniers	Direction
Roulis	Volant	Ailerons



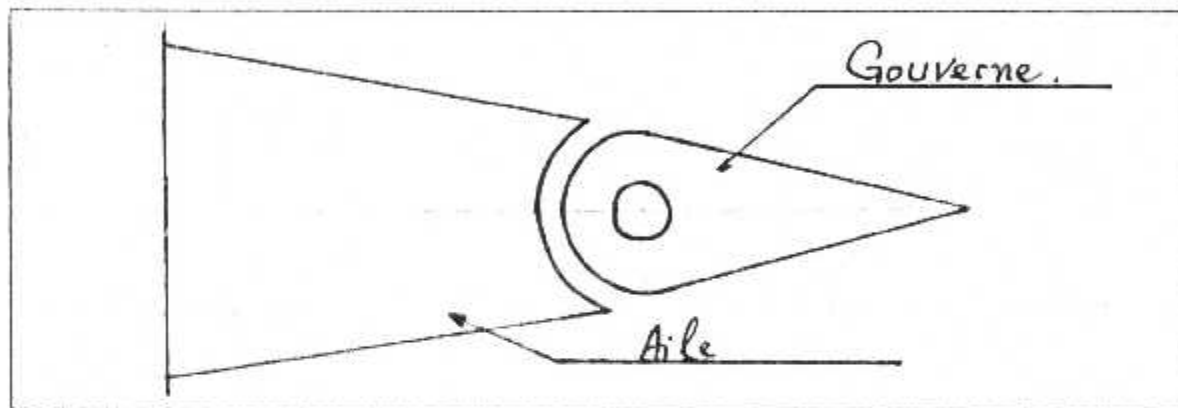
**Figure (V-2) :** commandes et axes de référence.

**V-2-a Gouvernes :**

Montées au bord de fuite, les gouvernes constituent les surfaces mobiles que sa soit sur les ailes ou les empennages.

Ils prennent la forme du bord de fuite, d'un braquage d'un angle ( $\delta$ ), la configuration aérodynamique de l'avion varie comme suite :

- Les ailerons augmentent la portance sur une aile et la diminuent sur l'autre, de sorte que l'avion fait le mouvement de gauchissement.
- Les gouvernes de profondeur créent un moment piqueur ou cabreur, d'où l'avion peut mouvoir en profondeur.
- D'un braquage à gauche ou à droite, la gouverne de direction change la direction de l'avion en sens contraire du braquage.



**Figure (V-3):** la gouverne.

**V-2-b Compensateurs :**

La gouverne est articulée sur une charnière. La sollicitation fait apparaître un effort aérodynamique  $R$  qui exerce un moment de charnière  $M=a.R$ .

Le maintien de la gouverne dans sa position, nécessite de la part du pilote, un effort 'F' donnant, par le déport 'b', un moment égale  $F.b=R.a$  avec  $R=1/2(\rho V^2 SC)$ .

L'augmentation des vitesses de croisière d'une part, l'accroissement de la taille des gouvernes d'autre part, engendrent une force aérodynamique  $R$  très importante, donc des moments de charnière à vaincre de plus en plus grands.

La force  $F$  du pilote, étant limitée, les remèdes sont :

- Augmentation de déport  $b$ .
- Compensation des gouvernes.

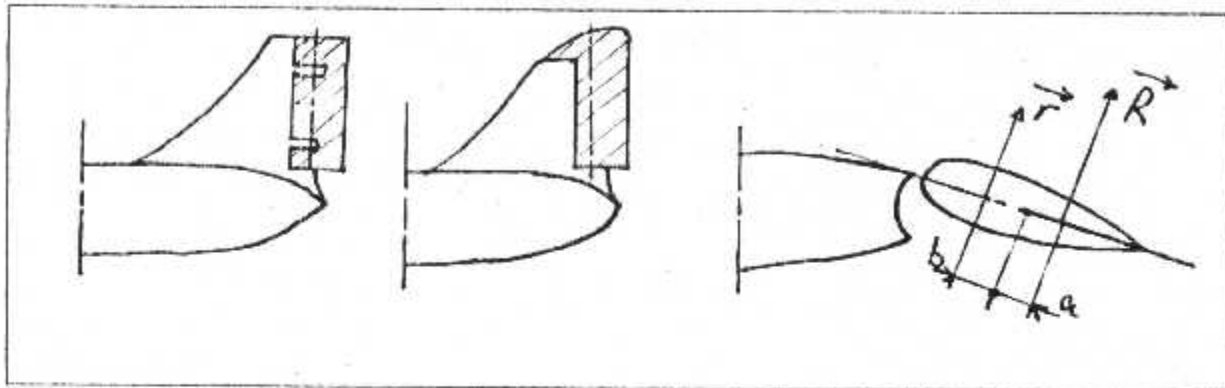
En parlant de la compensation des gouvernes, il existe plusieurs compensateurs que sa soit de régime ou d'évolution.

**1 Compensateurs d'évolution :**

Système monté en série avec les commandes, assiste le pilote en diminuant ou en annulant  $F$ , lorsqu'il déclenche des évolution autour du centre de gravité.

**-Surface débordante :**

La partie déportée (corne débordante lorsqu'elle est en haut) exerce un effort aérodynamique dans le bon sens mais diminue le moment de charnière :  $M=R.a-r.b$



**Figure (V-4):** surface débordante.

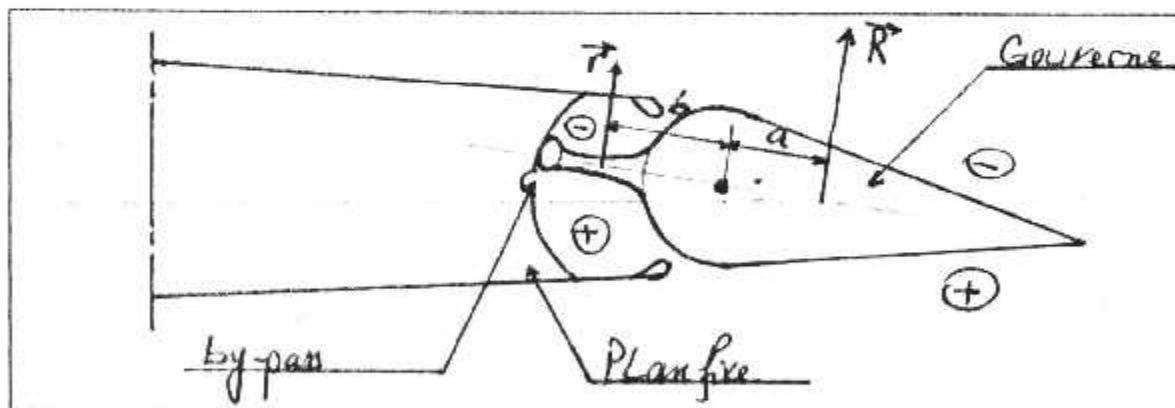
**- Panneau compensateur :**

Un panneau lié à la gouverne glisse sur un fond circulaire du plan fixe. Des ouvertures (fentes) permettent aux surpressions et dépressions apparaissant sur le volet d'atteindre aussi le panneau.

Résultat :  $M=R.a-r.b$ .

Le système ne marche que si les chambres situées de part et d'autre du panneau sont isolées.

Au neutre (braquage nul) les deux chambres sont reliées par une ouverture (by passe) afin de garder au panneau son rôle de compensateur d'évolution seulement.



**Figure (V-5):** panneau compensateur.

**- Les tabs :**

Le tab est un petit volet articulé à l'arrière de la gouverne.

Lorsque la gouverne se braque, le tab s'est déjà braqué en sens inverse.

Gouverne et tab étant braquées, deux forces aérodynamiques apparaissent et produisent deux moments opposés par rapport à la charnière.

Le braquage du tab est proportionnel à celui de la gouverne en sens inverse, ce qui diminue l'efficacité de cette dernière.

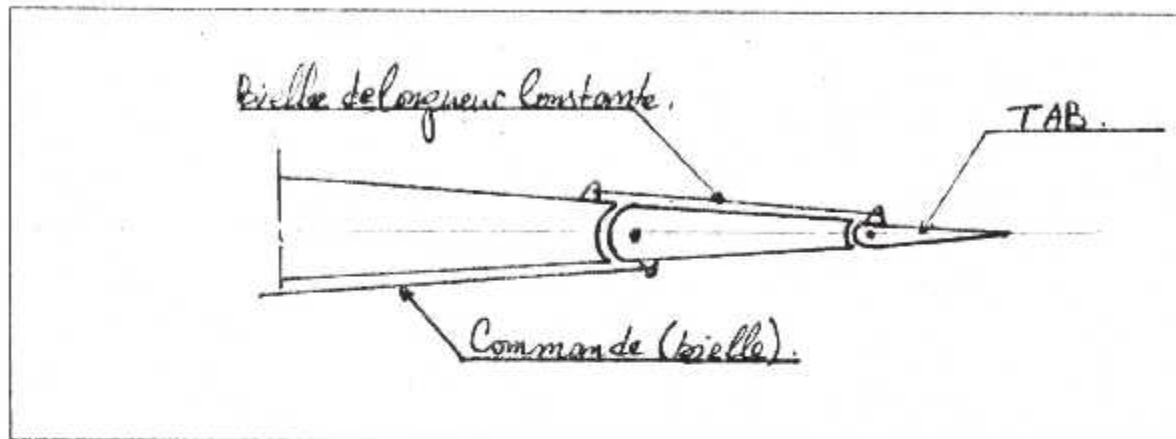
Il existe trois sortes de tabs tels que :

Tab automatique :

Une bielle relie un point du tab à un point du plan fixe.

La cinématique est telle que le contre braquage est automatique lorsque le pilote agit sur le volet.

Dans le schéma suivant, on explique le fonctionnement :



**Figure (V-6):** tab automatique.

Servo-tab :

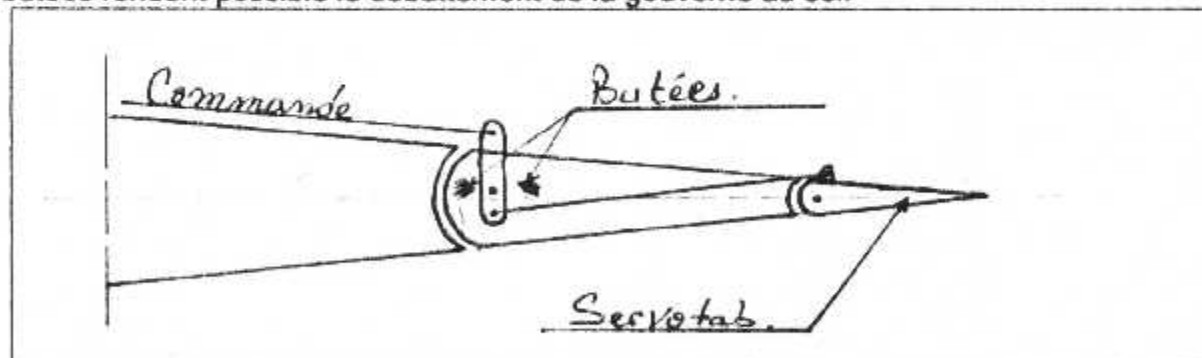
Le tab est relié à la commande par l'intermédiaire d'un guignol articulé sur l'axe de rotation de la gouverne.

C'est la force aérodynamique créée par le servo-tab qui provoque le déplacement de la gouverne en sens inverse.

La gouverne en se déplaçant diminue le braquage du servo-tab.

L'effort fourni dans la commande correspond au moment de charnière du servo-tab uniquement.

Les butées du guignol assurent la sécurité en cas de rupture des biellettes, de plus ces butées rendent possible le débattement de la gouverne au sol.



**Figure (V-7):** servo-tab.

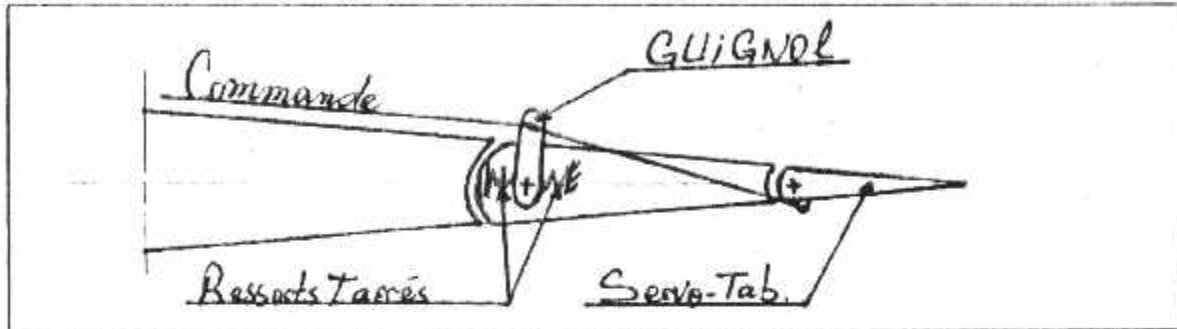
3 Tab à ressort (spring tab) :

La différence par rapport aux dispositifs précédents, consiste à relier la gouverne et le guignol à l'aide d'un ressort taré.

Si le moment de charnière produit dans le guignol un effort de tangage inférieur au tarage du ressort, on peut considérer le guignol solidaire à la gouverne : il y a entraînement direct.

Si l'effort dans le guignol fait céder le ressort, le mouvement relatif du guignol par rapport à la gouverne provoque le braquage du spring-tab : il y a diminution du moment de charnière.

Ce dispositif est sensible pour les faibles braquages, il est également appelé « compensateur à seuil d'effort ».



**Figure (V-8):** spring-tab.

## 2 Compensateurs de régime :

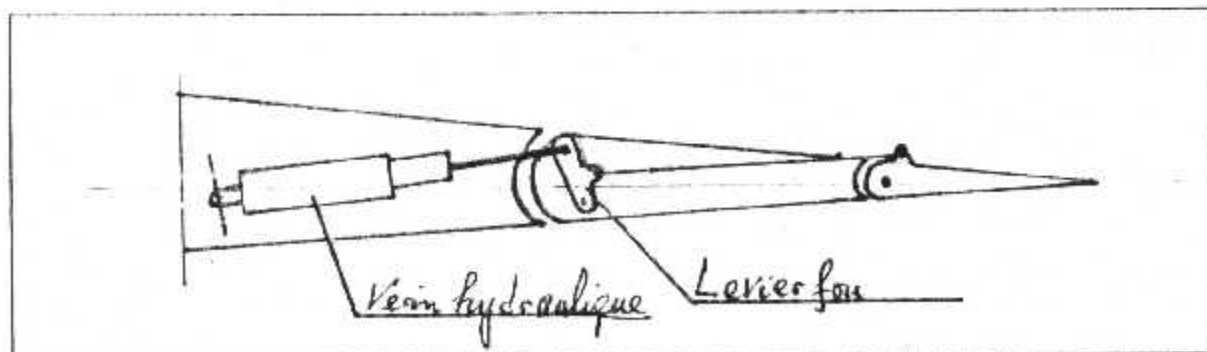
Lorsque l'avion est en vol horizontal stabilisé, la variation d'un des paramètres d'équilibre nécessite le braquage des gouvernes pour maintenir le vol horizontal. La compensation de régime a pour but d'annuler l'effort du pilote sur la commande en cas de braquage de la gouverne pour maintenir l'avion en vol stabilisé.

### - Trim tab :

Lorsque le braquage de la gouverne est nécessaire, le pilote agit sur la commande normale (volant, palonniers, manche,...) pour braquer la gouverne. Il agit ensuite sur un volant de « trim » jusqu'à ce que l'effort sur la commande soit supprimé. Les volants de trim sont généralement installés sur le pylône.

### - Tab automatique et commandé (tab mixte) :

C'est un compensateur de régime et d'évolution qui constitue une combinaison des deux systèmes étudiés précédemment. Les commandes de tab sont généralement des vérins électriques, hydrauliques ou mécaniques (vis-écrou).



**Figure (V-9):** tab mixte.



**V-2-c Assistance :**

Les moments de charnière des transporteurs modernes sont trop importants pour être mécaniquement modulés.

La longueur des organes de transmission cabine-gouverne (câbles, bielles) est grande. Le cheminement de l'effort pilote y induirait des allongements relatifs non négligeables.

Il est, alors, préférable d'installer des assistants.

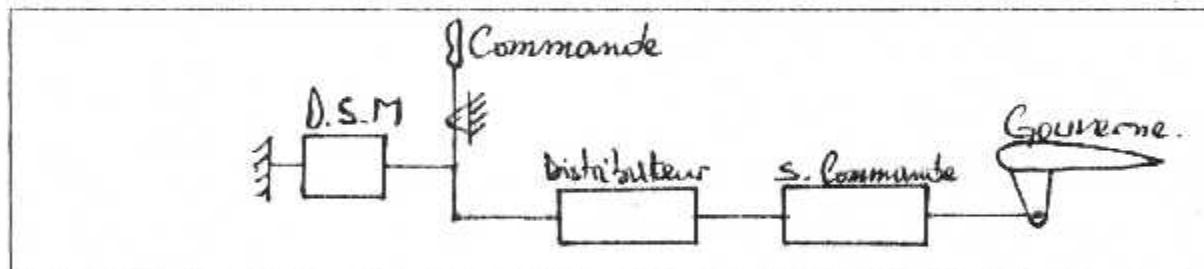
- Moteurs hydrauliques (vérin).
- Servocommandes ou servodynes.
- Générateurs de sensation musculaire.

**1 Servocommandes irréversibles :**

En vol, le moment de charnière est intégralement absorbé par la servocommande. L'effort à fournir dans la commande, par le pilote, pour maintenir une position, est à peu près nul, la servocommande est dite irréversible.

Cette commande fournit entièrement l'effort nécessaire pour braquer la gouverne, il est nécessaire de procurer au pilote, un effort créé artificiellement lui permettant de ressentir une sensation musculaire compensant la sensation pilotage qui n'est pas fournie.

Ces dispositifs de sensation musculaire artificiels fournissent un effort proportionnel au braquage de la gouverne (gauchissement, direction).



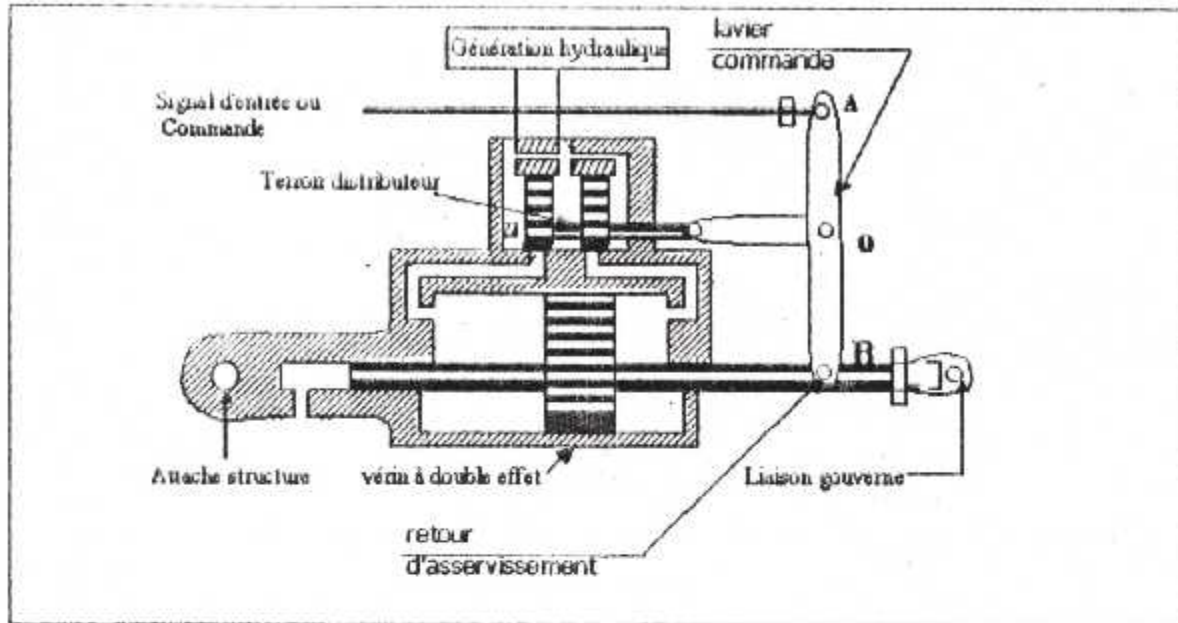
**Figure (V-10):** montage de servocommande irréversible.

**- Servocommande à corps fixe :**

Dans ce type de servocommandes, le corps de vérin est fixé à la structure et la tige est liée à la gouverne.

L'alimentation hydraulique du vérin est assurée par un tiroir distributeur commandé par un levier d'asservissement.

- Le déplacement du point A est assuré par la commande pilote.
- Le déplacement du point d'articulation O est celui du tiroir distributeur.
- Le déplacement du point d'articulation B est assuré par le déplacement de la tige du vérin.



**Figure (V-11) :** servocommande à corps fixe.

Le signal d'entrée déplace le point A, le point B étant fixe, le levier d'asservissement tourne autour de B et le déplacement de O entraîne le tiroir distributeur qui assure l'alimentation en pression de l'une des chambres du vérin, l'autre chambre est mise en retour.

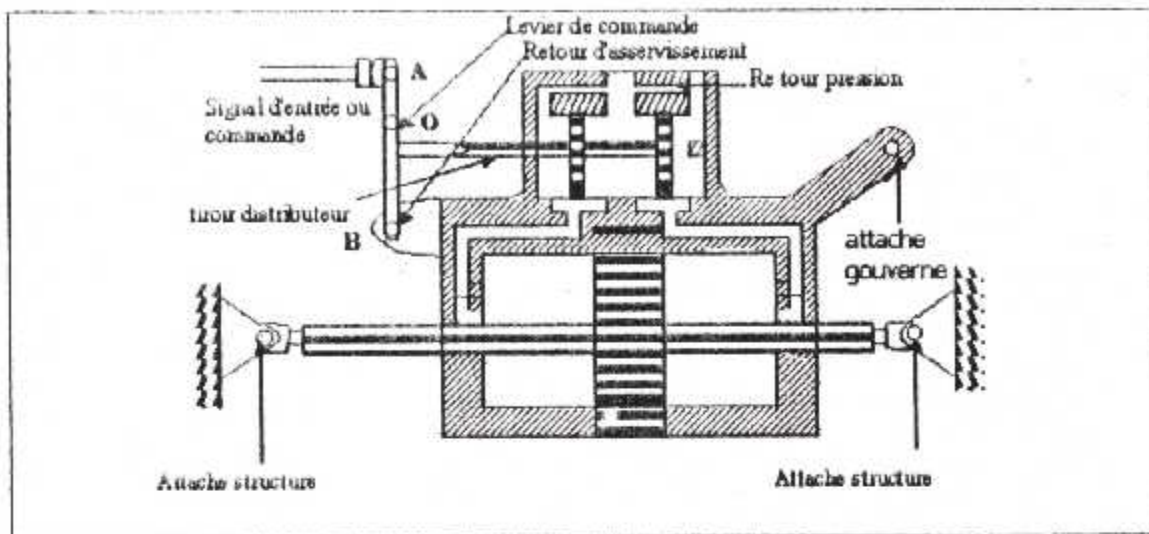
Le signal de commande n'évolue plus : le point A est fixe, l'alimentation en pression de l'une des chambres du vérin provoque le déplacement de la tige du vérin donc, de la gouverne (signal de sortie).

Le levier d'asservissement tourne autour de A et le point O revient à sa position, au neutre. Le tiroir distributeur revient aussi au neutre, comme le cas précédent, l'alimentation hydraulique est isolée et la nouvelle position de B est maintenue.

**-Servocommande à corps mobile :**

Dans ce type de commande, la tige du vérin est fixe sur la structure et le corps du vérin est lié à la gouverne.

Son fonctionnement est ressemblant au premier sauf que le corps du vérin se déplace au lieu de sa tige.

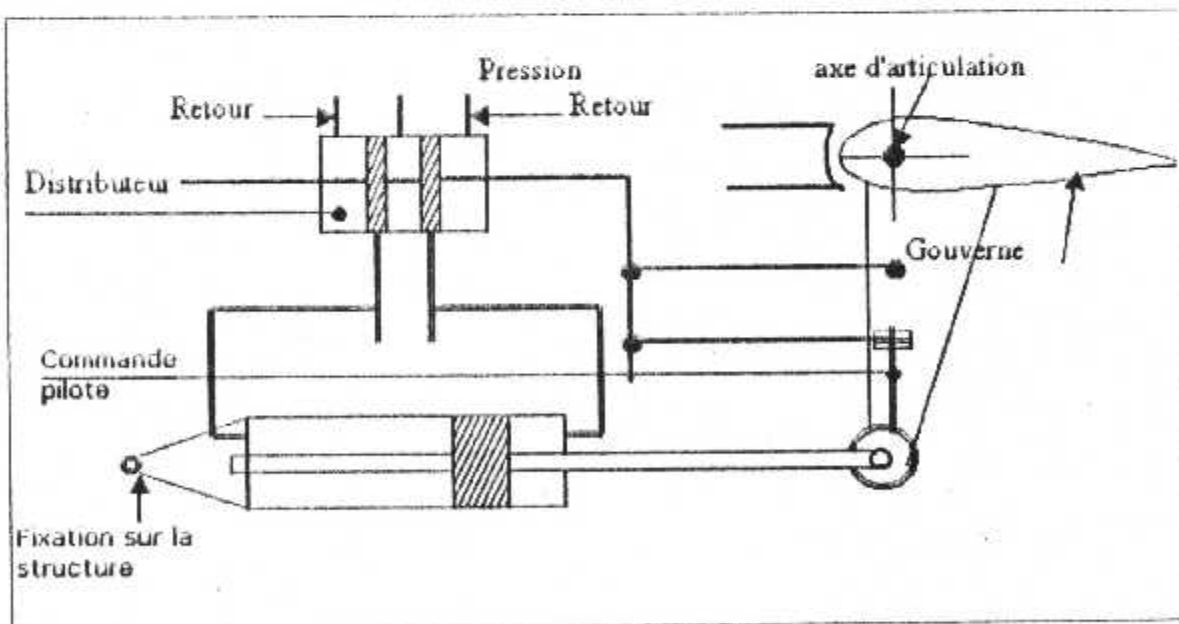


**Figure (V-12) :** servocommande à corps mobil.

**2 Servocommande réversible :**

Le servocommande assure la majeure partie  $F_1$  de l'effort  $F$  nécessaire, mais le complément  $F_2 = F - F_1$ , chemine directement jusqu'à la commande. Le générateur de sensation musculaire n'est plus indispensable puisque la sortie  $F$  est réinjectée sous forme atténuée  $F_2$ .

Les câbles de cheminement de  $F_2$  subissent donc des allongements relatifs, dus par ailleurs aux variations de températures. Des tendeurs asservis en assurent une tension constante.



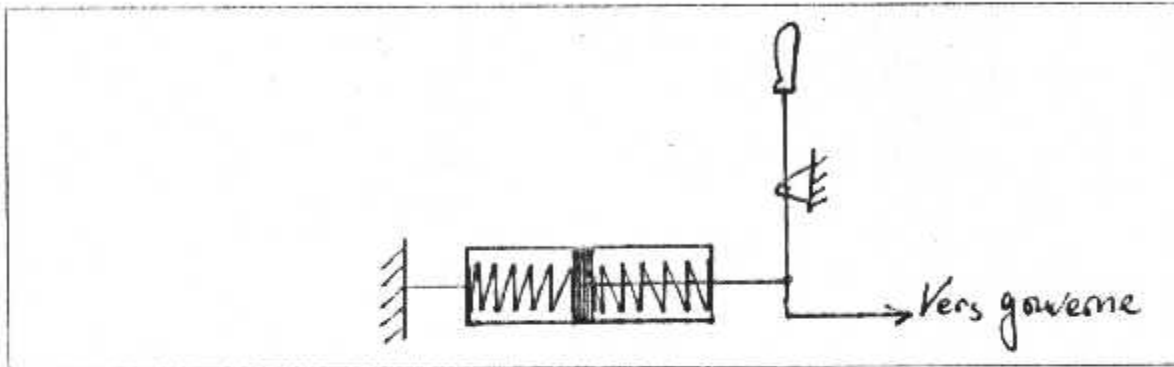
**Figure (V-13) :** servocommande réversible.

**V-2-d Générateurs de sensation musculaire :**

Montés en parallèle sur les compensateurs genre servo-tab et sur les servocommandes irréversibles.

**1 Effort proportionnel au déplacement de commande :**

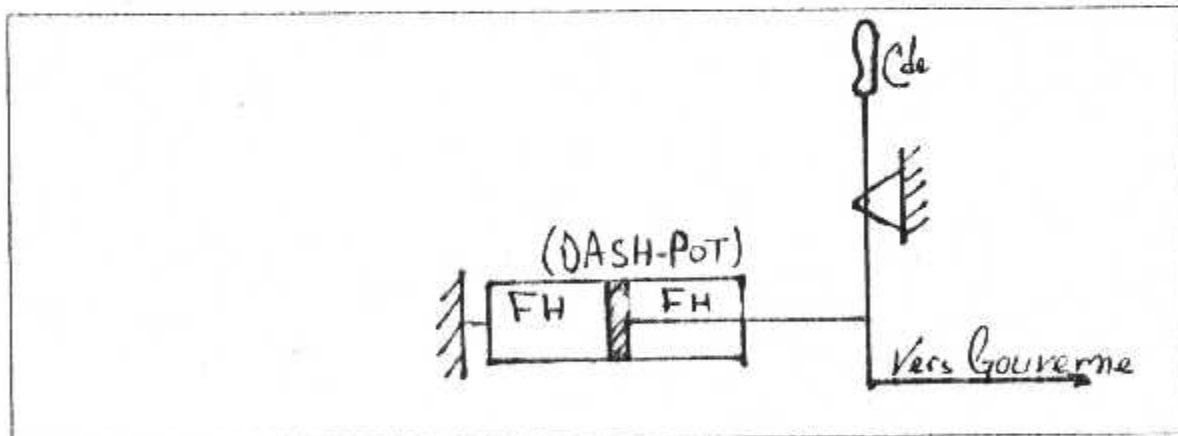
Un ressort donne un effort proportionnel à son allongement. (boite à ressort).



**Figure (V-14):** schéma de principe.

**2 Effort proportionnel à la vitesse de déplacement de commande :**

Comme l'indique la figure ci-dessous, un amortisseur est monté à la commande. En laminant le fluide hydraulique incompressible, un effort proportionnel à la vitesse de déplacement de la commande est délivré par le DASH-POT.



**Figure (V-15):** schéma de principe.

**3 Effort proportionnel aux accélérations (tête-pieds) :**

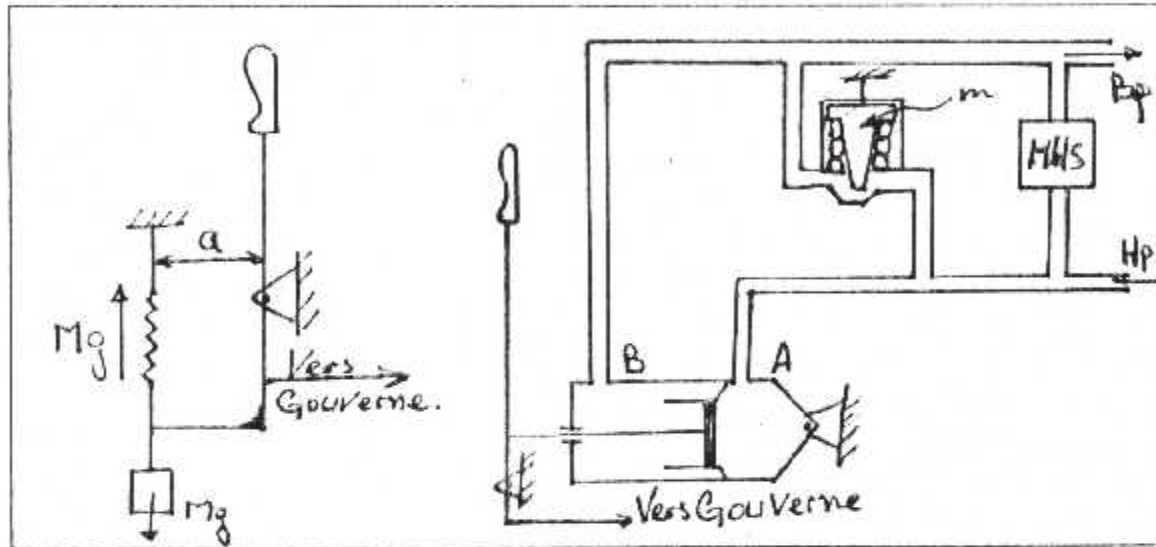
Ces accélérations centrifuges apparaissent dans les ressourses et les virages. En vol horizontal, une masse 'M', déportée de 'a', exerce un moment nul puisque son poids 'Mg' est équilibré par un ressort.

Si  $\gamma z > g$ , un couple =  $M(\gamma z - g) \cdot a = Mg a \cdot (n - 1)$ , durcit la commande.

La figure ci-après, montre un procédé reposant sur le même principe. Une masse 'M', dont le poids est équilibré par un ressort peut, quand  $\dot{y} > g$ , obturer plus ou moins le passage permanent du fluide hydraulique sous pression.

Les pression initialement les mêmes en A et B n'agissent pas sur le piston.

Si la masse "M" obture partiellement la dérivation, alors ( $P_A > P_B$ ), le piston est sollicité vers l'avant, s'opposant vers l'arrière du manche.



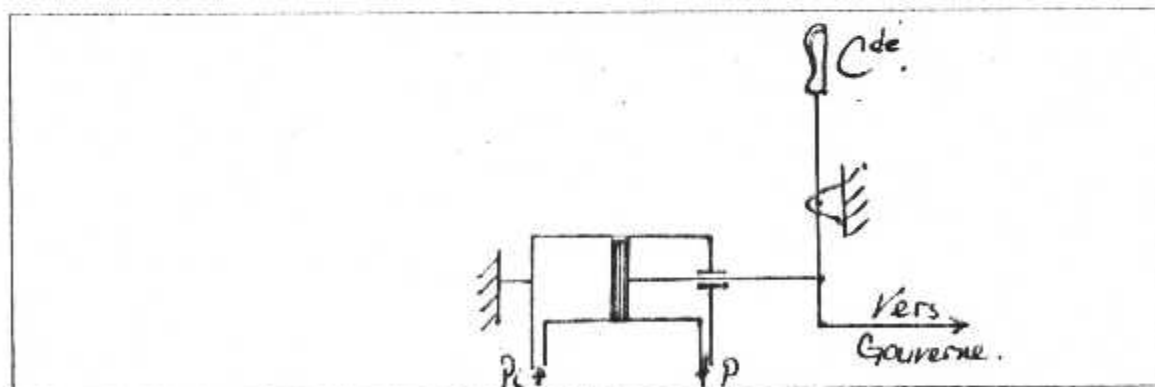
**Figure (V-16):** schéma de principe.

Une mise hors circuit (mhs) permet de palier une panne éventuelle du système.

**4 Effort proportionnel à la pression dynamique :**

Un différentiel soustrait deux signaux respectivement modulés par la pression statique 'P' et la pression génératrice.

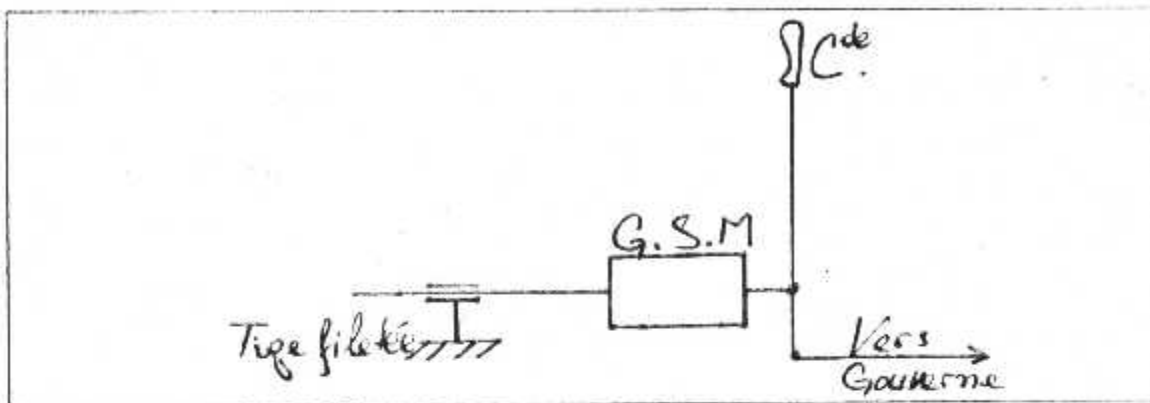
Le signal est bien sûr amplifié par un moteur électrique.



**Figure (V-17):** schéma de principe.

**V-2-e Synthèse :**

Dans le cas de servo-tab ou de servocommande irréversible, le trim. de régime est monté en série sur la sensation musculaire.



**Figure (V-18):** synthèse de servocommande.

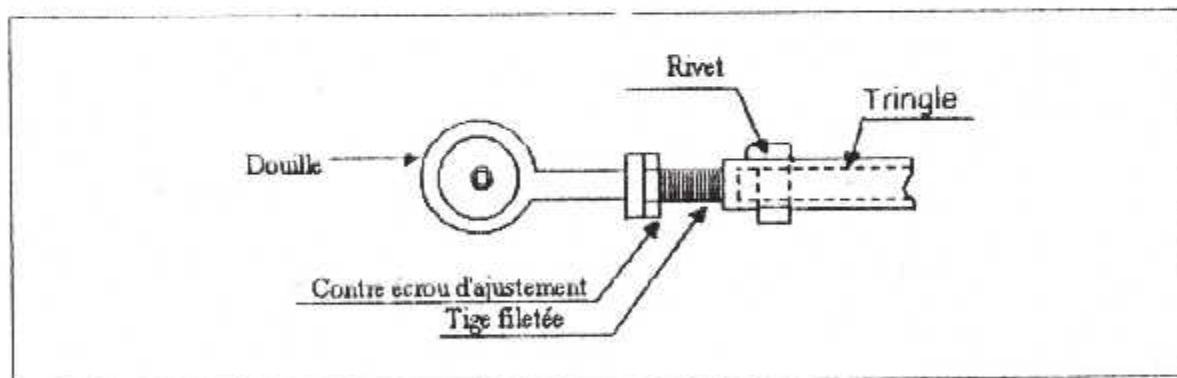
### V-3 LE SYSTEME A REALISER :

Dans le but de simplicité, légèreté et fiabilité, le système que nous allons adapter est un ensemble des éléments participant à remplir la mission désignés en fonction de leurs dispositions et leurs fonctions:

#### V-3-a Tringleries:

Ce sont des biellettes métalliques en acier doux, de faible diamètre. A l'extrémité de ces tringles, on fixe, au moyen de boulonnage, une rotule qui permet de relier la tringle avec l'organe commandé (gouverne).

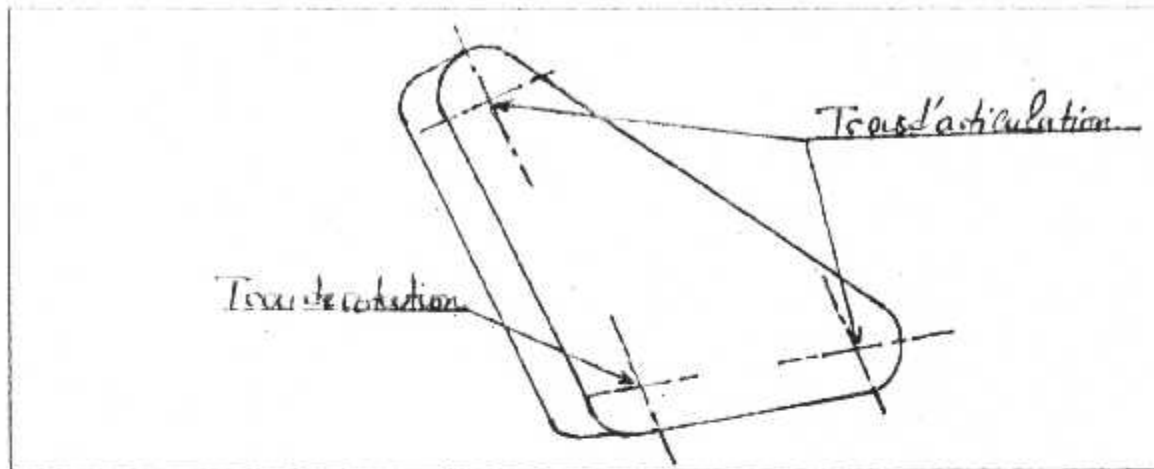
Au lieu de mettre les câbles en deux sens, la biellette est mise en place pour les deux sens, elle travail en va et vient.



**Figure (V-19):** tringle.

#### V-3-b Les quignols :

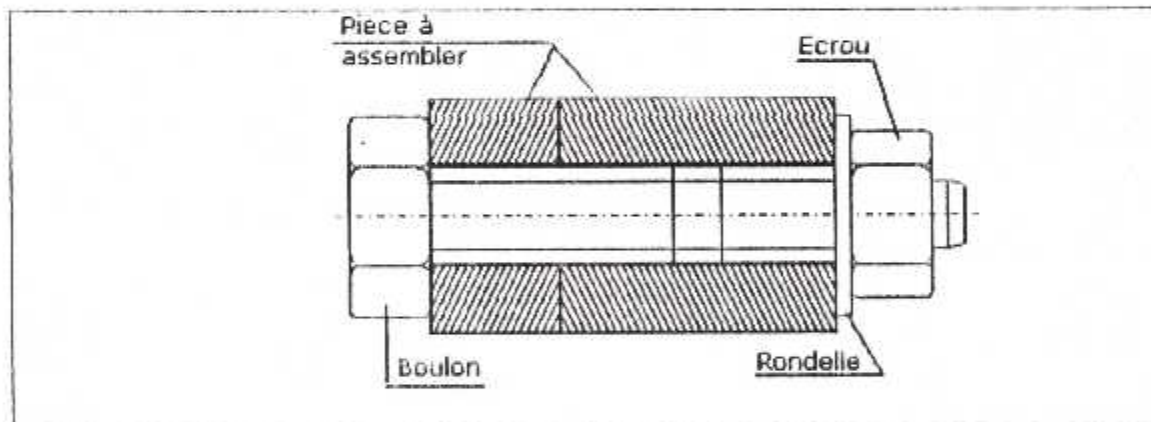
Le quignol, qu'on a utilisé, est de forme triangulaire, afin de réaliser une bonne articulation des biellettes ainsi que de vaincre le moment de charnière, causé par les ailerons.



**Figure (V-20):** les guignols.

**V-3-c Boulons d'assemblage :**

Pour assembler les tringles et les guignols, on a utilisé des boulons commerciaux avec écrous freins.



**Figure (V-21):** boulonnage.

**V-3-d Servocommande électrique :**

Pour actionner notre système de commande de vol, on dispose d'un micro moteur électrique, télécommandé, monté en série avec les biellettes. D'un sens de rotation, il actionne les ailerons à un braquage et d'autre sens de rotation, il les actionne à un braquage inverse.

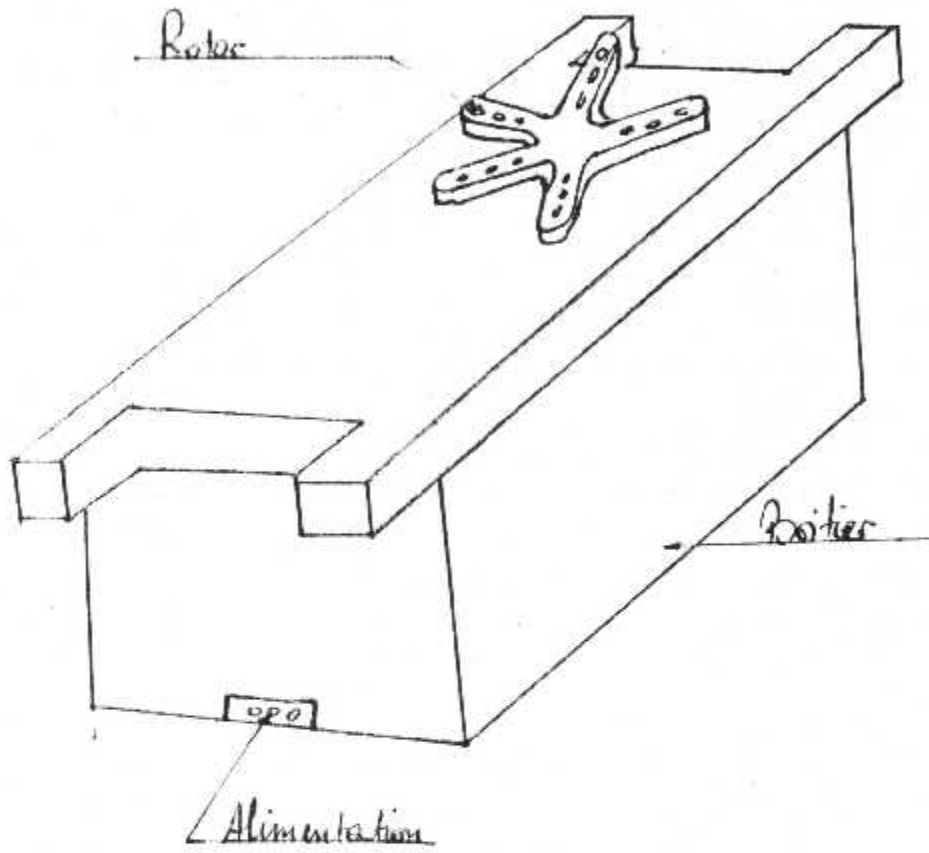


Figure (II - ) : ServoCommande.



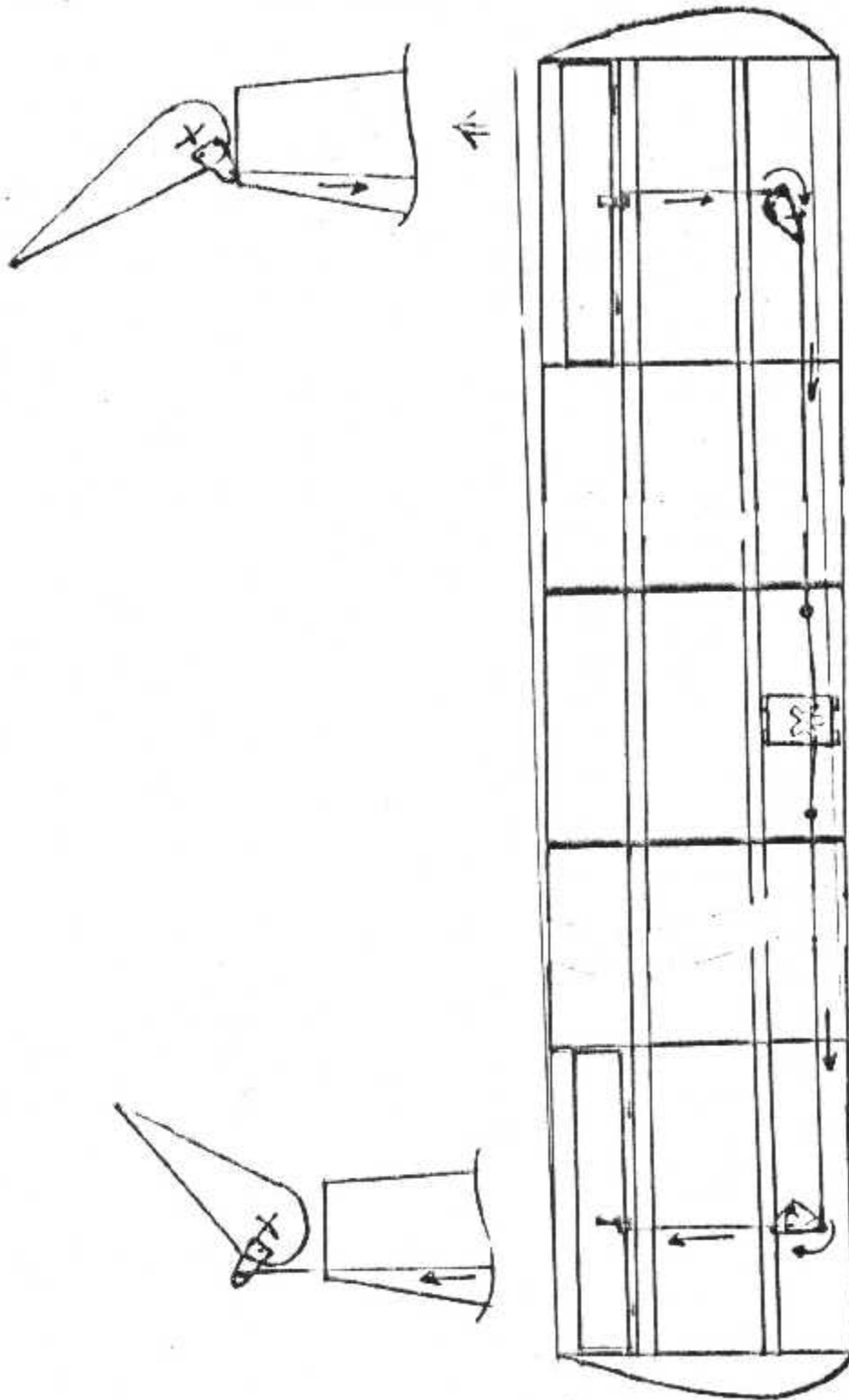


Figure IV - 1 : braquage des ailerons.

## CONCLUSION

Dans ce travail, nous avons suivi, pas à pas, les étapes de dimensionnement et de fabrication. En ce qui concerne le dimensionnement, nous avons procédé à la vérification et la validation des données du cahier de charge selon la norme FAR23 (quelques exigences).

En passant à la fabrication, les étapes suivies sont déjà montrées dans le chapitre IV, ainsi que celles de l'assemblage des éléments constitutifs et nous avons complété chaque phase par les figures nécessaire qui montrent le produit fini de chacun de ces éléments. A la fin du chapitre, nous avons montré un dessin d'ensemble de notre model à réaliser.

Pour commander notre voilure, nous avons disposé d'un servocommande électrique monté en série avec les organes de commandes cirés dans le chapitre V.

Durant l'étape de la réalisation pratique, nous avons rencontré plusieurs obstacles qui ont retardé notre travail. Ces obstacles sont dues au manque de matière première (nylon et balsa) d'une part et des moyens d'exécution d'autre part. de ce fait, nous n'avons pas fini la réalisation entièrement, il y a des parties qui manquent telles que les raidisseurs et le revêtement. Mais l'essentielle est réalisé qui, par la présence de ce qui manque en matière, va être fini totalement.

Enfin, nous disons que ce modeste travail était une bonne expérience au domaine de la fabrication des models réduits et aussi une bonne récapitulation des informations acquises, durant notre formation.

En faite, nous avons fait notre mieux pour que se travail sert comme une référence au service des étudiants et nous souhaitons que notre établissement aura, dans le futur proche, les moyens de fabrication et des essais (piste aménagée pour le décollage et l'atterrissage), pour la réalisation des models que nous serrons fière de le faire.

## Bibliographie :

1. CELLULE –CIRCUIT : J C Ripoll.  
3<sup>ème</sup> édition 1990. ENAC
2. CELLULE – SYSTEMES :A –PAUJADE.  
Institut aéronautique Jean Mermoz. Edition 1991.
3. COURS DE MECANIQUE DE VOL : Mr BENAOUA  
3<sup>ème</sup> Année T.S. (2002/2003)
4. TECHNIQUE D'INGENIEUR : K.PERRY  
Rivetage, Soudage et Collage . Ed 1989
5. SERIE « ROSKAM »  
university of kansas (lawrance kansas). Ed 1979  
a- PARTIE I:  
Airplane design: preliminary sizing of airplanes.  
b- PARTIE III:  
Layout design of cockpit, fuselage, wing and empennage.
6. THEORY OF WING SECTION : I. ABOTT et A. J.VAN DOEN HOFF  
Ed 1992
7. TECHNOLOGIE CELLULE :J.Fleury- J WEYLAND.  
Institut aéronautique Jean Mermoz. Ed 1991
8. DICTIONNAIRE TECHNIQUE D'AERONAUTIQUE: R. LAMBERT.  
Ed : 1991.
9. MATERIAUX AERONAUTIQUES : A. MOURE  
Applications actuelles. Ed 1983. ENAC.

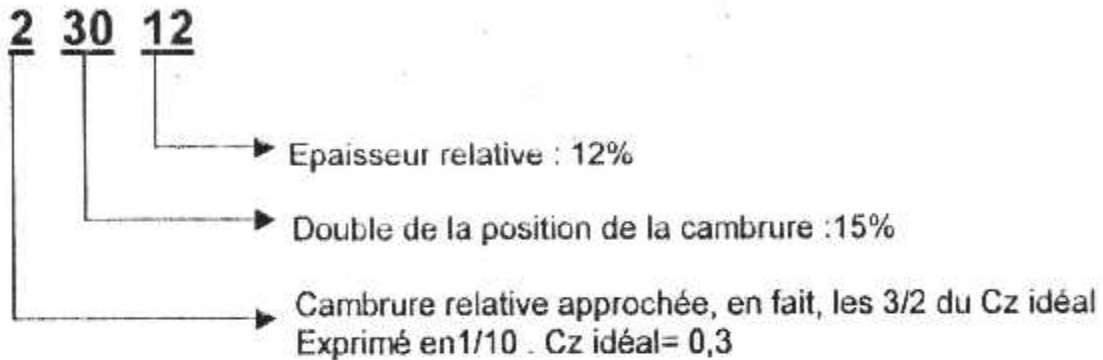
**A-1 DEFINITION :**

Profil à épaisseur moyenne, de la série NACA à 5 chiffres, d'utilisation très courante. Faible traînée, cambrure maximale très en avant.

Les chiffres sont valides pour une rugosité standard.

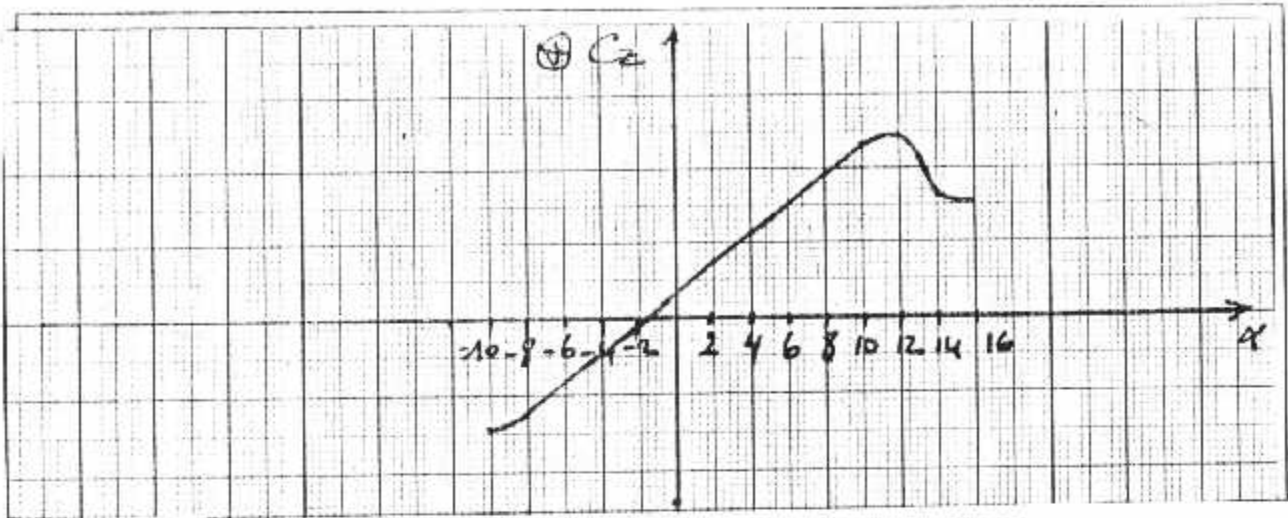
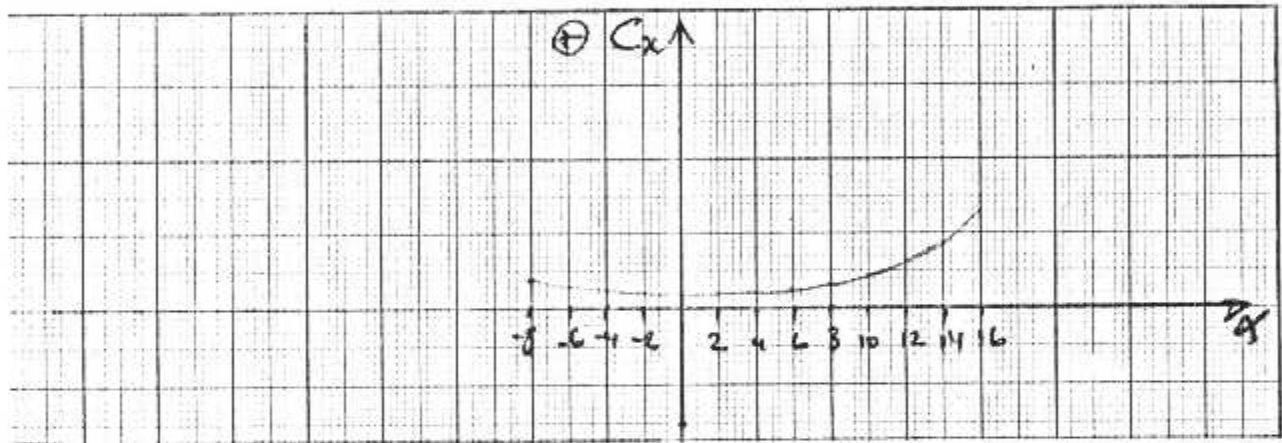
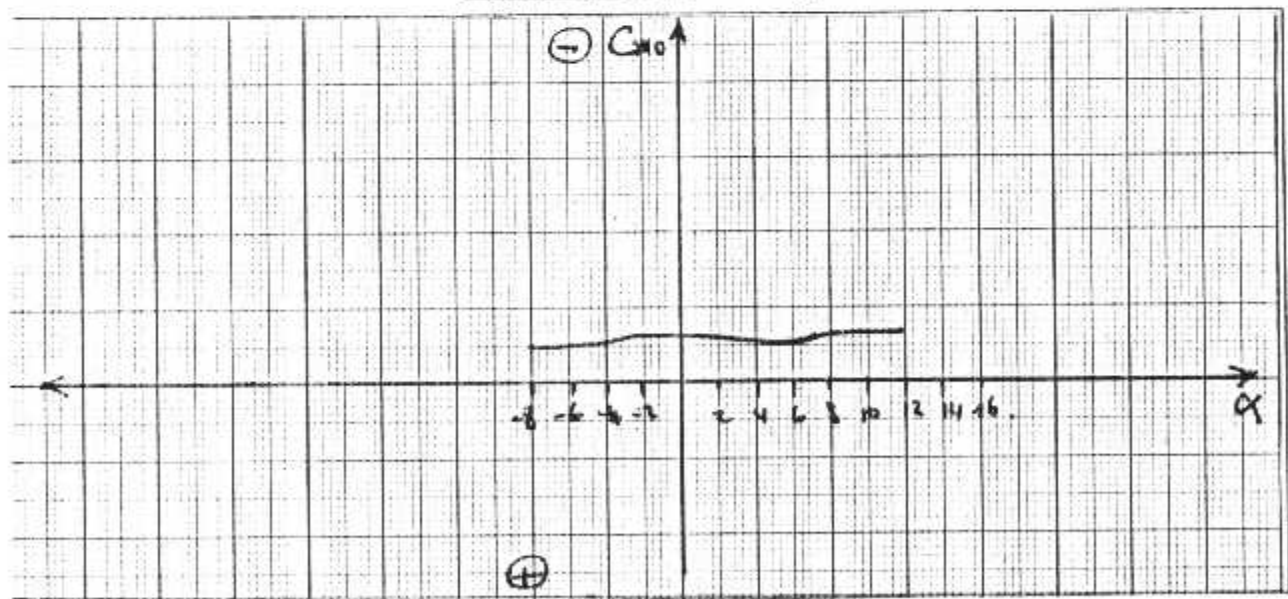
Nombre de REYNOLDS d'essai est : 6000000

Position du foyer est : 0,241.C

**A-2 DESIGNATION :****A-3 LES COEFFICIENTS EN FONCTION DE L'INCIDENCE :**

Angle d'attaque	Cz	Cx	Cm0,25	Cm0
-8	-0,60	0,020	-0,018	-0,013
-6	-0,43	0,014	-0,015	-0,013
-4	-0,25	0,011	-0,013	-0,014
-2	-0,05	0,010	-0,013	-0,016
0	0,15	0,010	-0,012	-0,016
2	0,36	0,010	-0,010	-0,015
4	0,55	0,011	-0,008	-0,014
6	0,75	0,013	-0,010	-0,014
8	0,96	0,016	-0,013	-0,016
10	1,14	0,023	-0,014	-0,017
12	1,23	0,032	-0,012	-0,017
14	0,82	0,042	-0,013	-
16	0,77	0,065	-0,050	-

## A-4 LES COURBES :

Figure (A-1) :  $C_z = f(\alpha)$ .Figure (A-2) :  $C_x = f(\alpha)$ .Figure (A-3) :  $C_{m0} = f(\alpha)$ .

**A-5 COMPARAISON :**

- Les surfaces courbées sont plus porteuses.
- Les surfaces courbées sont porteuses pour des  $\alpha < 0$ .
- La finesse des surfaces courbées est plus grande que celle de la surface plane pour le même angle d'attaque.
- Les surfaces courbées sont stables et les surfaces planes sont instables.

**A-6 COORDONNEES :**

Station	Ordonnée	
	Extrados	Intrados.
Centre		
0	0,000	0,000
1,25	2,67	-1,23
2,5	3,61	-1,71
5,0	4,91	-2,26
7,5	5,80	-2,61
10	6,43	-2,92
15	7,19	-3,50
20	7,50	-3,97
25	7,60	-4,28
30	7,55	-4,46
40	7,11	-4,48
50	6,41	-4,17
60	5,47	-3,67
70	4,36	-3,00
80	3,08	-2,16
90	1,68	-1,23
95	0,92	-0,70
100	(0,13)	(-0,13)
100	0,000	0,000

## **B-1 Matériaux aéronautiques :**

Dans la construction aéronautique et selon les caractéristiques des matériaux, il existe toute une gamme d'alliage d'aluminium ainsi que des aciers et des matériaux composites.

Le bois est aussi utilisable.

Parmi ces différentes espèces, on cite les suivantes :

### **B-1-1 Alliage métallique en feuille :**

- *Alliage d'aluminium* : Les plus utilisés sont le 2024( dural : aluminium-cuivre) et le 7075(zical : aluminium-zinc).
- *Le titane allié* : Le plus utilisé est le GAL 4V choisis pour ses bonnes caractéristiques mécaniques comparables à celles de l'acier inoxydable, sa bonne résistance à la corrosion et son poids qui est d'environ 56% de celui de l'acier.
- *Acier inoxydable* : Ils sont utilisés dans les zones de la structure nécessitant une haute résistance et une bonne tenue à la corrosion.  
Les plus courants sont les A1S1 : 301, 304, 321 et 347.
- *L'inconel* : L'inconel 625 et l'inconel 718 sont utilisés pour leur bonne résistance à la corrosion et la conservation de leurs caractéristiques mécaniques à des températures élevées.

### **B-1-2 Alliages métalliques forgés, matricés, filés :**

Les alliages d'aluminium sont les plus utilisés, en particulier les 2024, 7075 et 7079 (couples forts, longerons, poutres, semelles de nervures, ferrures de liaison, ferrures de commande et d'articulation des surfaces mobiles des commandes de vol...).

Les aciers inoxydables, le titane et les aciers au carbone sont également utilisés.

### **B-1-3 Les nids d'abeilles métalliques :**

D'un rapport rigidité/poids très supérieur à celui d'une structure classique, la structure en nids d'abeilles est, par contre, très sensible à l'impact. Sa réparation nécessite des moyens importants et spécifiques (moyens d'usinage, de réparation des surfaces et de collage).

Les nids d'abeilles existent en différents alliages ou en fibres de verre.

- Alliage d'aluminium (AG3, AG5, AU4G1).
- Aciers inoxydables.
- Titane.
- Inconel.

### **B-1-4 Matériaux composites :**

Un matériau composite est la réunion à l'échelle macroscopique de deux ou plusieurs éléments différents par la forme ou par la composition.

On peut citer quelques constituants :

- *La matrice* : Elle lie les fibres et distribue les charges entre elles tout en les protégeant (c'est le cas du mortier dans le béton armé ). De plus, elle donne la forme à la pièce.
- *L'armature ou renfort* : Elle possède des caractéristiques élevées et reprend l'essentiel des efforts (cas du fer dans le béton armé )

**Remarque :**

- Il n'y a pas de combinaison chimique qui conduirait à un mélange homogène entre les constituants d' un matériau composite.
- Les constituants sont mélangés ou assemblés suivant un plan prévu (orientation des couches, proportion).
- La presque totalité des matériaux composites que l'on trouve dans la construction des avions modernes sont constitués en SANDWICHES (nids d'abeilles -tissu de verre).
- Le nid d'abeille est en fibres de verre ou en papier polyamide imprégné de résine phénolique.
- Le tissu de verre, d'épaisseur variable selon les caractéristiques recherchées, est imprégné de résine de collage.

**1 Types de construction d'éléments collés :**

Les éléments équipant les avions actuels sont constitués de différents types d'éléments collés :

- Les feuilles métalliques, collées entre elles.
- Les tissus.
- Les « Sandwiches » qui sont composés de :
  - Nid d'abeille métallique entre deux revêtements métalliques.
  - Nid d'abeille non métallique entre deux revêtements en tissu.
  - Nid d'abeille non métallique entre deux revêtements métalliques.
  - Nid d'abeille métallique entre deux revêtements en tissu.

a- Les tissus : Ils peuvent être constitués de différents matériaux :

- Tissu de fibres de verre ( pré imprégné ou non, de résine de collage).
- Tissu de fibres de kevlar.
- Tissu de carbone.
- Composite carbone-kevlar.

b- Le nid d'abeille non métallique : Il peut être constitué de :

- Fibres de verre imprégnés de résine phénolique (type HRP).
- Papier polyamide imprégné de résine phénolique (type HRH10).

c- Les adhésifs : Ce sont des résines à hautes caractéristiques mécaniques dont le choix dépend du matériau à assembler et de la température à laquelle la pièce sera soumise.



**B-1-5 Tableau des correspondances des matériaux :**

Application commerciale	France norme NF	Allemagne norme DIN	USA norme ASTM
ALLUMINIUM	A.5	N° 3.0255	1050
	A.45	N° 3.0255.26	1100
DURALUMIN	A.U4G	N° 3.1124	2017
	A.U4G1	N° 3.1354	2024
	A.U4G1/PLAS	N° 3.1364.5	2024 CLAD
	A.U2G	N° 3.1305	2117
	A.U2GN		
DURALINOX	A.G3	N° 3.3524	5052
	A.G5	N° 3.3555	5056
	A.G4MC		5086
ZICRAL	A.Z5GU	N° 3.4364	7075
	A.ZGU/PLAS	N° 3.4364.7	7075 CLAD 7079
ALMASILIUM	A.G5	N° 3.3241.7	6061
	A.Y5GT	N° 3.2374.6	A.356
TITANE	T.35	N° 3.7024.1	TI 30
	T.40	N° 3.7034.1	TI 45A
	T.A6 V	N° 3.7164.1	6 AL 4V
ACIERS INOXIDABLES	Z10CN18.9		AISI 301
	Z6 CN18.9		AISI 304
	Z6 CNT18.11		AISI 321
	Z6CNUD15.4		17.4 PH
	Z9 CN 17.7		17.7 PH
	Z10 CNT18		AISI347 ; 321

**B-1-6 Le bois aéronautique :**

Le bois massif, le contre plaqué et le bois laminé sont les trois sortes de bois communément utilisés dans la construction aéronautique. Employés pour la constructions des avions légers et à faibles dimensions, car, il est difficile à approvisionner en grandes longueurs.

Les bois ont l'inconvénient de vieillir, comme beaucoup de matériaux organiques, et de travailler à la chaleur et à l'humidité, sauf s'ils sont parfaitement protégés. Ils sont fragiles, sous un choc violent, ils éclatent en menu morceaux, ce qui rend plus graves les accidents au sol.

Par contre, le bois est plus facile à travailler que le métal et n'exige qu'un faible outillage et parfois artisanal.

**D 1 Différents modes d'assemblage :**

La procédure auquel est réalisé un assemblage des éléments en construction aéronautique, est relative à des exigences qu'elle doit satisfaire.

Ces exigences sont liées directement aux pièces et endroits à assembler telles que :

- Revêtement –raidisseurs.
- Revêtement –nervure.
- Nervures étanches.
- Liaison aile –fuselage.
- Liaison stabilisateur –fuselage.
- Liaison aile –moteur.

En fait, pour satisfaire ces conditions, nous allons voir quelques solutions appropriées qui assurent un compromis matériau-économique.

**1 Le soudage :**

C'est un assemblage des pièces, en général, par l'effacement de leurs contours primitifs dans l'endroit à assembler par fusion.

L'assemblage par soudage en fabrication aéronautique occupe une place très importante. En ce qui concerne la construction des cellules, il est encor relativement limité.

L'exécution du soudage suivant de différents méthodes est liée aux matériaux à assembler :

- a- Fusion des matériaux avec ou sans métal d'apport.
- b- Fusion du métal d'apport dans les pièces restants solides.

Elle peut être effectuée :

- Sans pression extérieure.
- Avec pression extérieure.

Dans ce procédés, on distingue plusieurs méthodes d'exécution telles que :

**A- Soudage oxyacétylénique :**

Soudage thermique à base d'oxygène et d'acétylène, réalise l'assemblage de deux éléments par fusion du métal d'apport.

Ce métal d'apport sert, au moment de la fusion, à combiner le sillon aménagé entre les pièces à assembler.

La source de chaleur est une flamme obtenue par la combustion de l'acétylène à basse pression dans un jet d'oxygène.

**B- Soudage à l'arc électrique :**

A base de création d'un arc électrique, qui est utilisé comme source de chaleur, entre la pièce à souder qui va être anode et une électrode métallique (cathode).

La température de fusion, engendrée par l'arc, mène les deux matériaux à se réunir.

Il existe plus de procédés dans cette méthode tels que :

- MIG, metal inert gaz.
- MAG, metal activ gaz.
- TIG, tungsten inert gaz.
- A électrode enrobé.

## ANNEXE D

Ces procédés sont appliqués afin d'éviter les traitements thermiques causés par l'interaction avec l'air ambiant.

### C- Soudage électrique par résistance :

La chaleur nécessaire est obtenue par l'effet de JOULE.

#### 1 Soudage par point :

Dans ce procédé, les deux pièces sont comprimées par deux tiges de métal à haute conductivité électrique et thermique formant électrodes.

On passe les deux pièces superposées, les deux tiges exercent une pression sur elles, la résistance à la surface de contact de ces dernières est maximale causant un échauffement très important. Il y aura fusion autant que la pression assure la soudure.

#### 2 Soudage à la molette :

Même principe que le premier, sauf qu'il y a deux molettes à la place des tiges. Les molettes en tournant assurent le soudage des tôles, que ce soit une ligne continue ou des points alignés (suivant la nature du courant).

### D- Soudage par rapprochement :

Les éléments à assembler sont mis en contact puis sont écartées légèrement. Des arcs électriques s'amorcent et jaillissent entre les deux pièces, produisent un échauffement qui amène une fusion limitée des extrémités.

A une pression déterminée, le soudage s'effectue.

#### 2 Le collage :

C'est le procédé le plus utilisé dans les cas où l'assemblage s'effectue sur une grande surface ou une faible contrainte.

Le produit utilisé est généralement la résine phénolique ou époxyde.

Il est efficace dans la construction aéronautique surtout la liaison revêtement - raidisseurs et nervures.

#### 3 Le rivetage :

Les assemblages par rivets sont très utilisés dans la construction aéronautique moderne, pour cela on va détailler un peu plus sur ce procédé dans les étapes suivantes.

Les avantages du rivetage sont :

- La sécurité.
- Une exécution relativement facile ne nécessitant pas d'équipement coûteux.
- Un contrôle simple.

Les inconvénients sont :

- Changement d'état de surface en raison des déformations engendrées.
- Diminution des sections de tôles par perçage.
- Difficultés relatives d'étanchéités.
- Prix de revient élevé.

### A Définition :

Le rivetage est l'opération qui consiste à assembler deux ou plusieurs tôles par des rivets.

## ANNEXE D

Un rivet est une sorte de clou en métal tendre que l'on engage dans des trous préalablement exécutés sur les pièces à assembler. Ce clou porte à l'extrémité opposée à la tête, une partie cylindrique débordante, dont l'épanouissement exécuté à froid ou à chaud, serre énergiquement les parties à assembler.

### B Types de rivets :

Il existe trois types de rivets :

- **Le type apparent** : Les têtes de rivet restent en relief de chaque côté du joint.
- **Le type fraisé** : Une des têtes ou bien les deux sont noyées dans un logement réalisé au préalable dans l'une ou les deux tôles extérieures du joint.
- **Le type embrevé** : La tête d'origine du rivet est noyée dans un embèvement réalisé soit sur la tôle extérieure seule, la tôle inférieure étant fraisée, soit sur les deux tôles constituant le joint.

Ce mode de rivetage n'est pas utilisé que dans les cas où au moins une des tôles est mince. Son prix est très élevé.

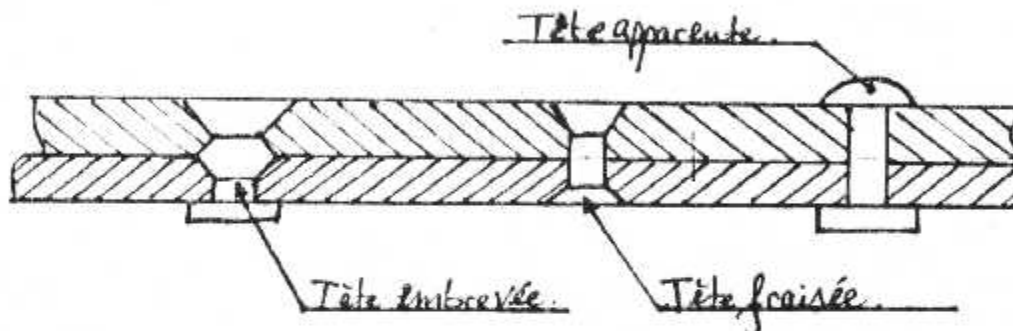


Figure (D-1) : Rivets Courants.

### C Rivets spéciaux :

Ces rivets sont différents des autres formes traditionnelles, utilisées dans les lieux non favorables pour ces dernières.

Nous classons dans cette catégorie :

- **Les rivets aveugles** : Ils sont utilisés à l'assemblage des structures dont un seul côté est accessible.

On cite les suivants :

**GOODRICH** : Il y a une partie intérieure taraudée surmontée d'une partie lisse ; la fixation s'effectue par traction sur une tige filetée, la tête est menée d'un ergot qui, logé dans une encoche de la tôle, empêche le rivet de tourner.

- Dans cela, la pose de ce rivet est longue.

**Sud-est** : Il comprend une collerette et une tige creuse dont la surface intérieure présente un renflement d'extrémité. une corde à piano ayant une tête d'un diamètre légèrement inférieur au diamètre intérieur maximal de la tige reçoit une rondelle qui coiffe l'extrémité de la tige.

Ce rivet se pose à la traction au moyen de la rupture de la rondelle.

- **Le rivet explosé** : Il est assez peu employé ; il nécessite l'utilisation d'un mode de chauffage. La tige présente une cavité où est placé le produit spécial dont la combustion explosive évide cette tige.

D'une résistance faible aux efforts alternés, il ont d'autre part un contrôle difficile.

**Le rivet POP** : Soit à tête plate, soit à tête fraisée. On peut également obtenir l'étanchéité en bouclant le trou de la tige à l'aide de chevilles en matière plastique (il ne doit pas travailler en zone chauffée : dégivrage thermique par exemple)

**Le rivet AVDEL**: Soit à tête bombée ou fraisée (120°). Douille en AU3G et fourrure en AZ5GU.

Les rivets nettoyés pour une raison quelconque, doivent à nouveau, être lubrifiés à l'aide du lubrifiant fourni par le constructeur.

**Le rivet JO-BOLT**: C'est un rivet plein qui nécessite l'accessibilité que d'un seul côté. La fourrure (la tige filetée) à tête ronde est un alliage à grande résistance. La douille à tête hexagonale ou fraisée (90°) de même. C'est un rivet à haute résistance au cisaillement, étanchéité assez bonne.

- **les rivets spéciaux en acier :**

Ces rivet à haute résistance au cisaillement remplacent en fait des boulons et procurent un gain de poids car leurs têtes comparées à celles des boulons sont de faible dimensions.

on cite parmi ces rivets :

**Hi-shear** : C'est un rivet à tête plate ou fraisée en matériau résistant; cadmium, acier inoxydable ou en aluminium (AZ5GU). La bague est généralement en alliage d'aluminium AU3G. L'identification est faite par le marquage de la tête ou, pour les rivets en alliage d'aluminium, par le traitement anodique.

C'est un rivet à haute résistance au cisaillement.

La tige d'acier à tête est maintenue par sertissage d'une bague AU4G1.

**Le rivet LOCKBOLT** : Pour les tiges en acier, les bagues sont en A4G1 et pour les tiges en zircal, elles sont en ASG.

**4 Le vissage et le boulonnage :**

Les assemblages par vissage et boulonnage sont fréquents dans les structures d'avions modernes, ils sont réalisés au moyen de vis et boulons de différents modèles normalisés.

A tête hexagonale, fraisée, bombée ou ronde, les vis sont employés pour les assemblages nécessitant une surface exempte de tout protubérance.

Elles sont en acier mi-dur, dur ou inoxydable.

Les écrous, selon l'utilisation et le mode de serrage, sont :

A Les écrous libres :

Généralement hexagonaux, utilisés lorsque l'accessibilité permet leur serrage à l'aide des clés normalisées.

Les écrous normalisés sont de différents types :

- Ecrous crénelés, freinés par des goupilles.
- Ecrous hauts et bas dont le freinage peut s'effectuer soit par l'interposition de frein en tôle, soit par une rondelle spéciale.

La sécurité du freinage par contre écrou est peu fréquente pour une raison de poids.

- Ecrou auto freinés : une rondelle en nylon est sertie à l'extrémité de l'écrou dans laquelle la vis vient faire son logement (disposition valable pour des températures de (-60°C à 120°C).

**B Les écrous prisonnier :**

Reçoivent par vissage toutes les vis dont seules les tôles sont accessibles au moment de l'assemblage. Ils sont généralement du type auto freiné.

Pour les assemblages importants réalisés par boulons (attaches de voilure sur fuselage, voilure gouvernés, empennages fuselage) où un serrage précis de l'écrou est exigé, un couple de serrage est défini pour chacun de ces assemblages et le serrage est effectué par une clef dynamométrique qui est à la fois un instrument de travail et moyen de control.

## C Suivant FAR25 :

### 1 Dimensionnement à la distance de décollage :

La figure (3.6) ref.5-a p99 définit les quantités importantes de la longueur de piste de décollage selon FAR25

La longueur de piste de décollage,  $D_{to}$  est proportionnelle à la charge alaire au décollage,  $(W/S)_{to}$ , au rapport de poussée-masse au décollage,  $(T/W)_{to}$  et au coefficient de portance maximum au décollage,  $(C_{z_{max}})_{to}$ .

$$D_{to} \propto (W/S)_{to} / \{ \rho C_{z_{max}})_{to} (T/W)_{to} \} = TOP25 \quad (3.7)$$

Où: **TOP25** est le paramètre de décollage pour les avions du **TOP25**.

La figure (3.7) ref.5-a p99 montre que la relation exprimée par l'équation (3.7) peut être écrite comme :

$$D_{to} = 37.5(W/S)_{to} / \{ \rho C_{z_{max}})_{to} (T/W)_{to} \} = 37.5 TOP25 \quad (3.8)$$

\*\* les avions certifiés FAR25 peuvent être entraînés par réacteur ou par hélice (propfans, turbomoteur...).

### 2 Dimensionnement à la distance d'atterrissage :

La figure (3.16) [ref.5-a p112] définit les quantités qui sont importantes aux recommandations de la piste de l'atterrissage au FAR25.

La longueur de piste d'atterrissage du FAR25, est définie tant la distance total d'atterrissage (figure 3.16) divisée par « 0.6 ». ce facteur de sécurité est inclus pour rendre compte des avions, des techniques de pilotage et d'autres conditions émanés de la FAA.

\* Noté, que la vitesse d'approche est toujours définie par :

$$V_a = 1.3 V_{dl} \quad (3.13)$$

La figure (3.17) ref.5-a p112 relie la longueur de piste du FAR à  $V_a^2$  :

$$D_p = 0.3 V_a^2 \quad (3.14)$$

Alors que

$$D = 0.6 D_p$$

A l'aide de l'équation (3.1) et une exigence pour une longueur maximum de piste d'atterrissage acceptable, il est encore possible de relier  $(W/S)_l$  et aussi  $(W/S)_{to}$  à  $C_{z_{max}}$ .