

République algérienne démocratique et populaire
Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique
Université de Blida
Institut d'aéronautique

Mémoire de fin d'étude

en vue de l'obtention de diplôme
de technicien supérieur en aéronautique

Option : structure

Thème :

Etude et réalisation d'un empennage en V modéré en métal



Fait par :
CHELAREM DOUMA AHMED
HENNI CHEBRA A/AZIZ

Dirigé par :
AISSANI MOULOU
SATUOF MOHAMED



067/2002
073/02
EX 1



بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

REMERCIEMENTS

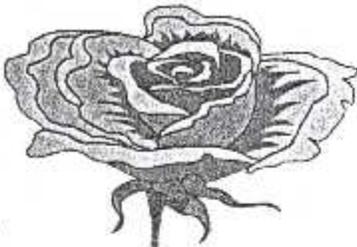
Au seuil de ce travail, nos remerciements vont à notre promoteur Mr MOULOUD AISSANI pour avoir bien dirigé notre travail, pour son suivi permanente et son aide précieuse, qu'il trouve ici l'expression de notre gratitude.

Nos remerciements vont à Mr SATOUF MOHAMD (chargé de cours à l'I.A.B) qui aussi nous a aidé et dirigé pour mener à bien ce travail

Nous remercions beaucoup Mr RABAH (atelier de structure aéronautique) pour de très grand-aide pour la préparation de notre maquette et aussi Mr HAKIM (atelier mécanique) qui nous a aidé pour accomplir la maquette.

Nos remerciements vont aussi à tous les personnels de l'institut d'aéronautique pour avoir contribué à notre formation et pour leur amical aide.

AHEMD et A/AZIZ



Dédicaces

Je dédie ce modeste travail à

Mes chère parents

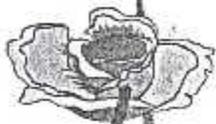
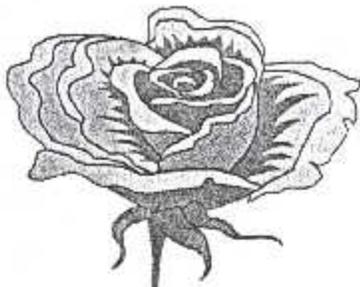
Mes frères et ma sœur

A tous les amis que je les connaisse

*Depuis le cycle primaire jusqu'au cycle
Universitaire.*

A tous mes amis de près ou de loin

AHMED



Dédicaces

Je veux dédier ce modeste travail à :

Mes très chères parents parce qu'ils ont m'encouragés tous les trois années que j'ai passées en l'institut d'aéronautique

Tous mes frères et toutes mes sœurs

Tous les étudiants qui nous aidaient pour accomplir ce travail surtout mon très chère amis M^r BACHIR GATOUI AISSA pour sa grande aide

Tous mes amis de près ou de loin

A/AZIZ

LISTE DES FIGURES :

- Figure : I-1 : Types de profils.
Figure : I-2 : Cambrure relative
Figure : I-3 : Position de l'épaisseur maximale
Figure : I-4 : Position de la cambrure maximale (Xf/L)
Figure : I-5 : Rayon du bord d'attaque (r/L)
Figure : I-6 : Bord de fuite du profil
Figure : I-7 : Angle d'incidence α
Figure : I-8 : Angle de cabrage δ
Figure : I-9 : Flèche ψ
Figure : I-10 (a,b,c) : Les longerons
Figure : I-12 : Les nervures
Figure : I-13 : (a,b) Revêtement
Figure : II-1 : Charges aérodynamiques (en perspective)
Figure : II-2 : Les composantes verticales des charges aérodynamiques appliquées sur un empennage en V
Figure : II-3 : Ligne de portance nulle
Figure : II-4 : Répartition de pression sur un profil
Figure : II-5 : Position de centre de poussée
Figure : II-6 : Variation de la répartition de la portance avec l'angle d'incidence
Figure : II-7 : Phénomène de déflexion
Figure : II-8 : (a,b,c,d,e) l'écoulement autour d'un empennage en T
Figure : II-9 : (a,b) Effet de l'écoulement d'air autour d'un empennage en V
Figure : II-10 : Variation du coefficient de portance en fonction de l'angle d'incidence
Figure : II-11 : Variation du coefficient du moment en fonction de l'angle d'incidence
Figure : II-12 : Variation du coefficient de pression en fonction de l'abscisse réduite X/C
Figure : II-13 : La traînée induite
Figure : II-14 : Phénomène de frottement
Figure : II-15 : Empennage bi-longeron à revêtement non travaillant
Figure : II-16 : Empennage bi-longeron à revêtement travaillant
Figure : II-17 : Haute vitesse- force Q appliquée vers le bas sur la queue
Figure : II-18 : Basse vitesse- force Q appliquée vers le haut sur la queue
Figure : II-19 : Centre de flexion
Figure : II-20 : (a,b,c) : Centre de torsion
Figure : III-1 : Le matriçage
Figure : III-2 : L'exécuteur des formes
Figure : III-3 : Roulage des tôles
Figure : III-4 : Pliage de tôles
Figure : III-5 : Formage-trempe sur grenailage
Figure : III-6 : Formage par grenailage
Figure : III-7 : Rivetage
Figure : III-8 : Le type apparent
Figure : III-9 : Le type fraisé
Figure : III-10 : Assemblage par boulonnage
Figure : III-11 : Schéma d'un chalumeau oxy-acétylène

Figure : III-12 : Soudage par point
Figure : III-13 : Soudage par simple rapprochement
Figure : III-14 : Soudage par étincelage
Figure : III-15 : Raccord d'une tuyauterie sur un élément d'équipement
Figure : IV-1 : Les trois axes principaux d'un avion
Figure : IV-2 : Forme générale d'un câble
Figure : IV-3 : Forme générale d'une tringlerie
Figure : IV-4 : Le rôle d'un servocommande
Figure : IV-6 : Servocommande à corps fixe
Figure : IV-7 : Servocommande à corps mobile
Figure : IV-8 : Compensation par déplacement de l'axe d'articulation
Figure : IV-9 : Surface de compensation
Figure : IV-11-Sur- compensation
Figure : IV-12 : Un câble
Figure : IV-13 : Elément tringlerie
Figure : IV-14 : (a,b,c) : Fonctionnement de la gouverne
Figure : V-1 : Dimension générale de l'empennage
Figure : V-2 : Les formes de section des longerons
Figure : V-3 (a,b,,c) : Dimension des longerons
Figure : V-4 (a,b,,c) : Une nervure
Figure : V-5 : Le bord de fuite
Figure : V-6 : Voilure (empennage) sans revêtement
Figure : V-7 : Voilure (empennage) avec revêtement
Figure : V-6 : Forme finale de la nervure
Figure : V-8 : Forme de la tringle utilisée dans la maquette
Figure : V-9 : Forme du palonnier
Figure : V-10 : Pièce de fixation de la structure de l'axe du palonnier
Figure : V-11 (a,b) : Manche
Figure : V-13 : Le bras de levier de la gouverne
Figure : V-14 : Le bras de levier de demi anneau
Figure : V-15 : Les demi anneau et ses deux bras de levier
Figure : V-16 : Les deux cylindres
Figure : V-17 : bras de levier liés à la gouverne
Figure : V-18 : La forme complète de la pièce maîtresse
Figure : V-19 : La pièce support
Figure : V-20 : (a,b,c) La forme complète de la première table
Figure : V-21 : La forme de la deuxième table
Figure : V-22 : schéma complet de la maquette
Figure : V-23 : fonctionnement de l'empennage sur la maquette

SOMMAIRE :

REMERCIEMENT
DEDICACES
LISTE DES FIGURES
SOMMAIRE

INTRODUCTION

CHAPITRE I : GENERALITES

I-1 : HISTORIQUE.....	1
I-2 : GENERALITE SUR LES SURFACES PORTANTES.....	1
I-3 : DEFINITION D'UN EMPENNAGE	3
I-3-1 : Le profil	3
I-3-2 : Forme générale des empennages.....	7
I-4 : STRUCTURE DES VOILURES ET DES EMPENNAGES.....	11
I-4-1: Les grands parties d'un empennage.....	11
I-4-2 : Les éléments constitutants d'u empennage.....	11
I-5-3 : Description technologique d'un empennage.....	17
I-4-4: classification de structure des empennages selon revêtement.....	17
I-5 : FORMULE DE TRAINEE.....	18
I-6 : INFLUANCE DE QUELQUES PARAMETRES SUR L'EMPENNGE.....	18
I-6-1 : influence de l'allongement.....	18
I-6-2 : influence de la forme de l'empennage.....	18
I-7 : FACTEURS DE COIX DES EMPENNAGES.....	18

CHAPITRE II : AERODYNAMIQUE DES EMPENNAGES

II-1 : LES CARACTERISTIQUES AERODYNAMIQUE DES EMPENNAGES EN V.....	19
II-1-1 : Portance et traînée	19
II-1-2 : Linge de portance nulle.....	19
II-1-3 : Centre de poussée et leur déplacement	20
II-1-4 : foyer de l'empennage.....	22
II-1-5 : Effet de déflexion	22
II-1-6 : Aérodynamique autour des empennages.....	23
II-1-7 : Stabilité et maniabilité.....	28
II-1-8 : Les caractéristiques aérodynamiques du profil NACA 0012.....	29
II-1-9 : Traînée induite.....	32
II-1-10 : Moment de charnière.....	33
II-2 : LES EFFORT APPLIQUES SUR UN EMPENNAGE.....	33
II-2-1 : Les forces en action	34
II-2-2 : Transmission des efforts.....	35
II-2-3 : Contraintes appliquées à une section d'empennage.....	37
II-2-4 : Autres efforts appliqués sur un empennage.....	38

CHAPITRE III :METHODES DE CONSTRUCTION AERONAUTIQUE

III-1 : PROCEDS DE CONSTRUCTION.....	41
II-1-1 : Introduction.....	41
III-2-2-Mise en œuvre des matériaux par fusion (fonderie)	41
III-2-3-mise en œuvre des matériaux par déformation plastique.....	41
III-2-4-Fluage ou extrusion	42
III-2-5-Formage.....	43
III-2-6-Mise en forme des matériaux par usinage.....	45
III-2-7-Usinage particulier en fabrication aéronautique.....	45
III-2-8-Etat de surface des pièces après usinage.....	46
III-1-9 : traitement des métaux.....	46
III-2 : PROCEDES D'ASSEMBLAGE.....	47
III-1-1-Introduction.....	47
III-1-2-Rivetage.....	48
III-1-3-Vissage et boulonnage.....	49
III-1-4-Soudage.....	49
III-1-5-Assemblage par raccord.....	53
III-3-CHOIX DES MATERIAUX	54
III-3-1-Aciers.....	54
III-3-2-Alliages légers.....	56
III-3-3-Alliages ultra-légers	57
III-3-4-Matériaux composites.....	58
III-3-10-Le Bois.....	59

CHAPITRE IV :LES COMMANDES DE VOL

IV-1 : INTRODUCTION	60
IV-2 : LA LAISON COMMANDE-GOUVERNE	61
IV-2-1-Transmission du mouvement.....	62
IV-3 : LES COMPENSATEURS AERODYNAMIQUES	66
IV-4 : DISPOSITIF MUSCULAIRE	69
IV-5 : LA COMMANDE ASSISTEE	69
IV-6 : DEFINITION D'UN SYSTEME HYDRAULIQUE	69
IV-6-1 : Généralité	69
IV-6-2 : Eléments hydrauliques.....	70
IV-6-3 : le but d'utilisation d'un système hydraulique.....	71
IV-7 : LE SYSTEME DE COMMANDE A REALISER.....	71
IV-7-1 : Quelques définition des éléments d'un système mécanique.....	73

CHAPITRE V : PROCEDURE DE REALISATION DE LA MAQUETTE

V-1 : INTRODUCTION	76
V-2 : MATIRIAUX ET UTILLAGES UTILISES DANS LA PREPARATION DE LA MAQUETTE.....	76
V-2-1 : Choix des matériaux.....	76
V-2-2- : Outils utilisés dans la préparation de la maquette	76
V-3 : DIMENTIONNMENT.....	76
V-3-1 : Le calcul des X et des Y du profil.....	76
V-3-2 : Calcul des cordes.....	78
V-3-3 : Les longerons.....	79
V-3-4 : Les gouvernes.....	81
V-4 : LA PREPERATION DES ELEMENTS DEMPENNAGE.....	81
V-4-1 : La nervure.....	81
V-4-2 : le bord de fuite.....	83
V-4-3 : Les longerons.....	83
V-4-4 : L'axe de rotation	83
V-4-5 : Revêtement	83
V-4-6 : la structure de gouverne.....	84
V-5-L'ASSEMBLAGE.....	85
V-5-1 : Procédés d'assemblage.....	85
V-6 :LES COMMANDES DE VOL	85
V-6-1: les éléments constituant notre système	85
V-6-2 : Fonctionnement des gouvernes sur la maquette.....	94

Conclusion

Les annexes

Bibliographie

INTRODUCTION

L'étude et les perfectionnements des aéronefs et tout engin volant ne cesse accroître pendant ces derniers desseins, dans le but d'améliorer et d'inspirer le maximum de profils et de gains des performances parmi ces travaux, l'étude des différentes formes d'empennage et leur caractéristique qui influent directement sur la stabilité et la conception des avions.

Dans ce cadre, notre étude a pour but de présenter une étude et une pratique réalisation d'empennage en V modéré en métal, pour cela, on rappelle sur les surfaces sustentatrices de l'avion à savoir les différentes configurations, formes d'empennage et les organes liées à cette structure dans une première partie.

Puis une étude aérodynamique des empennages qui traite les efforts et les contraintes appliqués sur les différents organes.

Les techniques de construction et d'assemblage sont présenter avec le matériaux utilisés dans le domaine aéronautique,

Ainsi la partie de commande de vol a été traitée pour monter les systèmes utilisés par le pilote pour la manœuvrabilité de l'avion.

En fin la dernière partie concerne la procédure de réalisation de la maquette et son fonctionnement,

CHAPITRE I

GENERALITES

CHAPITRE I

GENERALITES

I-1) HISTORIQUE :

Après le ballon, l'automobile, l'aéroplane viedra alors une série déjà long d'invention majeure. Tout commence par une émotion, celle de deux hommes français, pilastres de Rosier, physicien, et le maquis d'Irlandais, qui le 21 novembre 1773, survolant pour la première fois. 125 ans plus tard, l'homme réussi à vaincre la pesanteur à l'aide d'une nouvelle machine appelée l'aéroplane.

L'aéroplane est une combinaison entre trois éléments de base : élément planeur, élément propulseur, et instruments. Notre étude est consacrée pour une partie du premier élément.

Le planeur donne sa structure à l'avion pour dessiner leur aile ou leur empennage. Les frères Wright comme les frères voisins, ont tenu compte des enseignements des procureurs en particulier d'octave Chanute, ils savent pour maintenir un corps pesant en air, deux éléments minimums sont nécessaires ; une surface porteuse est un mouvement qui lui donne une vitesse suffisante. Ce déplacement à pour effet de créer une force qui s'oppose à celle de la pesanteur. On lui donne le nom de force de portance.

Ils savent aussi que ce mouvement est naturellement freiné par la résistance de l'air ; c'est la force de la traînée. Leurs processeurs ont calculé qu'à une incidence donnée, celle-ci varie en fonction de la dimension de l'aile et du carré de la vitesse de déplacement. Pesanteur, portance, traînées, poussées sont les forces entre les quelles il faut trouver les meilleurs compromis pour d'une machine vole bien, la problématique reste pour l'essentiel posé en terme de forces et non aérodynamique.

On trouve par exemple, dans l'ouvrage de chute que quelque référence très générale au comportement des fluides, mais nulle notion précise d'écoulement laminaire ou turbulent, pas de notion telles que pression d'intrados et de pression d'extrados. Ce-ci va pour une théorie générale de vole des observations plus ou moins soumise du calcul, ont fourni des données complémentaires. Par exemple le profil plat. On trouve aussi que les frères voisins et les frères Wright utilisaient des voilures concavo-convexes mais selon, des flèches déferentes.

En fin, on peut dire que les recherches sur la sustentation faite sur trois modèles.

I-2) GENERALITES SUR LES SURFACES PORTANTES :

L'aile et les empennages de l'avion sont des corps profilés étudié spécialement pour développer dans l'air des forces capables de sustenter l'avion et de contrôler ses mouvements, on les appelle surfaces portantes, comme l'aile peut fournir une portance, et c'est lui qui le qualifie. de supporter la grande charge, l'empennage aussi peut jouer ce rôle " cas des empennages horizontal"

Il y a des avions qui ont des empennages verticaux et horizontaux, un empennage vertical supporte la gouverne de direction, comme l'empennage horizontal que nous verrons un peu plus loin, il est une reproduction miniature d'une aile d'avion. Une section transversale relève un profil aérodynamique, établi avec beaucoup de soin par des essais en soufflerie, l'empennage vertical est accroché verticalement sur l'axe de symétrie de l'avion, à l'extrémité arrière du fuselage, c'est le cas général de position des autres empennages, en parallèle, si on prend un empennage qui a une forme (V), dite « empennage en V ou empennage papillon », les caractéristiques identiques entre eux sont les suivantes : tous les deux logent un certain nombre d'installations électriques, hydrauliques et mécaniques commandant les volets de direction, l'empennage comprend généralement un bord d'attaque une structure ou caisson un volet de direction pivotant, et un certain nombre de portes de visites celle-ci permettent d'aller vérifier ou régler les principaux points des diverses installations électriques, hydrauliques ou mécaniques, la partie inférieure est munie de ferrure d'attache assurant la liaison fuselage- empennage.

Les ferrures de jonction ne sont pas toujours nécessaires. En effet, certains avions ont des empennages horizontaux et verticaux indépendants l'un de l'autre. Ceux-ci sont alors fixés séparément au fuselage arrière. Dans ce cas, la partie supérieure verticale est terminée par un carénage.

Pour terminer complètement la queue d'avion, on continue notre définition sur l'empennage horizontal qui encore plus important, il est une reproduction miniature des ailes d'un avion, il supporte les gouvernes ou les volets de profondeur, une section transversale nous fait voir son profil aérodynamique semblable à celui d'une aile, il peut, selon le type d'avion, comporter une ou deux parties. Dans le premier cas, l'empennage horizontal est monté à l'extrémité de l'empennage vertical. Dans le deuxième cas, par contre, les éléments gauches et droits sont fixés de part et d'autre de fuselage arrière.

On y trouve un caisson, un bord d'attaque, un volet de profondeur et des carénages et des portes visites donnant accès aux systèmes électrique, hydraulique, et mécanique commandant des volets de profondeur, de plus, des ferrures d'attache le retiennent à l'empennage vertical ou en fuselage arrière quelle que soit la structure de l'empennage horizontal (une ou deux parties) nous faisons face à une nouvelle exigence de fabrication, en effet par rapport au centre de symétrie de l'avion nous avons un élément gauche et un élément droite ceux-ci doivent être rigoureusement identiques, ce dernier est appliqué aussi sur un empennage en V, parce que si cette exigence n'existe pas sur ce genre de l'empennage l'aéroplane ne peut maintenir pas en l'air.

Selon la forme, il y a beaucoup des types des empennages par exemple si on prend la gouverne en T qui a presque la même définition précédente, il est beaucoup utilisable dans les avions comme illyouchine et d'autre avion de transport comme SF340, le NAMC (petite avion), d'autre empennage qui est identique au premier mais la position des empennages horizontaux est en bas, ce type est plus utilisé dans les avions de transport comme : Boeing, Airbus, avec tous ses types modernes, et il y a d'autres types mais ces deux types sont plus utilisés que les autres.

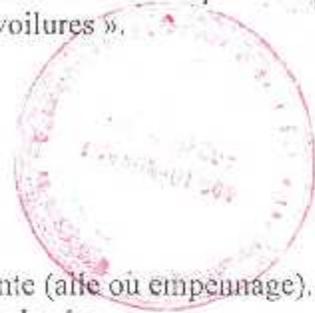
Ce-ci pour les gouvernes, en général il y a aussi l'aile qui est un élément ou une voilure comme les empennages, il équipe beaucoup des parties mobiles ; les spoilers, les ailerons, les aérofreins, etc.....

Entre toutes ses voilures (empennage, aile ...) il y a des différents caractéristiques communs entre eux, c'est pour qui on peut les assemblés sous le nom «des voilures ».

I-3) DEFINITION D'UN EMPENNAGE :

Un empennage peut-être défini par ;

- Son profil
- Sa forme générale (en T, en bas, en V, etc. ...)



I-3-1) Le profil : c'est la section transversale d'une surface portante (aile ou empennage). L'heure actuelle, les surface cambrés (courbés) sont les seules employées.

I-3-1-1) Différents forme de profils :

Les formes de profils utilisés dans diverse application (ailes, empennage, hélices ...etc.) présente des formes élancées (épaisseur faible vis-à-vis de la corde) les profils sont généralement arrondis à l'avant (bord d'attaque) et pointus à l'arrière, mais on rencontre des profils pointus également à l'avant (avion supersonique et model réduit).

On parle sur le profil parce que tout les voilures ont profils (surface profilée), et aussi la forme du profil change d'un avion un autre.

Les différentes formes du profil utilisées dans les voilures sont représentés ci dessous :

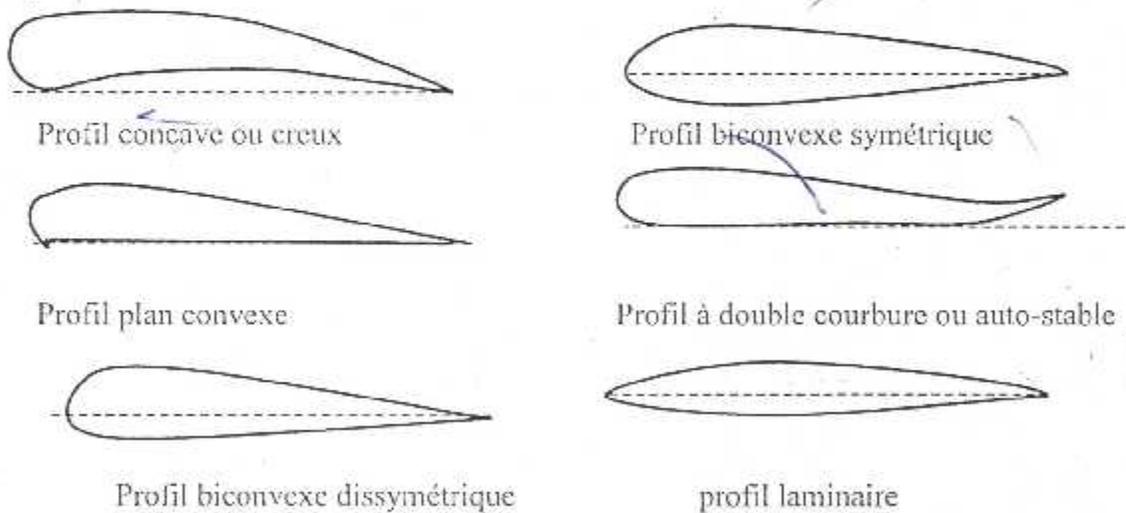


Fig.-I-1-Types de profil.

Pour un empennage en T ou en bas, la forme de profil utilisé en empennage horizontal peut – être un des formes ci dessus, également pour l'aile, par contre pour l'empennage vertical ou un empennage en V nous somme obligés d'utiliser la forme symétrique pure garder la position voulue (par le pilot) en cas de vol.

I-3-1-2) Définition relative au profil :

Généralement le profil est défini par :

- Le bord d'attaque
- Le bord de fuite
- L'extrados
- L'intrados
- L'épaisseur
- La profondeur
- L'épaisseur relative

a) **Le bord d'attaque** : c'est la partie avant qui a une forme arrondie, généralement l'empennage est aménagé pour le passage des commandes, des diverses conduites, des câblages électriques, dispositifs hypersustentateurs

b) **Le bord de fuite** : c'est lui qui termine le profil, il est constitué souvent par les ailerons pour les ailes, ou les volets hypersustentateur devant ces derniers les spoilers ou les aérofreins, mais concernant les empennages, on a les gouvernes.

c) **L'extrados** : c'est la partie supérieure de la voilure

d) **L'intrados** : c'est la partie inférieure de la voilure

e) **La corde de profil** : est une droite de référence liée au profil et joint le milieu de bord d'attaque au bord de fuite (pour des profils biconvexe et plan-convexe) ou qui est tangente à l'intrados (pour les profils concaves).

f) **L'épaisseur (E)** : est la distance de deux tangentes au profil et parallèle à la corde de profil.

g) **La profondeur (L)** : est la plus grande déviation de profil mesuré parallèlement à la corde de profil.

h) **L'épaisseur relative (E/L)** : qui est le rapport de l'épaisseur du profil à sa profondeur, elle permet de classer les voilures suivant leur épaisseur par exemple pour l'aile

- Aile mince, moins de 6%
- Aile semait épaisse 6% à 12%
- Aile épaisse au-dessus de 12%

i) **La cambrure relative (P/L)** : est le rapport entre flèche de la ligne moyenne et la profondeur.

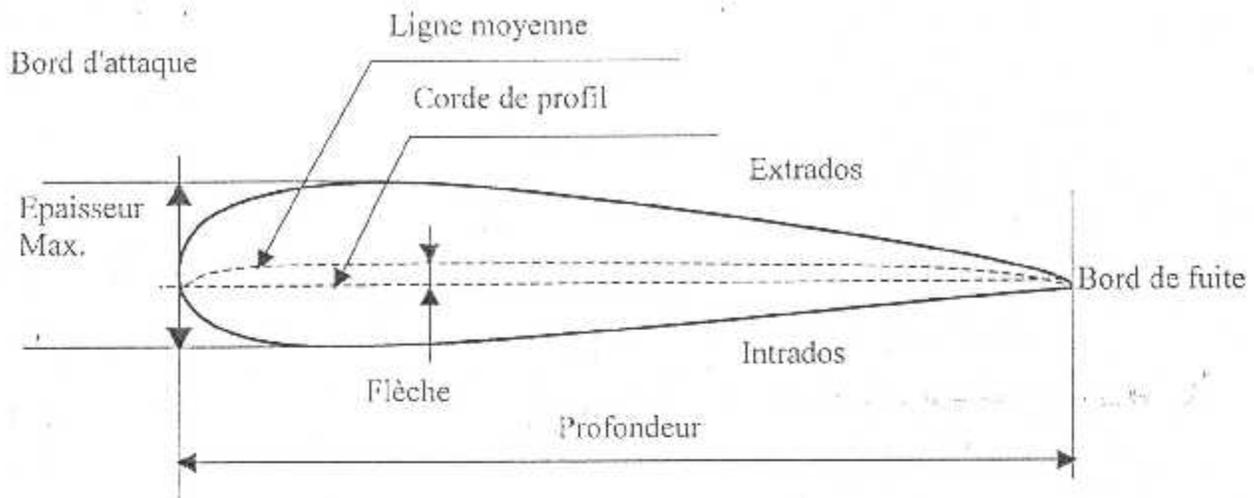


Fig.-I-2 : Cambrure relative

j) Quelques positions :

La position de l'épaisseur maximale (X_e / L) : est en général compris entre 25% et 50% de la corde comptée à partir de bord d'attaque (30% pour les profils classiques est environ de 40% pour les profils laminaire), cette position influée sur les formes avant et arrière de profil.

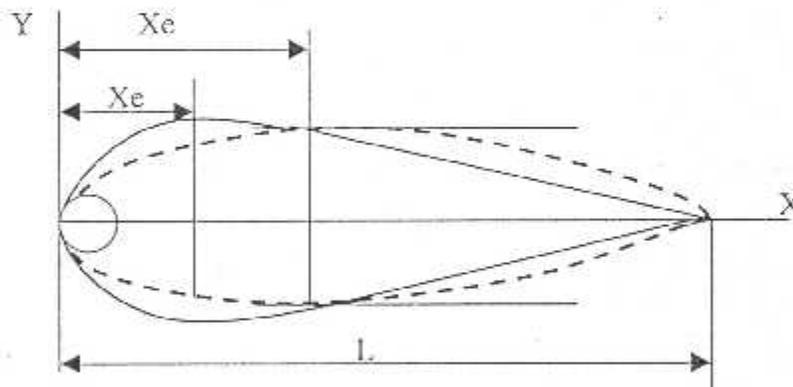
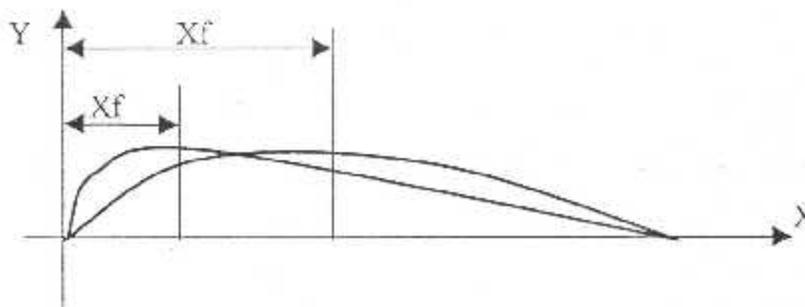


Fig. I-3 : Position de l'épaisseur maximale.

La position de la cambrure maximum (X_f / L) : est en général comprise entre 15% (profil type NACA 230xy) et 50% de corde (profil en arc de corde).

Fig.-I-4 : Position de la cambrure maximum (X_f / L)

Le rayon de bord d'attaque (r/l) : dépend de l'épaisseur relative (e/l) du profil

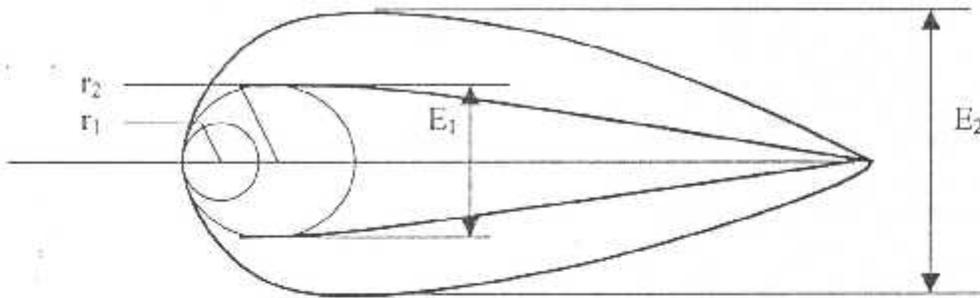


Fig.-I-5 : Rayon relatif du bord d'attaque (r/l).

Le bord de fuite du profil est défini par deux grandeurs d'épaisseur (E/L) et l'angle τ des tangentes aux deux faces.

- L'épaisseur (E/L) est comprise entre zéro et quelques pour-cent.
- L'angle peut varier entre 0° et 12° , il n'est pas recommandable que cette valeur soit plus élevée.

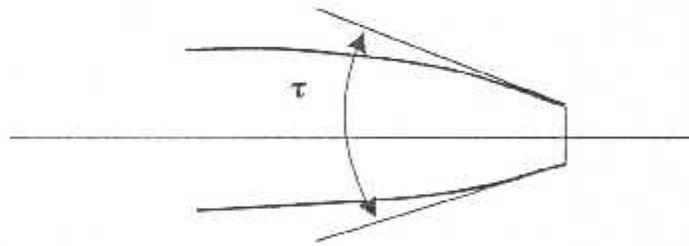


Fig. - I-6 : Bord de fuite du profil .

I-3-1-3) Angles relatifs à profil : Sur un angle relatif à un profil, on peut définir :

a) L'angle d'incidence : « α » c'est l'angle formé par la direction du vent relatif et la corde du profil (voir figure).

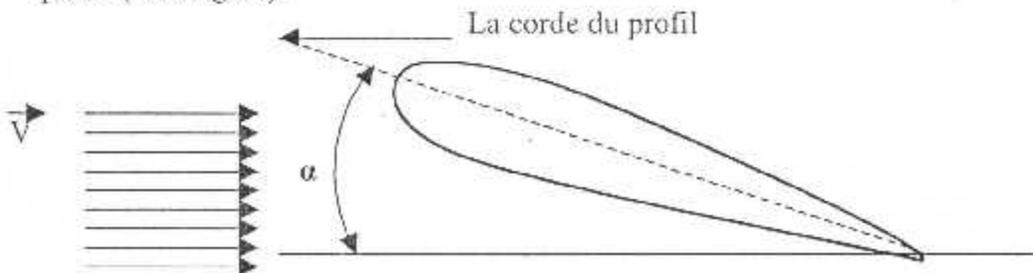


Fig.-I-7 : Angle d'incidence " α ".

On parle de l'angle d'attaque pour l'aile spécialement parce que cet angle est très important pour les relations avec les surfaces portantes, et l'aile c'est la seule voilure qui porte la majorité de la charge de l'avion.

b) Angle de calage "δ" : c'est l'angle formé par la corde de profil et une ligne de référence de l'avion. Il est Invariable en vol. Il sert au réglage de la cellule.

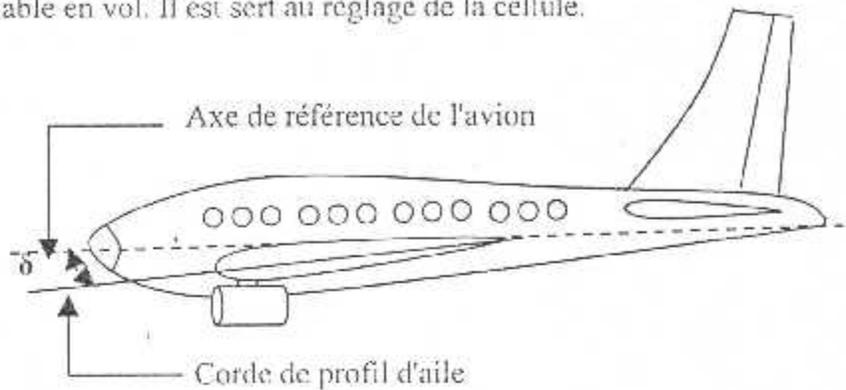


Fig. -I-8 : Angle de calage "δ".

1-3-2) Forme générale des empennages :

1-3-2-1) Définition relative à la forme en plan des ailes et des empennages :

a) Envergure (B) : c'est la plus grande dimension de l'empennage mesuré sur une direction perpendiculaire en plan de symétrie de l'avion.

b) Allongement (λ) : c'est une quantité très importante car il désigne une caractéristique aérodynamique d'une voilure, dans le cas des empennages rectangulaire l'allongement est le rapport :

$$\frac{\text{Envergure}}{\text{Profondeur}} \dots\dots\dots (\text{Eq : I-1})$$

Et dans les autres cas l'allongement s'écrit :

$$\frac{\text{Carré de l'envergure}}{\text{surface}} = \frac{B^2}{S} \dots\dots\dots (\text{Eq : I-2})$$

c) L'effilement (e) : c'est le rapport de la corde d'extrémité à la corde d'emplanture pour les empennages à profondeur constant (rectangulaire) dite non effilés, l'effilement égal à 1 pour les empennages moyennement effilés, l'effilement égal à 0.5, pour les empennages très effilés, l'effilement est nul.

$$e = \frac{\text{Corde d'extrémité}}{\text{Corde d'emplanture}} \dots\dots\dots (\text{Eq :I-3})$$

d) **Flèche (ψ)** : L'angle de flèche est l'angle formé par une droite perpendiculaire au plan de symétrie de l'avion et la droite joignant les points situés à 30% de la profondeur en partant du bord d'attaque.

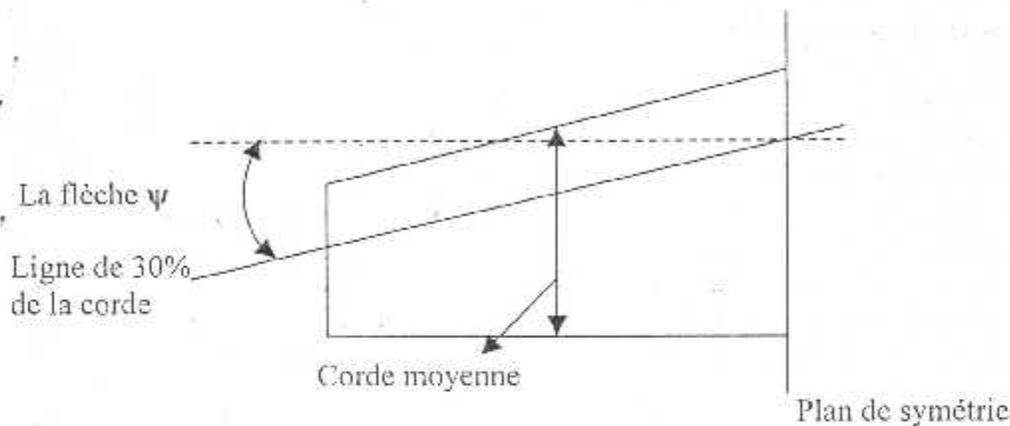


Fig.I-9 : Flèche (ψ).

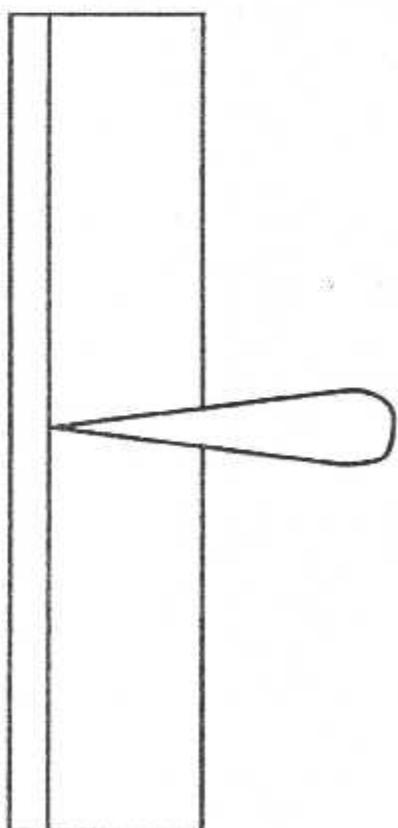
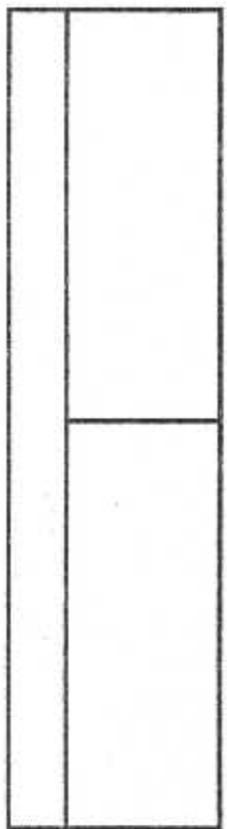
La majorité des caractéristiques ou de définitions précédant peut-être applicables pour les empennages en T ou en bas, généralement qui ont des empennages horizontaux parce qu'ils ont la même forme que les ailes.

Concernant les flèches, si on prend une vue de dessus on remarque, que la grande partie des avions, surtout les avions commerciaux, ont des flèches (l'angle formé par l'empennage horizontal et le plan de symétrie) tel que : Boeing, Airbus, etc....

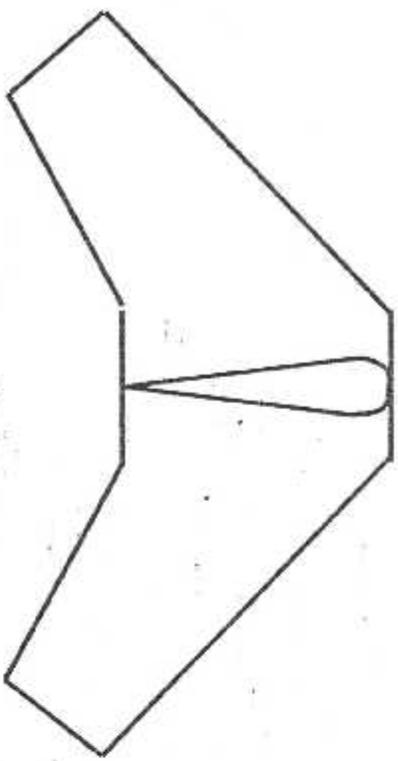
Concernant les types des empennages, on peut donner quelques exemples existes mais on ne peut pas donner toutes les formes possibles parce que la forme des empennages est changée suivant les études aérodynamiques, c'est-à-dire à chaque fois on peut avoir des nouveaux empennages quels que soit militaire ou civil.

Les figures suivantes illustrent quelques formes et combinaisons.

Vue de dessus de l'empennage

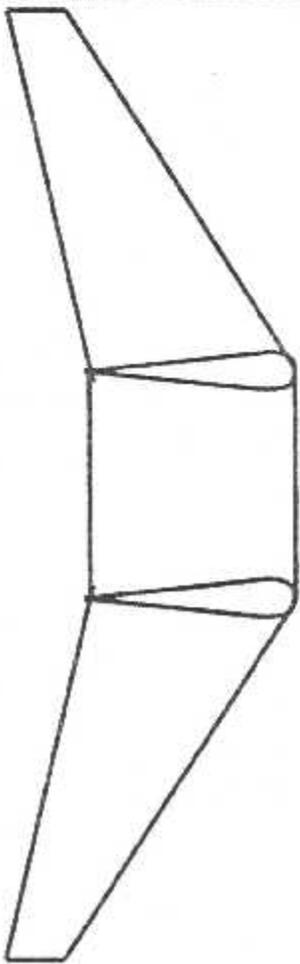


Quelques petits avions



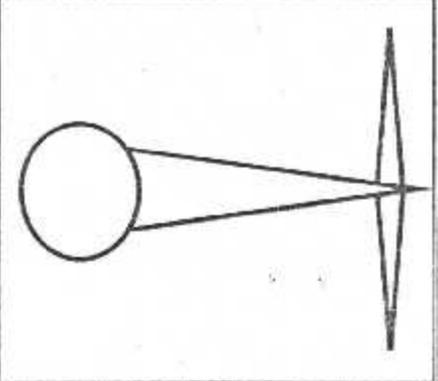
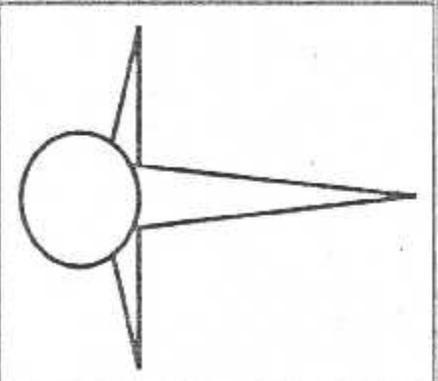
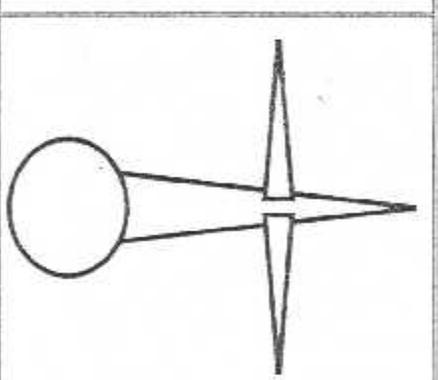
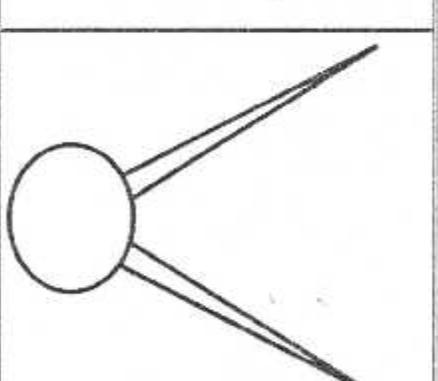
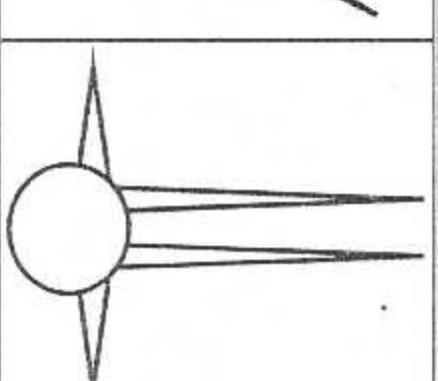
F 111

Cruci forme

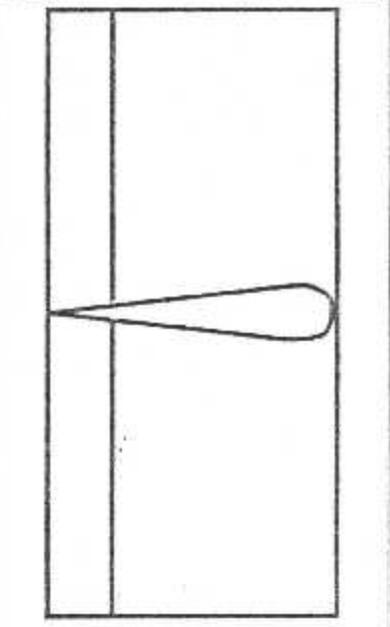
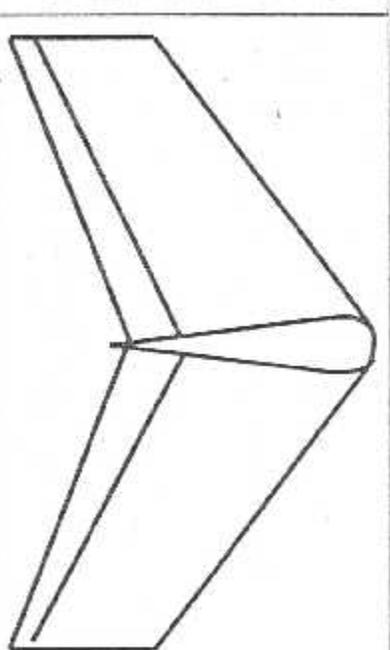
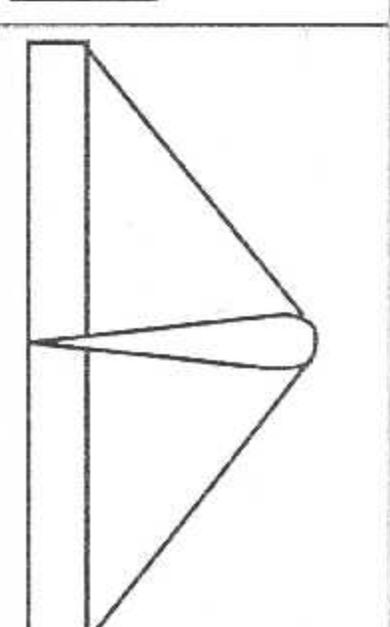


F 14

Vue de face

				
Empennage en T	Empennage en bas	Empennage médian	Empennage en V (Magister)	Empennage en U (F 14)

Vue de dessus

		
Coproni (flèche nulle $\psi = 0$)	Boeing- Airbus ($\psi \neq 0$)	Cessena ($\psi \neq 0$)

I-4) STRUCTURE DES VOILURES ET DES EMPENNAGES :

I-4-1) Les grandes parties d'un empennage :

En général, une voilure se compose de trois parties :

- La partie avant formant le bord d'attaque.
- La partie centrale.
- La partie-arrière formant le bord de fuite.

I-4-1-1) Partie arrière :

La partie arrière de la structure de voilure, terminant le profil et comportant, en général, des surfaces mobiles, si on prend l'aile, on peut trouver dans sa partie arrière :

Les ailerons : les ailerons sont des surfaces mobiles. Elles assurent la maniabilité transversale (roulis) de l'avion. Elles sont placées aux extrémités des ailes.

Les volets hypersustentateurs : à l'envol et à l'atterrissage, la vitesse d'un avion est modérée par rapport à sa vitesse maximale. En général ces volets de l'aile sont utilisés pour augmenter la portance.

Pour les empennages, on trouve les volets de direction ou en les appelés «gouverne de direction et de profondeur», ils sont utilisés pour diriger l'avion au sens voulu c'est-à-dire ces gouvernes nous a permet, en cas du vol, de contrôler ou de corriger le sens de l'avion, ils sont fixés sur les longerons du volet et fonctionnent à l'aide d'un système manuel, hydraulique ou électrique.

I-4-1-2) Partie avant :

La partie avant de profil formé s'appelle le bord d'attaque, sur l'aile, on trouve quelque fois sur cette partie, des dispositifs appelées volets de bord d'attaque par contre pour l'empennage on ne trouve aucun dispositif mobile.

I-4-1-3) Partie centrale :

La partie centrale assure la plus grande partie de la résistance de l'empennage et transmette les contraintes et les efforts vers le fuselage à travers les ferrures d'attaches. Elle peut recevoir des cellules étanches pour carburant ou eau.

I-4-2) Les éléments constitutants d'un empennage :

I-4-2-1) Les longerons : les longerons sont les maîtresses structure de l'empennage, ils assurent de plus grande partie de la résistance en faisant face avant tout à des efforts de traction et de compression axiale, sur les longerons sont assemblés les autres éléments, nervures et revêtement

Les différents types de longerons sont :

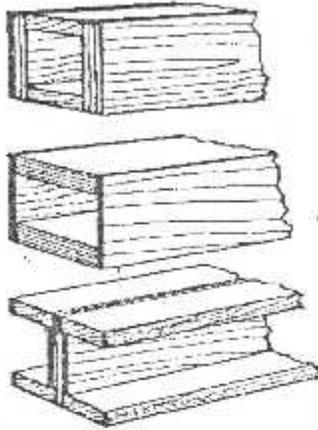
a) **Longerons simples** : pour des raisons de facilités de construction, on d'abord, utilisé comme longerons, des tubes de différente forme fournis par la métallurgie.

Les tubes en acier ont été abondants à cause de leur poids et la difficulté d'assemblage avec autres éléments.

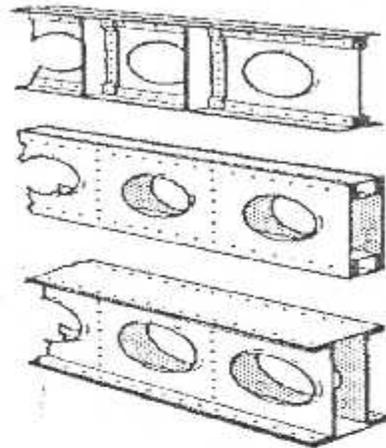
Par la suite les constructeurs ont utilisé des longerons aux tubes à section rectangulaire aux formes profilés en U, I, T et L.

b) **Longerons composés** : La construction des longerons composés consiste à utiliser, à chaque endroit, des pièces adaptées à la fonction auxquelles doivent remplir, ainsi on aura une économie de poids appréciable.

(a)

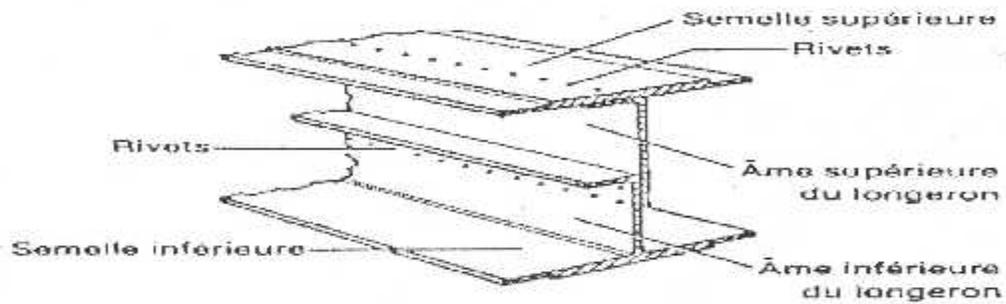


Longerons en bois



Longerons métalliques

(b)



(c)

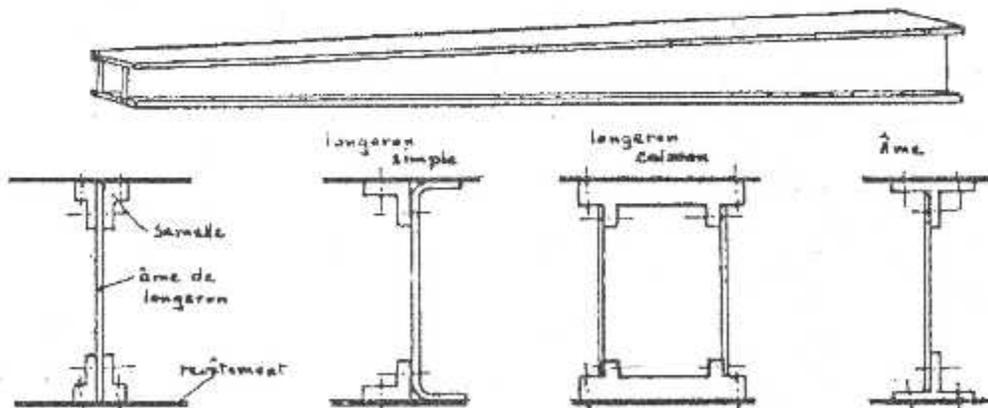


Fig.-I-10 (a,b et c): Longerons

Pour les longerons composés, on a :

- Longerons composés à semelles et à âme unique.
- Longerons à semelles et à âmes double ou longerons caissons.

Les âmes sont toujours à partir de la raidie.

Les semelles de longerons étant les pièces de la structure où passent les efforts concentrés les plus élevés, sont réalisées en métal à haute résistance, en particulier en acier spécial.

c) **Longerons monoblocs** : Ces formes sont forgées ou usinées, ils peuvent avoir une épaisseur continuellement décroissante vers l'extrémité de l'empennage (ou aile).

I-4-2-2) Les nervures : Ce sont des éléments transversaux de la structure de l'empennage, ces nervures lui donnent le profil désiré. Elles maintiennent le revêtement et transmettent les efforts locaux jusqu'aux longerons, selon leur rigidité et la qualité de leur encastrement sur les longerons, elles contribuent à la répartition de la torsion en assurent l'indéformabilité des angles, elles repartent également les efforts locaux sur les longerons.

Les nervures sont fixées aux longerons d'empennage. Elles sont constituées par deux semelles ou chapeaux chargés d'encaisser la torsion ou la compression résultant du moment fléchissant réunies par une âme destinée à résister aux efforts tranchants. On distingue trois types suivant :

- Nervure en acier soudé.
- Nervure en tôle emboutie.
- Nervure monobloc.

Comme les nervures supportent des efforts locaux importants, alors on envisage deux catégories de nervures.

a) Les nervures courantes assurant le maintien du profil et la rigidité générale.

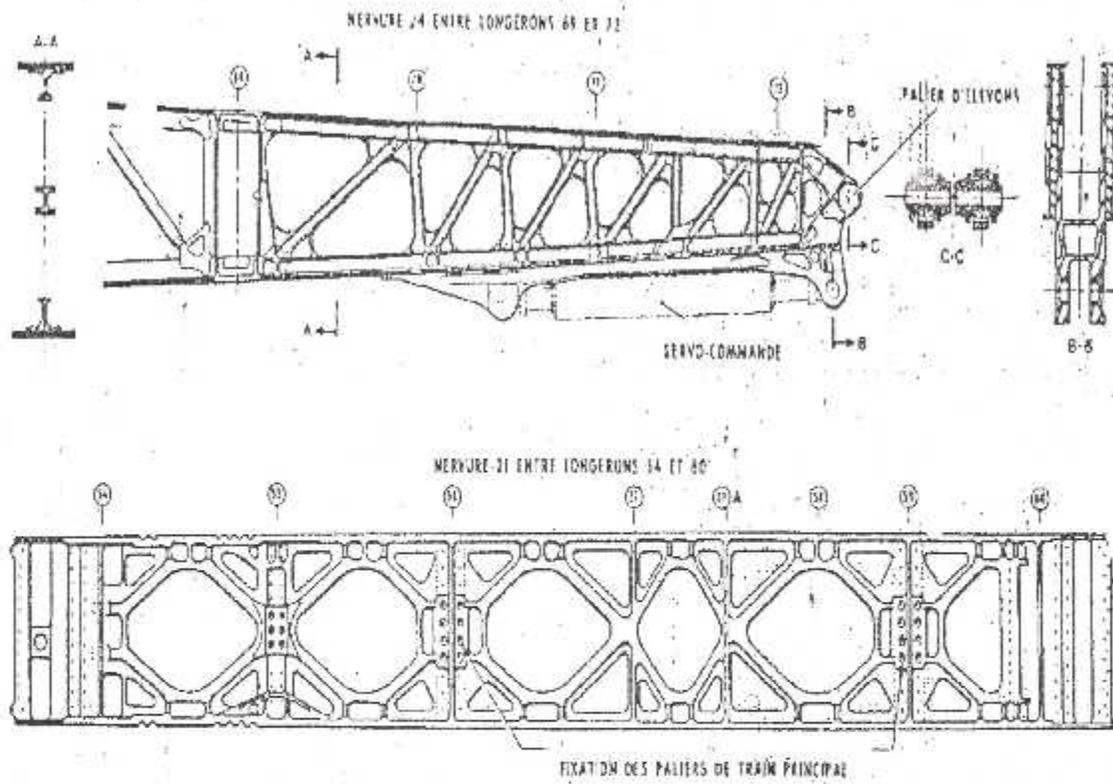
Les nervures sont constituées de deux semelles-ou chapeaux de nervures-et d'une âme, en tôle emboutie, ajourée, quelquefois raidie transversalement.

(a)

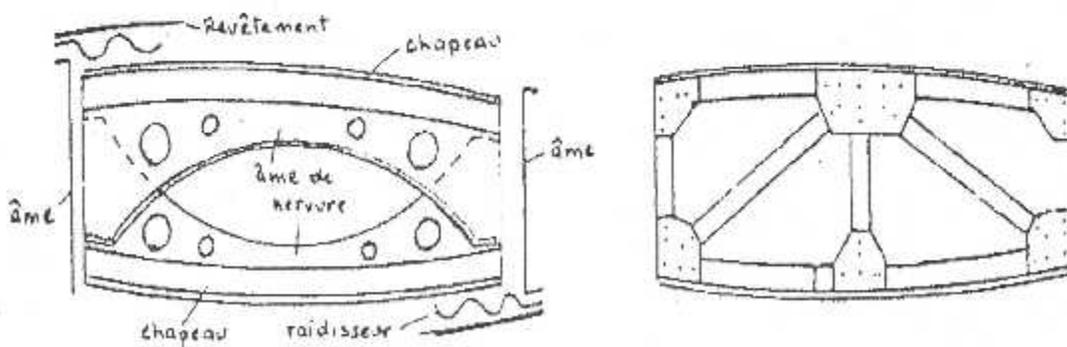


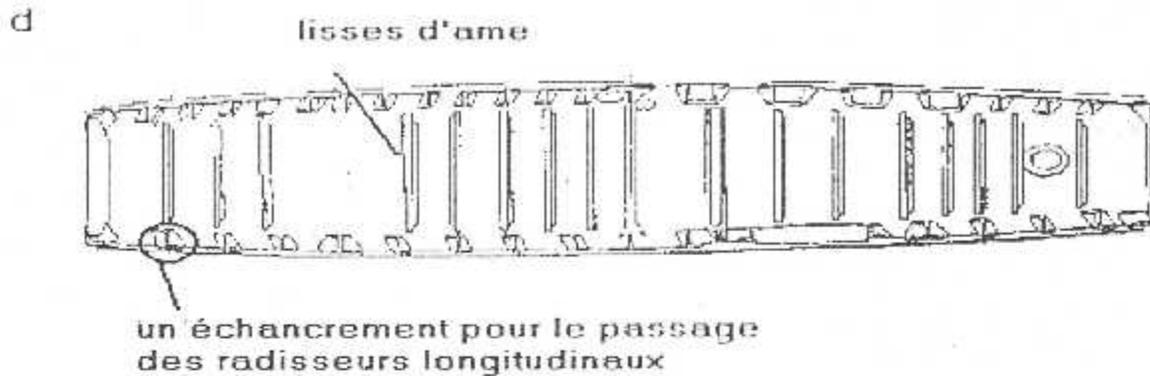
b) Les nervures fortes placées aux points d'introductions d'efforts locaux.

(b)



(C)





Les nervures fortes ont des semelles usinées ou forgées et une âme en tôle raidie ou forgée

Fig.-I-11 (a,b,c et d) : Nervures.

Les nervures étanches ferment les extrémités des réservoirs structuraux ou intégraux-l'intérieur de l'aile constitue le réservoir par lui-même.

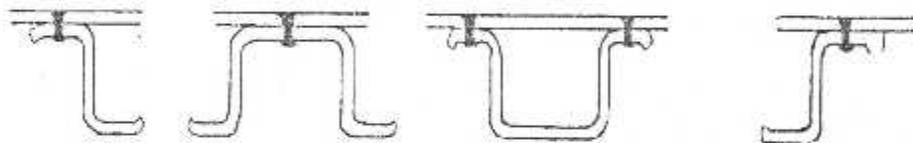
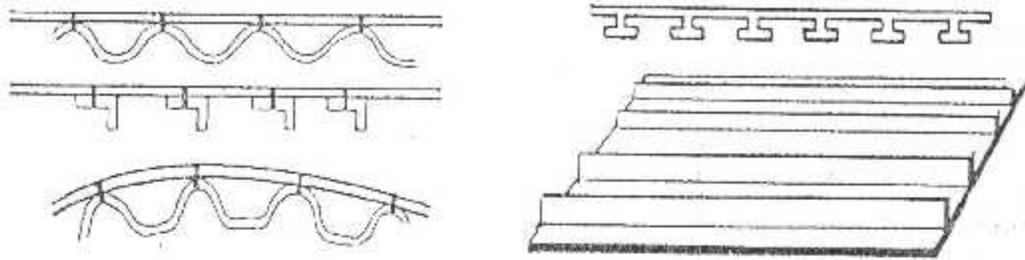
I-4-2-3) Le revêtement : le revêtement est une tôle simple, se peut résister à des efforts de flexion, de torsion ou compression. Il constitue l'enveloppe de la surface de l'empennage (voilure).

I-4-2-4) Raidisseurs (ou lisses) : leurs rôles est d'assurer la liaison entre le revêtement et la nervure, pour fixer les raidisseurs, on utilise le collage, le boulonnage ou rivetage.

Les raidisseurs sont placés sur les nervures, dans le même sens que le longeron, on trouve les lisses qui servent à repartir les charges et à fixer le revêtement.

Le raidissement longitudinal est assuré par des lisses rapportées (rives, soudés, collés) ou bien des lisses intégrés par usinage (fraisage à longue course) dans l'épaisseur du revêtement.

(a)



(b)

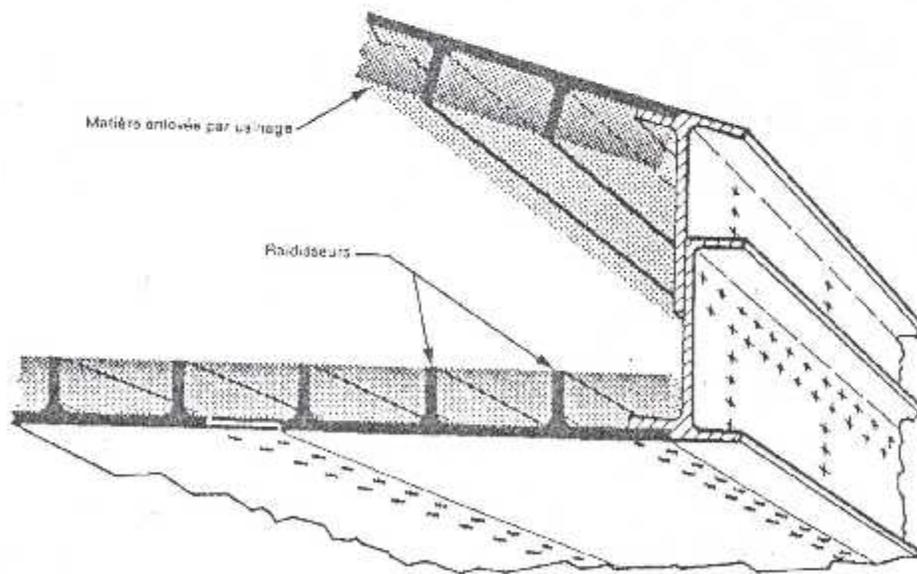


Fig.-I-12 (a, b) : Raidisseurs

I-4-3) Description technologique de l'empennage :

La structure de l'empennage est identique à certaine structure de voilure. Il existe une structure bi-longerons ou à âme multiple, pour les parties fixe : dérive et stabilisateur horizontal (empennage en T) avec des nervures fortes aux articulations des gouvernes.

La structure des gouvernes est souvent mono-longeron à caisson de torsion arrière, le longeron se trouve à la hauteur des points d'application des charges aérodynamique

Certaines gouvernes sont constituées de matériaux sandwich pour but d'alléger la partie arrière de la charnière. Le plan fixe horizontal de structure similaire au drive n'est désormais, plus fixe, on l'appelle le plan horizontal réglable (PHR).

En vol par conséquent, les variations de portance de l'empennage horizontal se traduisent par des variations des contraintes. Il est donc nécessaire de concevoir des charnières sur le PHR qui ont un rapport avec les efforts à transmettre.

Le stabilisateur est articulé sur les longerons arrière de dérive et le longeron avant du stabilisateur débat dans un espace prévu.

La dérive est le plan fixe constituent la surface fixe ; la gouverne de profondeur et la gouverne de direction constituent les surface mobiles, la construction de ces surfaces est identique à celle des ailes sur certains avions légers, les parties fixe sont parfois renforcées par des haubans.

Donc, l'empennage est constitué du cône de queue, des surfaces fixes et des surfaces mobiles, le cône de queue sert à fermer le fuselage et à profiler la partie arrière. Etant donnée que très peu de contraintes y sont appliquées, sa construction est plus légère, c'est le plus souvent un cône amovible en fibre de verre.

I-4-4) Classification des structures de l'empennage selon revêtement :

Nous distinguons trois groupes principaux :

I-4-4-1) Empennage à revêtement non travaillant :

Ce mode de construction pratiquement disparue, sauf pour certains avion léger et pour le palpeur. Dans ce cas le revêtement ne sert qu'à supporter les pressions de l'air en assurant la forme des profils, constitué de toile ou de panneaux discontinus (indépendant les uns des autres). Il ne participe pas la résistance en flexion et en torsion, c'est l'armature intérieure qui assure la transmission des efforts.

Cette structure très répandue en construction de bois, l'écartement des longerons maintenu par d'entretoise et un croisnuage (hauban) intérieur dans le plan de l'empennage.

I-4-4-2) Empennage à revêtement travaillant :

Le revêtement rigide (tôle, contre plaqué, matériaux synthétique) souvent renforcé par des raidisseurs de la flexion et de la torsion, en même temps que l'ossature interne. Quelque fois le revêtement travaillant est prévu pour transmettre uniquement la torsion ; la flexion est alors transmise en totalité par la structure interne.

I-4-4-3) Empennage à caisson pur :

Dans ce type de structure les éléments qui tiennent la flexion et ceux qui tiennent la torsion ne sont plus séparés.

I-5) FORMULELE DE LA TREINEE :

- La traînée d'un empennage est égale à traînée du profil **plus** traînée induite
- La traînée de profil est égale à traînée de forme **plus** traînée de frottement

Donc :

La traînée totale de l'empennage = traînée de forme + traînée de frottement +
Traînée induite

I-6) INFLUENCE DE QUELQUES PARAMETRE SUR L'EMPENNAGE :**I-6-1) Influence de l'allongement :**

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

I-6-2) Influence de sa forme :

La forme de l'empennage (on parle surtout d'un empennage en T, concernant les plans horizontaux) a une grande influence sur les pertes marginales.

I-7) FACTEURS DE CHIOIX DES EMPENNAGES :

Pour choisir ou construire un empennage, on doit tenir compte :

- Les performances que l'avion doit fournir (maniabilité).
- Facilité de maintenance et d'inspection (portes de visite)
- l'épaisseur du profil
- l'allongement
- la forme de l'empennage
- Le sillage de l'aile
- Poids, système de commande (type et la puissance)

Dans tous les cas, on cherche à obtenir la traînée minimum

CHAPITRE II

L'AERODYNAMIQUE DES EMPENNAGES

CHAPITRE II

L'AERODYNAMIQUE DES EMPENNAGES

II-1) LES CARACTERISTIQUES AERODYNAMIQUES D'UN EMPENNAGE EN V :

II-1-1) Portance et traînée :

Lorsque l'air s'écoule sur la surface de l'empennage (quel que soit l'empennage en T ou en V) faisant un certain angle avec la direction du courant (écoulement), on a perçoit que la pression diminue sur la surface supérieure, et dans l'autre augmente (face inférieure), la différence entre les pressions donnent une pression nette, et partir de ça on peut déterminer la force qui agit sur l'empennage.

$$F = P_n / S$$

Cette force appelée la résultante, elle agit presque perpendiculairement, on peut la décomposer en deux composantes

- Composante diriger vers le haut (perpendiculairement à l'écoulement de l'aire appelée la portance

$$F_z = Q S C_z$$

- Composante diriger vers l'arrière (parallèle à l'écoulement de l'air appelée la traînée

$$F_x = Q S C_x$$

Avec: $Q = \rho V^2$

II-1-2) Ligne de portance nulle :

Il est étonnant de constater qu'un profil peut produire de la portance même lorsqu'il forme un angle légèrement négatif avec l'écoulement. On peut, en effet se demander comment un profil qui fait un angle négatif avec le courant peut défléchir l'air vers le bas. On peut expliquer ça comme suite :

Le profil se compose de plusieurs section de courbes ayant des angles légèrement positifs, ce qui crée une déflexion vers le bas, donc de la portance.

Si on incline le nez de profil vers le bas jusqu'à ce qu'on ait une portance nulle, cette situation est comparable à celle d'une plaque plane qui ne produit pas de portance lorsqu'elle est parallèle à l'écoulement, on peut alors tracer une ligne droite parallèle à l'écoulement qui traverse le profil. Cette ligne appelée la ligne de portance nulle.



Fig.- II -1 : Ligne de portance nulle

Ce ci concernant un profil dissymétrique mais pour un profil symétrique (utilisé dans les empennages) la portance est nulle si l'angle d'incidence est nulle.

II-1-3) Centre de poussée et leur déplacement :

II-1-3-1) Centre de poussée :

La figure-2- nous a montré précisément un diagramme de la répartition des pressions sur un profil ayant un angle quelconque. Nous pouvons remarquer deux choses :

- La diminution de pression sur l'extrados est supérieure en valeur absolue à l'augmentation de pression sur l'intrados (pour un profil dissymétrique)
- La diminution et l'augmentation des pressions sur l'intrados et l'extrados sont plus importante au niveau de bord d'attaque parce qu'il est maximal. Cela signifie que si toutes les pressions étaient remplacées par une simple force résultante

Le point d'application de cette force serait situé à une distance du bord d'attaque inférieur à la moitié de la corde, ce point appelé le centre de poussée.

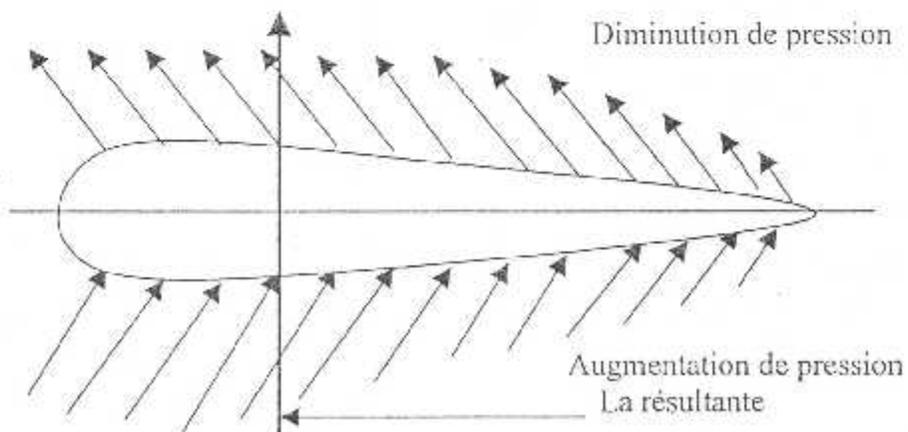


Fig.-II-2-Répartition de pression sur un profil

Maintenant on distingue que le revêtement de l'extrados doit être solidement fixé sur les nervures, tandis que la pression aide à maintenir le revêtement sur l'intrados, on peut dire que les nervures doivent être plus résistantes au niveau de bord d'attaque que bord de fuite.

II-1-3-2) Position du centre de poussée :

$$X_p / P = 0.25 - (C_{m0} / C_z)$$

X_p / P : représente en pour-cent de la corde, la position du point d'application

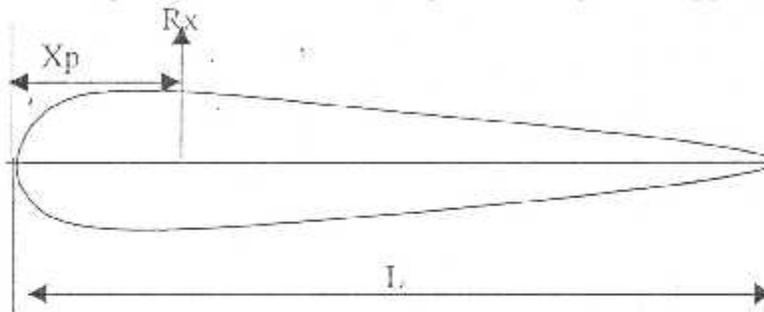


Fig.-II-3 : Position du centre de poussée

II-1-3-3) Déplacements du centre de poussée :

Les relevés de pression expérimentaux montrent aussi lorsque l'angle d'incidence est modifié, la répartition des pressions sur un profil change considérablement, ce qui a par conséquent le déplacer du centre de poussée. Le figure (I-4) illustre une répartition typique des pressions sur un profil à différents angles d'incidence. Sur ces diagrammes nous avons reporté seulement la composante de portance de la face totale. La composante de traînée ne presque aucun effet sur l'emplacement du centre de poussée à un angle d'incidence négative. Les diagrammes des pressions en forme de huit (8) nous indiquent que la partie arrière est poussée se trouve très loin en arrière et si on augmente progressivement l'angle d'incidence jusqu'à 6° le centre de poussée se déplace peu à peu vers l'avant. Si l'angle d'incidence augmente encore le CP retourne vers l'arrière.

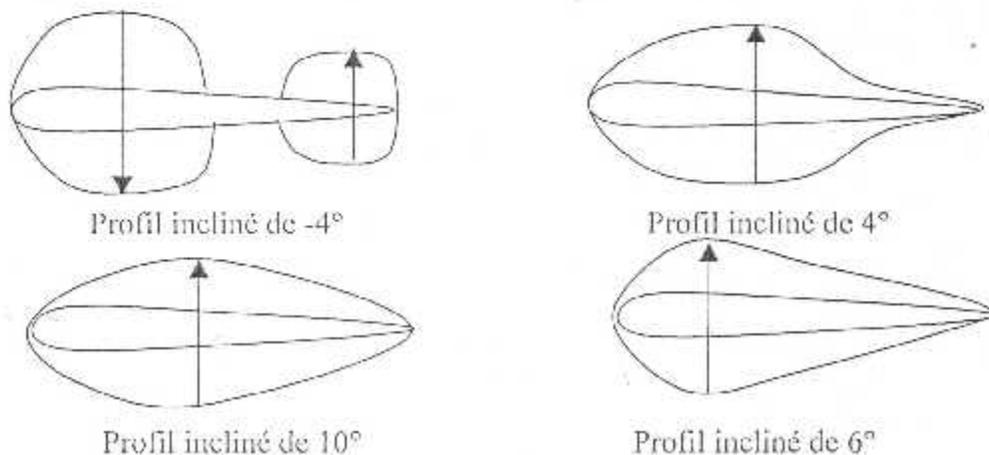


Fig.-II-4 : Variation de la répartition de la portance avec l'angle d'incidence

II-1-4) Le foyer de l'empennage :

Le choix de différents points de référence a une autre conséquence majeure. Car si l'on enregistre une augmentation régulière du moment piqueur par rapport au bord d'attaque et une diminution régulière de ce moment par rapport à un point situé près du bord de fuite, il peut y avoir un point de la corde par rapport auquel le moment du tangage ne varie pas avec l'augmentation de l'angle d'attaque ; le moment par rapport à ce point conserve la faible valeur négative (moment piqueur) qu'il a à l'angle de portance nulle. Ce point s'appelle *le foyer*.

II-1-5) Effet de déflexion :

En ce qui concerne le calage de l'empennage horizontal, il faut se souvenir d'un phénomène important, en s'écoulant sur le plan principal, l'air subit une déflexion vers le bas et sur de nombreux avions, c'est cet écoulement défléci qui rencontre l'empennage horizontal (fig. 5).

Cet angle de déflexion est à peu près égal à la moitié de l'angle d'attaque du plan principal. Si le plan principal rencontre l'écoulement sous un angle de 4° , l'air qui frappe l'empennage a une pente descendante de 2° et si, par exemple, l'empennage horizontal a un angle de calage sur le fuselage de 2° son angle d'attaque est nul, si son profil est symétrique, il ne produit aucune force, ni vers le haut, ni vers le bas. Bien entendu, l'angle de déflexion varie en fonction de l'angle d'attaque du plan principal ; c'est la raison pour laquelle le constructeur réfléchit de choisir l'angle d'attaque de l'empennage horizontal.

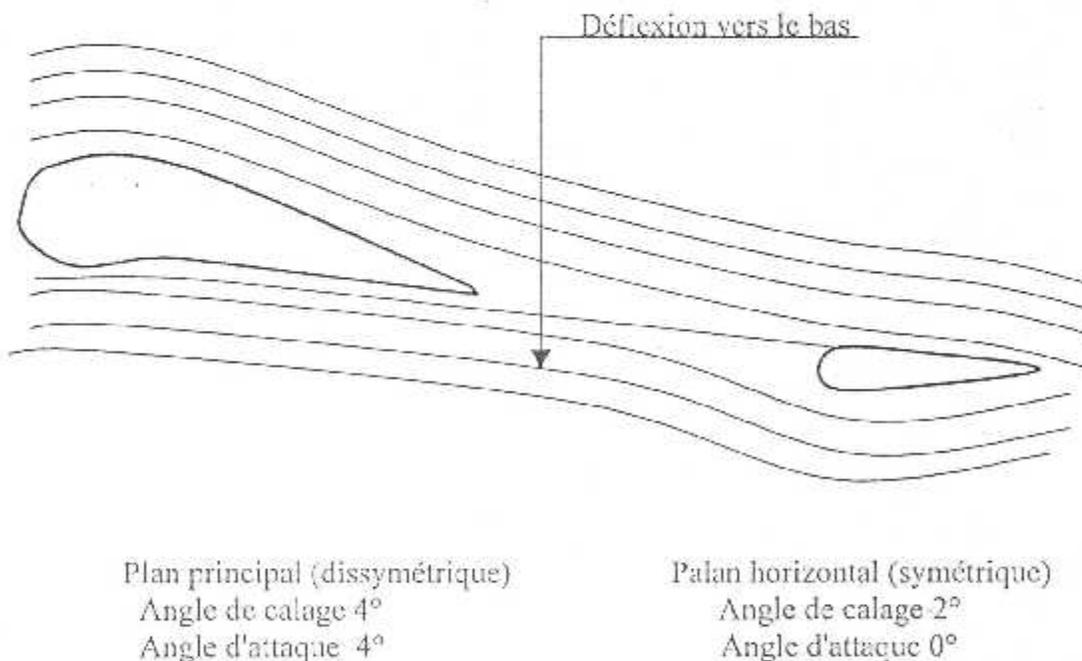


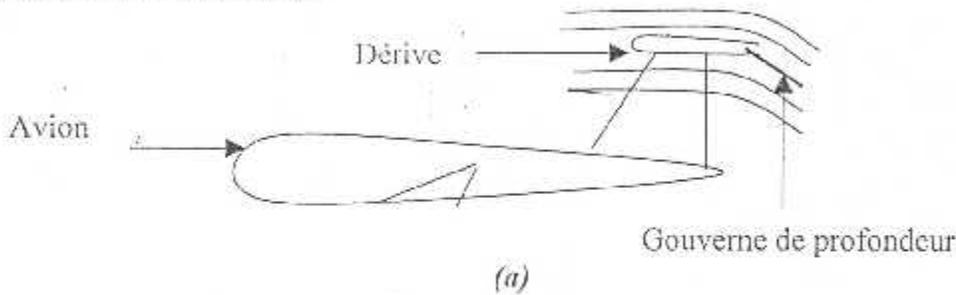
Fig-II-5 : Phénomène de déflexion.

Nous verrons plus loin que ce calage joue aussi un rôle important dans la stabilité de l'avion un mon-moteur à hélice pose aussi un certain problème, l'empennage est généralement noyé dans le sillage d'hélice qui n'est autre qu'une masse d'air en rotation et qui, par conséquent, rencontre les deux cotés du plan horizontal sous des angles différents. Les avions à réaction sont souvent munis d'un empennage en T. Cette disposition particulière a pour objet, entre autres d'éloigner l'empennage des gaz d'échappement très chauds des moteurs. On fait alors face à un autre problème, aux forts angles d'attaque, l'empennage est noyé dans les remous du plan principal est perd totalement son efficacité l'avion devient alors très instable et il peut se trouver en situation de 'super-décrochage' c'est la raison pour laquelle on installe parfois un empennage horizontal "Surbaissé"

II-1-6) L'aérodynamique autour des empennages :

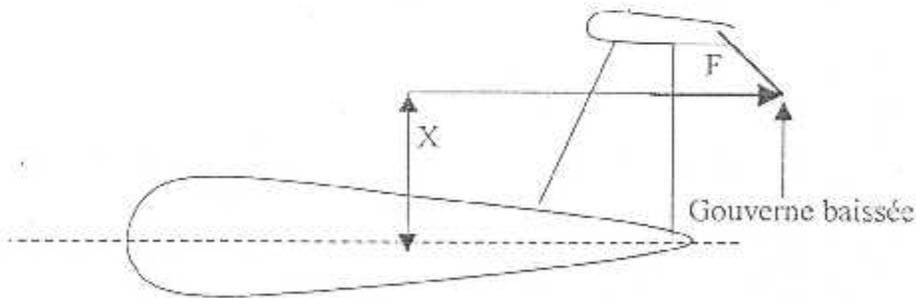
II-1-6-1) empennage en T :

II-1-6-1-a) selon l'axe de tangage



Lorsque l'air s'écoule autour d'un empennage horizontal, il ne crée aucun effort, mais quand le pilote fait baisser la gouverne vers le bas ou la monter vers le haut l'air se deflichit vers le bas ou vers le haut suivant la position de la gouverne.

Vu de gauche



(b)

Ce qui se passe exactement c'est que l'air se défléchit vers le bas, il produit sur la gouverne une force à une distance x par rapport à un axe qui passe dans le ventre de l'avion (au milieu du ventre), ce qui nous provoque un moment qui est appelé «moment piqueur» on dit «piqueur» parce que ce moment oblige l'avion de piquer c'est -à-dire de baisser son nez vers le bas. On peut écrire :

$$M_p = F_p \cdot x$$

Tel que : M_p : moment piqueur

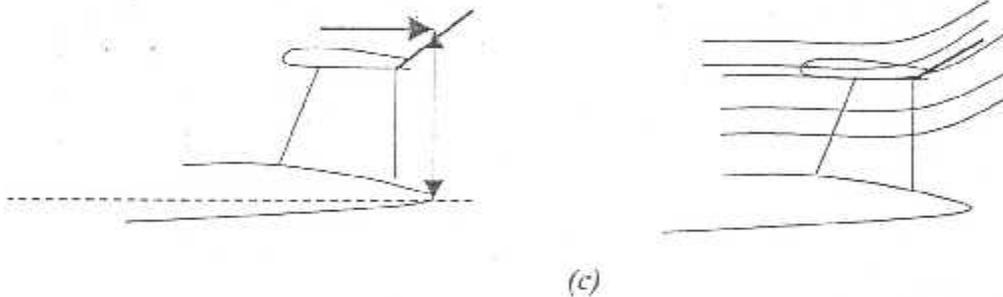
F : force agissant sur la gouverne

x : bras de levier (distance entre points d'application du F et

l'axe qui passe dans le ventre d'avion).

Par conséquent la gouverne de profondeur peut produire un moment de sens inverse que le premier on l'appelle «moment cabreur».

Quand le pilote fait monter la gouverne de profondeur, l'air se rélléchit vers le haut ce qui il fait produire un effort à une distance x par rapport à un axe qui passe au milieu du ventre de l'avion, c'est -à-dire un moment qui oblige l'avion de monter son nez vers le haut, c'est pourquoi on l'appelle "moment cabreur".



(c)

De même on peut écrire :

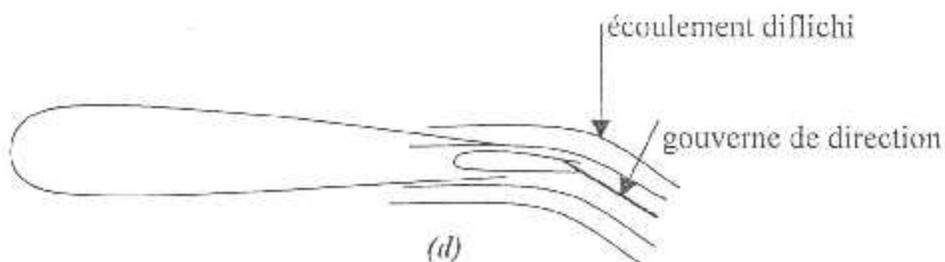
$$M_x = F_c \cdot x$$

Tel que M_c : le moment cabreur

(même chose pour F, x)

L'aérodynamique (l'écoulement d'air) sur l'empennage horizontal nous a provoqué un mouvement de l'aéronef selon un axe nommé "axe de tangage".

II-1-6-1-b) Selon l'axe de lacet :



(d)

Lorsque le pilote veut déplacer l'avion vers la droite ou vers la gauche il ne fait que déplacer la gouverne de direction vers la droite ou vers la gauche.

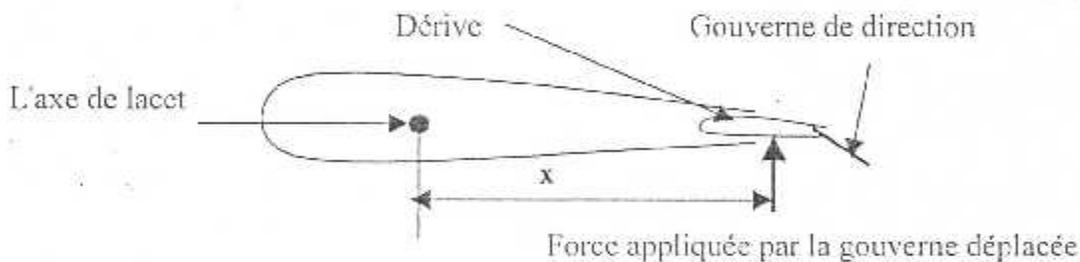
Quand l'air s'écoule autour de l'empennage horizontal et quand cet écoulement est parallèle par rapport à l'axe de symétrie de l'avion, il ne crée aucun effet sur la direction de l'avion (parce que l'air provoque deux efforts sur les deux faces de l'empennage qui ont une même valeur et de sens opposé c'est pourquoi l'effet est nul).

Maintenant si le pilote veut diriger l'avion à gauche ou à droite il ne fait que tourner la gouverne de direction à gauche ou à droite.

Ce qui se passe exactement, c'est que l'air se défléchit vers la gauche ou la droite. Cette déflexion produit une force, sur l'empennage, qui travaille pour déplacer la queue de l'avion à gauche ou à droite, suivant le placement de la gouverne.

Le déplacement de la queue de l'avion se fait selon un axe vertical qui est appelé axe de lacet ce genre de déplacement, est rencontré surtout dans les automobiles.

Vu de dessus



(e)

Fig.II-6 (a,b,c,d,e) : L'écoulement autour d'un empennage en T.

Remarque :

L'empennage en T n'est pas notre but dans ce chapitre, mais le but c'est de faire une comparaison entre l'empennage en T et en V, et pour éclaircir un petit peu le fonctionnement de l'empennage en V.

II-1-6-2) Empennage en V :

L'empennage en V est peut aussi assurer les mouvements selon les axes de lacet et de tangage.

Lorsque l'air s'écoule autour d'un empennage non disposé, il ne produit aucun effet sur la direction de l'avion.

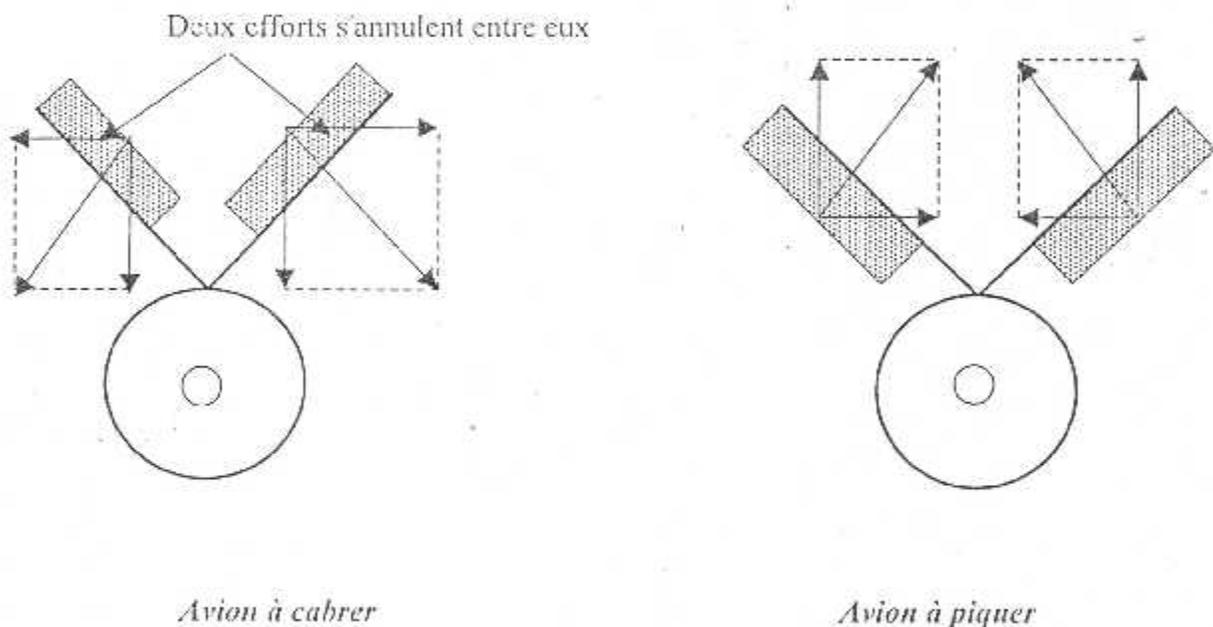
II-1-6-2-a) Selon l'axe de tangage :

Si le pilote veut cabrer l'avion, il ne fait que disposer les deux empennages à l'intérieur avec un mouvement simultané, l'écoulement se réfléchit vers le haut ce-ci produit un effort appliqué sur les deux gouvernes à une distance x .

$$M_c = F_c \cdot X$$

Si le pilote veut piquer, il ne fait que disposer les deux gouvernes vers l'extérieur un mouvement alterné, dans ce cas l'écoulement se défléchit vers le bas, celui-ci crée un effort appliqué sur les deux gouvernes à une distance x .

$$M_p = F_p \cdot X$$



Action de profondeur

(a)

II-1-6-2-b) Selon l'axe de lacet :

Pour qu'on puisse assurer le mouvement selon l'axe de lacet, il faut faire une action simultanée des deux gouvernes.

Si le pilote veut diriger vers la droite ou vers la gauche, il ne fait que déplacer les deux gouvernes avec une action simultanée, à droite ou à gauche.

Ce qui se passe, c'est que l'écoulement se défléchisse vers la droite ou vers la gauche, suivant la disposition des gouvernes, cette déflexion produit une force qui travaille à déplacer la queue de l'avion à droite ou à gauche, cette force aérodynamique est appliquée à une distance x , ce qui fait créer un moment M .

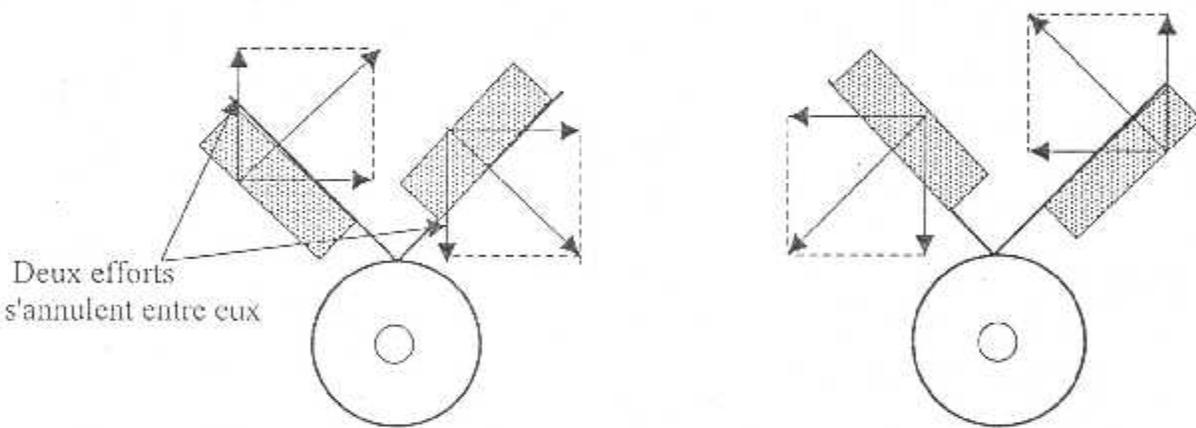
$$M = F \cdot X$$

Tel que :

X : est la distance entre le point d'application de l'effort et le centre de gravité de l'avion

Action de direction :

Quand le pilote fait déplacer les deux gouvernes à l'intérieur ou à l'extérieur (mouvement alterné) les gouvernes ont assuré l'action en profondeur, et s'il fait déplacer les deux gouvernes, d'une action simultanée ils ont assuré l'action de direction.



(Par rapport au pilote) : Direction à gauche

Direction à droite

action de direction

(b)

Fig.II-7 (a, b) : Effet de l'écoulement d'air autour d'un empennage en V.

II-1-7) Stabilité et maniabilité :**II-1-7-1) Définition de la stabilité et de la maniabilité :**

a) **La stabilité** : c'est la capacité d'un avion de retourner à un état d'équilibre de vol donné lorsqu'il 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 qui est stable en vol rectiligne horizontal instable en vol inversé. Un avion qui serait stable dans un piqué accentué s'opposerait, en fait, à tout effort du pilote pour le sortir de ce piqué. La stabilité qu'un avion possède grâce à ses 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 une 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 tangage, on dit que la commande en profondeur est bloquée quand elle est maintenue à certaine valeur de braquage par pilote, peu importe qu'il soit humain ou automatique. La commande est libre quand le pilote la relâche de façon à ce que la gouverne prenne d'elle-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 puissance*.

b) **La 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 pas 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 pair.

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*.

La stabilité latérale et la stabilité de route sont si intimement reliées qu'il est impossible de les étudier séparément.

Stabilité longitudinale :

Pour obtenir la stabilité en tangage, il faut que des forces agissent, dès que l'angle d'attaque augmente (ou diminue), pour repousser le nez de l'avion vers le bas(ou vers le haut)et ramener l'angle d'attaque à sa valeur initiale.

La stabilité propre d'une aile peut être améliorée quelque peu par un angle de flèche positif, par un changement de progressif du profil dans la région des bouts d'aile et par une double courbure du profil.

Mais il n'y a pas que l'aile qui puisse influencer sur la stabilité longitudinale d'un avion complet. En général, on peut dire que cette stabilité dépend de quatre facteurs :

- La position du centre de gravité, ou centrage, qui ne doit pas être trop loin vers l'arrière : c'est probablement la considération la plus importante.
- Le moment de tangage du plan principal. Nous venons de voir que ce moment est en général déstabilisant, bien qu'il existe différents moyens pour améliorer la situation.
- Le moment de tangage du fuselage de l'avion ; ici encore, il s'agit le plus souvent d'un moment déstabilisant.
- L'empennage horizontal : sa superficie, son angle de calage, son allongement et la distance qui la sépare du centre de gravité. Il a presque toujours une influence stabilisante.

Angle de dièdre longitudinal :

On appelle angle de dièdre longitudinal l'angle compris entre des prolongements des cordes de l'empennage horizontal et du plan principal. La plus part des avions ont un certain angle de dièdre longitudinal, compte tenu tous les facteurs qui influent sur la stabilité ; il serait dire qu'un avion qui n'a pas cette caractéristique est longitudinalement instable.

Stabilité latérale :

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

Tous les avions qui volent à faible angle d'attaque, et par conséquent la portance, augmentent sur l'aile qui s'enfonce et diminuent sur l'aile qui se lève mais cet effet de rétablissement ne dure que le temps de roulis du mouvement de roulis. Il faut bien comprendre que cela ne produit qu'aux petits angles d'attaques ; 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 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 se soit produit.

Angle de dièdre latéral :

L'angle de dièdre latérale 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

II-1-8) Caractéristique aérodynamique du profil NACA 0012 :

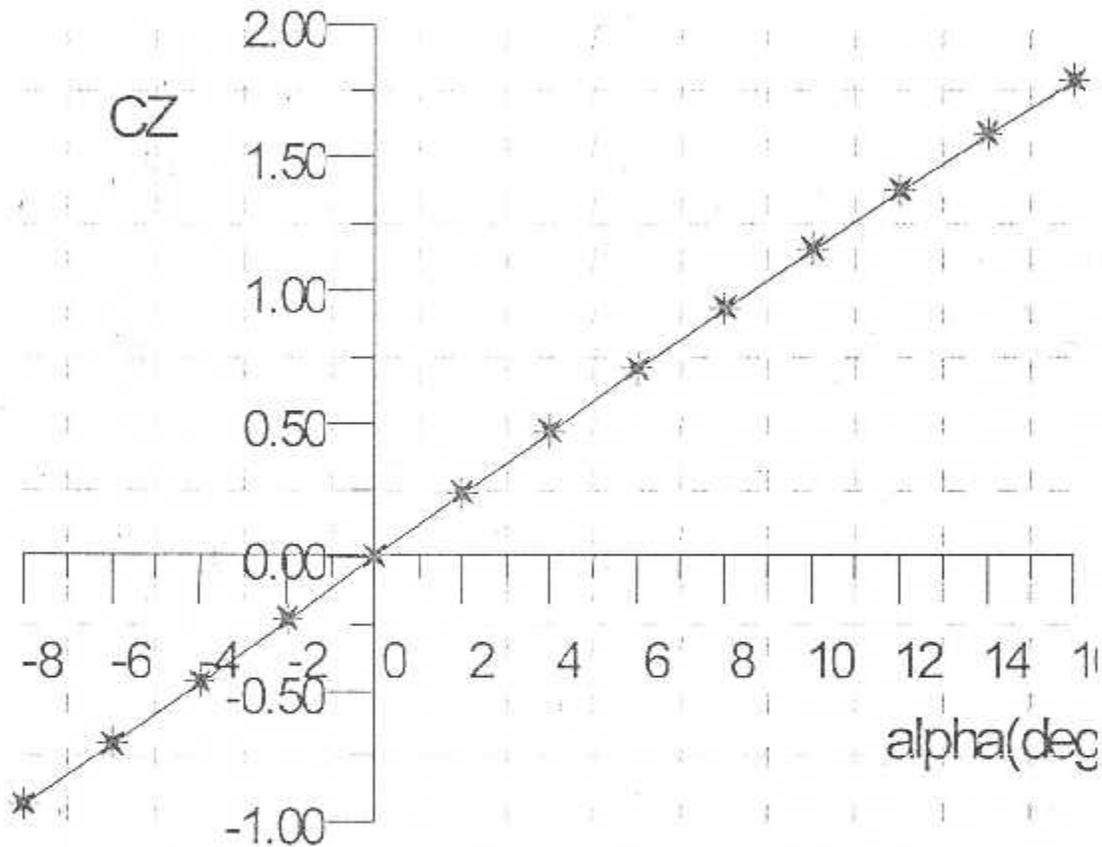
La meilleure méthode de mentionner les caractéristiques d'un profil, consiste à tracer les courbes qui indiquent :

- Le coefficient C_z
- Le coefficient C_x
- Le coefficient de pression C_p
- Le moment

Dans la suite, on traite quelques courbes concernant les coefficients de la portance, du moment, de pression pour bien connaître l'effet de ces paramètres sur l'aérodynamique des profils qu'on ait entraîné de les étudiés.

a) Courbe de portance :

D'après cette courbe (courbe de portance), le coefficient de portance change avec l'incidence, le coefficient de portance n'existe pas quand l'angle d'incidence est nul, nous remarquons aussi que lorsque l'angle de portance est négatif le coefficient de portance est négatif, et lorsque l'angle d'incidence est positif, le coefficient de portance est positif. En générale, cette courbe montre que l'angle d'incidence est proportionnel avec le coefficient de portance c'est une propriété de la plupart des profils symétrique.



FigII-8 : La variation du coefficient de portance en fonction de l'angle d'incidence

b) Courbe du moment :

A partir de la courbe du moment on peut remarquer que le changement du moment est inversé par rapport à l'angle ; c'est-à-dire quand l'angle d'incidence prend des valeurs négatives, le moment prend des valeurs positives et vis-à-vis, autre chose on peut la remarquer, c'est que la courbe soit une droite, et celle-ci est une propriété des profils symétrique.

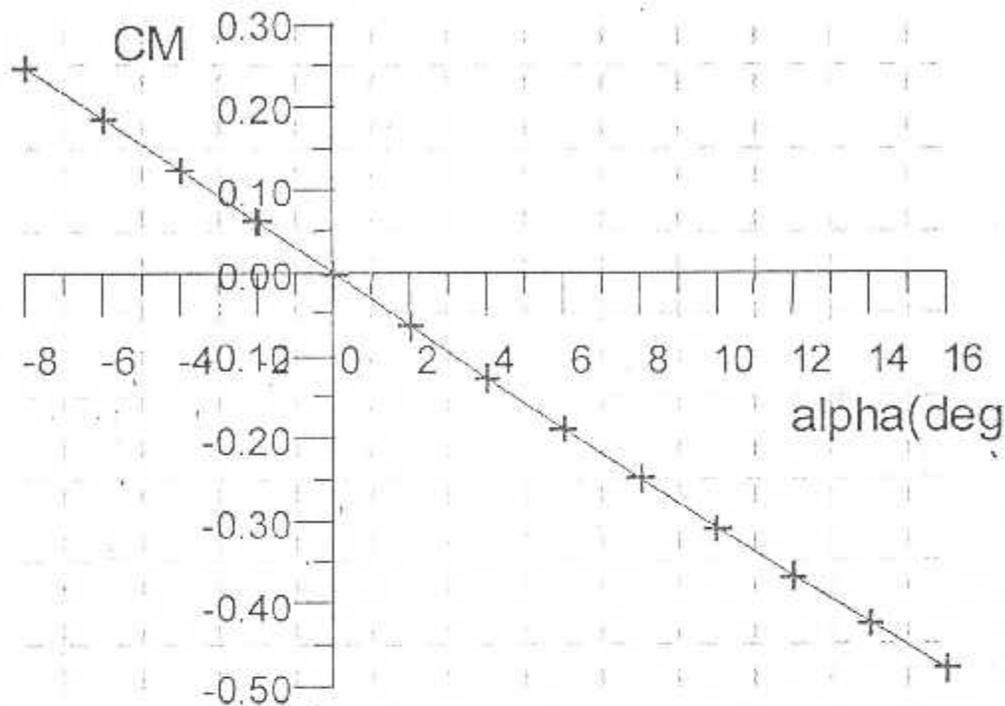


FIG II-9: La variation du coefficient du moment en fonction de l'angle d'incidence

c) Courbe de pression :

Dans cette courbe on peut suivre le changement de coefficient de pression suivant le changement de l'abscisse réduite.

On peut diviser cette courbe en trois parties

Partie (1):

Environ (0, 0.10) le courbe prend une forme presque d'une droite, ou le coefficient se diminue

brutalement, elle diminue de 0.80 jusqu'à -0.40

Partie (2)

Environ (0.10, 1), à partir de la valeur 0.10 la courbe commence à augmenter, cette augmentation fait peu à peu sous une forme augmente de -0.40 jusqu'à 0.20

Partie (3)

À partir de la valeur (1) l'augmentation du coefficient de pression est très rapide

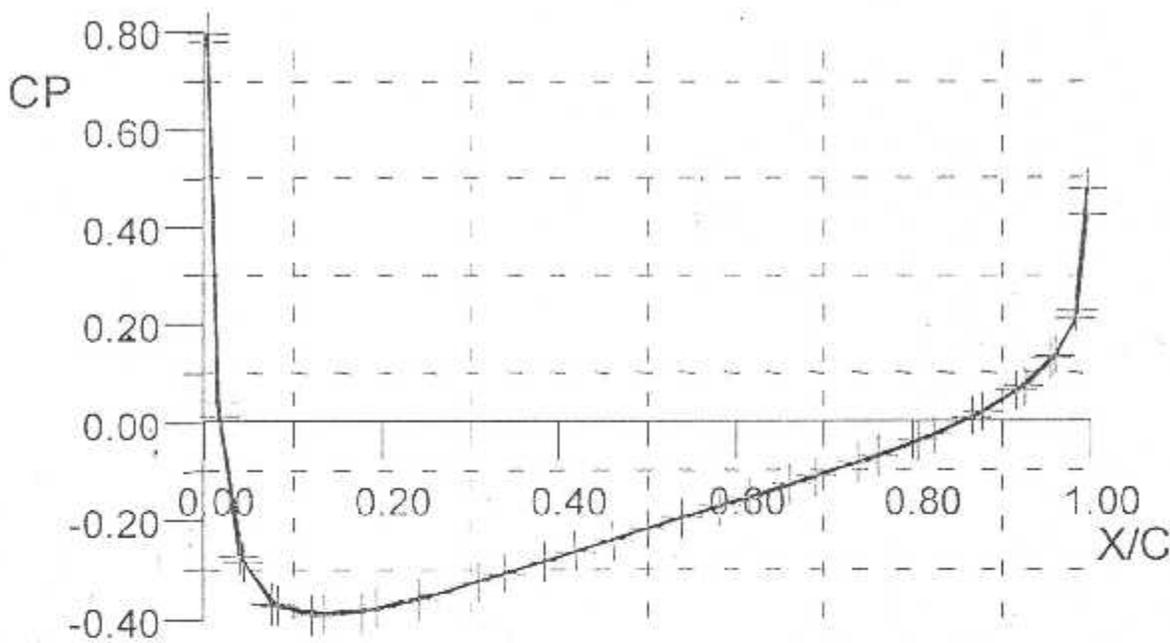


Fig II-10 : La variation du coefficient de pression en fonction de l'abscisse réduite X/C

II-1-9) Traînée induite :

Dans le cas des turbulents marginaux, la déflexion vers le haut se produit à l'extérieur de l'empennage et non pas en avant de l'empennage, si bien que l'écoulement quitte l'empennage et en fin de compte dirigé vers le bas, par conséquent, la portance qui agit perpendiculairement à l'écoulement, et légèrement inclinée vers l'arrière et contribue à la traînée, cette partie de la traînée s'appelle la traînée induite.

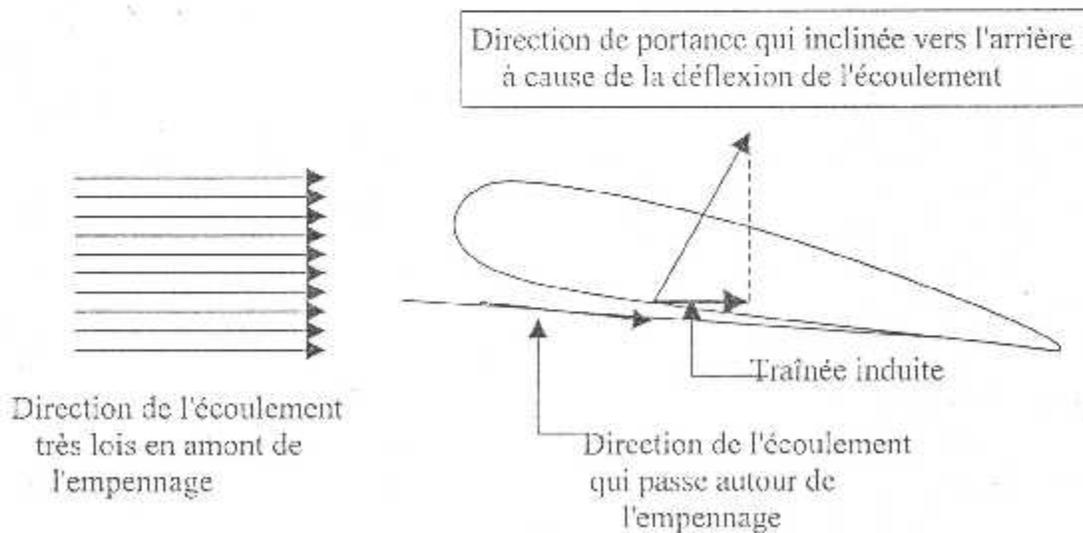


Fig.II-11 : Traînée induite

D'une certaine façon, on peut dire que la traînée induite fait partie de la portance, tant qu'il y a de portance, il doit avoir de la traînée induite qu'il n'est pas possible d'éliminer, le coefficient de la traînée induite C_x d'un empennage rectangulaire est égale à :

$$C_x = C_z^2 / A$$

A: est l'allongement

Cz : le coefficient de portance

II-1-10) Moment de charnière :

La stabilité en manche fixé a été réalisée par le pilote suivant la variation de l'angle de l'élevateur.

Pour une stabilité contrôlée, le pilote réagit en introduisant une nouvelle force appelée « effort en manche », la grandeur de cette force est imposée par le pilote pour changer la vitesse de l'avion sous des conditions données d'équilibre.

Ce type de stabilité est d'une importance extrême pour le pilote dans le contrôle de l'avion

Si l'élevateur est monté sur des supports sans frottement, il flottera avec/ou contre le vent, en dépendant de la pressions distribuée tout autour de lui.

Cette distribution crée un moment appelé 'moment de charnière' autour de surface de l'élevateur appelé ainsi "surface de contrôle de charnière" ce moment impose un nouvel angle de flottement pour l'élevateur.

II-2) LES EFFORTS APPLIQUES SUR UN EMPENNAGE :

Etant l'élément sustentateur, l'empennage est soumis en vol normal à des forces(charges) aérodynamiques. Elles ont deux composantes ; l'une orientée de bas vers le haut (perpendiculairement sur la surface que l'air s'écoule), c'est la portance, et l'autre dirigée généralement vers l'arrière appelée traînée.

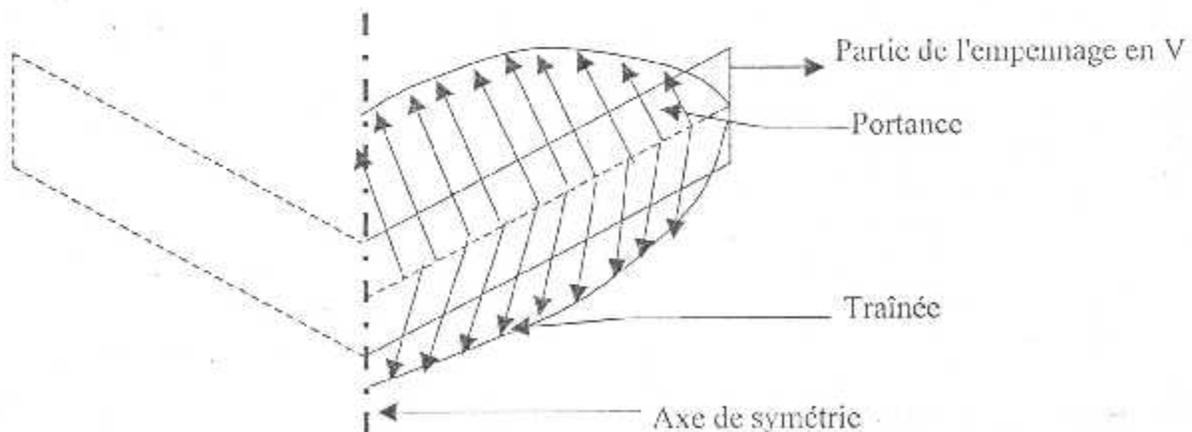


Fig. II-12 : Charges aérodynamiques (en perspective).

La plus grande partie des charges aérodynamiques est soumise au fuselage pour équilibrer les forces d'inertie dues à la masse qui est importante par rapport à celle de l'avion complet.

Les différents types de la structure reviennent donc à réaliser un élément longitudinal résistant ou poutre orientée dans le sens d'envergure. Cet élément est convaincre la résultante des charges aérodynamiques et les efforts d'inertie (la masse de la structure).

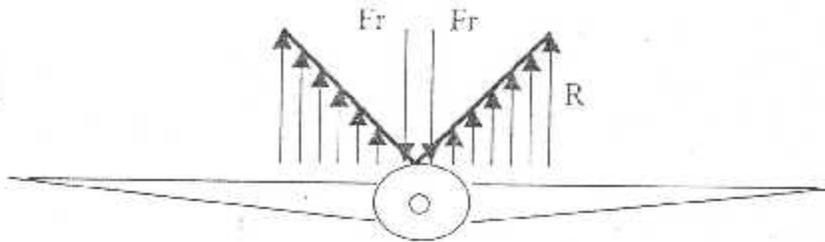


Fig.-II-13 : la composante verticale des charges aérodynamique appliquée sur un empennage en V

La poutre (longeron) travaille surtout en flexion dirigée de bas vers haut dans le cas du vol normal, la partie inférieure supporte des contraintes de traction et la partie supérieure soumise à des contraintes de compression. L'épaisseur de l'empennage à cet endroit est maximum (augmentation du moment quadratique).

Nous savons que le centre de poussée des actions aérodynamiques est effectuée à des déplacements dans le sens de la profondeur de l'empennage horizontal même que l'aile. Il en résulte que la poutre longitudinale (longeron) travaille également en torsion. La rigidité en torsion doit-être d'autant plus importante quand la voilure ou l'empennage possède des masses excentrées. Les moments de torsion sont transmis au fuselage où ils participent à l'équilibre longitudinal de l'avion.

II-2-1) Les forces en action :

L'aérodynamique appliqué pour l'objectif de la mesure et la prédiction des propriétés aérodynamiques des corps en mouvement dans l'air.

En un point P quelconque, ces efforts sont deux types :

- La force de pression qui agit perpendiculairement à la surface du corps.
- La force de frottement qui agit tangentiellement.

Pour l'étude des forces, il revient au même de considérer l'air en mouvement au tour du corps immobile ou le corps en mouvement dans l'air immobile.

II-2-1-a) Les forces de pression :

Les molécules gazeuses (constituant l'air) heurtés à la surface du corps avec une certaine vitesse, elle transfère à celui-ci une certaine quantité du mouvement. Ce transfère est à l'origine d'une pression qui est proportionnelle à cette quantité du mouvement et au nombre de molécule heurtant une unité de surface du corps, par unité de temps.

Dans le domaine d'application qui nous intéresse, l'air est suffisamment dense pour qu'on puisse le modéliser comme un fluide continu et ne considérer que les résultats globaux de ces interactions directes.

II-2-1-b) Les forces de frottement :

Du fait viscosité, l'air est ralenti au voisinage de surface du corps et les vitesses tangentielles se répartissent. La zone du ralentissement est appelée la couche limite.

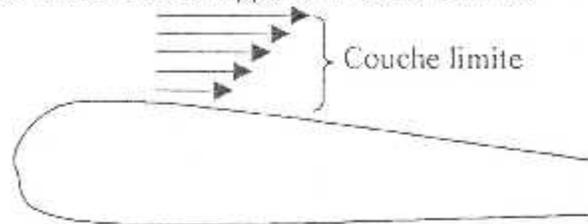


Fig.-II-14 : Phénomène du frottement

II-2-2) Transmission des efforts :

II-2-2-1) Un empennage bi-longeron à revêtement non travaillant :

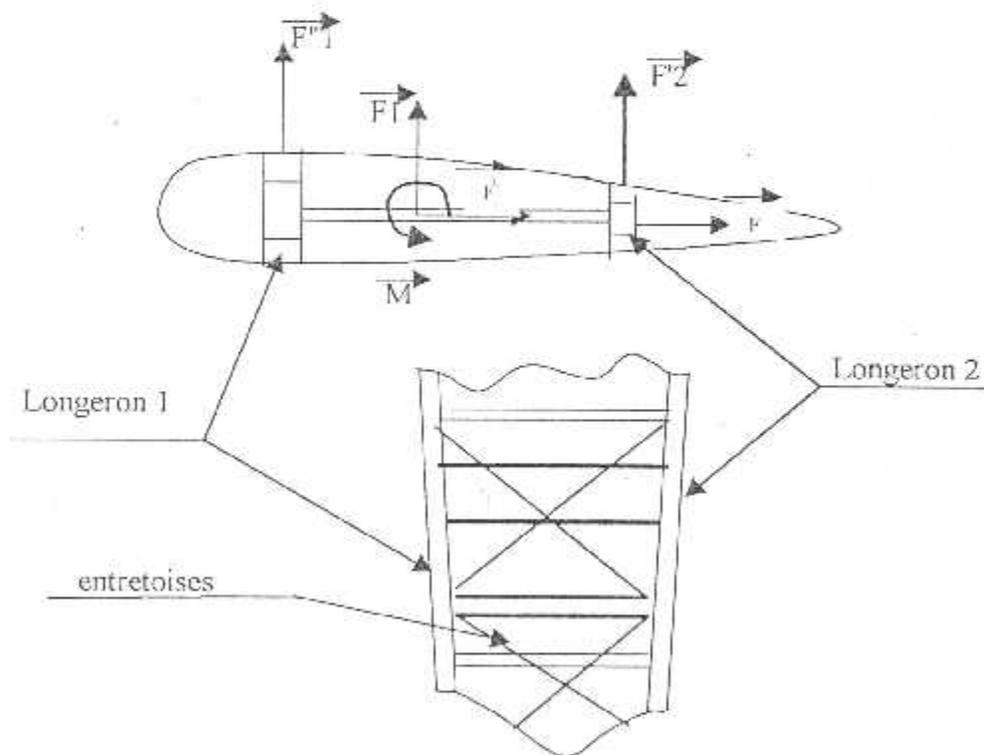


Fig.- II-15 : Empennage bi-longeron à revêtement non travaillant

La structure de la figure (II-15) comprend les longerons reliés par les entretoises et les haubans. Les nervures disposées entre les entretoises maintiennent la forme du profil et assurent la transmission des charges aérodynamiques aux longerons.

La flexion verticale due aux charges F_1 se répartie sur les longerons qui supportent de ce fait les charges F_1' et F_2' . La flexion horizontale due aux charges F_2 fait travailler l'ensemble du treillis constitué par les entretoises ; les haubans et les longerons.

La torsion \vec{M} produit une flexion différentielle des longerons. Le longeron 1 est sollicité vers le bas et le longeron 2 est sollicité vers le haut. Les déplacements sont limités par les liaisons des longerons avec les entretoises et les nervures.

II-2-2-2) Empennage bi-longeron à revêtement travaillant :

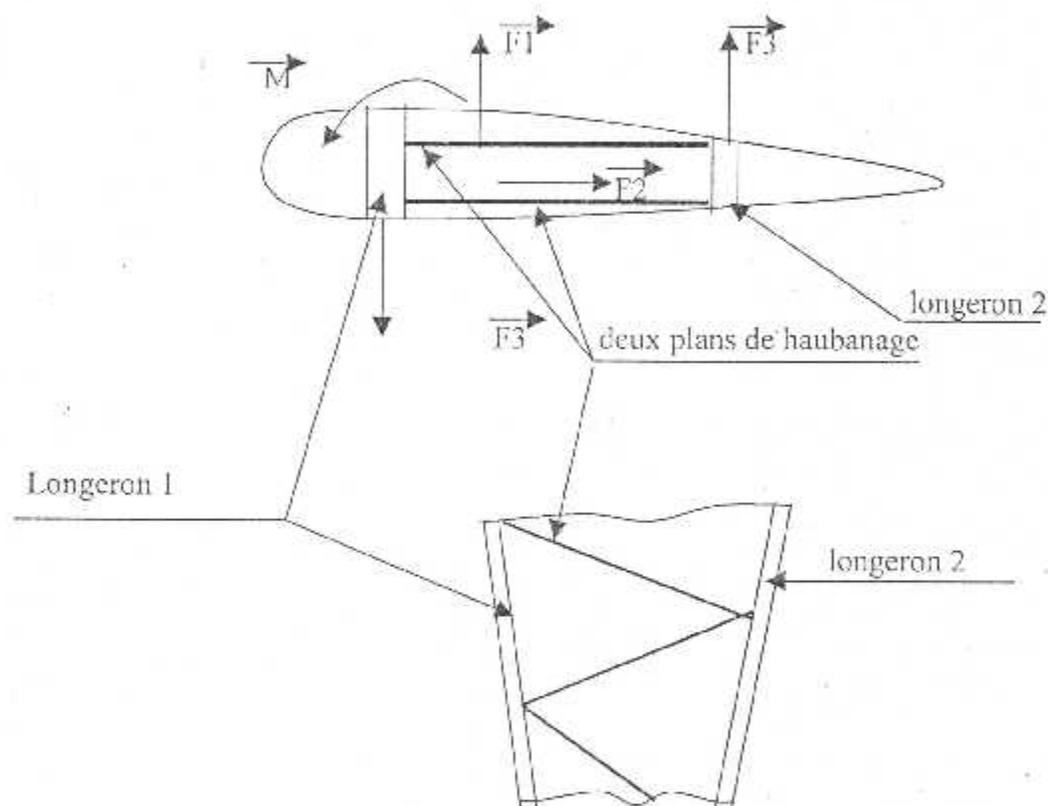
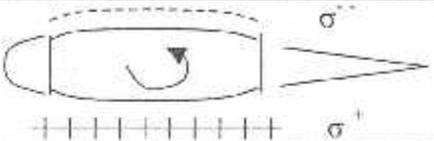
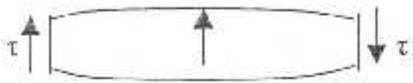
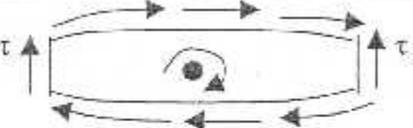
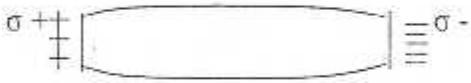
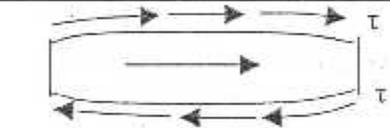


Fig.-II-16 :Empennage bi-longeron à revêtement travaillant.

La structure de la figure-II-16- ne diffère de la précédente que par le doublage des éléments de triangulation qui réunissent les âmes des longerons. Les deux plans de triangulation améliorent la résistance en torsion. La flexion différentielle due au couple au couple M fait apparaître les efforts F_3 sur les longerons. La transmission des efforts se fait comme dans le cas de la figure -II-15.

Les deux plans de triangulation sont soit des barres, soit des entretoises et les haubans comme dans la figure (II-15).

II-2-3) Contraintes appliquées en une section d'empennage :

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	

II-2-3-a) Revêtement non travaillant :

$M_x \Rightarrow \sigma^-$	Sur les semelles d'extrados	Ou vice et versa
σ^+	Sur les semelles d'intrados	
$T_z \Rightarrow \tau$	Sur les âmes	
$M_y \Rightarrow \tau$	Sur les âmes, cisaillement distribués par les nervures.	
$M_z \Rightarrow \sigma^+$	Sur les longerons avants	Ou vice et versa
σ^-	Sur les longerons arrières	
$T_x \Rightarrow \tau$	Sur les semelles de longerons	

II-2-3-b) Revêtement travaillant :

$M_x \Rightarrow \sigma^-$	Extrados et semelles d'extrados
σ^+	Intrados et semelles d'intrados
$T_z \Rightarrow \tau$	Sur les âmes
$M_y \Rightarrow \tau$	Sur les âmes et revêtement, cisaillement distribués par les nervures.
$M_z \Rightarrow \sigma^-$	Sur les longerons avant
σ^+	Sur les longerons arrière
$T_x \Rightarrow \tau$	Sur les semelles et revêtement

Remarque :

Notons que les T_z aérodynamiques sont les efforts répartis sur le revêtement. Celui-ci se déleste par ces coutures de rivets sur les longerons, mais aussi sur les nervures. Ces dernières répartissent, donc aussi les T_z sur les âmes des deux longerons.

II-2-4) Autres efforts appliqués sur un empennage :

Revenons plutôt à l'avion normal, quand les quatre forces principales peuvent s'équilibrer d'elles-mêmes d'une façon satisfaisante. L'empennage horizontal ne joue aucun rôle actif ; il est en attente, dans ce cas, il faut donc que l'angle d'attaque ait une valeur appropriée pour qu'il n'y ait pas de force appliquée sur la queue.

A haute vitesse l'empennage produit une force dirigée vers le bas, le plan principal ayant un petit angle d'attaque. Le centre de poussée est déplacé vers l'arrière, le moment de tangage par rapport au centre de gravité est donc piqueur et, par conséquent, l'empennage horizontal doit produire un moment cabreur. D'une façon analogue, à basse vitesse, c'est-à-dire aux forts angles d'attaque du plan principal, l'empennage horizontal doit produire une force dirigée vers le haut.

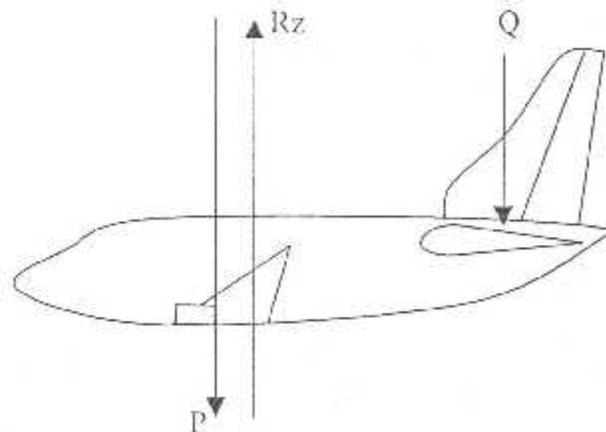


Fig-II-17 : Haute vitesse – force Q appliquée vers le bas sur la queue.

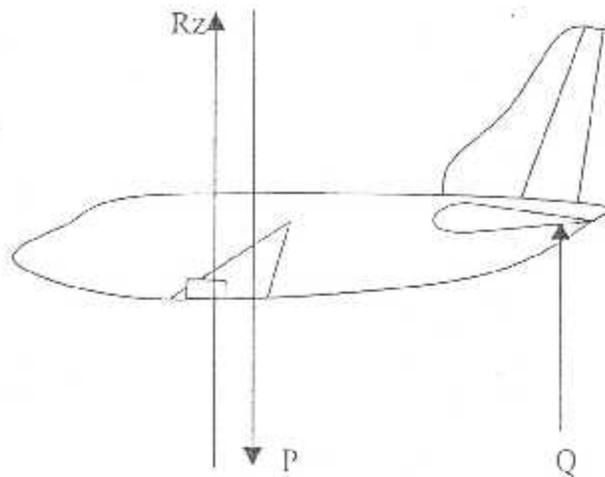


Fig-II-18 : Basse vitesse, forces Q appliquée vers le haut sur la queue.

Remarque :

Dans le paragraphe précédent, en on a parlé sur l'empennage horizontal, il est aussi applicable à certaine limite sur l'empennage en V.

Etant donné que l'empennage horizontal peut-être appeler à produire à la fois des forces dirigées vers le bas, il a habituellement un profil symétrique. Ce qui fait qu'il n'a pas de portance quand son angle d'attaque est nul. Mais quant les quatre forces principales ne peuvent pas s'équilibrer d'elles-mêmes, l'empennage horizontal doit intervenir pour produire une force d'équilibre plus ou moins permanente, soit vers le haut, soit vers le bas. Il s'agit alors d'un empennage portant. Pour fournir la portance nécessaire. Sa cambrure doit-être semblable à celle d'une aile ordinaire. Lorsque la force requise est dirigée vers le bas, il a la forme d'une aile inversée.

II-2-4-1) Centre de cisaillement (CC) :

Dans la section droite d'une poutre prismatique, CC est le point d'application des efforts tranchants ne donnent lieu qu'à un équilibre interne en flexion pure, sans aucune contrainte de torsion.

II-2-4-2) Centre de flexion (CF) :

Pour une section droite, c'est le point tel que toute force concentrée passant par ce point donne à la section un déplacement en translation pure.

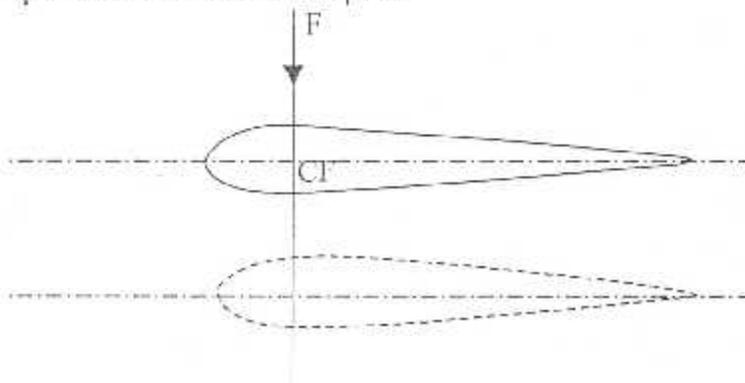
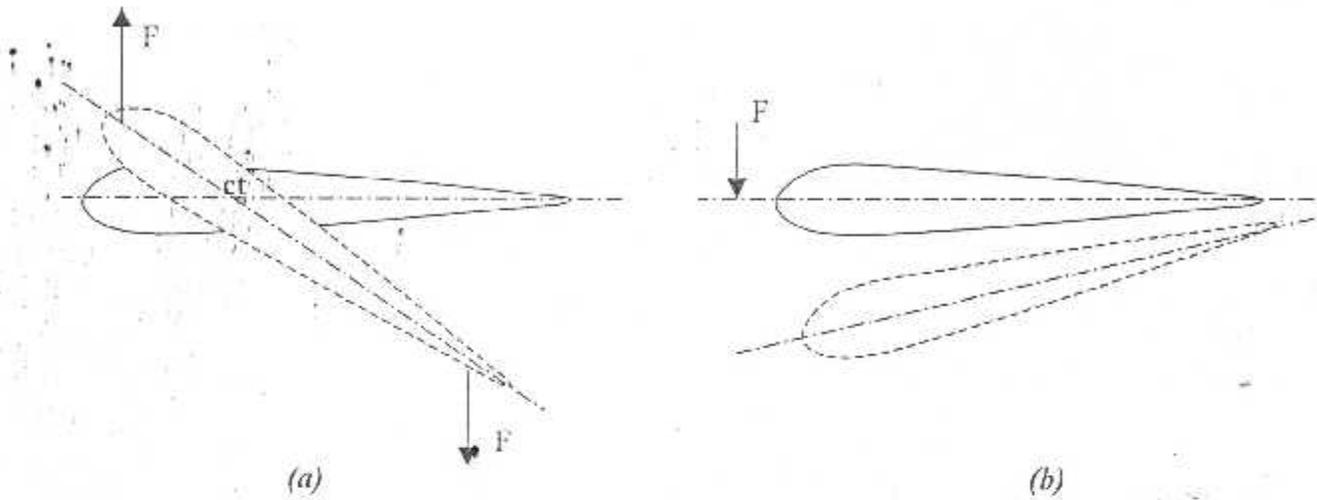


Fig-II-19 : Centre de flexion.

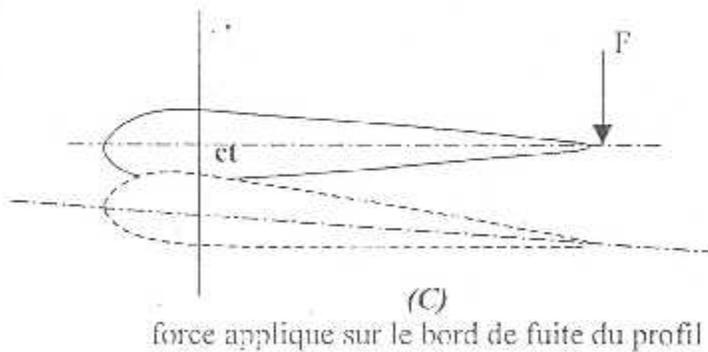
II-2-4-3) Centre de torsion :

C'est le point autour du quel tourne la section, quand on applique sur cette section une couple pure de torsion. C'est le centre du mouvement de rotation qui accompagne le déplacement en translation pure de la section soumise à des charges ne passant pas par le centre de flexion.



Forces appliquées sur les deux extrémités de profil

Force appliquée sur le bord d'attaque (extrémités de profil)



force appliquée sur le bord de fuite du profil

Fig-II-20 (a,b et c) ; centre de torsion

CHAPITRE III

METHODES DE
CONSTRUCTION
AERONAUTIQUE

CHAPITRE III

METHODES DE CONSTRUCTION AERONAUTIQUE

III-1) PROCÉDES DE CONSTRUCTION :

III-1-1) Introduction :

Les procédés de fabrication représente l'ensemble des divers modes d'élaboration des pièces utilisés dans la construction aéronautique en partant des métaux, alliages matières plastique....

III-1-2) Mise en œuvre des matériaux par fusion (fonderie) :

La fonderie est une technique qui vise à l'obtention d'une pièce de forme, déterminée par solidage direct d'un métal ou d'un alliage en fusion dans une empreinte ou moule établie à partir d'un modèle, elle nécessite :

- Un modèle de dimension supérieure à celles de la pièce finie (retrait au refroidissement) pour former l'empreinte.
- Du sable réfractaire qui est de la silice et dont la substance agglomérant pour le rendre plastique et conésif est généralement l'argile.
- Des chassies servent à placer et à serrer le sable autour du modèle.

III-1-3) Mise en œuvre des matériaux par déformation plastiques :

III-1-3-1) Forgeage :

Le forgeage est le terme général désignant la déformation à chaud d'une masse de métal utilisant, la malléabilité maximale réalisée par la chaleur, le travail peut être effectué par choc c'est l'estampage ou par effet de pression c'est le matriçage la mise en forme du métal est effectuée par sa déformation plastique entre les deux moitiés d'un estampage ou d'une matrice, les deux demi-coquilles négatives reproduisent le positif de l'empreinte.

En fabrication aéronautique, c'est surtout le matriçage qui est utilisé, on réalise notamment ferrures d'attaches d'aile au fuselage, longerons d'aile cadres de fuselage, jambes de train d'atterrissage (le tous par la presse hydraulique).

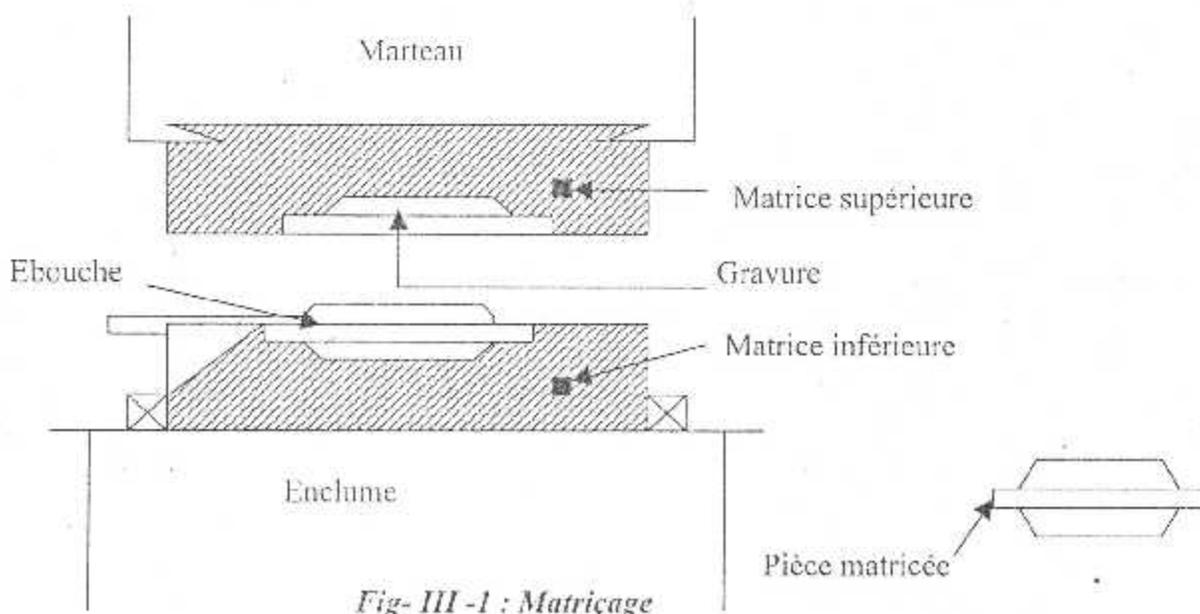
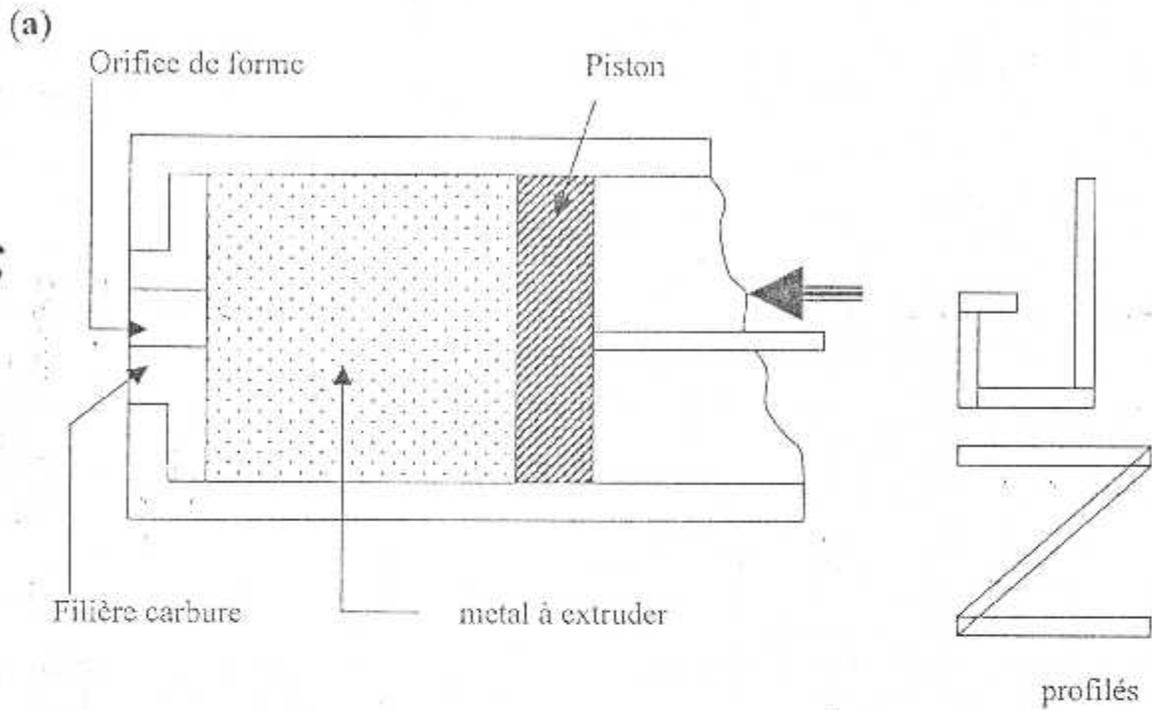


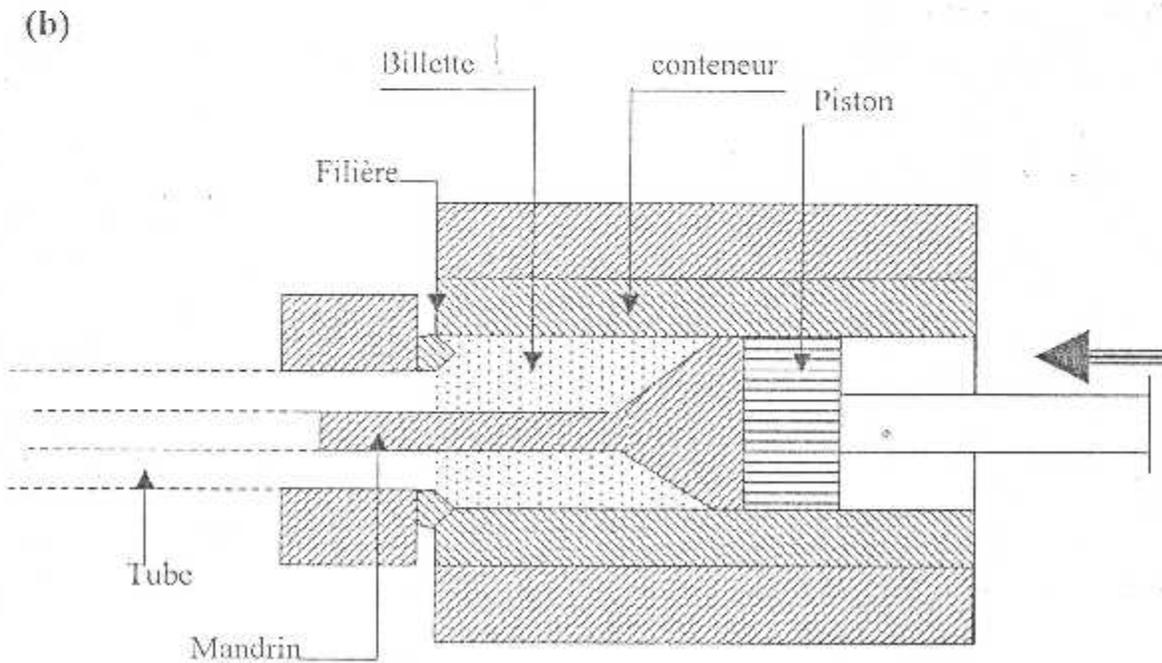
Fig- III -1 : Matriçage

III-1-4) **Fluage ou extrusion :**

Le fluage consiste à forcer une billette réchauffée à s'écouler à travers une filière, le passage du métal par l'orifice de forme donnée et permet d'obtenir des produits divers (profilés et tubes).



L'exécuteur de profilés par filage.



L'exécuteur de tube par filage.

Fig.-III-2 (a,b) : Exécuteurs de formes

III-1-5) Formage :

On distingue également sous l'appellation usinage sans enlèvement du métal. Les qualités aérodynamiques recherchées imposent l'obtention de formes extérieures très précises souvent compliquées. Les pièces de structures qui représentent un compromis de résistance de poids, encombrement, nécessitent des éléments très variés aux formes difficiles à réaliser.

III-1-5-1) Le chaudronnage : Consiste en un simple martelage de la tôle.

III-1-5-2) Le planage : Consiste à supprimer les irrégularités de surface par martelage léger. Les travaux de chaudronnage et de planage peuvent être accélérés par l'utilisation de moyens mécaniques (le martinet pneumatique à puissance de frappe réglable, la machine à galets).

III-1-5-3) Roulage : Désigne également centrage des tôles ou cylindrage, le roulage à pour but de donner aux tôles la forme d'une surface conique ou cylindrique (réalisation de bord d'attaque, cambure de tôle de revêtement).

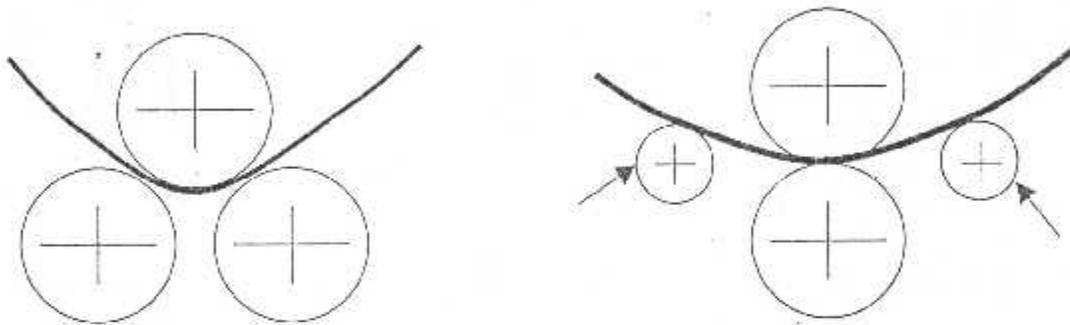


Fig.-III-3 : Roulage de tôles.

III-1-5-4) Pliage :

La tôle est pliée suivant une ligne droite. C'est le cas de formage le plus simple. Notamment, pour les profils, cette opération est de réaliser les éléments longs profilés.

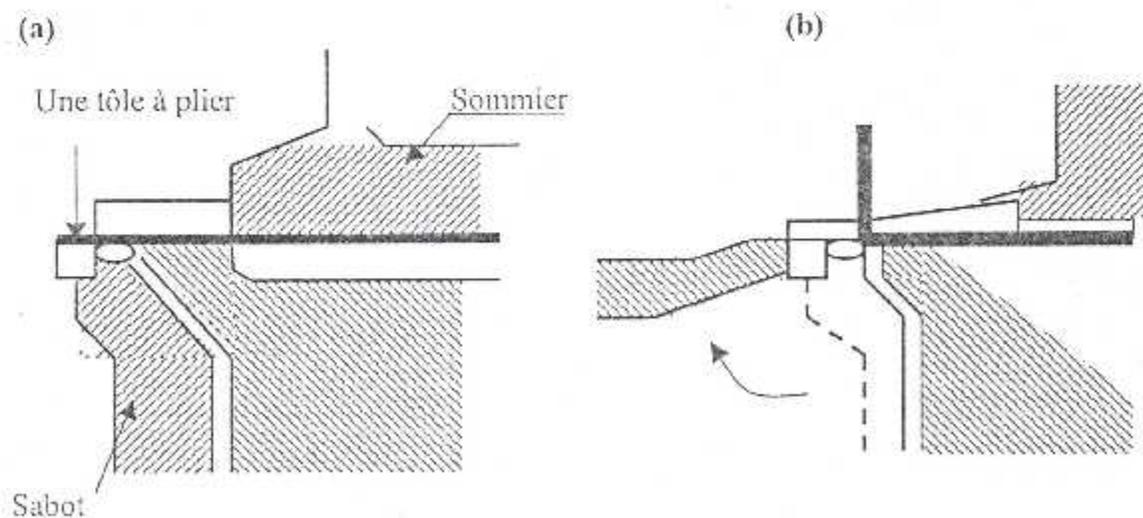


Fig.-III-4(a,b) : pliage de tôle.

III-1-5-5) Formage des revêtements auto-raidis :

Les éléments monoblocs de forte épaisseur et de grandes dimensions, notamment ceux qui sont à nervures et à raidisseurs intégrés constituant les panneaux du revêtement des voilures et de fuselage nécessitent l'élaboration de machines et de nouveaux procédés pour réaliser leur mise en forme. Les procédés traditionnels ont demandé leur inaptitude à former simultanément des épaisseurs fortes variables.

De plus, les traitements thermiques provoquent des contraintes importantes qui gauchissent les éléments. Les procédés utilisés sont :

a) Formage par cuisson à l'étuve :

Est assuré par un simple bridage sur un châssis de forme. L'ensemble est introduit dans une étuve chauffée à 160° pendant 20 heures (panneau en AU5G), à la sortie de l'étuve un refroidissement par des jets d'eau.

b) Formage- trempe :

Le principe consiste à former la pièce immédiatement après traitement thermique. Et à la maintenir sous très forte pression jusqu'à ce qu'elle soit refroidie le métal de la pièce passe de l'état plastique à l'état dur.

Tout en conservant la même surface qu'à haute température, tout gauchissement est éliminé par l'action de la presse pendant le refroidissement.

c) Formage- trempe sur grenaille :

C'est une variante du procédé de formage-trempe, il est utilisé pour les revêtements auto-raidis de nervures ou de raidisseurs de faible épaisseur (voir la figure ci dessus).

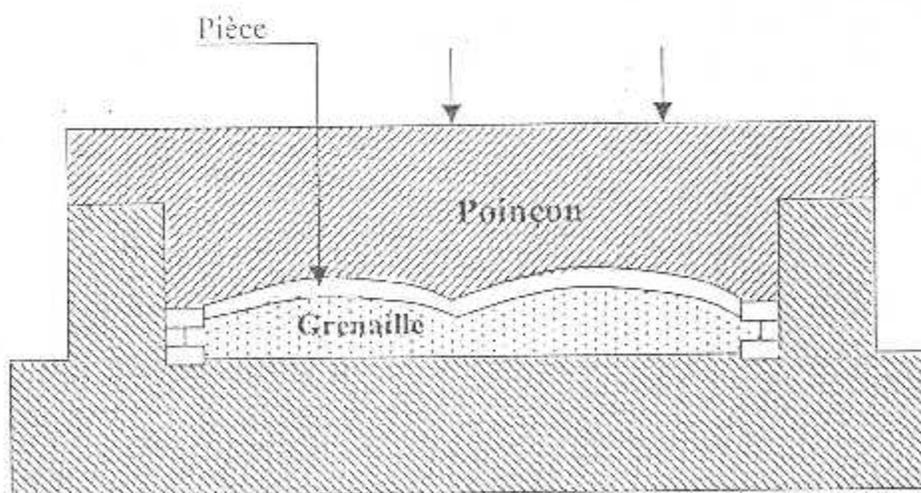


Fig.-III-5 : Formage- trempe sur grenaille

d) Formage par grenailage :

Ce procédé consiste à bombarder le métal à froid à l'aide de grenaille d'acier projetée par l'air comprimé.

D (diamètre)

D=500 mm
N=2200 t/min

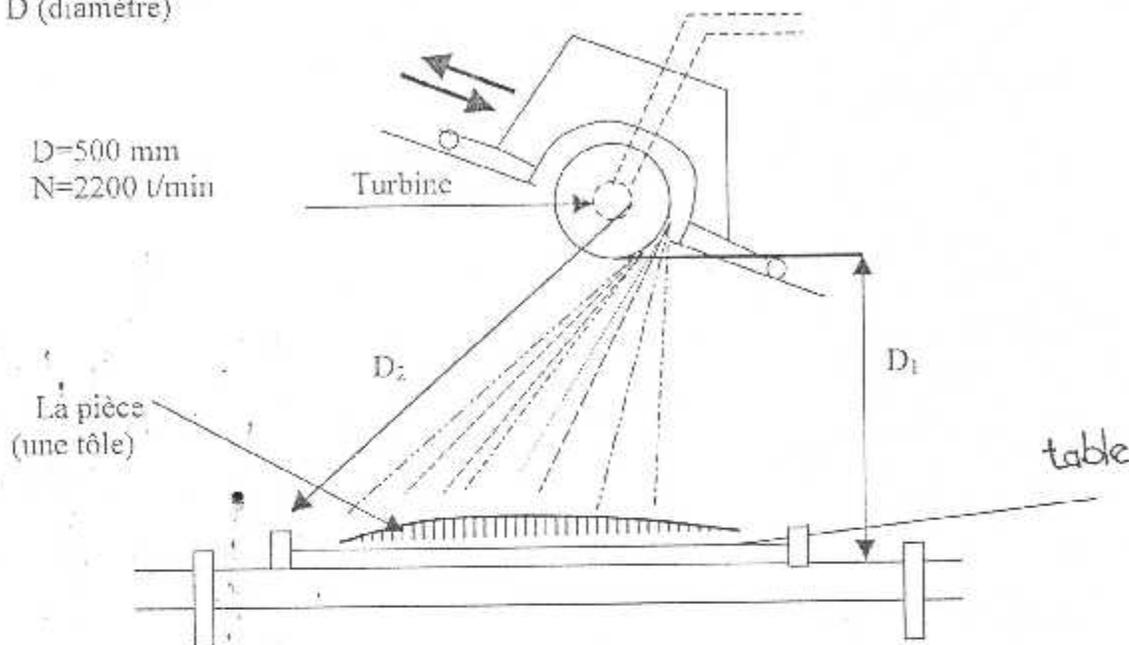


Fig.-III-6 : Formage par grenailage.

III-1-6) Mise en forme des matériaux par usinage :

L'usinage mécanique prend des proportions de plus en plus grandes en fabrication aéronautique par suite de l'évolution de la technique pour les voilures et les empennages, il représente jusqu'à 60% du temps total de fabrication de l'ensemble que les pièces d'avion soit prises dans la masse ou réalisées à partir des éléments fondus ou matricés. Les procédés d'usinage sont similaires à ceux de la mécanique générale courante, nous retrouverons les opérations de perçage, de tournage, de rabotage, de fraisage et de rectification.

Les conditions d'utilisation de machines ainsi que leur outillage doivent être adaptées à la nature et aux caractéristiques des divers matériaux utilisés en construction aéronautique.

Des machines-outil particulières sont nécessaires pour certaines technique de production telles que l'usinage des longerons, des revêtements auto-raidis, des pièces d'attache, des pièces de fusion. On utilise notamment les machines ont longue course les procédés modernes d'usinage (usinage spécial) sont progressivement introduits dans la construction aéronautique.

III-1-7) Usinages particuliers en fabrication aéronautique :**III-1-7-1) Perçage :**

Dans la technique courante de l'avion métallique où les éléments sont assemblés par rivets le nombre de trous à percer est considérable (800 000 pour caravelle) d'où l'importance dans ce cas des tôles et des profils minces en alliage léger est un perçage court pour les pièces usinées de forte épaisseur et les grosses pièces monoblocs le perçage relève de la mécanique générale.

III-1-7-2) Mise au contour :

La mise au contour consiste à enlever de la matière soit sur le pourtour, soit à l'intérieur de la surface d'une tôle cette opération s'effectue sur des pièces planes ou sur des pièces préalablement formées c'est dans cette opération que se situe la plus grande masse de chutes de tôle.

On peut classer ainsi les divers procédés de mise au contour : cisailage, grignotage, sciage, détourage –découpage –poinçonnage.

III-1-7-3) Usinage mécanique : les techniques de production et les machines outils particulières utilisés en fabrication aéronautique s'appliquent à :

- L'usinage de longerons
- L'usinage des revêtements auto-raidis
- L'usinage des pièces d'attache monoblocs
- L'usinage par reproduction des pièces complexes de liaison

III-1-8) Etat de surface des pièces après usinage :

Le fini de surface des pièces usinées a une influence d'une part sur les caractéristiques fonctionnelles qualités de frottement, matage, ajustement, glissement, étanchéité et d'autres parts sur les caractéristiques mécaniques :

- Résistance à la fatigue.
 - Résistance à l'usure.
- En fonction du degré du fini de surface à obtenir -on utilise
- La rectification
 - Le brunissage
 - Le rodage

III-1-9) Traitement des métaux :**III-1-9-1) Traitement Thermique :**

Les traitements thermiques ont pour but d'améliorer les caractéristiques mécaniques des métaux en vue de les adapter à des conditions de travail passagères ou permanentes.

a) La Trempe :

Elle augmente la dureté, mais rends le métal cassant. Elle consiste à chauffer le métal à une température déterminée (température de trempe) puis à les refroidir plus au moins rapidement.

La dureté est d'autant plus grande que le refroidissement est plus rapide, On trempe :

- Les aciers durs en carbone, dits aciers outils (limes, burins...) la température 900°C (très énergique) refroidissement soit à l'huile (dureté moindre).
- Les aciers spéciaux (aciers rapides pour outils de machines) température 1000°C à 1250°C, refroidissement dans le jet d'air ou dans un bain de plomb fondu (grosses pièces).
- Le Duralumin : température 480°C à 710°C refroidissement à l'eau, effet de trempe perceptible au bout de quatre jours (phénomènes de vieillissement).

b) Le Revenu :

Il est atténué ou adoucit les effets de la trempe, il ne s'applique qu'aux aciers durs et consiste à chauffer à nouveau la pièce qui vient d'être trempé plus au moins rapidement, en contrôlant au moyen des colorations du métal qui varie avec les températures jaune paille 230°C violet 275°C BLEU 300°C. On ne fait pas revenir les aciers rapides ni le Duralumin.

C) Le Recuit :

Le recuit consiste à chauffer un métal jusqu'à la température de trempe et à le laisser refroidir lentement, afin de lui permettre de prendre son état stable d'avant un traitement thermique ou mécanique.

Après un traitement thermique de durcissement il redonne à l'acier ses caractéristiques mécaniques primitives.

Après un traitement mécanique, il déduit presque complètement les tensions internes provoquées par l'écroutissage.

III-1-9-5) Traitement de Surface :

Ils ont pour but de durcir la couche superficielle d'une pièce (usure) sans enlever l'élasticité de sa masse (fragilité) ils s'appliquent aux aciers.

a) La Cémentation :

Opération qui consiste à chauffer (900°C environ) une pièce en acier doux dans un milieu riche en carbone (poudre à cémenter) pour carburer la couche superficielle, l'épaisseur varie avec la durée de la chauffe, On trempe ensuite seule la couche carburée.

b) La Nitruration :

Elle a le même but que la cémentation (dureté superficielle obtenue plus grande), On chauffe à 520°C dans un milieu riche en azote.

D'autres traitements de surface (par kéroisation, calorisation, cadmiage, galvanisation, shoopage, électrolyte) ont pour but de protéger les pièces par revêtement anticorrosion.

C) Ecroutissage :

C'est un aspect particulier du métal qui découle de certains traitements mécaniques des métaux tels que le forgeage, l'étréage et surtout en chaudronnerie, le martelage à froids.

Un métal écroûté est très fragile, il se rompt très facilement et ne peut être utilisé tel quel en construction. On fait disparaître les effets de l'écroutissage par le recuit.

III-2) PROCÉDES D'ASSEMBLAGE :**III-2-1) Introduction :**

La réalisation des ensembles constituant la cellule d'un avion est toujours progressive. Cela signifie que partant de la pièce primaire aux pièces détachées ou pièces élémentaires (âme ou raidisseur, nervures ou cadre, par exemple).

En construction aéronautique, les moyens courants d'assemblage pour la réalisation des divers ensembles sont :

- Le rivetage
- Le boulonnage et le vissage
- Le soudage
- Le collage
- Les raccords

III-2-2) Rivetage :

Le rivetage est l'opération qui consiste à assembler deux ou plusieurs pièces de faible épaisseur (tôle et profilés) par des rivets.

Un rivet est une sorte de clou en métal tendre, que l'on engage dans les 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 serré énergiquement les parties assemblées. La raison ainsi réalisée se nomme rivure.

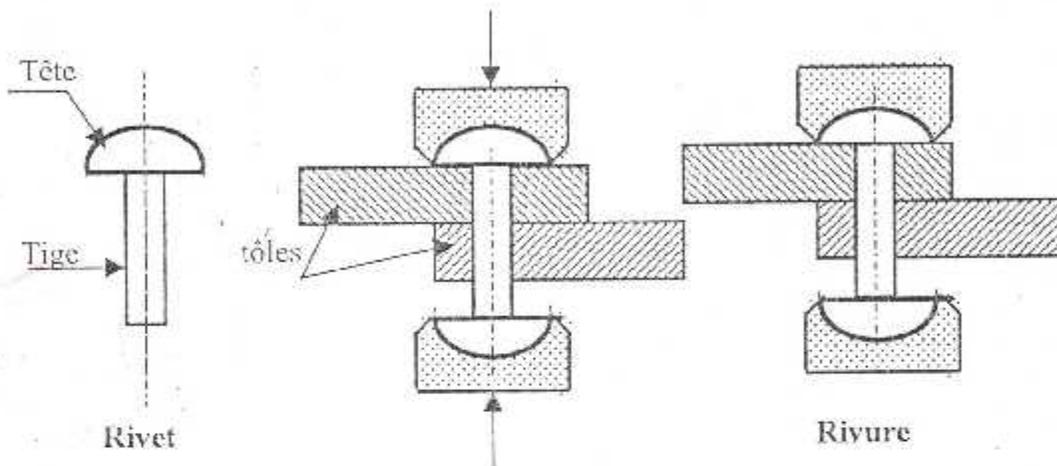


Fig.III-7 : Rivetage.

On distingue différents types de rivetage, à savoir :

III-2-2-1) Le type apparent : les têtes de rivets reste en relief de chaque coté du joint.

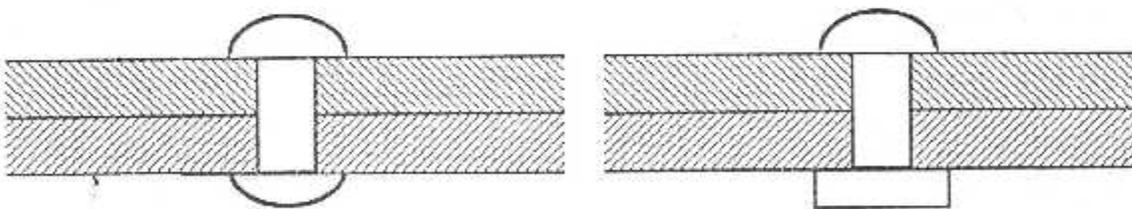


Fig.-III-8 : Type apparent.

II-2-2-2) Le type fraisé : une des têtes ou bien les deux sont noyées dans un logement réalisé au préalable dans l'une ou dans les deux tôles extérieures du joint.

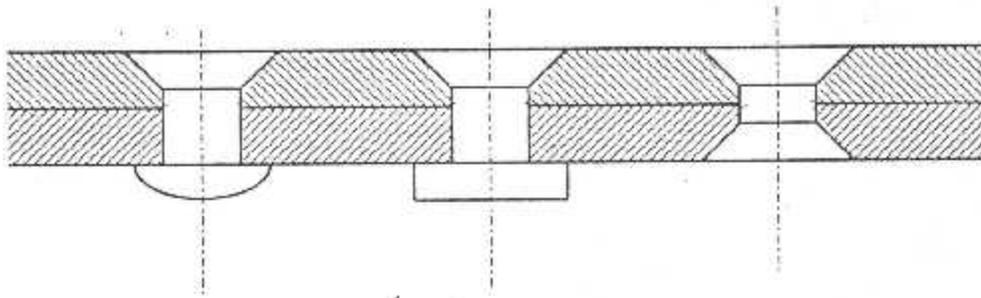


Fig.-III-9 : Type fraisé.

III-2-3) Vissage et boulonnage :

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

Pour les assemblages importants réalisés par boulon (attache des voilures sur 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 contrôle.

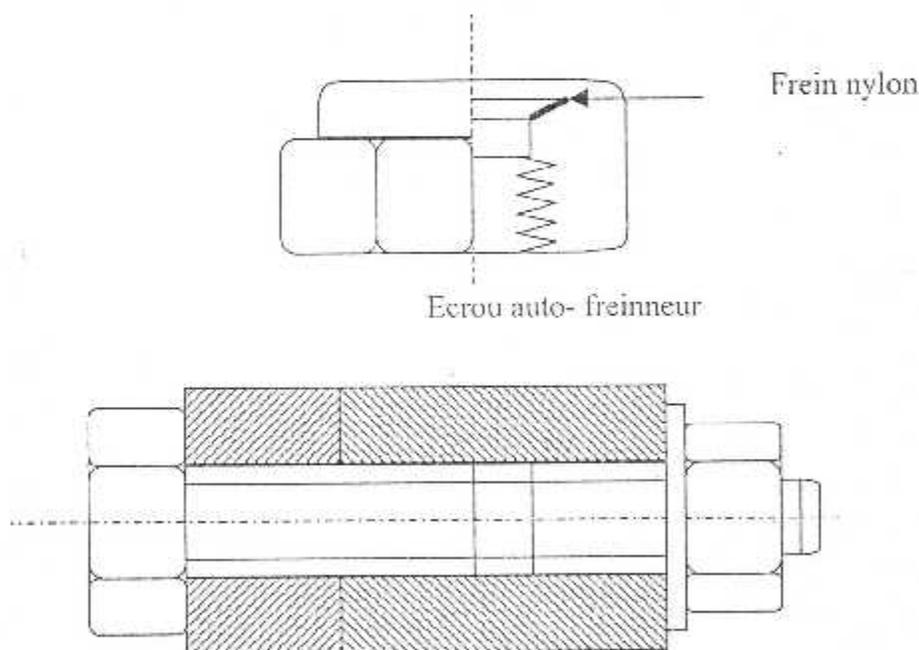


Fig.-III-10 : Assemblage par boulonnage

III-2-4) Soudage:

Nous désignons par soudage le procédé et par soudure le résultat. L'assemblage par soudage en fabrication aéronautique occupe une place très importante. En ce qui concerne la construction des cellules, il est encore relativement limité. On distingue plusieurs procédés de soudage.

III-2-4-1) Soudage oxy-acétylénique :

Le soudage au chalumeau oxy-acétylénique réalise l'assemblage de deux éléments disjoint par fusion du métal d'apport. Ce métal d'apport vient, au moment de la fusion, combler le sillon ménagé entre les pièces à réunir. La source de la chaleur est une flamme obtenue par la combustion d'acétylène basse pression dans un jet d'oxygène.

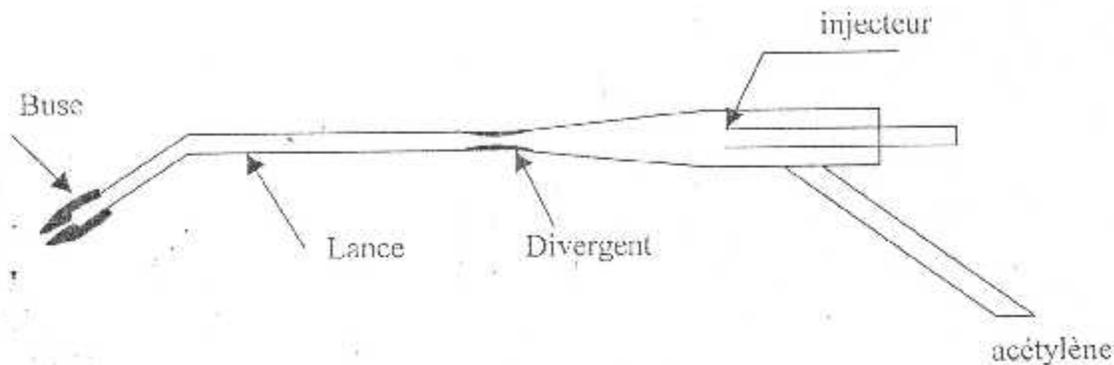


Fig.-III-11 : Schéma d'un chalumeau oxy-acétylénique

III-2-4-2) Soudage à l'arc électrique :

Dans ce procédé l'arc électrique s'établit dans l'air ambiant, il est utilisé comme source de chaleur, l'arc se situe entre une électrode métallique (cathode) et la pièce à souder (anode) qui entrent localement en fusion.

III-2-4-3) Soudage électrique par résistance :

La chaleur nécessaire est obtenue par effet de joule.

Nous distinguerons le procédé suivant :

- Soudage par point :

III-2-4-3-a) Soudage par point :

Dans le soudage par point, les deux pièces à assembler sont comprimées par deux tiges de métal à haute conductibilité électrique et thermique formant électrodes, dans ce circuit on fait passer un courant électrique de forte intensité qui se transforme en chaleur, en transversant les diverses résistances de contact, R_1 , R_2 , R_3 . La pression exercée sur la tôle par les électrodes se répartit dans la tôle suivant un cône, la résistance étant inversement proportionnelle à la pression, elle est maximale entre les deux tôles en R_2 . En ce point l'échauffement est maximal, il y a fusion et la pression exercée assure la soudure.

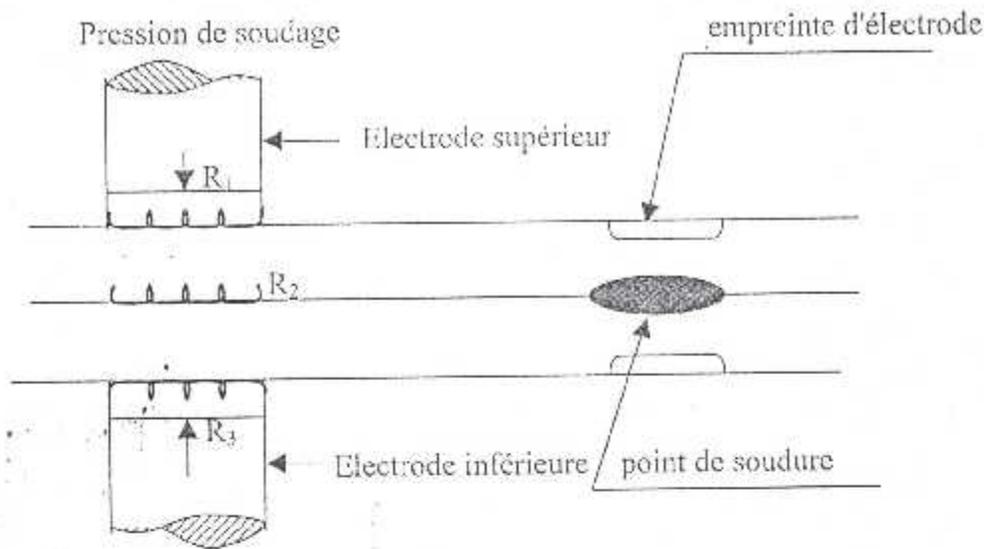


Fig.-III-12 : Soudage par point

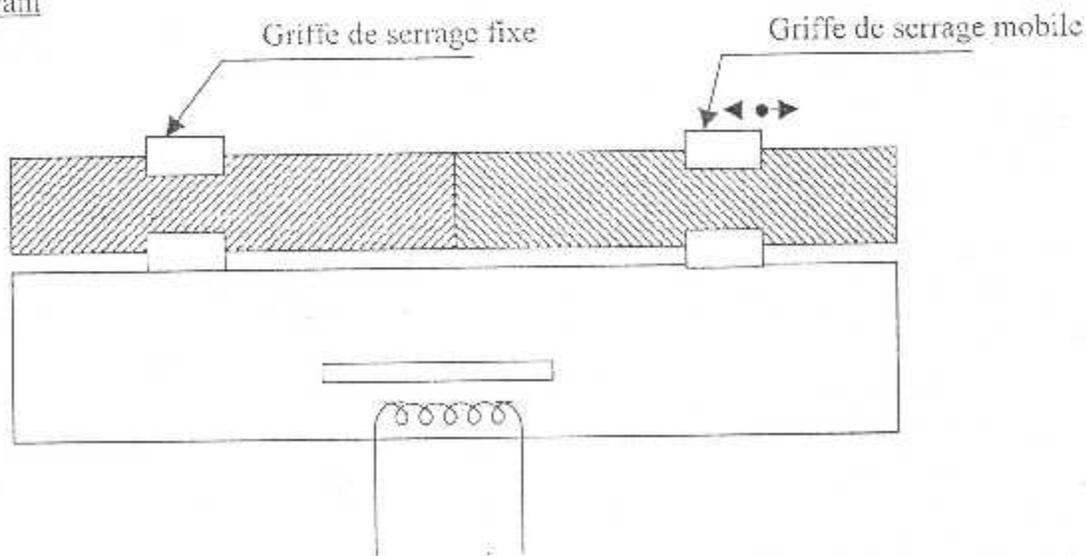
III-2-4-4) Soudage bout à bout ou en angle de profilé :

Il consiste à assembler bout à bout les profils ou des barres tel que deux méthodes sont utilisées, ces deux méthodes sont les suivantes :

III-2-4-4-a) Soudage par simple rapprochement :

Les éléments à assembler sont placés dans des griffes qui sont des électrodes, l'une est fixée, l'autre est mobile, ils sont mis en contact sous une certaine pression. Le passage du courant ramollit le métal provoque sa fusion. Une augmentation de pression permet d'obtenir la soudure par liaison interne du métal.

Avant



Après

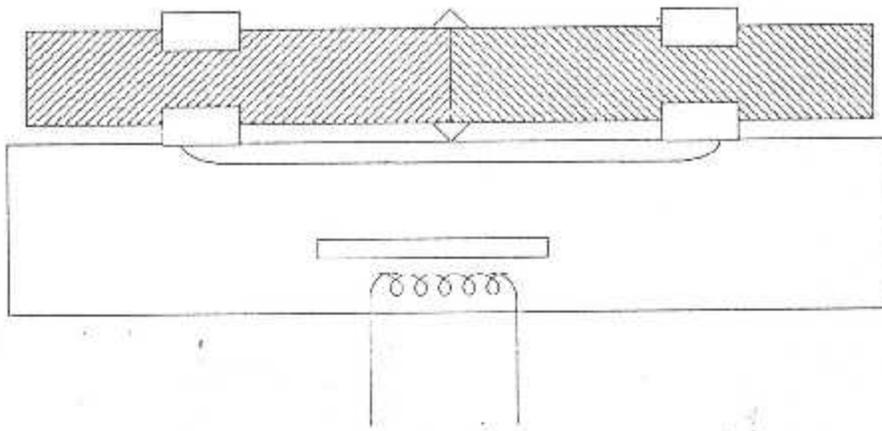


Fig.-III-13 : Soudage par simple rapprochement

III-2-4-4-b) Soudage par étincelage :

Les éléments à assembler sont mis en contact puis sont écartés légèrement. Des arcs électriques s'amorcent et jaillissent entre les deux pièces, produisent un échauffement qui amène une fusion limitée des extrémités. Le courant étant coupé, on fait une rapproche rapide des deux pièces en exerçant une forte pression qui assure la liaison. C'est-à-dire le soudage.

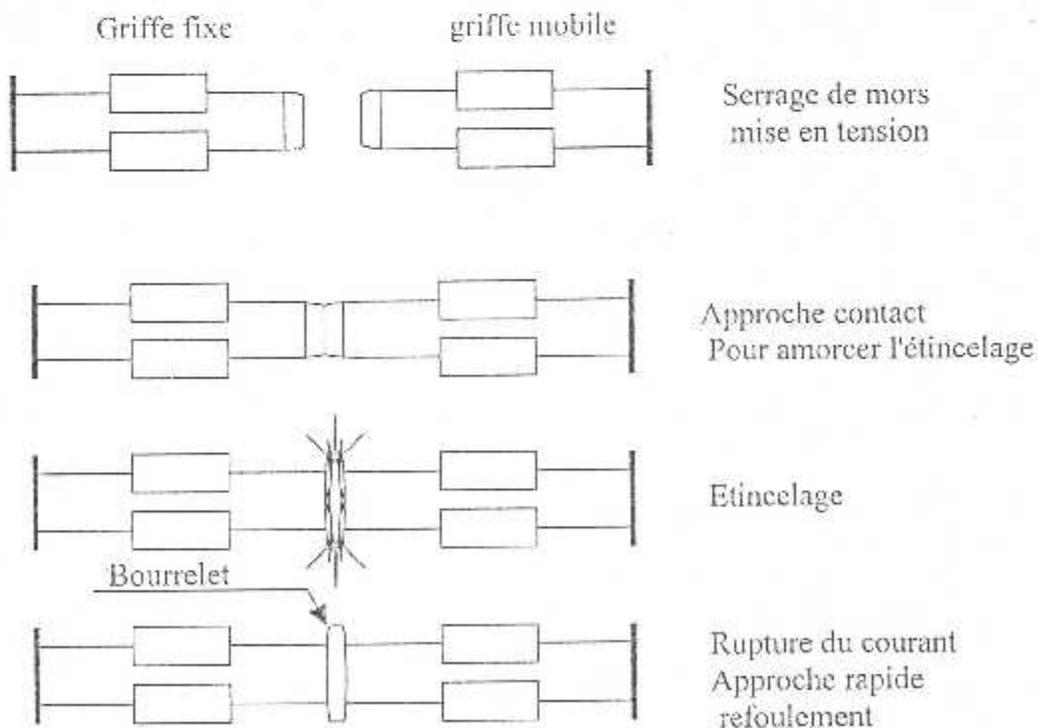


Fig.- III-14 : Soudage par étincelage.

III-2-5) Assemblage par raccord :

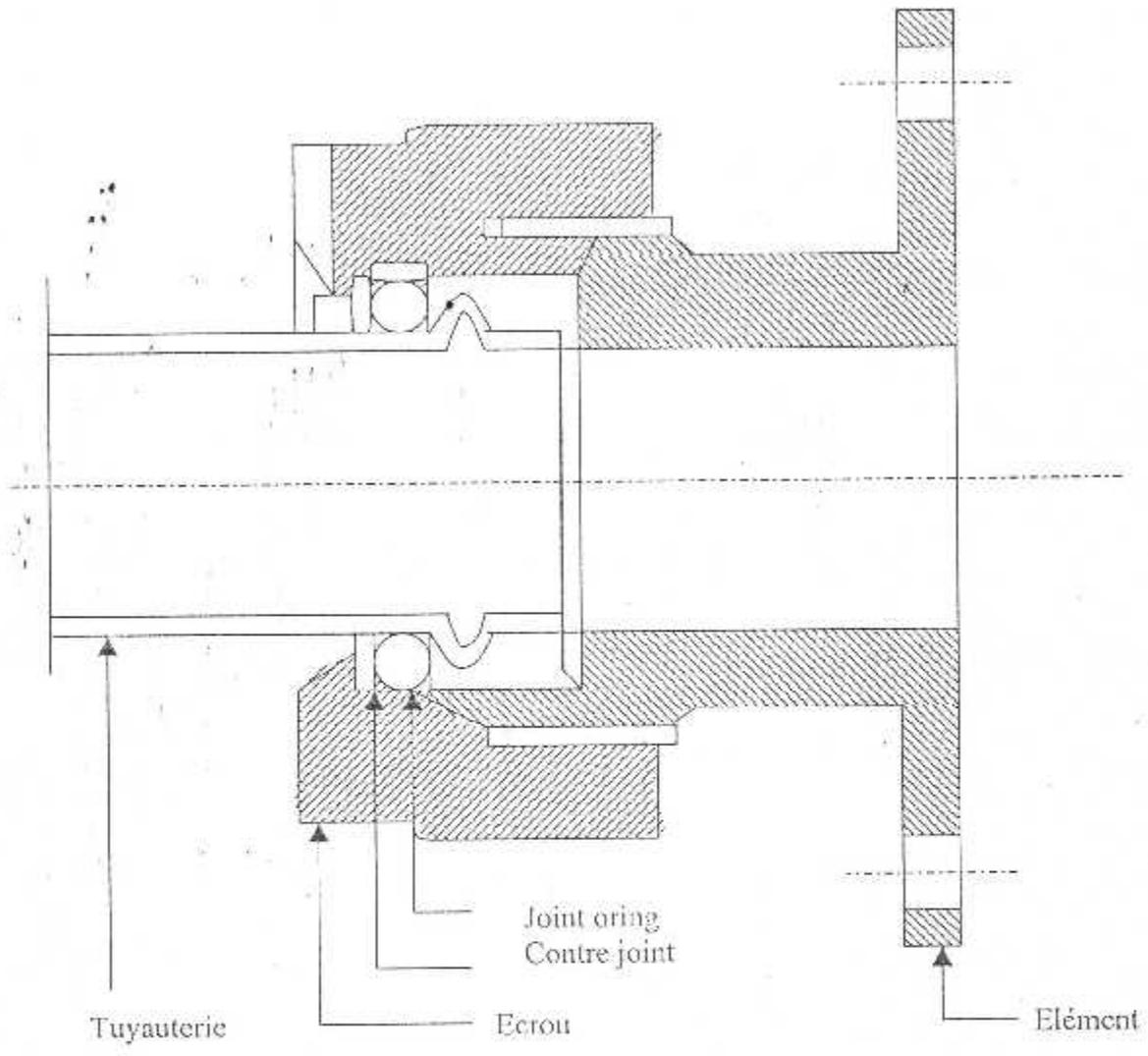


Fig.-III-15 : Raccord d'une tuyauterie sur un élément d'équipement.

III-3) CHOIX DES MATERIAUX :**III-3-1) Acier :** Les alliages ferreux se divisent en deux :

Les fontes : composition générale Fe + C (de 1.5 à 5%), la fonte est produite dans le haut fourneau, le minerai qui extuoxyde de fer est réduit par l'oxyde de carbone produit par la combustion coke et se transforme en fonte.

Les fontes se classent-en :

- Fontes de moulage finées à être couler directement dans des moules.
- Fontes d'affinage : utilisées à la préparation des aciers.

III-3-1-1) Les aciers : la teneur en carbone est comprise entre 0.04 et 1.7%, les constituant des aciers sont : la ferrite, la perlite, la cémentite, pour les aciers ayant une teneur de carbone comprise entre 0.05 et 0.65%, le rapport perlite-ferrite augmente régulièrement avec la teneur en carbone, il en résulte un accroissement progressif de la charge de rupture et de la dureté et une diminution de l'allongement et de la résistance, la densité des aciers est de l'ordre de 7.8, leur point de fusion varie de 1350 à 1500°C.

III-3-1-1) Aciers utilisés en construction aéronautique :

a) **Aciers fin au carbone :** ils sont classés d'après leur teneur en carbone, leur dénomination rappelle leur dureté.

Aciers extra doux et doux

- Aciers extra doux XC8 et XC6 $0.04\% < C < 0.10\%$
- Aciers doux XC16 $0.10\% < C < 0.22\%$

Les aciers doux sont très facilement soudables.

Caractéristiques mécaniques :

- Aciers extra doux: XC8 $R=55 \text{ daN/mm}^2$, $E=30 \text{ daN/mm}^2$, $A\%=20$, $Hb=150$ (trempe E 900°C)
- Aciers doux : XC185 $R=73 \text{ daN/mm}^2$, $E=36 \text{ daN/mm}^2$, $A=15\%$, $Hb=220$ (trempe E 850°C Revenu 550°C).
- Aciers mi-durs : XC38-XC45 $0.25\% < C < 0.45\%$, la stabilité est mauvaise et difficile à pratiqué par les méthodes classiques.

Caractéristiques mécaniques : elles dépendent de la teneur en carbone.

Aciers XC38, $R=93 \text{ daN/mm}^2$, $A=13\%$, $E=62 \text{ daN/mm}^2$, $Hb=277$ (après trempe et revenu à 850°C)

Aciers durs : XC 55, XC 65 $0.50\% < C < 0.70\%$

Caractéristiques mécaniques : aciers XC, $R=116 \text{ daN/mm}^2$, $E=95 \text{ daN/mm}^2$, $A\%=7$ (revenu à 550°V).

Aciers extra-durs : XC 85, XC110 $C > 0.80\%$ (aciers outils).

b) Aciers faiblement alliés :

- Aciers au nickel-chrome :
- Compositions:** Nickel : 1.6 à 3.2 %
 Chrome : 0.6 à 1.1 %
 Carbone : 0.26 à 0.38%

Propriétés :

- Aciers 30NC11 : $R=105 \text{ daN/mm}^2$, $E=70 \text{ daN/mm}^2$, $A\%=14\%$, $Hb=305$ (après trempe et revenu)
Difficile à souder par les moyens classiques.

- Aciers au chrome-molybdène :

Composition : chrome : 0.8 à 3.5%
Molybdène : 0.3 à 0.5%
Carbone : 0.10 à 0.38%

Propriétés : aciers 25CD35 : $R=110 \text{ daN/mm}^2$, $E=70 \text{ daN/mm}^2$, $A=10\%$, $Hb=317$ (après trempe et revenu).

Elle est soudable, d'où son emploi sous forme d'ensembles soudés en tôles ou en tubes (caisson de train d'atterrissage, berceaux de moteurs en ligne guignol chapes soudés).

Composition : nickel : 1.9 à 4.9%
Chrome : 1.2 à 2.4%
Molybdène : 0.3 à 0.8%
Carbone : 0.25 à 0.45 %

Propriétés :

- Aciers 30NCD16, $R=186 \text{ daN/mm}^2$, $A=6\%$, $Hb=465$ (après trempe et revenu)
En construction aéronautique ces caractéristiques sont intéressantes notamment pour des pièces soumises à des efforts élevés, mais dans dimensions doivent demeurer réduites (trains d'atterrissage).

c) Aciers fortement alliés :**Aciers inoxydables :**

Élément d'alliage : les éléments principaux entrant dans la composition des aciers inoxydables (isolement ou ensemble) sont :

- Le chrome si l'on ajoute à un acier 13 à 15% de chrome. Ils doivent être inoxydables à froid.
- Le nickel : il renforce la résistance à la corrosion dans les milieux non oxydants ou faiblement oxydants.
- Le cuivre et le molybdène : ils renforcent la résistance à des milieux particuliers.
- Le silicium et l'aluminium : ils donnent à l'acier l'inoxidabilité à chaud, ce qui est très important pour les turbomachines, ils donnent une résistance élevée au fluage.

Familles d'aciers inoxydables :• **Aciers au chrome :**

Composition : chrome 12 à 14%
Carbone 0.1 à 0.35%

Propriétés : aciers Z30C13, $R=108 \text{ daN/mm}^2$, $E=64 \text{ daN/mm}^2$, $A=8\%$, $Hb=317$ (après trempe et revenu)

- Aciers au chrome nickel : aciers 18/8 (très important) : Z10CNT18

Composition : chrome : 17 à 20%
Nickel : 9 à 13%
Titane : 5%
Carbone : <0.12%

Propriétés : $R=60 \text{ daN/mm}^2$, $E=20 \text{ daN/mm}^2$, $A\%=42$, $K=14$

Ces aciers ne sont pas magnétiques en un point de fusion nettement plus bas que les autres aciers (1400°C), ils se soudent avec une facilité remarquable, l'addition du titane améliore la soudabilité utilisée pour les becs de bord d'attaque d'avion supersonique.

d) Aciers inoxydables à durcissement structural :

Principe : le durcissement structural est obtenu par l'opération suivante : en ajoutant à la composition de base des aciers inoxydables au chrome –nickel des éléments des éléments d'alliages et en chauffant à une température déterminée pendant un temps assez long, il s'ensuit une modification des caractéristiques de l'alliage après retour à la température ambiante.

Relèvement de la charge de rupture de la limite élastique et de la dureté.

• Diminution de l'allongement et de la résistance.

• L'élément durcissement peut être l'aluminium, le titane, le molybdène ou le cuivre.

Exemple : acier 17-7PH

Composition : chrome : 17%

Nickel : 7%

Aluminium : 1.2%

Carbone : 0.07%

Propriétés : $R=170 \text{ daN/mm}^2$, $E=153 \text{ daN/mm}^2$, $A=8\%$ (à froid), la trempe rature de 430°C , $R=64 \text{ daN/mm}^2$

III-3-2) Alliages légers :

On appelle alliages légers, les alliages dont la densité est comprise entre 2 et 3, le métal de base des alliages légers est l'aluminium, les alliages légers sont l'élément de base de la construction aéronautique.

III-3-2-1) Alliages sans traitement thermique ou non trempant :

a) **Alliages aluminium-magnésium :** les plus employés contiennent 3%, 5%, ou 7% de magnésium, ce sont les alliages AG3-AG5-AG7 connus sous les noms commerciaux de DURALINOX ou ALLMAG

b) Alliages aluminium –silicium :

Leur facilité d'utilisation en fonderie augmente avec la teneur en silicium, l'alliage le plus simple de ce type est l'ALPAX (A-S13), tous ces alliages sont des alliages de fonderie utilisés (moule de sable ou moule métallique –coquille).

A-S 13 (coquille) $R=18 \text{ daN/mm}^2$, $E=8 \text{ daN/mm}^2$, $A\%=3$

A-S 10 (coquille) $R=26 \text{ daB/mm}^2$, $E=19 \text{ daN/mm}^2$, $A\%=1$

III-3-2-2) Alliage à traitement thermique ou trempant :

a) **Alliages aluminium-cuivre :** des alliages à 4% à 6% de cuivre sont utilisés comme des alliages fonderie et de forge, on ajoute en général une petite quantité de magnésium (A-U5GT)

- Alliages coulés (A-U5GT) $R = 33 \text{ daN/mm}^2$ $E = 20 \text{ daN/mm}^2$ $A = 7\%$
- Alliages forgés (A-U6T) $R = 40 \text{ daN/mm}^2$ $E = 25 \text{ daN/mm}^2$ $A = 8\%$

b) Alliages Aluminium –cuivre complexe

- Alliage Duralumin (A-U4G) (2017) (alliage de forge)
Cuivre 4% Magnésium 0,7% Silicium 0,5% Manganèse 0,5 %
- Alliage Duralumin (a-u4g1) (2024)

Cuivre 4,25% Magnésium 1,5% Silicium < 0,5% Manganèse 0,7%

Le Duralumin est l'alliage aéronautique par excellence sous forme de tôle et de profilés de toute espèce, il entre dans la construction des fuselages et de voilures d'avions sous forme forgée, il sert à la réalisation des pièces massives (semelles de longerons, revêtement Structureaux fraisés).

c) Alliages aluminium -cuivre -nickel

Ils comprennent :

Alliage γ (A-U4N) : alliage de forge et de fonderie

Alliage 'RR'(Roll - Royce) : ce sont des alliages complexes qui ont trouver un très large emploi en aéronautique

	Cuivre	Nickel	Magnesium	Titane	Fer	Silicium
RR58 ou AU2GN (2618)	2.3	1.2	1.50	0.10	1.1	0.2
RR59	2	1.1	1.50	0.10	0.9	0.8

d) Alliage aluminium- zinc : alliage « zicrals » AZ5GU (7075)

zinc : 5,7 % magnésium 2,8% cuivre 1,4% chrome 0,20% silicium 0,30%

Ces alliages sont utilisés pour la réalisation des pièces matricés volumineux longerons d'ailes, tôles et profilés revêtement et structure " coque ".

III-3-3) Alliages ultra-légers :

On appelle alliages ultra-légers les alliages dont la densité est inférieure à 2 le métal de base de ses alliages est le magnésium, les alliages de magnésium sont très employés particulièrement en fonderie, leur faible densité permet de gain de poids important leur utilisation est donc intéressante en construction aéronautique.

a) Alliage magnésium-manganèse : ce sont des alliages binaires à 2% environ de manganèse est d'améliorer la résistance à la corrosion (G-M2) le G-M2 est un alliage de forge.

Barres : R=20daN/mm² E=14daN/mm² A=1,5%
Tôle: R=19daN/mm² E=10daN/mm² A=5%

Ils sont utilisés dans la construction des structures résistance des cellules d'avion.

b) Alliage magnésium- aluminium-zinc

- La teneur en aluminium peut varier de 3 à 10%
- La teneur en zinc de 0.5 à 3%
- La teneur en manganèse de l'ordre de 0.35 à 0.5 %

Exemple : (G-A9) alliage de fonderie.

Aluminium 9%, Zinc 0.5% manganèse 0.35 %
R=23daN/mm E=10 daN/mm A=8% densité=1.2

(GA7Z1) alliage de forge
Aluminium 7%, zinc 1% , manganèse 0.35%

R=32daN/mm E=23daN/mm A=8%

c) Alliage magnésium-zinc -métaux rares :

L'addition de zirconium et de cérium améliore les caractéristiques mécaniques des alliages magnésium-zinc (ZREI) alliage de fonderie de la composition suivante.

Zinc 3% zirconium 0.7% cérium 1.5%,

Un troisième élément, le THORIUM, exerce une action favorable sur la résistance au fluage de ces alliages à température élevée.

ZT1-Zinc 2.5% Thorium 3% Zirconium 0.7%
 TZ 6-Zinc 5.5% Thorium 1.8% Zirconium 0.7%
 R=27daN/mm E=16daN/mm A=5%

III-3-4) Matériaux composites :

Les progrès de l'aviation et de l'aéronautique sont liés à l'amélioration du rapport résistance poids des matériaux tandis que les exigences des vols supersoniques et de la propulsion posent parallèlement le problème de la tenue en température de structure élaborée, un matériau composite est constitué par l'assemblage d'éléments très différents par leurs propriétés physiques et leurs caractéristiques mécaniques. Un matériau est essentiellement hétérogène.

a) Les "sandwichs" :

Le but d'obtenir un matériau de faible densité ayant une grande inertie, c'est ainsi que pour augmenter une résistance d'une gouverne par exemple, au lieu de soutenir les tôles de revêtements par des raidisseurs de plus en plus serrés, On remplace ceux-ci par un soutien constitué par un matériau léger.

Actuellement les éléments de remplissage sont constitués par des nids d'abeilles ainsi appelés par analogie avec la structure alvéolaire des gâteaux de cire des abeilles.

b) Matériaux composites à hautes performances :

On désigne ainsi des matériaux hybrides constitués de fibre à haute performance alignée dans une même direction et seulement agglomérée soit par une résine organique, soit par un alliage métallique qui donne la cohésion à l'ensemble, la matrice agglomérante porte de nom de matrice. On distingue deux types de ces matériaux composites :

Composites à matrice organique :

- Les composites à fibre de verre et de résine époxy : densité : 1.99, charge de rupture 120daN/mm².
- Les composites à fibre de carbone et résine époxy : densité : 1.55, charge de rupture 140daN/mm².
- Les composite à fibre de bore de résine époxy : densité : 2.1, charge de rupture 195daN/mm².

Composites à matrice métallique :

Les matrices organiques limitent les températures d'emploi (150 à 180°C en longue durée pour des résines époxy et 240 à 280 pour les résines polyamides) pour supporter des températures plus élevées il faut utiliser des matrices métalliques jusqu'à 400 à 450°C l'aluminium est le plus intéressant le composite fil de bore à matrice alliage léger à une densité de 2,7 et une charge de rupture de 150 daN/mm.

III-3-5) Le Bois

Le bois massif, le contre plaqué et le bois laminé sont les trois sortes de bois communément utilisés dans un aéronef bien qu'on se serve de plusieurs genres de bois transformé dans des travaux particuliers c'est à toutes fins utiles ces trois sortes qui servent à la construction d'aéronef en bois employé pour la construction des avions légers et de faible dimension car il est difficile à approvisionner en grandes longueurs.

Les bois ont l'inconvénient de vieillir comme beaucoup de matières organiques et de travailler à la chaleur et à l'humidité sauf s'ils sont parfaitement protégés autre inconvénient. Le bois est fragile sous un choc violent, il éclate en muni morceau ce qui rend plus grave les accidents au sol par contre, le bois est facile à travailler que le métal et n'exige qu'un outillage très faible.

CHAPITRE IV

LES COMMANDES DE VOL

CHAPITRE IV

LES COMMANDES DE VOL :

IV-1) INTRODUCTION :

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

Pour agir sur les gouvernes et les différentes parties mobiles d'un avion, le pilote dispose de commandes.

On distingue :

- Des commandes de vol primaire : grâce aux quelles on commande les évolutions (gouvernes).
- Des commandes de vol secondaire : grâce aux quelles on modifie la configuration aéronautique de l'avion.

Le pilote dispose les commandes pour actionner les gouvernes selon les axes de référence, on récapitule ces commandes dans le tableau ci-dessous.

Axes de référence	Commandes	Gouverne
Tangage	Manche	Profondeur
Roulis	Volant	Ailerons
Lacet	Palonnier	Direction

Le tableau ci-dessus nous montre les axes de référence que l'avion peut mouvoir selon, aussi les surfaces mobiles et ses éléments de commande.

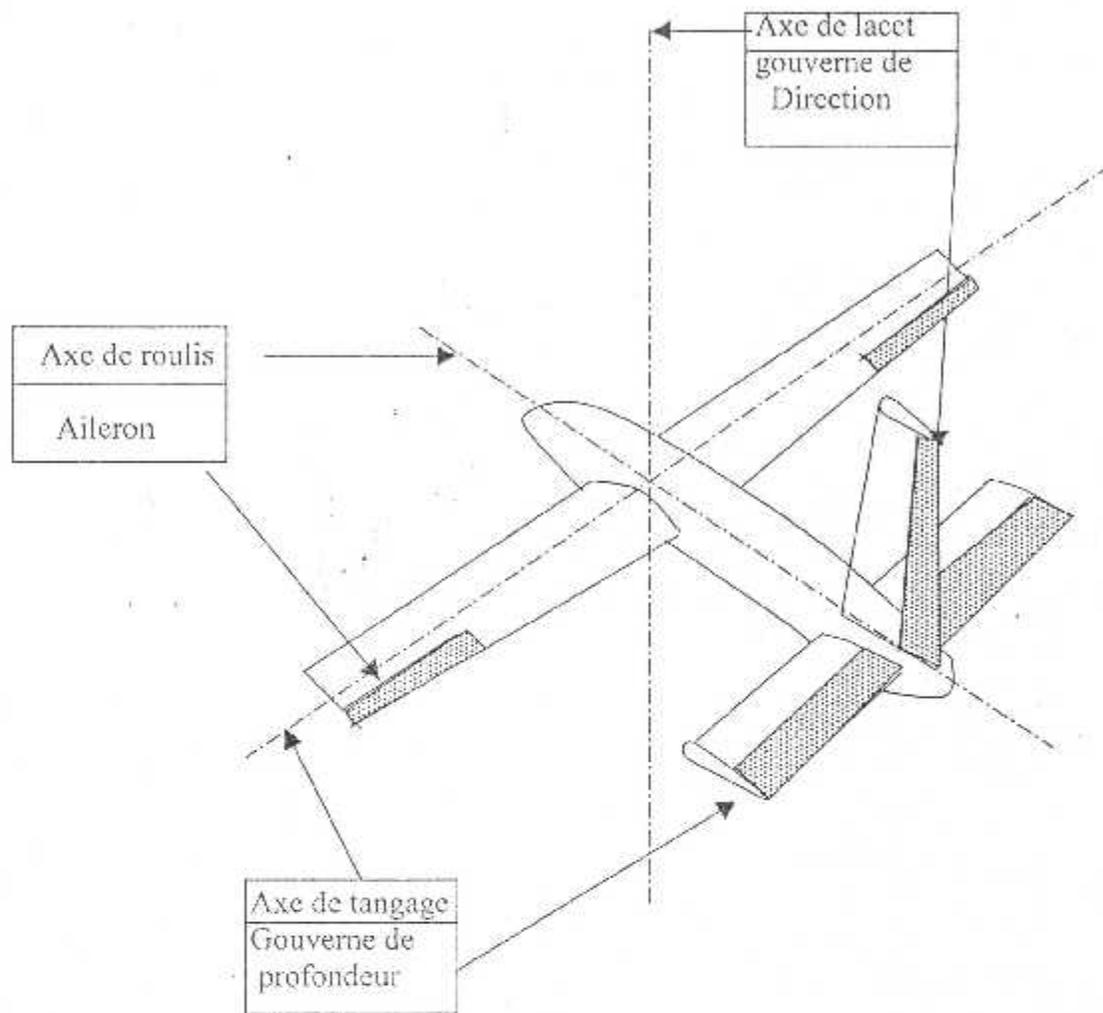


Fig-IV-1-Les trois axes principaux d'un avion.

Le volant permet de piloter plus confortablement et les pilotes le préférant en vol que les autres instruments, le manche donne plus de précision dans les manœuvres. On le voit donc plus souvent dans les avions de voltige.

Le palonnier supporte habituellement les freins permettent ainsi le freinage différentiel.

IV-2) LA LIAISON GOUVERNE-COMMANDE :

La liaison entre commande et gouverne peut être :

- **Mécanique :** Câbles, biellettes et éventuellement assistance de compensateur d'évolution
- **Hydraulique :** Câbles, biellettes ... servocommande et éventuellement consistance de compensateur d'évolution.
- **Electrique :** Des signaux électriques sont directement envoyés aux servocommandes.

IV-2-1) Transmission du mouvement :**IV-2-1-1) Les câbles :**

Les câbles sont largement utilisés pour toutes les commandes parce qu'ils ne sont pas affectés par les distorsions de la cellule sur laquelle ils sont fixés.

Les câbles flexibles sont composés d'un faisceau de fils d'acier inoxydable. A leurs extrémités, ils font le tour d'un œil ou d'une douille qui réduit l'usure.



Fig.IV-2: Forme générale d'un câble

IV-2-1-2) Les tringles (système triangulaire) :

Les tringles sont des éléments constitutifs, généralement, un système de commande de vol de type mécanique, leur rôle est l'assemblage entre les différents éléments du système.

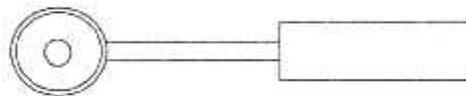


Fig.IV-3 : Forme générale d'une tringle.

Comme nous avons indiqué précédemment que les câbles sont l'un des composants d'un circuit de commande, maintenant on parle sur les servocommandes :

IV-2-1-3) Servocommande :

Une servocommande est un organe ou un élément d'organe capable de reproduire un signal d'entrée et qui utilise une énergie de servitude (hydraulique) pour effectuer tout ou partie du travail nécessaire au déplacement de la gouverne (signal de sortie) ou en maintien de son braquage.

La servocommande est installée entre la commande pilote et la gouverne. Le signal d'entrée ou de commande ne demande que peu ou pas de travail, une servocommande peut donc être assimilée à compensateur.



Fig-IV-4 : Le rôle d'une servocommande.

Devant l'importance de l'effort à exercer pour braquer les gouvernes, l'utilisation des servocommandes hydraulique s'est généralisée. On distingue :

- Des servocommandes réversibles.
- Des servocommandes irréversibles (ces dernières sont actuellement les plus utilisées).

IV-2-1-3-1) Servocommandes réversibles :

Une servocommande est dite réversible ou à asservissement de parti lorsque l'effort fourni par le pilote représente une fractionnée celui qu'il devrait appliquer si la commande était directe.

Le choix des rapports de réduction tient compte de l'éventualité de la panne de servocommande qui incite à maintenir une certaine compensation aérodynamique permettant au pilote de contrôler l'avion aux prix d'efforts important mais possible.

Les servocommandes réversibles sont utilisées sur des avions volant de 500 à 700 Km/h (voir le dessin dans l'annexe 2).

IV-2-1-3-1-1) Servocommande à corps fixe :

a) Définition :

Dans ce type de servocommande, 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 d'articulation A est assuré par la commande pilote.
- Le déplacement de point d'articulation O provoque le déplacement du tiroir distributeur.
- Le déplacement de point d'articulation B est assuré par le déplacement des pistons du vérin.

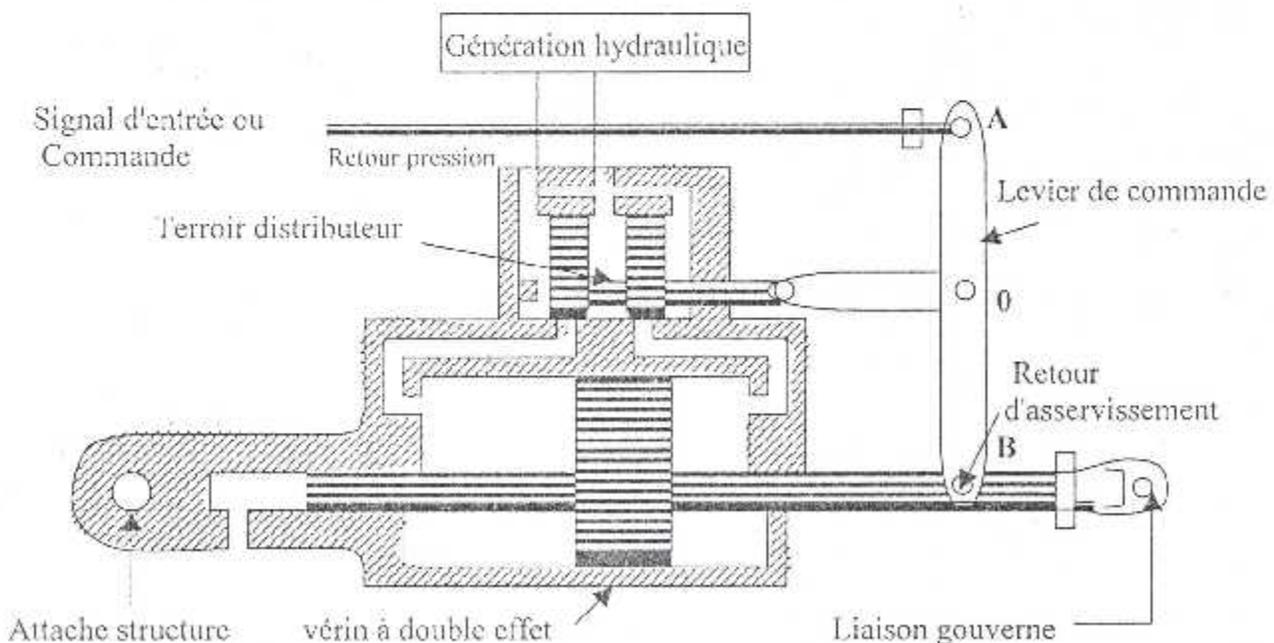


Fig-IV-5-servocommande à corps fixe.

b) Fonctionnement :

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

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

Le levier d'asservissement tourne autour de A et le point O revient 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.

IV-2-1-3-1-2) Irréversibilité :

Nous verrons que si la génération hydraulique est activée, le point B est immobilisée si pour une raison quelconque un effort est appliqué au point B, le levier d'asservissement tourne autour de A, le tiroir distributeur se déplace et le vérin est alimenté de telle façon que le point B soit ramené à sa position initiale.

En vol, le moment de charnière est intégralement absorbé par la servocommande

L'effort à fournir dans la commande pour maintenir une position est à peu près nul, la servocommande est dite irréversible.

a) Restitution de l'effort de pilote :

La servocommande irréversible fournisse entièrement l'effort nécessaire pour braquer le gouverne, il est nécessaire de procurer au pilote un effort crée artificiellement lui permettant de ressentir une sensation musculaire compensant la sensation pilotage qui n'est plus fournie.

Ces dispositifs de "sensation musculaire artificielle" fournissent un effort Proportionnel au braquage de la gouverne (gauchissement - direction).

b) Fonctionnement :

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

Le signal de commande n'évolue plus, le point A est fixe, le déplacement de la tige de piston (signal de sortie) provoque le déplacement de la gouverne et la rotation du levier d'asservissement autour de A.

Le point O revient au neutre, le tiroir distributeur revient aussi au neutre, l'alimentation hydraulique est isolée. La nouvelle position de B est maintenue.

IV-2-1-3-1-3) Servocommande à corps mobile :

a) **Description** : dans ce type de servocommande, la tige du vérin est fixe sur la structure et le corps du vérin est lié à la gouverne.

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

- Le déplacement du point d'articulation A est assuré par la commande pilote.
- Le déplacement du point d'articulation provoque le déplacement du tiroir distributeur.
- Le déplacement du point d'articulation B est assuré par le déplacement du corps du vérin.

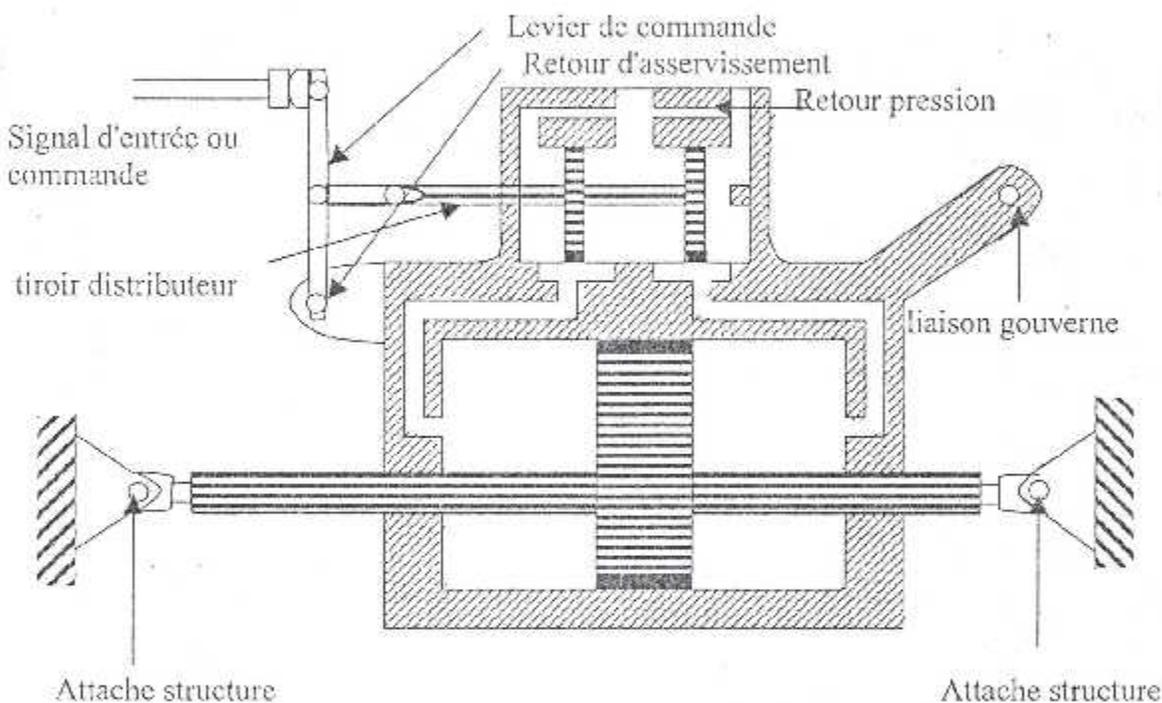


Fig-IV-6-servocommande à corps mobile.

On peut rencontrer aussi servocommande électro-hydraulique :

IV-2-1-3-1-4) Servocommande électro-hydraulique :

a) Introduction :

Avec ce type de servocommande les signaux d'entrée et de surveillance sont électriques.

Ces systèmes électriques sont en fonction du déplacement de la commande, de la position de la gouverne et d'information fournie par les centrales de calculs appelées par exemple E.F.C.U (Electrical Flight Control Unit) sur A310

Ces centrales de calcul intègrent des informations relation au vol et à la configuration

aérodynamique de l'avion comme :

- La vitesse et le nombre de mach fournis par les A.D.C (air
- La position des volets fournis par les S.F.C.C (Slats Flaps Control Computer)
- La pression hydraulique
- La position du stabilisateur, etc....

b) Principe de fonctionnement :

La servocommande électro- hydraulique la plus simple comporte un seul étage hydraulique, le moteur couple de la servo valve commande directement le distributeur hydraulique.

Le signal d'entrée est une tension X fournie par un synchro (resolver) que l'on compare à la tension de la sortie Y (synchro linéaire lié au mouvement de sortie) on obtient après le différentiel électrique, une tension d'erreur X-Y qui amplifie afin de commander le servo valve.

c) Avantage :

- Fonctionnement sans liaison directe rigide entre la commande et la gouverne
- Elimination de toute inertie mécanique
- Gain de poids
- Possibilité à la servocommande un grand nombre d'informations venant de divers centrales de calcul, cette injection de différent paramètre électrique facilite le travail du pilote.

IV-2-1-3-2) Les servo -valves :

On peut donner une petite définition parce qu'elles existent dans un système de commande.

Ces dispositifs ont pour but de transformer un ordre électrique à un ordre mécanique par l'intermédiaire de l'énergie hydraulique.

Ces dispositifs sont installés sur les servocommandes et sont utilisés pour transmettre :

- Des ordres provenant du pilote automatique
- Des ordres provenant du yaw et amper (amortisseur de lacet)
- Des ordres provenant de la commande pilote ou du retour d'asservissement dans le cas d'une servocommande electro- hydraulique (SCEH).

Comme nous avons indiqué précédemment, il existe, dans un système de commande, les compensateurs aérodynamiques.

IV-3) LES COMPENSATEURS AERODYNAMIQUES :

La force à exercer sur les commandes dépend directement des dimensions de la gouverne et du carré de la vitesse sans assistance d'aucune sorte, il est évident que les efforts physiques demandés au pilote rendraient le pilotage inconfortable voir carrément impossible.

On utilise donc, autant que possible, les forces aérodynamiques pour compenser une partie des efforts à fournir, le constructeur doit aussi s'assurer que les commandes restent homogènes, c'est-à-dire qu'il n'y a pas une trop grande disparité, en amplitude et en intensité, dans les efforts à fournir sur les différentes commandes.

Une première façon de réaliser la compensation aérodynamique est de réduire la distance entre le centre de poussée et l'axe d'articulation en plaçant la charnière à l'intérieur de la gouverne, en arrière du bord d'attaque. De cette façon l'efficacité de la gouverne est maintenue, mais le moment

de charnière, et par conséquent l'effort à fournir est réduit.

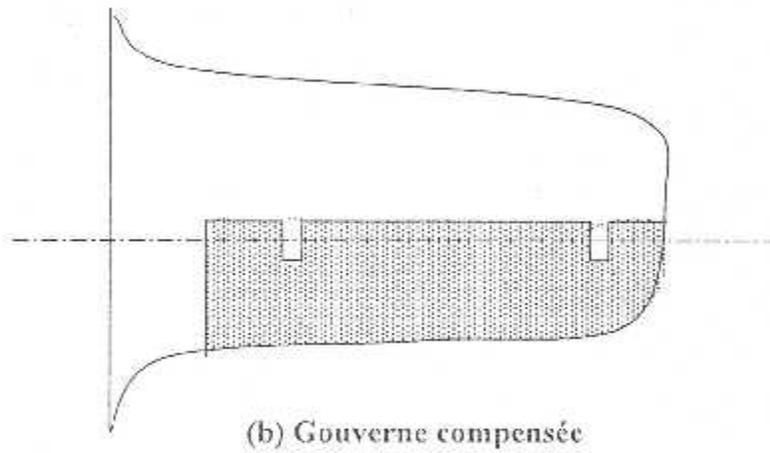
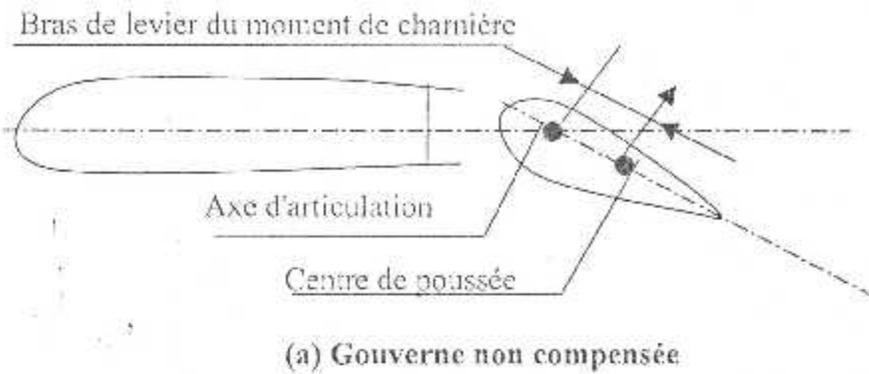


Fig.-IV-7 (a,b) Compensation par déplacement de l'axe d'articulation.

On peut obtenir de même effet, en installant une surface de compensation sans déplacer l'axe d'articulation.

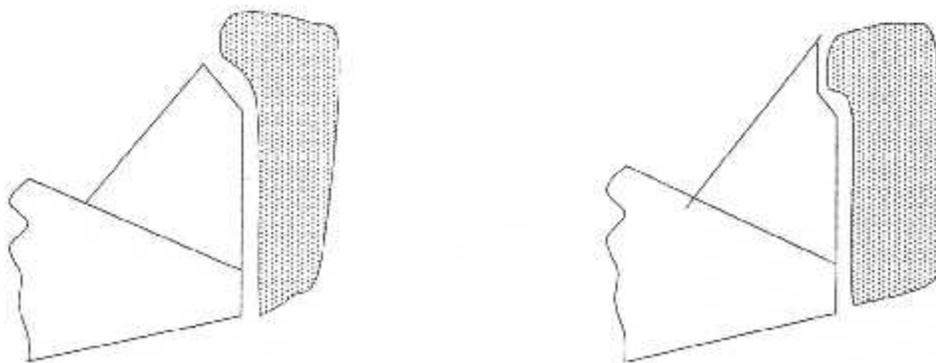
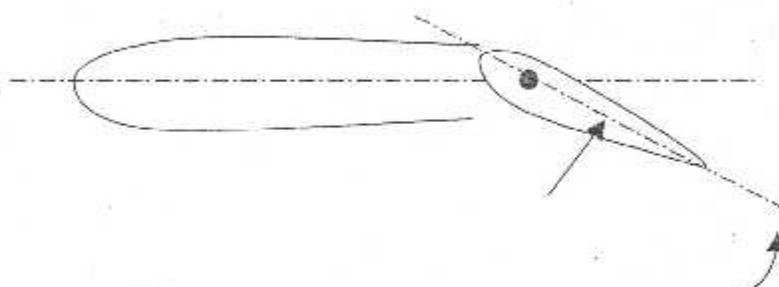
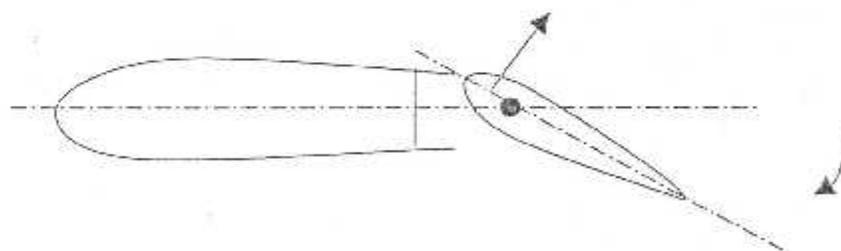


Fig.-IV-8 : Surface de compensation.

Il faut toute fois que les sensations d'effort perçus par pilote reste logique, c'est-à-dire que ses efforts augmentent lorsque le déplacement angulaire de la commande s'accroît. Or étant donné que le centre de poussée se déplace vers l'avant quand l'angle de la gouverne augmente, il peut produire un phénomène de sur compensation lorsque le centre de poussée passe en avant de l'axe d'articulation. Le constructeur doit veiller à ce que la compensation ne déplace pas le centre de poussée en dehors de limite acceptable, si non, le pilote ressentirait une diminution des efforts à fournir sur la commande au fur et à mesure du déplacement de la gouverne éventuellement, on attendrait le point de renversement des efforts c'est-à-dire que la commande exigerait une action du pilote pour venir au neutre au lieu de la faire d'elle-même dans le cas d'empennage monobloc ou le recul de l'axe d'articulation est important, la façon habituelle de remédier à la sur compensation est d'un tab qui se déplace dans le même sens que la gouverne, la conjugaison mécanique de ce tab fait en sorte que son déplacement tend à ramener la gouverne sous sa position initiale avec une force qui augmente en fonction du mouvement du centre de poussée.



(a) Centre de poussée à l'arrière de l'axe d'articulation



(b) Centre de poussée en avant de l'axe d'articulation

Fig.-IV-9 : Sur- compensation.

On peut retrouver, dans certains cas sur les ailerons en particulier, des compensations interne. Son principe de base est semblable au précédent.

La compensation peut aussi faire au moyen de base ; un système utilise une tringle reliant le plan fixe au tab de compensation, par-dessus de gouverne,

IV-4) DISPOSITIF DE LA SENSATION MUSCULAIRE :

Ce sont des éléments qui permettent ou aident le pilote de "sentir" son avion de telle façon qu'il peut connaître comment et de quelle valeur il peut disposer les gouvernes d'avion (pour plus de détails voir l'annexe 2).

V-5) LA COMMANDE ASSISTÉE :

Une commande assistée est une commande hydraulique qui conserve une liaison directe, par timonerie élastique entre la commande et la gouverne, la force hydraulique ne sert qu'à assister le pilote c'est-à-dire à réduire ses efforts, c'est exactement le même principe que l'on utilise pour la direction assistée des auto-mobiles. En cas de panne hydraulique, le pilote peut manœuvrer l'avion manuellement à condition, bien sûr, d'être assez fort pour le faire.

Dans une installation typique le piston du vérin prend appui sur la structure fixe tandis que le cylindre du vérin est mobile et suit le déplacement de la tringle de commande. Cette tringle est solidaire de la soupape du vérin. Selon son déplacement relatif elle envoie la pression sur l'une ou l'autre des faces du piston. Comme le cylindre du vérin suit la commande, la soupape bloque l'arrivée de la pression et fait cesser le mouvement dès que le déplacement voulu est atteint.

IV-6) DEFINITION D'UN SYSTEME HYDRAULIQUE :**IV-6-1) Généralité :**

Dans un avion le système hydraulique sert à transmettre l'énergie développée par une pompe ou une moyenne d'un liquide sous pression, au lieu d'utiliser des câbles, des tringles, des poulies de renvoi et toute une timonerie complexe qui alourdisent la structure et lui imposent de gros efforts. Il suffit d'amener un conduit hydraulique au voisinage de l'élément à déplacer, la puissance hydraulique que l'on peut obtenir grâce à des pompes de 20 000 Kpa et plus permet de développer des forces qu'il serait impossible de transmettre mécaniquement à travers la cellule sans la déformer.

IV-6-2) Eléments hydrauliques :**IV-6-2-a) Les liquides hydrauliques :**

Le liquide hydraulique est comparable au sang qui irrigue les muscles, ces propriétés jouent un rôle extrêmement important dans l'efficacité et la sécurité du système hydraulique.

IV-6-2-b) Un réservoir :

Le réservoir sert à contenir le liquide hydraulique. Sa capacité est calculée de façon à contenir suffisamment de liquide hydraulique pour remplir les besoins du circuit et pour compenser les pertes dans les fuites légères. Il sert aussi à purger le système de l'air qu'il pourrait contenir et à éviter les débordements causés dans les réservoirs lorsque le liquide est au repos, qui sont causés par le vieillissement et par la décomposition lente des joints d'étanchéité de circuit.

IV-6-2-c) Les filtres

Les filtres ont un rôle extrêmement important dans un circuit hydraulique. N'oublions pas que le liquide doit être absolument libre de toute impureté, car le jeu entre le cylindre et les pistons est de l'ordre de quelques millièmes de millimètre, l'usure normale des clapets sélecteurs, de la pompe, des vérins etc... se manifeste sous la forme de minuscules fragments de métal qu'il faut éliminer dès que possible.

IV-6-2-d) L'accumulateur :

Un accumulateur sert essentiellement à donner une apparence de compressibilité à un liquide incompressible. Il existe plusieurs types d'accumulateurs.

IV-6-2-e) Le clapet sélecteur :

Le clapet sélecteur sert à diriger le liquide hydraulique sous pression vers face ou l'autre du piston dans le vérin.

IV-6-2-f) Le régulateur de débit :

Dans un circuit hydraulique, un régulateur de débit sert à contrôler la vitesse de déplacement des organes hydraulique. Le régulateur réduit le débit et le maintient à une valeur constante, lorsque le liquide se déplace en sens inverse, le régulateur n'a plus qu'un rôle de restriction.

IV-6-2-g) Le manomètre :

Un manomètre sert à mesurer la pression, des instruments servant à mesurer les pressions élevées utilisant le tube bourdon.

IV-6-2-h) Les pompes :

Les pompes sont des organes qui constituant les circuits hydrauliques, ils servent à donner certaine pression dans les tuyères, aux liquides hydraulique, il existe une multitude de type de pompe.

Ceux-ci sont quelques éléments qui constituent un circuit hydraulique et qui servent à donner un bon fonctionnement à la commande.

IV-6-3) Le but d'utilisation d'un système hydraulique :

Comme nous avons dit précédemment que le système hydraulique ne sert qu'assit le pilote c'est-à-dire à réduire ces efforts, au lieu, il applique une grande force pour actionner la gouverne (cas mécanique), le système hydraulique remplace cet effort et ne demande qu'un petit effort. En plus il y a :

- Fonctionnement sans liaison rigide entre commande -gouverne
- Elimination de toute inertie mécanique
- Gain de poids
- Possibilité à la servocommande un grand nombre d'information venant de déverser centrales du calcul. Cette injection de différents paramètres électriques facilite le travail du pilote
- Une exécution plus exacte qu'un système mécanique
- Plus confort pour le pilote.

Et incite de suite pour un système électrique par apport à un système hydraulique ; tel que le système électrique est plus confort qu'un système hydraulique, on peut le rencontrer dans les avions les plus modernes comme " le concorde ".

IV-7) LE SYSTEME A REALISER :

Précédemment on a parlé sur le système de commande de type hydraulique, mais le problème qui se pose c'est qu'on ne puisse pas faire leur réalisation à cause de leur complexité, donc pour faciliter les choses, en faisant une réalisation d'un système de commande de vol de type mécanique qui est un système plus commode, plus facile à réaliser.

IV-7-1) Quelques définitions des éléments d'un système mécaniques :

Un système mécanique est constitué de :

a) Les câbles :

Les câbles sont maintenus en place par des guides en stratifié ou en aluminium lorsqu'ils circulent en ligne droite et ils changent la direction sur les poulies. Les guides qui traversent les cloisons étanches des avions pressurisés sont d'un modèle spécial qui laisse suffisamment de liberté pour le mouvement du câble tout en minimisant les fuites d'air.

Etant donné que les câbles flexibles ne travaillent qu'en torsion, il faut deux câbles pour transmettre un mouvement, les extrémités de ces deux câbles sont souvent attachées à un levier de commande articulé sur un pivot qui transmet les mouvements par l'intermédiaire d'une barre d'accouplement, dans d'autre cas les câbles sont attachés à des leviers fixés directement sur la gouverne.

Remarque:

On peut mesurer la tension des câbles par un tensiomètre.

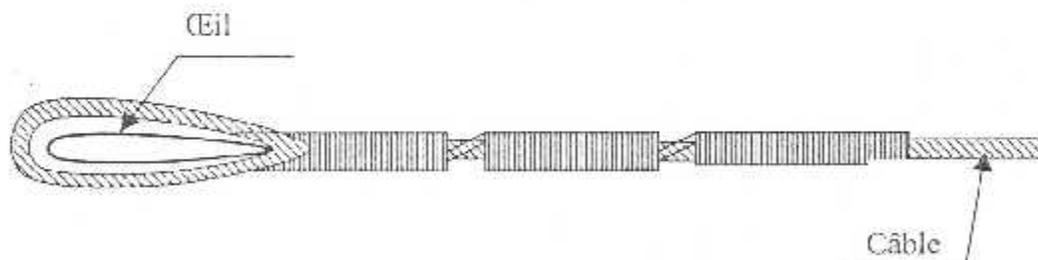


Fig.-IV-10 : Un câble

Les effets de la température empêche, cependant, d'avoir un réglage constamment correct, les cellules sont habituellement en aluminium alors que les câbles sont en acier. Ces deux matériaux ont des coefficients de dilatation différents, lorsqu'un avion évolue en air froid, sa cellule se contracte et les câbles se relâchent. On donne donc aux câbles un réglage de tension moyen qui assure la sécurité des systèmes de commande quelles que soient les contractions ou les dilatations de la cellule, parfois, en place, en parallèle sur le câble, un ressort qui rattrape constamment le jeu.

b) La tringlerie mécanique rigide :

On réalise les liaisons mécaniques rigides au moyen de tringles et de leurs différents systèmes de conjugaison. Lorsque l'avantage principal du câble, c'est -à-dire le fait de ne pas être affecté par les distorsions, n'est pas une exigence absolue, on utilise de préférences la tringle rigide. Une de ces qualités est de ne pas être sensible aux variations de tension qui impose un réajustement périodique des câbles de plus, les tringleries rigides donnent une réaction plus immédiate que les câbles, car l'attaque de l'élément à mouvoir est directe. On utilise une seule tringlerie pas deux comme les câbles, on utilise donc la tringlerie rigide dans les passages restreints, souvent en systèmes combinés avec des câbles.

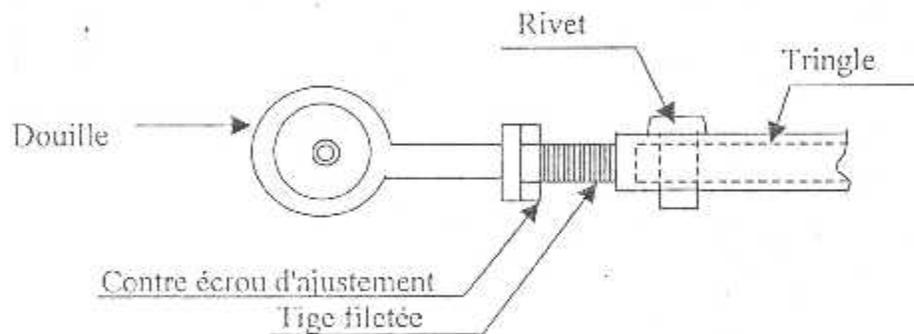


Fig-IV-11 : Élément tringlerie.

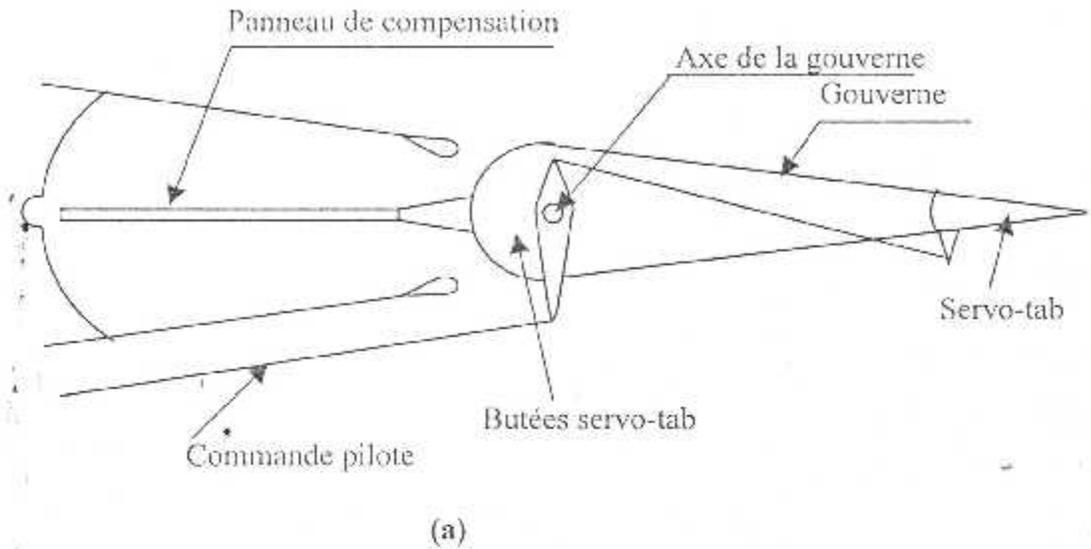
c) Les barres de torsion rigides :

Les barres de torsion rigides sont des tiges pleines ou creuses (tubes), qui transmettent un déplacement angulaire. On les trouve, par exemple, dans les mécanismes souvent à actionner les volets, on les trouve fréquemment dans les systèmes qui utilisent aussi des câbles et des tringles.

d) L'enchantement par moteur électrique :

Les moteurs sont reliés aux pièces à mouvoir par l'intermédiaire de câbles, de tringles, ou de barre de torsion, ils sont actionnés par des interrupteurs à une ou plusieurs positions l'effort de leur action est souvent indiqué sur le tableau de bord par des témoins lumineux ou des curseurs mobiles.

IV-7-2) Fonctionnement de la gouverne :



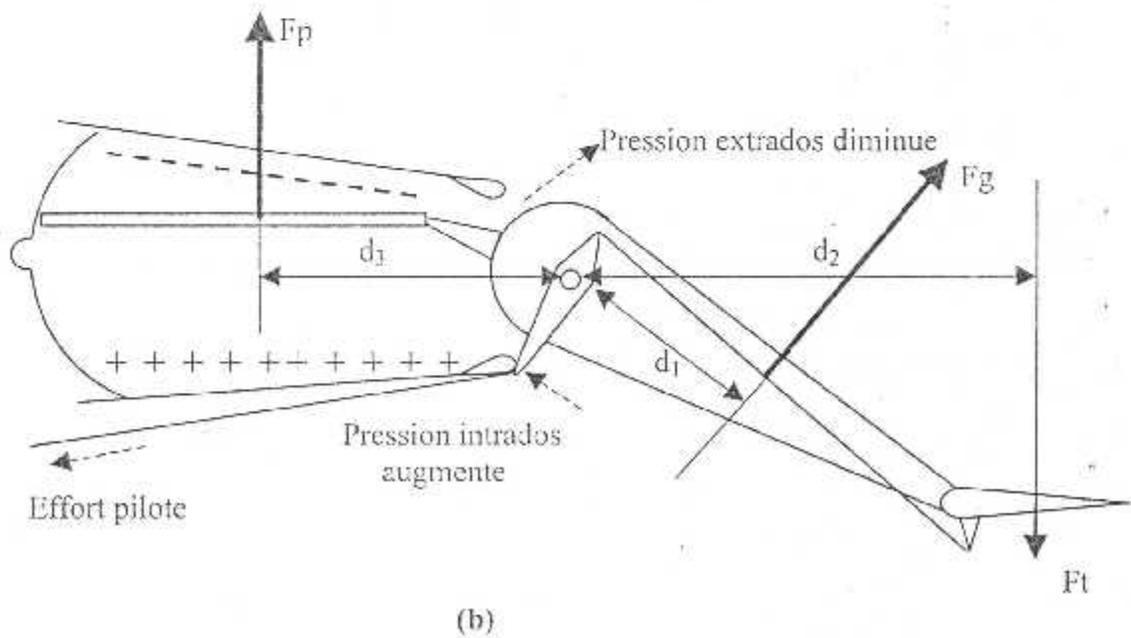
L'effort du pilote sur la commande permet le déplacement du servo-tab.

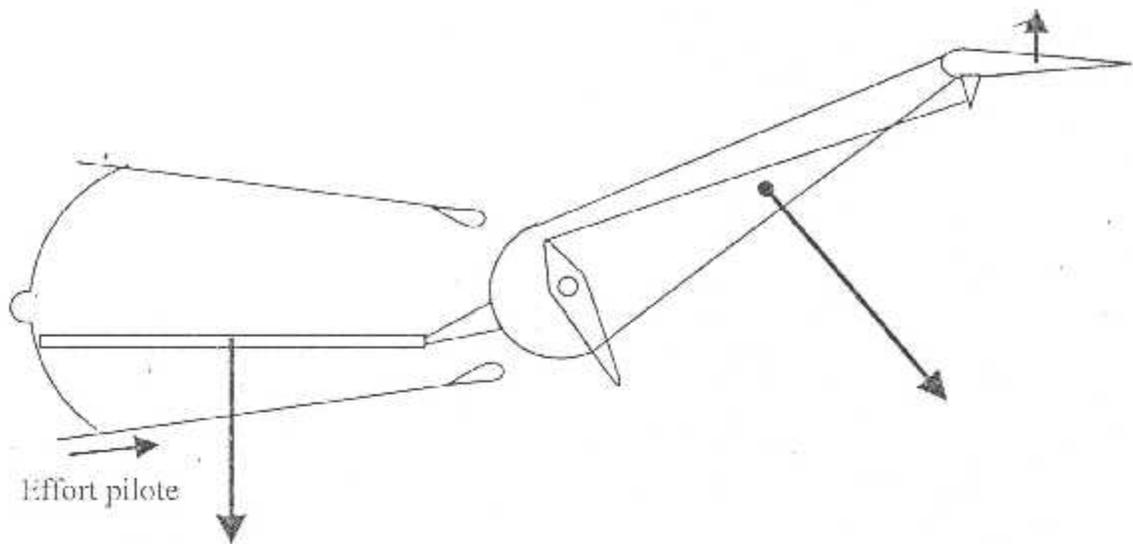
La force aérodynamique créée par le servo-tab (F_t) entraîne le déplacement de la gouverne en sens contraire.

Le braquage de la gouverne modifie la répartition de pression statique autour du profil. Il se crée une force (F_p). Le moment de F_p par rapport à l'axe de rotation de la gouverne va s'ajouter au moment du servo-tab pour diminuer le moment de charnière.

La gouverne se déplace jusqu'à ce que :

$$F_g \times d_1 = F_t \times d_2 + F_p \times d_3$$





(C)

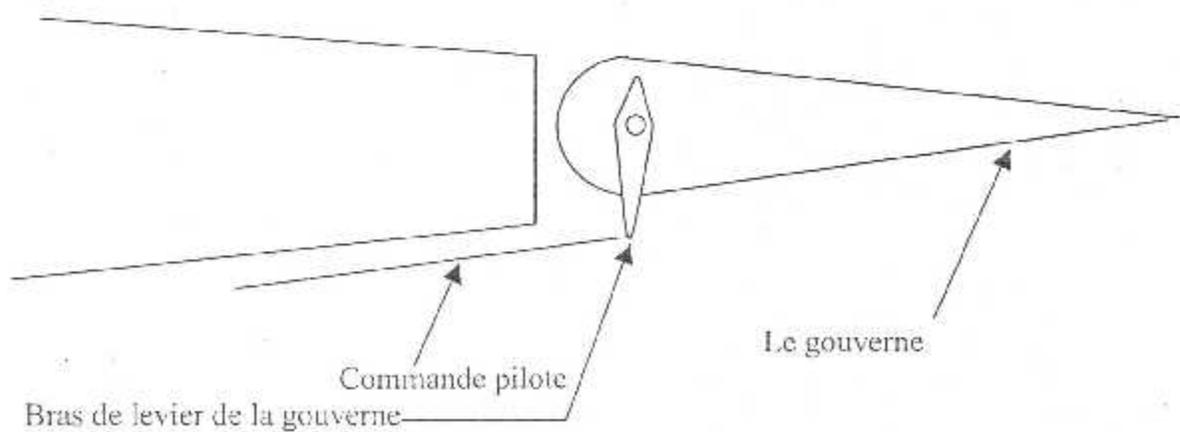
Le pilote ne supporte que l'effort nécessaire au braquage du servo-tab soit environ 20% de l'effort nécessaire au braquage de la gouverne.

Au sol la gouverne étant folle sur son axe, elle peut déplacer à la main sans que la commande bouge.

Inversement la commande peut être déplacée sans entraîner la gouverne jusqu'à ce que le guignol atteigne les butées, auquel cas, la gouverne est entraînée.

Remarque : dans les trois derniers dessins, on parle sur le servo-tab, c'est pour expliquer à peu près le fonctionnement de la gouverne mais on ne le réalise pas.

Dans notre réalisation on n'a pas une servo-tab, donc les gouvernes sont placées directement aux pièces de commande par l'intermédiaire de la pièce maîtresse.



(d)

Fig-IV-12(a,b,c,d) : Fonctionnement de la gouverne.

CHAPITRE V

PROCEDURE DE LA REALISATION DE LA MAQUETTE

CHAPITRE V

PROCEDURE DE LA REALISATION DE LA MAQUETTE

V-1) INTRODUCTION :

Dans ce dernier chapitre, on va montrer tous les étapes de la réalisation des éléments de l'empennage tel que : Nervure, longeron, revêtement, ...etc, ainsi que le système de commande. Notre maquette est caractérisée par :

- Un profil d'empennage de type NACA 0012 (c'est un profil symétrique)
- Les deux parties d'empennage sont identiques, elles prennent la forme (V).
- Un système de commande en tringlerie (mécanique).

Donc on peut décomposer la procédure de construction selon deux parties :

- Procédure de la construction des éléments de l'empennage.
- Procédure de la construction de système de commande.

V-2) MATERIAUX ET OUTILLAGE UTILISES DANS LA PREPARATION DE LA MAQUETTE :

V-2-1) Choix des matériaux utilisés :

La matière première qu'on a utilisée pour la construction de notre maquette est l'aluminium, à cause de ses propriétés mécanique et économique suivantes :

a) **légereté :** l'aluminium est plus léger que les autres matières, et le plus rentable pour la construction d'un avion (la structure de la majorité des avions modernes sont en alliage d'aluminium à cause de ses caractéristiques commodes).

b) **Facilité d'usinage :**

Les alliages d'aluminium sont matériaux les plus faciles à usiner, en utilisant des outils classiques (des outils manuels).

c) **Moindre coût :**

L'aluminium est moins cher que d'autres alliages utilisés dans quelques éléments.

Remarques :

- L'aluminium qu'on utilise est de faible épaisseur (tôle de 1.0 mm).
- Les longerons et les tables de la maquette sont construits en acier (tôle de 0.8 mm).

V-2-2) Outils utilisés dans la préparation de la maquette :

Pour la préparation de notre maquette, on utilise les outils suivants :

- Scie soteuse : pour le découpage du bois.
- Scie métallique (manuelle) : pour le découpage de la tôle d'aluminium.
- Rectificuse : pour rectifier tout défaut obtenu par le découpage du bois ou d'aluminium.
- La perceuse : pour le perçage des trous des rivets.
- La riveteuse : pour l'opération de rivetage.
- Et aussi le mentaux, étau, pince, tenaille, tourne-vis et le papier verre.

Dans la suite, on présente la première partie de la réalisation :

V-3) DIMENSIONNEMENT :

Avant que nous donnions les dimensions de cet empennage, on fait quelques calculs :

V-3-1) Le calcul des X et les Y :

Les X et les y trouvés dans les tableaux sont calculés comme suite :

$$X = \frac{X\% \times C}{100}$$

$$Y = \frac{Y\% \times C}{100}$$

Tel que X% et Y % sont des valeurs données (theorie of wing section).

Les tableaux de profils :

Pour C=20 cm

pour C=30 cm

pour C= 40 cm

X	Y
0.000	0.000
0.1	-----
0.25	0.378
0.5	0.523
1	0.711
1.5	0.84
2	0.936
3	1.069
4	1.174
5	1.188
6	1.200
8	1.16
10	1.058
12	0.912
14	0.720
16	0.514
18	0.289
19	0.161
20	0.025

X	Y
0.000	0.000
0.15	-----
0.375	0.568
0.75	0.784
1.5	1.066
2.25	1.26
3	1.404
4.5	1.603
6	1.721
7.5	1.782
9	1.800
12	1.740
15	1.588
18	1.368
21	1.081
24	0.786
27	0.434
28.5	0.242
30	0.037
C=30 cm	

X	Y
0.000	0.000
0.2	-----
0.5	0.757
1	1.046
2	1.422
3	1.68
4	1.873
6	2.138
8	2.294
10	2.376
12	2.400
16	2.321
20	2.117
24	1.825
28	1.441
32	1.049
36	0.579
38	0.322
40	0.050

La suite de tableaux:

Pour C = 50 cm

C=60 cm

C=70 cm

C=80 cm

X	Y
0.000	0.000
0.25	-----
0.625	0.94
1.25	1.30
2.5	1.77
3.75	2.1
5	2.34
7.5	2.67
10	2.86
12.5	2.97
15	3.00
20	2.90
25	2.64
30	2.28
35	1.80
40	1.31
45	0.72
47.5	0.40
50	0.06

X	Y
0.000	0.000
0.3	-----
0.75	1.13
1.5	1.569
3	2.133
4.5	2.52
6	2.80
9	3.20
12	3.44
15	3.56
18	3.60
24	3.48
30	3.17
36	2.73
40	2.16
48	1.57
54	0.86
57	0.48
60	0.07

X	Y
0.000	0.000
0.35	-----
0.87	1.325
1.15	1.83
3.5	2.48
5.25	2.94
7	3.27
10.5	3.74
14	4.01
17.5	4.15
21	4.20
28	4.06
35	3.70
42	3.19
49	2.52
56	1.83
63	1.01
66.5	0.56
70	0.08

X	Y
0.000	0.000
0.4	-----
1	1.51
2	2.09
4	2.84
6	3.63
8	3.74
12	4.27
16	4.58
20	4.75
24	4.80
32	4.64
40	4.23
48	3.65
56	2.88
64	2.09
72	1.15
76	0.64
80	0.10

V-3-2) Calcul des cordes :

$$C_{emp} = \frac{2b}{\lambda} - C_{ext}$$

Tel que : λ est un donné ($\lambda = 1.8$)

en générale $\lambda = \frac{b^2}{S}$ (b c'est la hauteur de l'empennage, S est sa surface)

$S = b \times C$ (C est la corde moyenne)

$$\text{Donc } \lambda = \frac{b^2}{b \times C} = \frac{b}{C} \quad \Rightarrow \quad C = \frac{b}{\lambda}$$

$$C = 90/1.8 = 50 \text{ cm.}$$

$$C_{emp} = \frac{L}{\lambda}$$

$$\operatorname{tg} \Phi = \frac{C_{emp} - C_{ext}}{b}, \operatorname{tg} \Phi = 80 - 20 / 90$$

$$\Phi = 37.13^\circ \text{ (voir figure V-1)}$$

Donc :

$$80 = C_2 + 15 \operatorname{tg}(37.5)$$

$$C_2 = 70 \text{ cm}$$

$$C_3 = 80 - 30 \operatorname{tg}(37.5) = 60 \text{ cm}$$

$$C_4 = 80 - 45 \operatorname{tg}(37.5) = 50 \text{ cm}$$

$$C_5 = 80 - 60 \operatorname{tg}(37.5) = 40 \text{ cm}$$

$$C_6 = 80 - 75 \operatorname{tg}(37.5) = 30 \text{ cm}$$

$$C_7 = 20 \text{ cm}$$

Alors, notre empennage en V est caractérisé par :

- Forme de chaque partie est un trapèze.
- Envergure : 90 cm
- Surface de chaque partie : 4500 cm²
- Les cordes sont de chaque portion successivement de l'extrémité jusqu'à l'implanture sont : 20cm, 30cm, 40 cm, 50 cm, 60cm, 70cm, 80 cm.

V-3-3) Les longerons :

Concernant les longerons, on les représente dans le tableau suivant avec leur dimensionnement :

		Longueur	Largeur
Longeron avant	Semelle	106 cm	1 cm
	Ame	106 cm	Forme trapèze (fig)
Longeron arrière	Semelle	90 cm	1 cm
	Ame	90 cm	Forme trapèze (fig)
Longeron de la partie mobile	Semelle	75 cm	0.7 cm
	Ame	75 cm	1 cm

- La position du longeron avant est de 30 % de la corde, ce pourcentage est calculé théoriquement (à partir du bord d'attaque), on le prend 25 % pour quelques considérations.
- La position du longeron arrière est de 75 % de chaque corde (à partir toujours du bord d'attaque)
- La position du troisième longeron est de 2 cm par rapport à la partie mobile.
- La partie mobile occupe 30 % de la surface complète de l'empennage.

En générale ce pourcentage est variable selon les avions et ses charges, c'est-à-dire quand on a des avions à grandes charges, donc on est obligé d'agrandir l'efficacité et la rigidité des empennages avec l'agrandissement des surfaces mobiles, on les renforce avec des longerons, etc.....

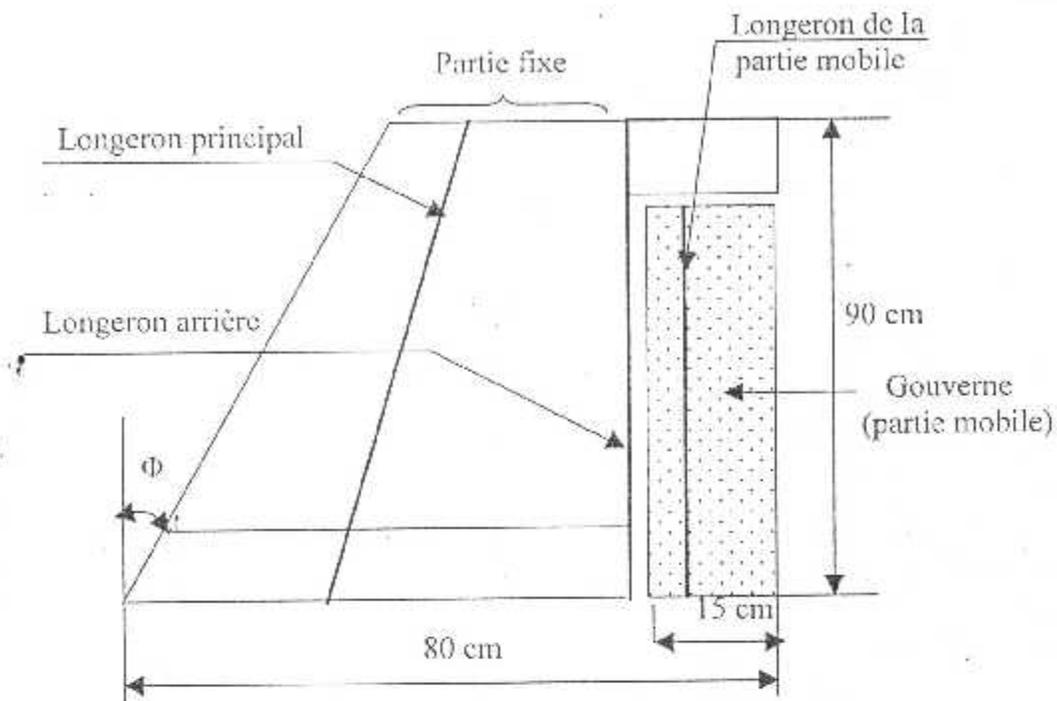


Fig-V-1 : Dimensions générales de l'empennage.

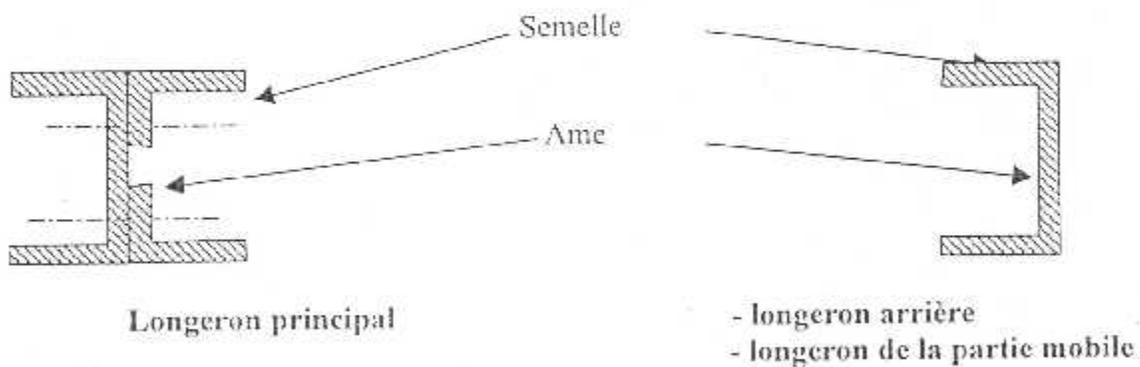
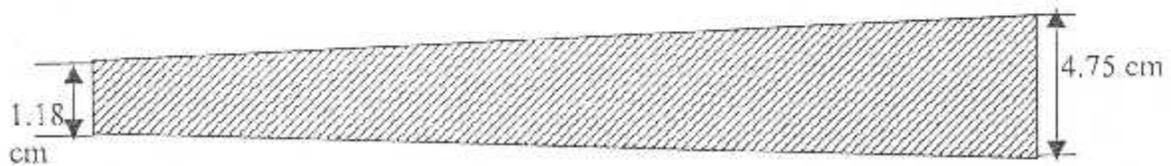


Fig-V-2 : Formes de section des longerons.



a) Ame du longeron principal.



b) Ame du longeron arrière



c) Ame du longeron de la partie mobile (gouverne)

Fig.-V-3(a, b et c) : Dimension des longerons.

La forme des longerons avant et arrière de la partie fixe sont des trapèzes, donc ses largeurs varient suivant les épaisseurs des nervures.

La forme du longeron de la partie mobile est rectangulaire parce que sa largeur est fixe de l'extrémité à l'implanture.

La taille des extrémités des longerons avant et arrière est prise selon les épaisseurs des nervures des extrémités.

V-3-4) Les gouvernes :

La gouverne c'est le nom de la partie mobile, elle prend la forme d'un rectangle, d'une longueur de 75 cm et d'une largeur de 15 cm.

L'envergure des gouvernes est réduite de 15 cm par rapport à l'empennage, parce que on a voulu d'ajouter un tab.

V-4) LA PREPARATION DES ELEMENTS D'EMPENNAGE :

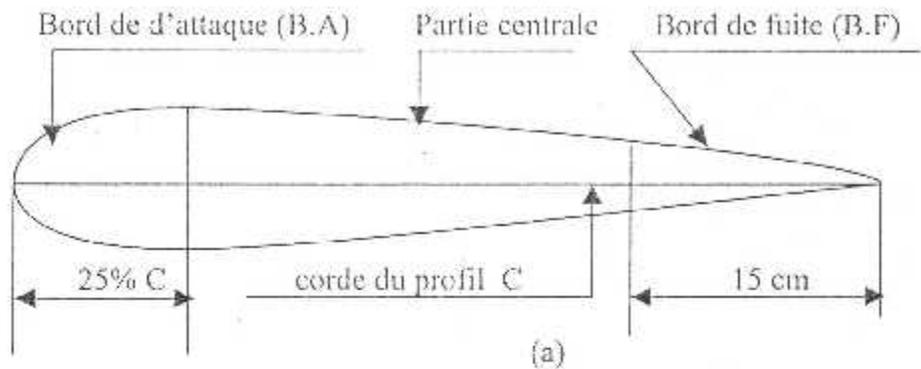
V-4-1) La nervure :

Pour construire notre maquette, on a besoin de préparer seize nervures, de dimensions différentes, dans chaque partie de l'empennage huit nervures, tel que chaque deux nervures qui ont même corde sont identiques).

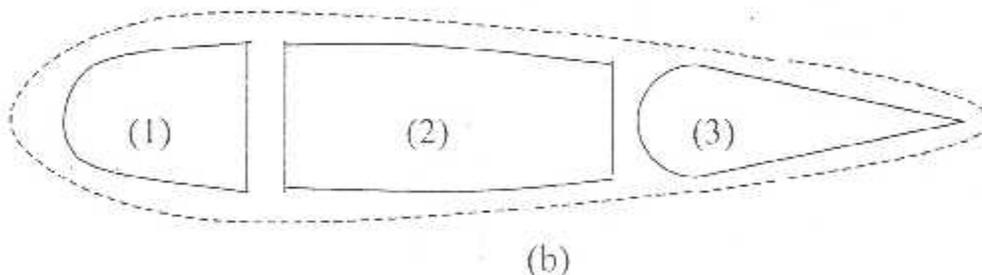
La préparation de ces nervures nécessite la réalisation des opérations suivantes :

- A partir des tableaux donnés (de livre « théorie of wing section »), on prépare d'autres tableaux, à partir de ces derniers, on dessine les profils de chaque nervure sur un papier millimétré pour réaliser gabarit.
 - On fait copier ces profils sur un contre-plaqué (bois de 8 mm d'épaisseur), et puis, on les découpe avec une scie électrique et enfin on rectifie les surfaces obtenues afin de rendre le profil lisse.
- Après ces étapes, on procède au découpage de ces profils en trois parties comme suite :
- Partie 1 : c'est le bord d'attaque, on coupe chaque profil de 25% de la corde de nervure.
 - Partie 2 : c'est le bord de fuite, on coupe chaque profil de 15 cm (à partir de la fin du profil (bord de fuite).

- Partie 3 : c'est le reste de la coupe.
Après toutes ces opérations, on a pris maintenant une tôle d'aluminium pour le traçage des trois parties de chaque nervure sur cette tôle, puis on ajoute huit millimètres d'environ pour permettre le pliage au niveau du contour des profils pour la fixation de ces parties avec les longerons (voir la figure V-4).
- Réalisation du gabarit en bois :



- le découpage du gabarit :



- Après la préparation avec la tôle d'aluminium :

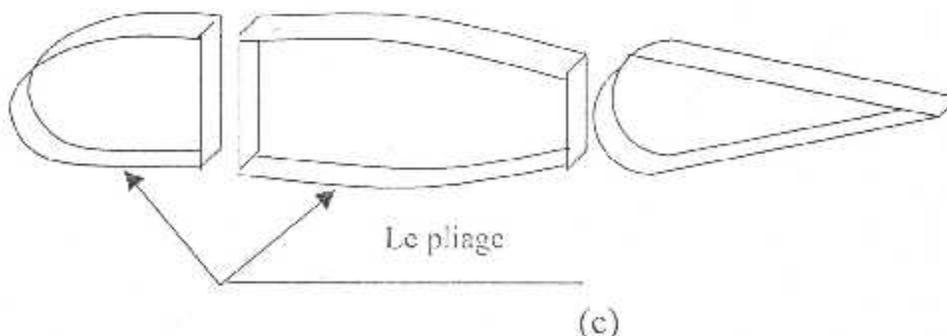


Fig. -V-4 : (a,b et c) : Une nervure.

Remarque :

Dans les différentes parties de la nervure on n'a pas procédé à l'évidement circulaire vu le manque des moyens nécessaires à cette opération d'une part, et d'autre part les réalisations obtenues sont modérées et entrent dans un cadre académique.

V-4-2) Le bord de fuite :

Le bord de fuite c'est la partie qui nécessite un peu plus de travail comme suit :

- A une distance de 1 cm, on fait un trou de huit millimètres pour passer l'axe de rotation de gouverne (partie mobile).
- Après 2 cm, en faisant un évidement en "U" pour placer le troisième longeron.

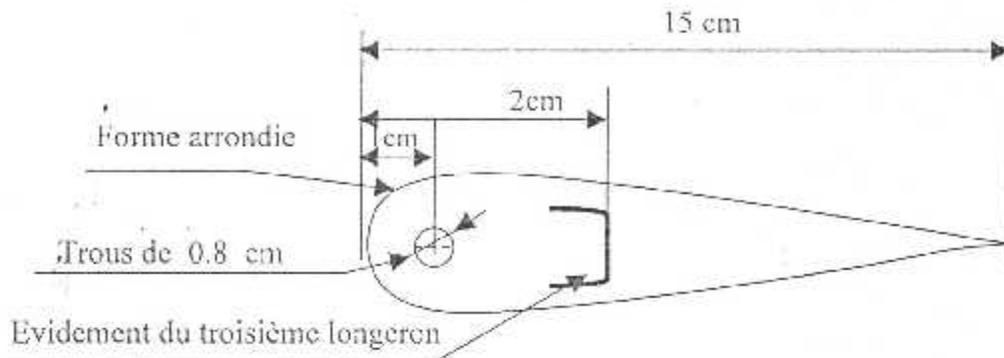


Fig.-V-5 : Le bord de fuite.

Les trois parties de la nervure sont construites en aluminium d'une faible épaisseur à cause de sa facilité de découpage (avec le cisaille métallique manuel) et aussi sa facilité de déformation.

V-4-3) Les longerons :

Ce qui concerne les longerons, on fait tracer sur une tôle d'acier des formes trapèze, les longueurs et les épaisseurs suivant ses positions dans les profils (les dimensions sont citées précédemment). Pour la construction des ces longerons on fait choisir des tôles d'acier (parce que l'acier est plus rigide que l'aluminium et aussi entre les longerons on place les nervures c'est pour cette raison ils demandent la rigidité), à une faible épaisseur (pour éviter le poids supplémentaire c'est-à-dire que ces tôles sont commode à notre maquette).

V-4-4) L'axe de rotation :

L'axe de rotation du bord de fuite est un tube de huit millimètres (diamètre du trou). Il permet le pivotement du bord de fuite et l'assemblage entre la gouverne et la dérive (partie fixe de l'empennage).

V-4-5) Le revêtement :

C'est l'enveloppe extérieure de l'empennage, il est partagé en trois parties la première enveloppe le bord d'attaque, riveté avec le longeron principal, la deuxième partie enveloppe la partie centrale, il est riveté avec le longeron principal et le longeron arrière, la troisième partie enveloppe la gouverne (le revêtement se fait sur une seule partie de l'empennage).

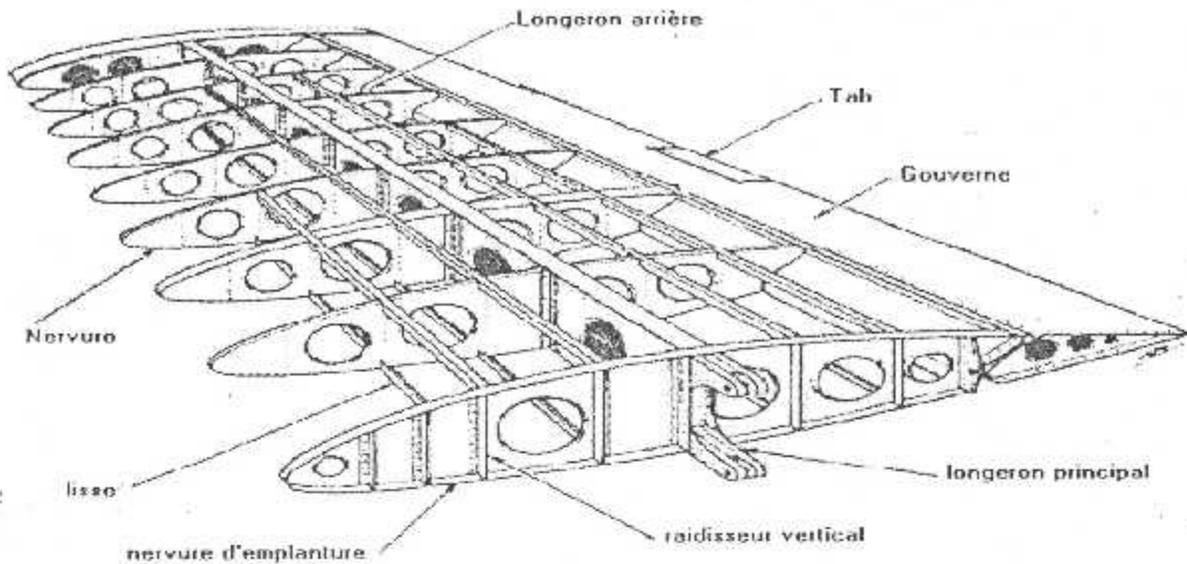


Fig.-V-6 : Voilure(empennage) sans revêtement.

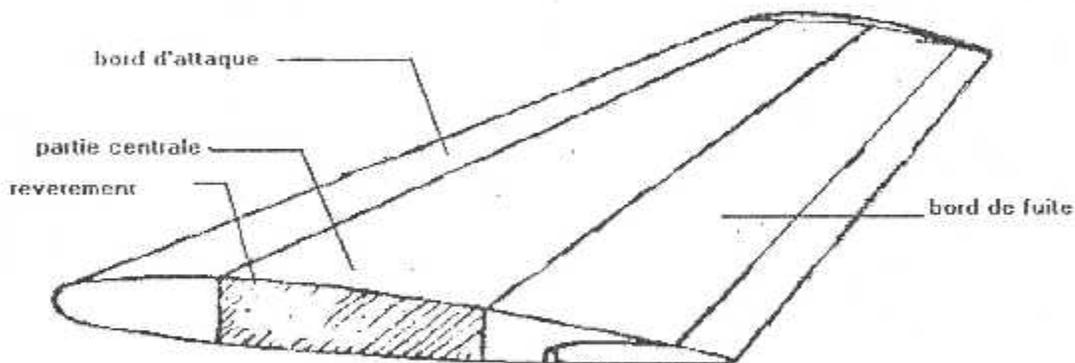


Fig.-V-7 : voilure(empennage) avec revêtement.

V-4-6) La structure des gouvernes :

La structure des gouvernes se fait par la préparation des petites nervures ayant des même cordes. Pour préparer ces nervures, on découpe toute la partie du bord de fuite à une longueur de 15 cm (les gouvernes sont aussi en aluminium, et la raison de ce choix est le même que précédemment).

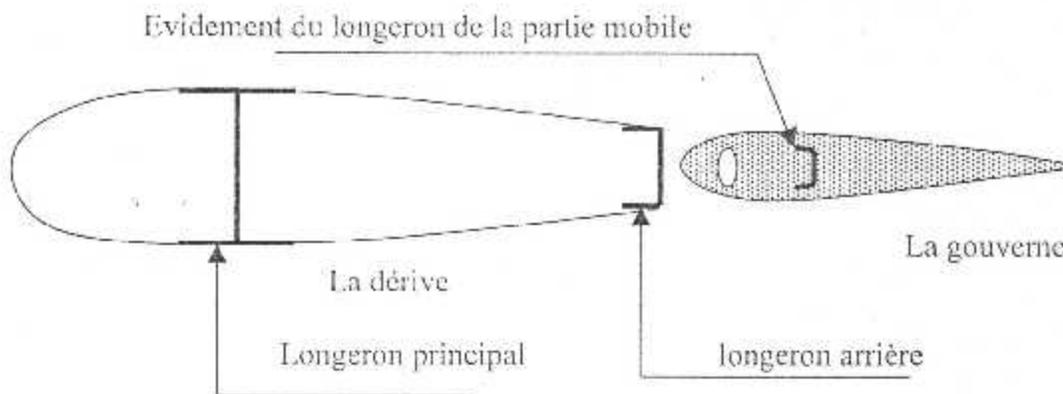


Fig.V-8 : Forme finale de la nervure.

V-5) L'ASSEMBLAGE

V-5-1) Procédés d'assemblage :

Pour le montage des éléments de l'empennage, on a utilisé le procédé de rivetage qui est le plus utilisé dans la construction aéronautique, surtout dans la structure des avions tel que structure des empennages, de l'aile et de fuselage (parce que la meilleure méthode d'assemblage des tôles d'aluminium et le rivetage) et concernant l'assemblage empennage-fuselage, on a utilisé le boulonnage.

V-5-1-1) Montage des éléments de l'empennage :

- Montage de longerons, nervures et raidisseurs par rivetage.
- Montage des gouvernes-dérives se fait par des charnières qui permettent d'un mouvement de rotation limité.
- Assemblage empennage-fuselage se fait par boulonnage (dans notre maquette il n'y a un fuselage).

V-5-1-2) Les charnières :

Ce sont des éléments sous forme (L), ses rôles est de permettre l'assemblage entre la gouverne et la dérive en même temps la rotation et le mouvement de la gouverne, ils sont placés sur le longeron arrière, on a les réalisés avec des charniers d'aluminium près constituées.

V-6) LES COMMANDES DE VOL :

La partie des commandes du vol est la partie la très importante et finale dans notre maquette, parce que c'est lui qui permet montre le fonctionnement de cet empennage en V (maquette).

Notre système utilisé dans cette structure est un système de tringlerie c'est-à-dire c'est un système mécanique parce qu'il est plus commode pour une maquette comme la notre et aussi ne diffère pas de la réalité.

V-6-1) Les éléments constituant notre système de commande :

Parmi les éléments principaux du système, on cite :

V-6-1-1) Les tringles : sont les éléments qui relient les gouvernes avec les parties commandes pilote. Pour la réalisation de ces tringles, on prend des tiges creuses et on prépare des rectangles en acier de 1 cm de largeur et 5 cm à peu près de longueur et on les plie sous-forme U, après on les perce dans les deux extrémités, finalement, on fait les assemble.

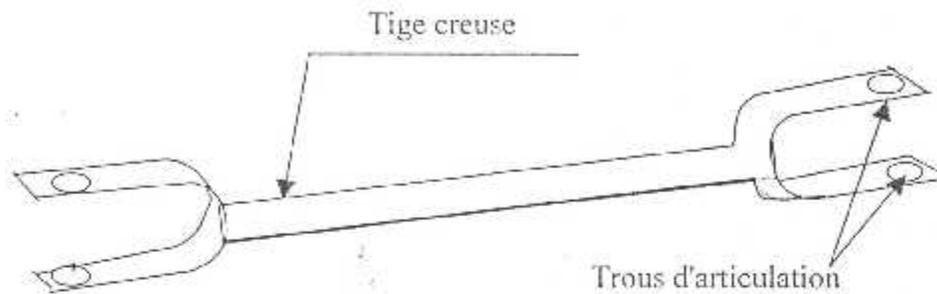


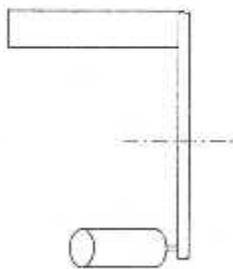
Fig-V-9 : Forme de la tringle utilisée dans la maquette.

Dans notre système on a cinq tringles :

- Deux relient les gouvernes avec la pièce maîtresse (la pièce la très importante et c'est lui qui permet aux gouvernes d'assurer les deux mouvements (voir figure V-17).
- Deux autres relient les deux palonniers avec la pièce maîtresse.
- L'un dernier qui relie le manche avec la pièce maîtresse.

V-6-1-2) Un palonnier : est un élément qui permet au pilote de faire le mouvement de lacet avec un petit roulis réduit.

Vue de face



Vue de gauche

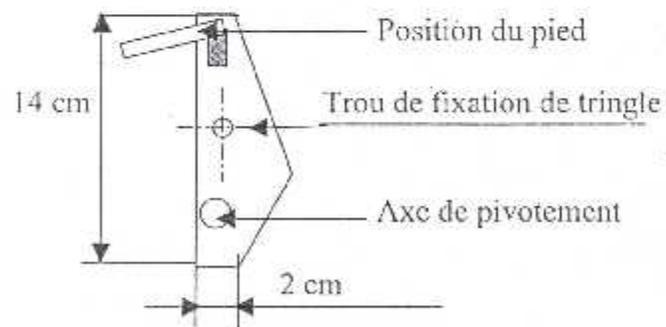


Fig-V-10 : Forme du palonnier.

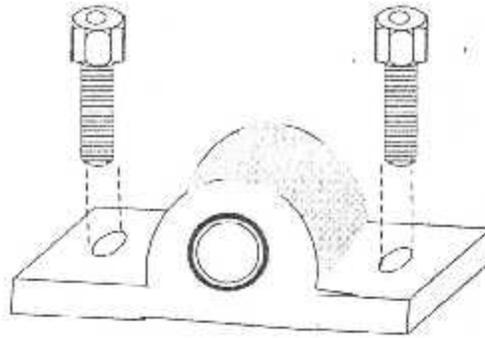


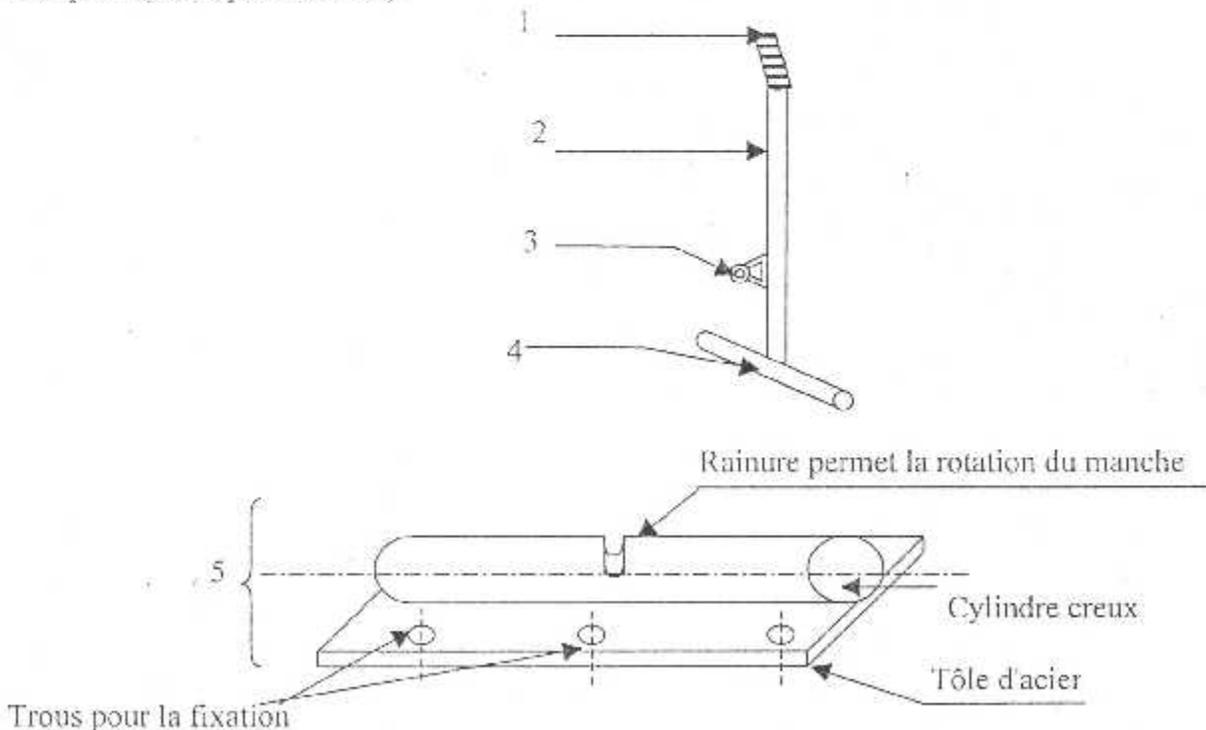
Fig. V-11 : Pièce de fixation à la structure de l'axe de palonnier

Dans notre système, on a un palonnier avec deux pédales l'un est dans la coté droite et l'autre est dans la coté gauche (du pilote). ils sont reliés directement avec la pièce maîtresse avec deux tringles. La réalisation de ce palonnier se fait comme suite :

- On prend une tôle d'acier un peu épaisse (les pédales demandent la rigidité) et on la découpe de telle façon elle prend la forme ci-dessus.
- On découpe autrement un morceau d'une tige et un petit cylindre d'acier, la tige prend la forme (L).
- Finalement on les soude avec la tôle précédente (voir figure ci-dessus).

V-6-1-3) Le manche :

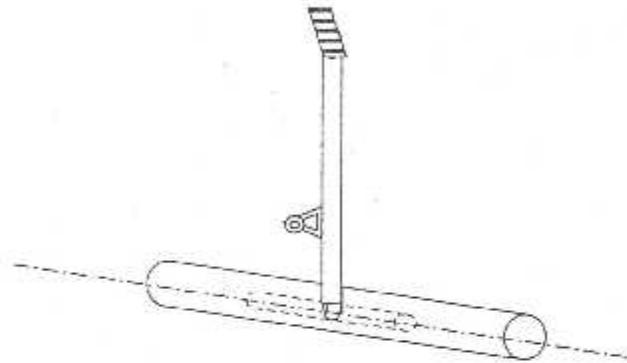
C'est un cylindre plein fini par un soudage ou vissage avec un autre petit cylindre qui entre dans un tube creuse, en même temps on peut mouvoir le manche selon une seule sens et dans un seul plan c'est le plan vertical).



1. Élément permet au pilote d'utiliser le manche
2. Tige de manche
3. Position d'attache avec notre tringle
4. Axe qui permet l'attache et le mouvement de rotation du manche
5. Articulation d'attache

Fig-V-12 (a) : Forme du manche et son articulation d'attache.

L'articulation d'attache : c'est un élément qui attache le manche avec la table et qui permet le mouvement du manche, c'est un cylindre en acier (parce qu'on peut le souder).
La fixation du manche avec la table se fait par le procédé de rivetage.



*Fig-V-12(b) L'ensemble cylindre-manche.
Fig-V-12(a,b) : Manche*

V-6-1-4) Bras de levier des gouvernes :

Ce sont deux tôles qui ont une forme des triangles pliées à la fin des ses extrémités l'autre extrémité est finie par un trou pour l'attache de gouverne avec la pièce maîtresse avec une tringle par conséquent permet le pivotement des gouvernes.

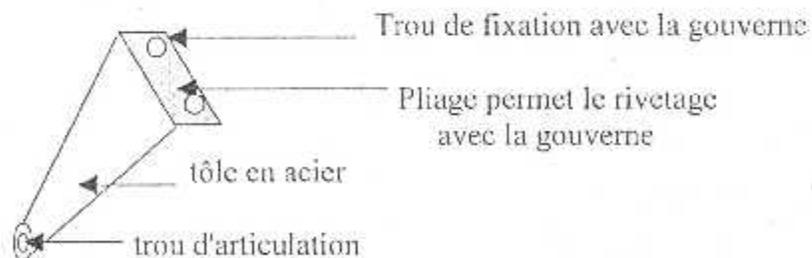


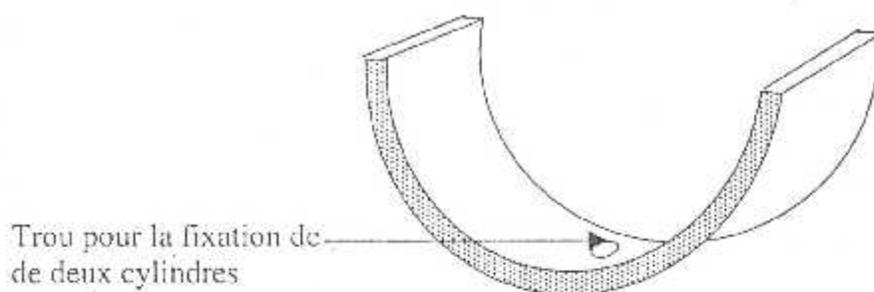
Fig-V-13 : Bras de levier de la gouverne.

V-6-1-5) La pièce maîtresse :

C'est une pièce composée permet aux gouvernes de faire les deux actions, de tangage et de lacet, c'est-à-dire si le pilote commande par le palonnier, notre pièce donne aux gouvernes l'action de direction et si le pilote fait mouvoir le manche, la pièce maîtresse commande les gouvernes d'une façon alternée, donc le mouvement de tangage.

La pièce maîtresse est composée de :

a) Demi-anneau :



Demi-anneau

Le demi-anneau : est un anneau en acier coupé en deux, il est épais de 4 mm d'environ.

b) Deux bras de leviers :

Le bras de levier est une tige en acier fileté, l'un de ses extrémités fini par un écrou, l'autre fini par élément troué et fileté (voir la figure ci dessous). On choisit une tige fileté pour permettre les deux extrémités la rotation en cas de fonctionnement.

Un trou de deuxième rotation

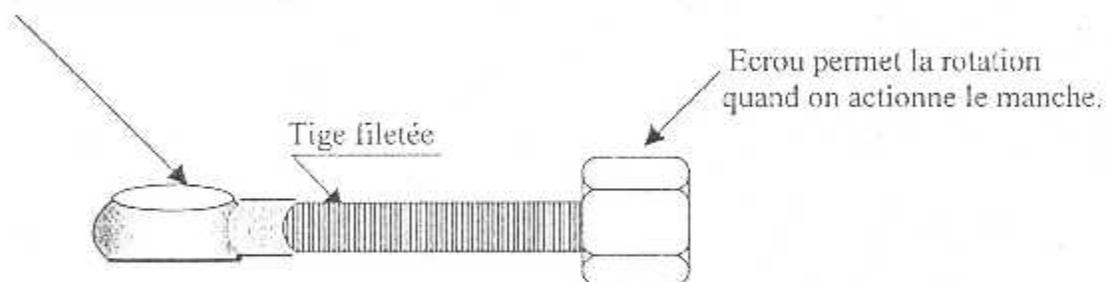


Fig-V-14-Bras de levier de demi anneau.

L'ensemble des deux éléments précédents :

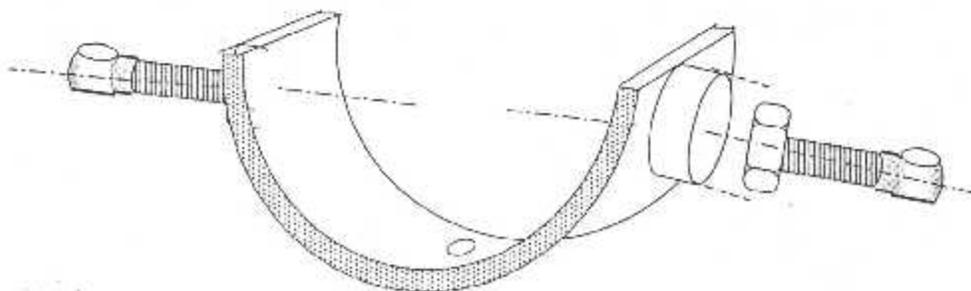


Fig-V-15-Le demi anneau avec ses deux bras de levier.

a) Les deux cylindres :



Fig-V-16 : Les Deux cylindres

d) Les deux autres bras de leviers liés aux gouvernes :

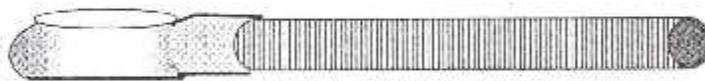
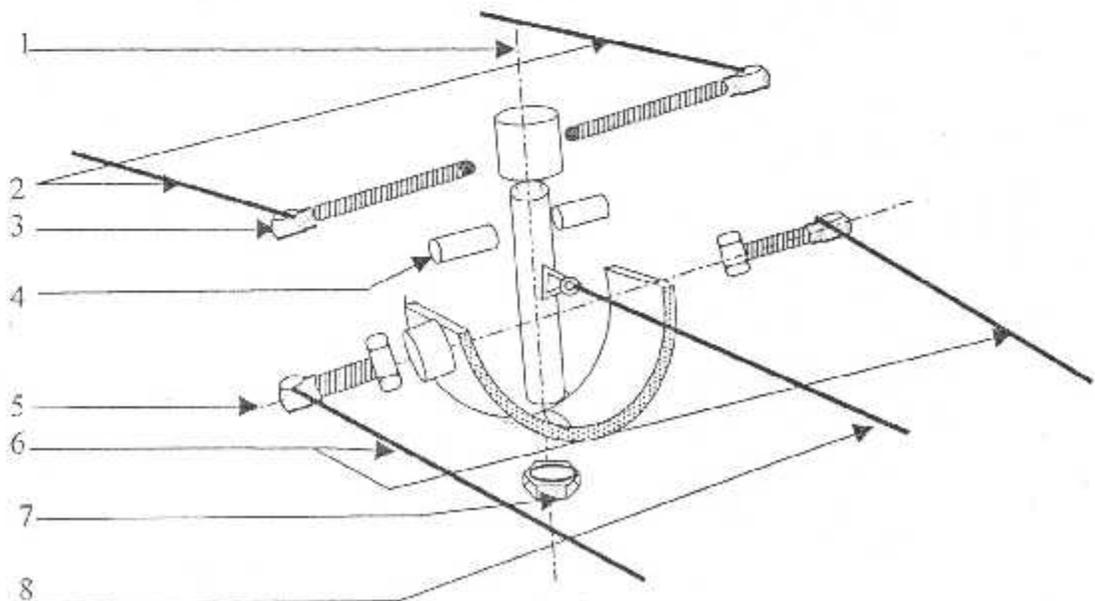


Fig-V-17 : Bras de leviers lié à la gouverne.

Ce sont deux tiges filetées permettent la rotation sur les deux extrémités (comme les deux précédentes).

Si on fait le montage de tous les éléments précédents, on obtient la forme suivante :



1. Axe de rotation assure l'action de direction
2. Les deux tringles liées aux gouvernes
3. Bras de levier lié avec la gouverne
4. Barre pour la fixation de ma pièce maîtresse avec la table
5. Axe de rotation assure l'action de profondeur
6. Deux tringles liées avec le palonnier
7. Ecrou pour la fixation de deux cylindres avec le demi anneau
8. Tringle liée au manche

Fig-V-18 : Forme complete de la pièce maîtresse.

V-6-1-6) Pièce support :

C'est une pièce permet la fixation de la pièce maîtresse avec la table.

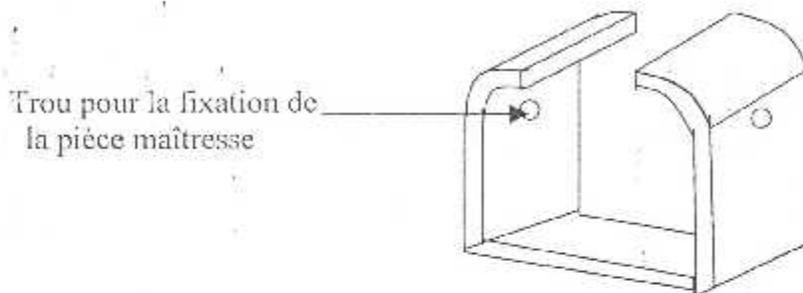


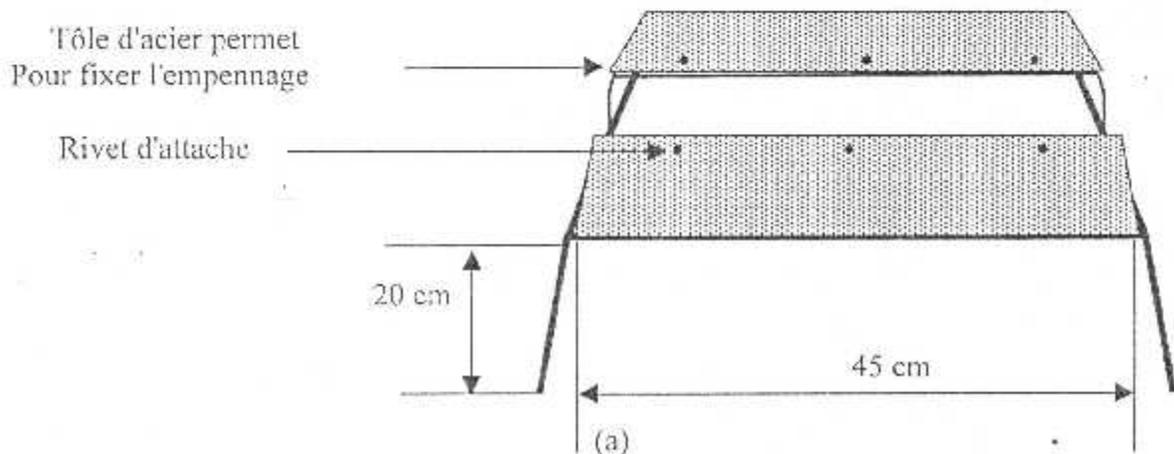
Fig-V-19 : Pièce support

V-6-1-7) La table ou le support :

Le support est le plan de fixation de tous les éléments précédents. Notre support est constitué de deux petites tables, l'une supporte notre empennage en V et l'autre table supporte les éléments de commande. Entre ces deux tables il y a la pièce maîtresse et tous les tringleries nécessaire.

Description du support des empennages:

Pour la préparation de cette table, on prend des tiges en acier de forme (L) qui sont coupées suivant des dimensions bien précisées et on les soude pour former la structure de la table, sur cette table on monte deux tôles d'acier qui sont aussi coupées suivant des dimensions bien précisées (voir figure ci-dessous).



Vue de côté

Trous permettent la variation de l'angle entre les deux parties de l'empennage en V

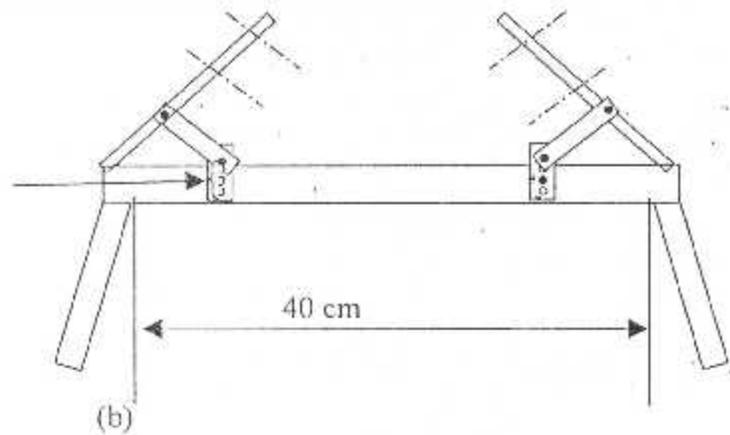


Fig-V-20 (a,b) : Forme de la table qui supporte l'empennage en V.

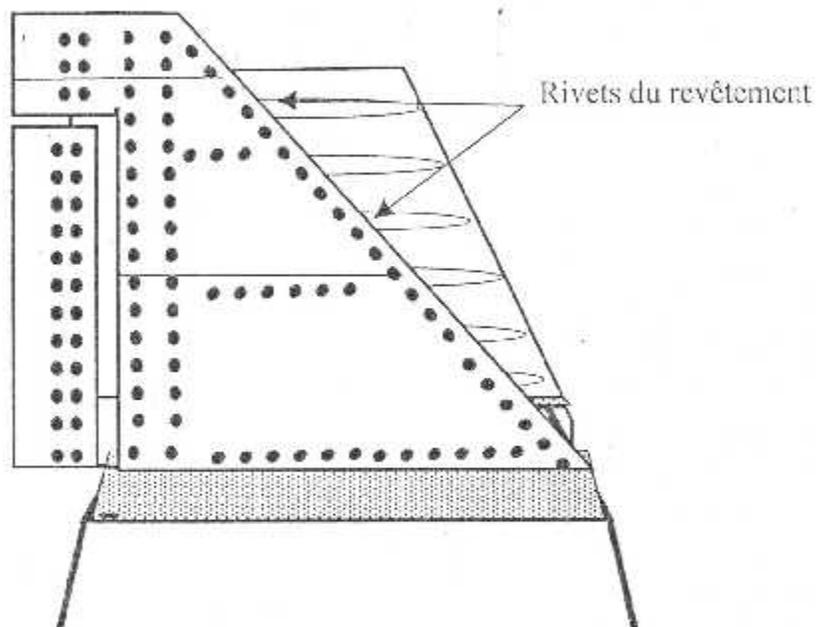


Fig-V-20(c) : L'ensemble table-empennage.

Fig-V-20 (a,b et c) : la forme complète de la première table

L'emplacement de notre gouverne se fait par un angle d'incidence négatif ($\alpha < 0$) (empennage déporteur)

La deuxième table qui supporte les commandes :

- La deuxième table c'est celle qui contient les éléments de commande de pilotage.
- La méthode de la construction de cette table est la même que la table précédente, mais la différence entre eux c'est la forme finale.

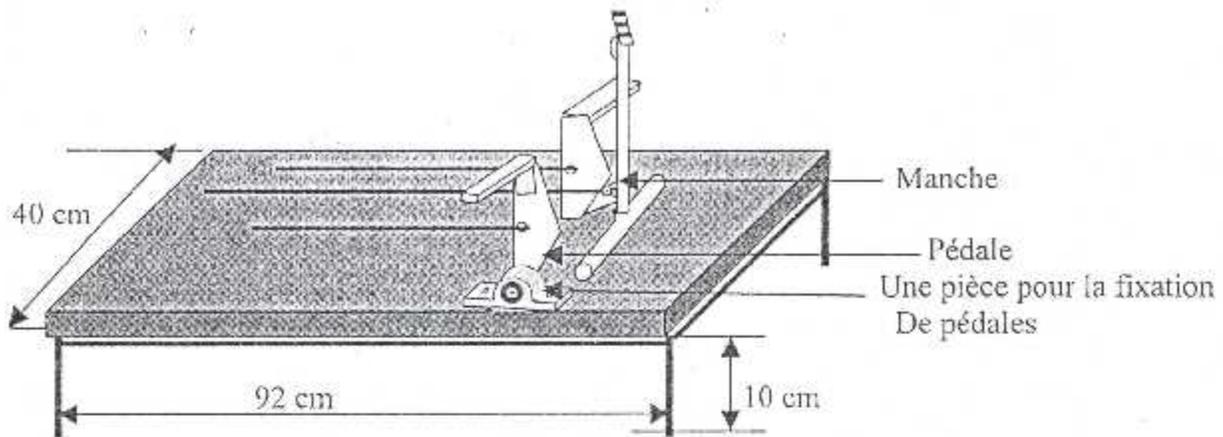


Fig-V-21 : Forme de la deuxième table.

Concernant la fixation des commandes sur cette table, elle se fait comme suite :

- On prend une pièce sous forme d'un palier et on la boulonne avec la table et dans le trou du palier on entre le cylindre du palonnier.
- Pour le manche, on soude une tôle d'acier avec le cylindre d'attache et on l'assemble avec le procédé de rivetage avec la table.

Entre ces deux tables, on a la pièce maîtresse qui est placée par un petit support.

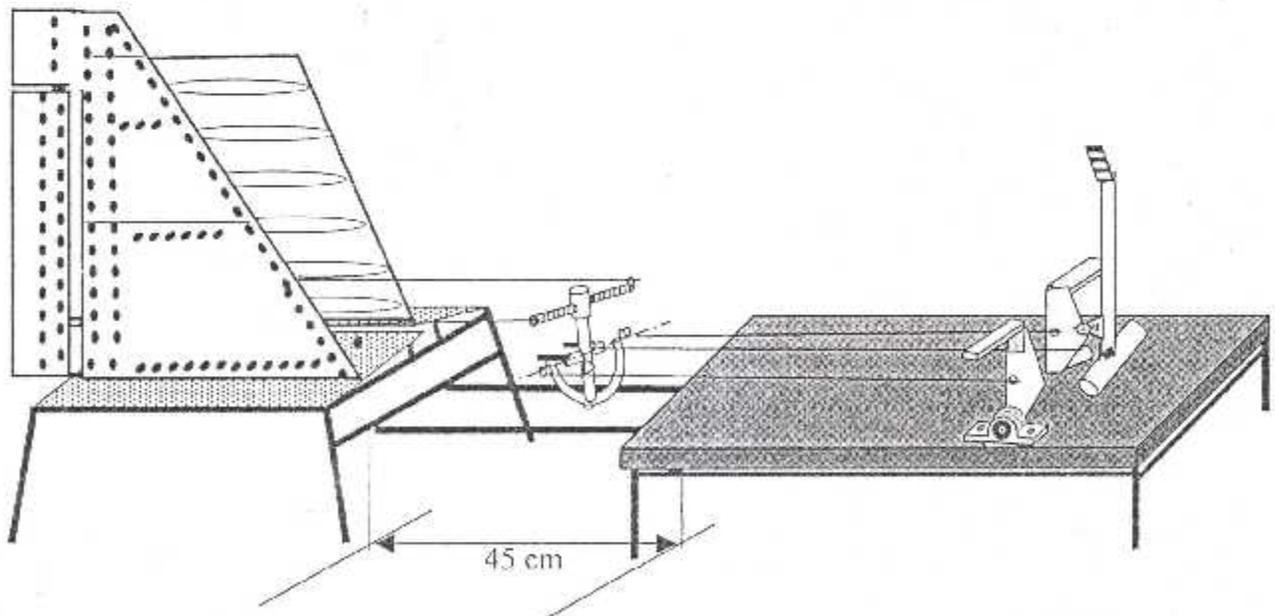
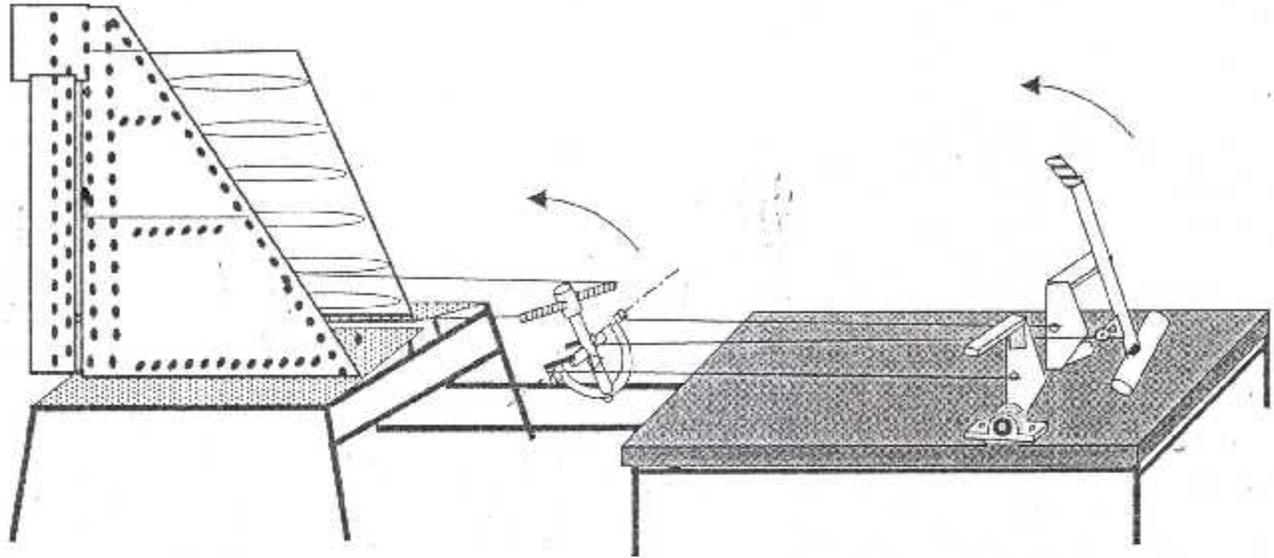


Fig-V-22 : Schéma complet du support et de la maquette.

V-7) Fonctionnement des gouvernes sur la maquette :

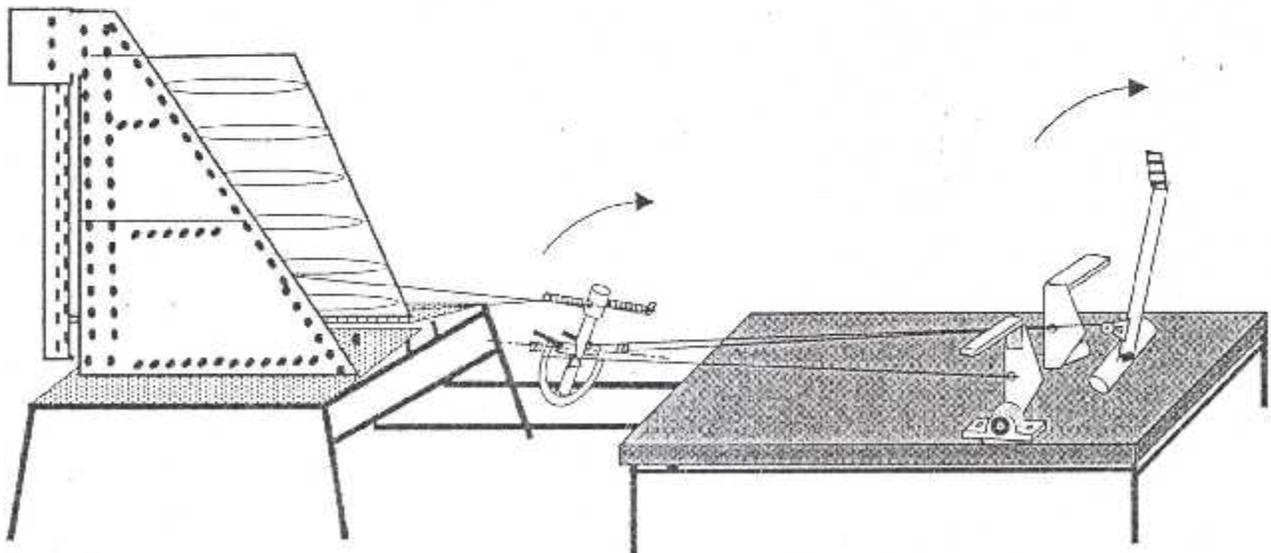
L'explication du fonctionnement de cette maquette se fait sur le dessin.

Mouvement de direction : se fait par le déplacement du manche vers l'avant ou vers l'arrière.



(a)

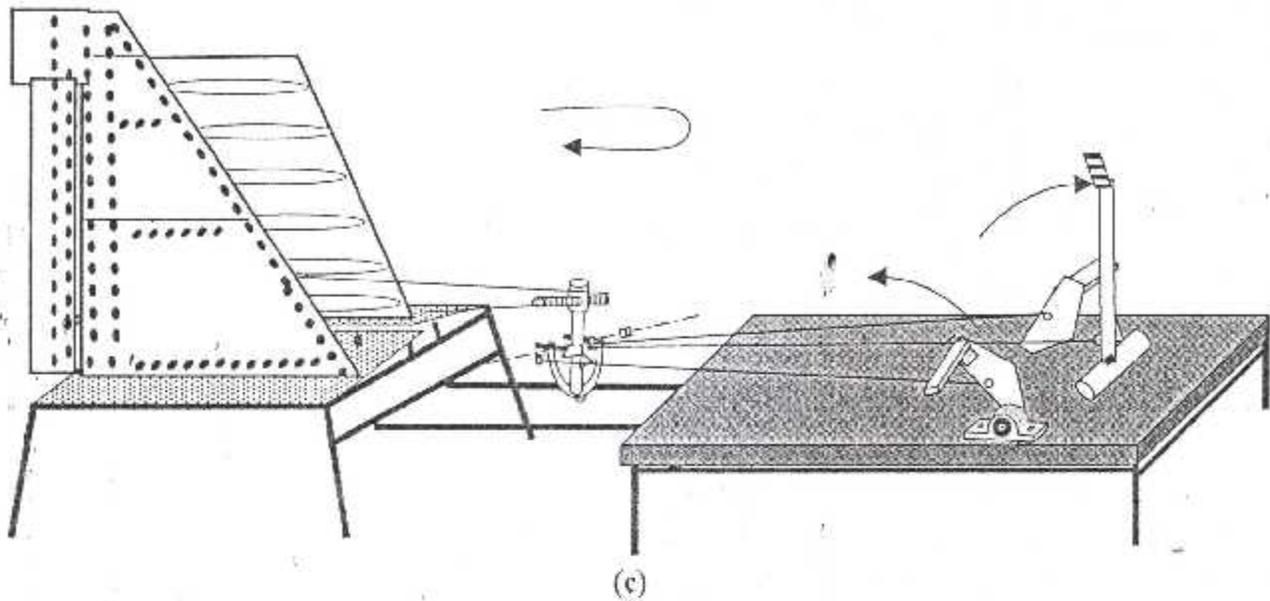
Le manche déplacé vers l'arrière



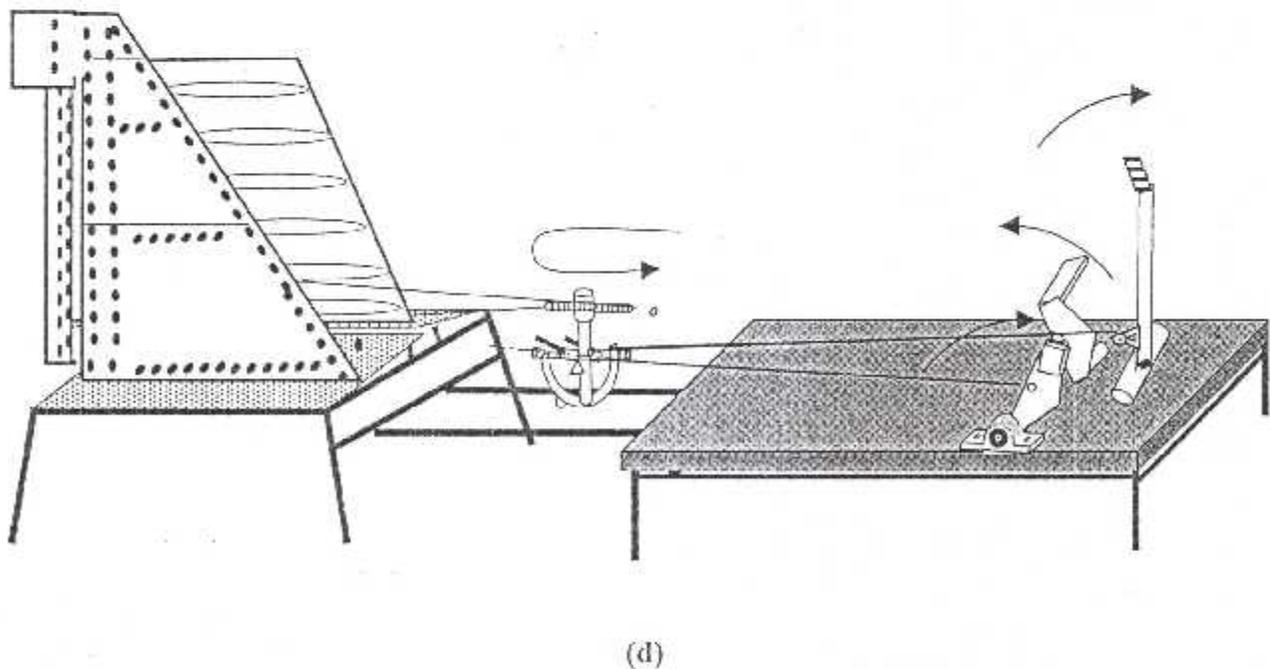
(b)

Le manche déplacé vers l'avant

Le mouvement de profondeur : se fait par les pédales de palonnier.



Pédale déplacé vers droit vers l'arrière et le pédale gauche vers l'avant



Pédale droit déplacé vers l'avant et le pédale gauche vers l'arrière

Fig -V-23 (a,b,c et d) : Fonctionnement de l'empennage sur la maquette

Conclusion

L'objectif de ce travail était de procéder à l'étude et la construction d'un empennage en V avec un système de commande de vol permettant le mouvement de tangage et de lacet pour l'avion.

Ce projet nous a permis d'acquérir des connaissances sur la construction des empennages d'un avion et les différentes techniques utilisées tel que le découpage, l'assemblage, rivetage, soudage, etc..., ainsi que l'organisation et la méthode de travail, et aussi bien le fonctionnement de ce genre de gouverne (en V) qui est un peu difficile à l'expliquer tout clairement.

Nous tenons à mentionner que la longue durée et dotée pour ce travail est due au manque du matériel nécessaire pour ce type de projet, et par conséquent, il apparaît quelques insuffisances dans la précision de quelques éléments constituant l'empennage (découpe des profils, la réalisation des longerons, des pièces de système de commandes etc...), mais quoique l'objectif ait été atteint avec succès.

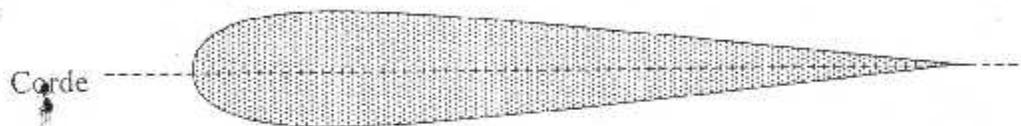
Nous espérons enfin que notre travail pourrait servir de base pour un développement ultérieur et d'ouvrir le passage aux autres étudiants, pour suivre notre exemple, qui nécessite d'exploiter les connaissances acquises en matière d'aéronautique et de calcul de structure pour faire des réalisations plus compliquées et réalistes.

ANNEXE 1:

A) Comparaison entre surface plane et surface courbée :

- Les surfaces courbées sont plus porteuses.
- Les surfaces courbées sont porteuses par un angle $i=0$.
- La finesse des surfaces courbées est plus grande que celle des surfaces planes pour le même angle d'attaque.
- Les surfaces courbées sont stables et les surfaces planes sont instables.

B) Traçage du profil NACA 0012



Distance selon l'axe X En %	Extrados En %	Intrados En %
0.00	0.000	0.000
0.50	-----	-----
1.250	1.894	-1.894
2.50	2.615	-2.615
5.00	3.555	-3.555
7.5	4.200	-4.200
10	4.683	-4.683
15	5.345	-5.345
20	5.737	-5.737
25	5.941	-5.941
30	6.002	-6.002
40	5.803	-5.803
50	5.294	-5.294
60	4.563	-4.563
70	3.604	-3.604
80	2.623	-2.623
90	1.448	-1.448
95	0.807	-0.807
100	0.126	-0.126

On utilise ce tableau pour tracer les profils.

C) système de numérotation des profils :

Les profils se distinguent par une codification particulière qui comprend des lettres, correspondant souvent à une ou plusieurs initiales du concepteur, suivies des chiffres qui reflètent un numéro de série (E178, S4012...) ou des caractéristiques géométriques (HQ1.5/9, EH 1/2).

Les profils étudiés à la NACA dans les années 30, par Eastman Jacobs, dont la plus parts des profils actuels s'inspirent largement, ont un système de numérotation un peut particulier NACA (et non EJ) suivi de 4,5 ou six chiffres.

Les profils NACA à quatre chiffres :

NACA xyzt

Ex : NACA 0012 (notre exemple de réalisation), NACA 0009, NACA 2412.

x est la courbure relative.
y est la position de la flèche de la ligne moyenne, en deuxième de code.
zt donne l'épaisseur relative.

Donc notre exemple est désigné comme suite :

NACA 0012 :

- L'épaisseur relative est de 12%
- 0% la courbure relative
- 0% la flèche de la ligne moyenne

C'est une numérotation qui met en évidence des paramètres géométriques.

Les profils NACA à cinq chiffres :

NACA xwyzt

Ex : NACA 23012

x est la courbure relative
wy est la position de la flèche de la ligne moyenne en 21100 de corde
zt donne l'épaisseur relative

Les profile NACA à six chiffres :

NACA 6t {u}-{A} vzt

Ex : NACA 63,2- 412, NACA 63A410

t est le position de 1/10 de la corde, du minimum de pression
u facultatif donne la page de traînée minimum en 1110 de Cz
La présence de la lettre A identique que la partie postérieure de l'extrados est rectiligne
v est le Cz optimum en 1/10 donne l'épaisseur relative

Et il a d'autres numérotation.

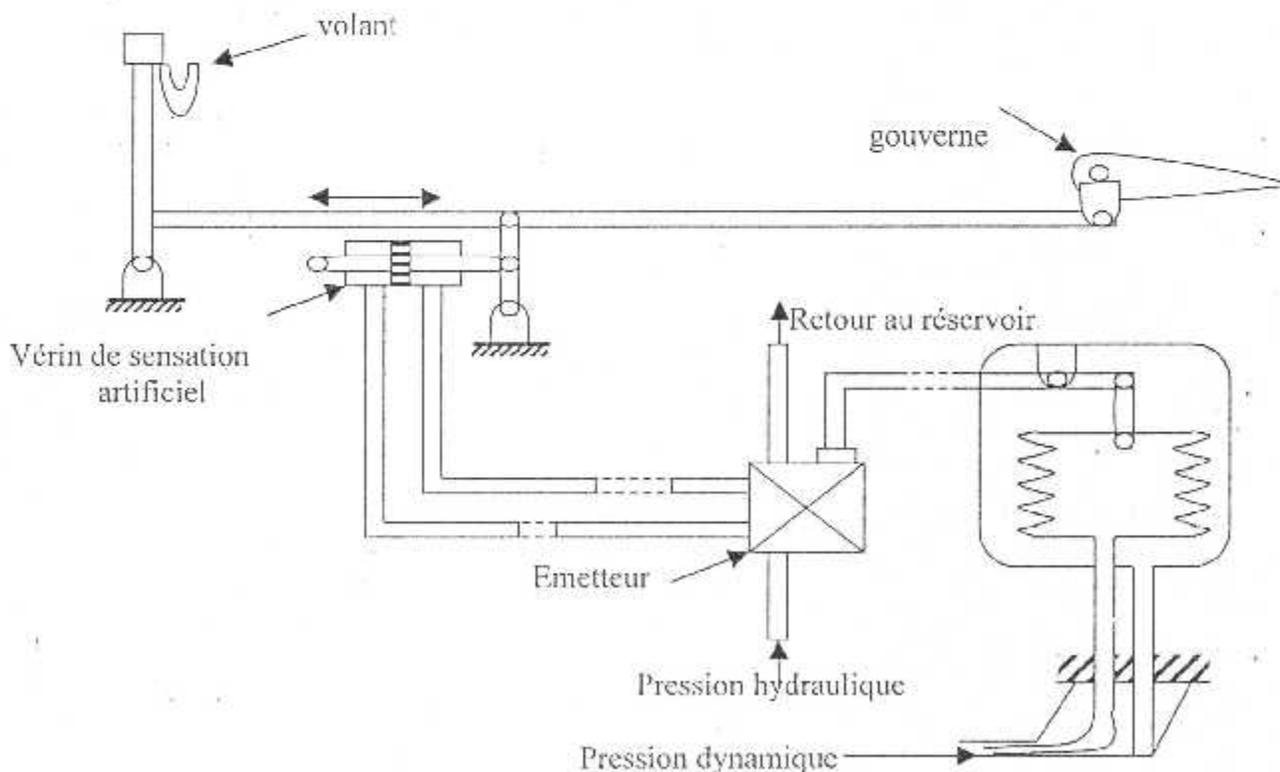
ANNEXE 2 :

QUELQUES ELEMENTS D'UN SYSTEME HYDRAULIQUE

DISPOSITIF DE LA SENSATION MUSCULAIRE :

Le pouvoir hydraulique, qui remplace le pouvoir musculaire ne "connaît" par sa force, il pousse quand on lui demande de pousser mais le pilote ignore quelle force est appliquée sur la gouverne et quelle réaction aérodynamique s'oppose au déplacement, le pilote ne sent pas plus son avion qu'il lui fasse faire une rotation complète, l'effort est le même. On imagine facilement la délicatesse avec laquelle il faut manœuvrer dans ces conditions, on résout ce problème en créant des sensations artificielles à l'aide des dispositifs de sensation musculaire, on peut réaliser un dispositif simple en installant des ressorts dans les commandes, mais on atteint pour être adéquat, le dispositif doit tenir compte du coefficient Q ($Q=1/2\rho V^2$) un boîtier de contrôle reçoit les données de la poste pilote et de la prise statique et mesure en fonction de la vitesse, la pression à appliquer sur la face d'un piston relié aux commandes (fig.) selon les gouvernes et afin de protéger la structure en opposant une force élevée au pilote lorsque la vitesse est grande, le doigtier de contrôle peut -être sensible à un facteur plus grand, que V . Le dispositif de sensation musculaire d'une gouverne de direction est généralement rigide pour V^3 , si la vitesse est doublée, la force d'opposition au mouvement appliquée sur le palonnier est multipliée par 8.

Comme pour les pannes hydrauliques, c'est sur la commande de profondeur d'une panne du dispositif de sensation est le plus grave. Dans ce cas il est commandé de déplacer le centre de gravité vers l'avant, puisque le centrage avant augmente la stabilité longitudinale de l'avion.



Disposition de sensation musculaire.

BIBLIOGRAPHIES :

- 1) A. KARMODE
Mécanique du vol
- 2) Technologie générale
Institut de Jean Mermoz
- 3) A. Paujade
Cellule et système
Institut aéronautique Jean Mermoz
Edition: 1991
- 4) Technologie des voilures
- 5) Commande de vol
N°3 Air France DT-TI
- 6) Thèse "Etude et construction d'une aile d'avion léger"
Edition: 1997
- 7) Dr. JAN ROSKAM
Part III: Layout design of cockpit, fuselage, wing and
empennage
The university of Kansas
Lawrence Kansas