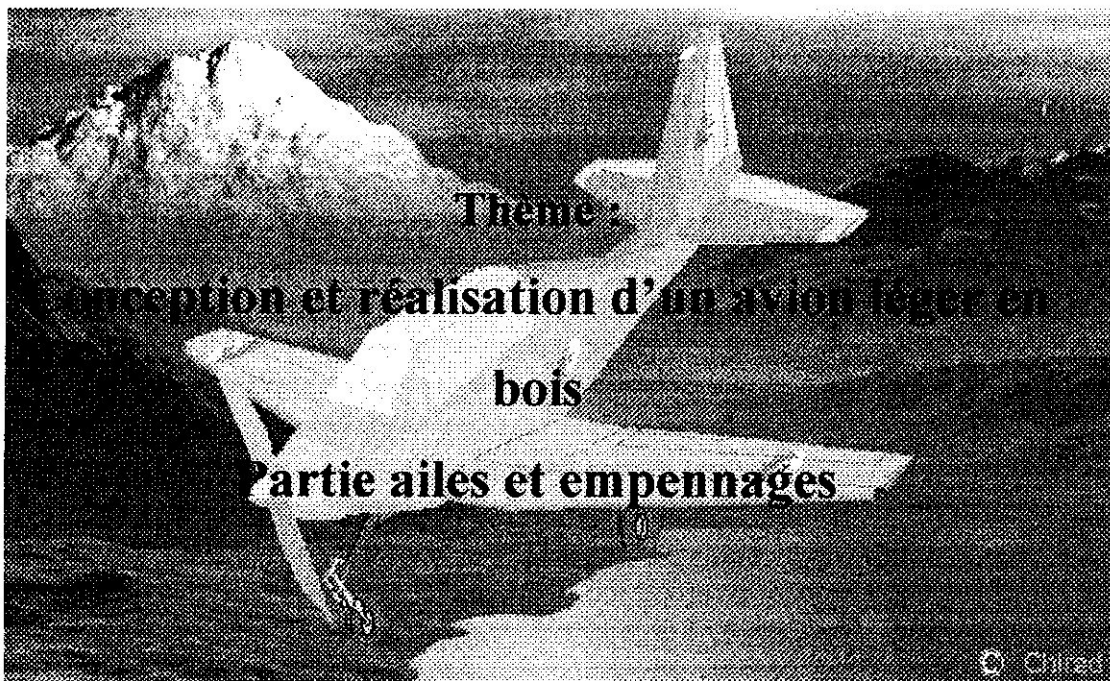


République algérienne démocratique et populaire
Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique
Université SAAD DAHLAB Blida
Institut d'aéronautique

Mémoire de fin d'études

En vue de l'obtention de diplôme
D.E.U.A en aéronautique
Option : structure



Réalise par :

DAHMANI Louanes

BOUTAGHOU Abd ellah

diriger par :

- Mr SETTOUF Mohamed

Année universitaire : 2005/2006

Remerciements

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

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

Nous remercions tout d'abord à notre promoteur Mr SETTOUF Mohamed pour avoir bien dirigé notre travail et son suivi permanent.

Nous remercions beaucoup Mr BOUALEM Rabeh (atelier de structure d'aéronautique) pour son aide précieuse.

Nous remercions tout d'abord à Mr BERGUEL Said qui a aussi nous aidé et dirigé pour mener à bien ce travail.

Nous remercions tout d'abord à tous les personnels de l'institut d'aéronautique : Mr DAOUADJI, Mr ZENNIR, Mr Djamel, Mr Mohamed, Mr Djalale, Mr TOUATI et Mr Hakim (atelier mécanique).

Nous remercions tout d'abord à tous les personnels de près ou de loin qui nous aident à terminer ce travail.

Louanes/abd ullah

Dédicace

Je dédie ce travail :

- A mes très chers parents en témoignage de leur soutien et leurs aides et encouragement durant mes années d'étude.
- A mes très chers frères.
- A mes très chères sœurs.
- A tous ma famille.
- A tous mes amis.
- *A tous les gens qui nous aidaient à accomplir ce travail*

B/Abd ellah

Dédicace

Je veux dédie ce modeste travaille à :

- *A mes très chers parents parce qu'ils ont m'ont m'encourages et m'aident tous les trois années que j'ai passé en l'institut d'aéronautique que le dieu les protège.*
- *A tous mes frères et toutes mes sœurs*
- *A toute ma famille*
- *A tous les amis de près ou de loin*
- *A tous les gens qui nous aidaient à accomplir ce travail*

D/louanes

Sommaire

Introduction	01
Chapitre I : définition relative à la voilure et à l'empennage.	
I-1 généralités sur les surfaces portantes	02
I-2 les ailes	02
I-2-1 définition d'une aile	02
I-2-2 les différents types et formes des ailes	02
I-2-3 structure des ailes	07
a) les grandes parties d'une aile	07
b) les parties mobiles d'une aile	07
c) les longerons	08
d) les nervures	10
e) les revêtements	11
f) les raidisseurs	11
I-3 Les empennages	12
I-3-1 définition des empennages	12
I-3-2 les différents types des empennages	13
a) l'empennage classique	13
b) l'empennage en T	13
c) l'empennage papillon	13
d) l'empennage triple	13
e) l'empennage d'élevon	14
a) l'empennage type canard	14
I-4 compensation des gouvernes	15
I-4-1 généralité	15
I-4-2 compensateur d'évolution	15
a) surface débordant.	16
b) panneau compensateur	16
c) les tab	16

I-4-3 compensateur de régime	18
a) trim-tab	18
b) tab automatique et commandé "tab mixte"	18
I-5 le profil	19
I-5-1 les définitions relatives au profil	19
a) bord d'attaque	20
b) bord de fuite	20
c) extrados	20
d) intrados	20
e) la corde de profil	20
f) la ligne moyenne	20
g) la flèche	20
h) la flèche relative	20
j) l'épaisseur relative	20
I-5-2 les angles relatifs au profil	21
a) l'angle d'incidence	21
b) l'angle de calage	21
c) l'angle d'attaque	21
I-7-3 les différentes formes de profil	22
a) profil symétrique	22
b) Profil biconvexe dissymétrique	22
c) Profil plan convexe	22
d) Profil creux	23
e) Profil à double courbure	23
f) Profil mince	23
Chapitre II : caractéristique mécanique et aérodynamique de l'aile.	
II-1 caractéristique mécanique	24
II-1-1 les charges appliquées à la voilure	24
a) Au sol	25
b) Au vol	25

II-1-2 expression pour le calcul des contraintes	25
a) facteur de charge	26
b) Contrainte de flexion	27
II-2 caractéristique aérodynamique	27
II-2-1 paramètres	27
a) centre de poussée et son déplacement	27
b) foyer du profil	28
c) centre élastique	28
d) coefficient de portance	28
e) coefficient de traînée	29
f) coefficient de la traînée induite	30
g) la polaire de l'aile	30
h) la finesse de l'aile	31
II-2-2 les efforts aérodynamique	31
Chapitre III : description de l'avion CHIRAD.	
III-1 introduction	32
III-2 les éléments de la cellule d'avion	34
III-3 destination	34
a) CHIRAD 1-B	34
b) CHIRAD 2-C	34
III-4 le fuselage	37
III-5 la structure de l'aile de l'avion CHIRAD	38
III-5-1 l'aile centrale	38
III-5-2 l'aile démontable	38
III-5-3 fiche technique de l'aile	39
III-5-4 les voiles et les ailerons	39
III-6 les empennages	39
III-7 l'avion CHIRAD en trois dimensions	40

Chapitre VI : la réalisations de l'avion CHIRAD

VI-1 introduction	42
VI-2 la matière première	42
VI-3 les outils de travail	42
VI-4 plan et méthode	43
VI-4-1 Réalisation des nervure de l'aile	43
VI-4-2 Réalisation des longerons	45
VI-5 le Montage	46
VI-5-1 Montage des l'ailes	47
VI-5-2 Montage des raidisseurs	47
VI-5-3 Assemblage des partie de l'aile	49
VI-5-4 Montage des voles et système de commende	50
VI-5-5 Montage des empennages	51
VI-6 calcule de la résistance des boulons	58
Conclusions	59
Annexe A génération des profils	66
Annexe B comparaisons	

Liste des figures

Figure I-1 : Les longerons	9
Figure I-2 : Les nervures	11
Figure I-3 : Les lisses	12
Figure I-4 : Une flèche et sons empennage	12
Figure I-5 : Type d'empennages	14
Figure I-6 : Surface débordant	15
Figure I-7 : Panneau compensateur	15
Figure I-8 : Tab automatique	16
Figure I-9 : Servo tab	17
Figure I-10: Tab à ressort	18
Figure I-11 : Tab mixte	19
Figure I-12 : Le profil	21
Figure I-13 : Les angles relatifs au profil	22
Figure I-14 : Différents types des profils	23
Figure II-1 : Contraintes encaissées au niveau du profil	24
Figure II-2 : Les charges appliquées a la voilure au sol	25
Figure II-2 : Les charges appliquées a la voilure au vol	25
Figure II-3 : Courbe de $C_z = F(\alpha)$	29
Figure II-4 : Courbe de $C_x = F(\alpha)$	29
Figure III-1 : Le plan primaire	32
Figure III-2 : Le plan final	32
Figure III-3 : Les parties principales de l'avion CHIRAD	34
Figure III-4 : L'avion CHIRAD 1-A	35
Figure III-5 : L'avion CHIRAD 1-B	35
Figure III-6 : L'avion CHIRAD 1-C	36
Figure III-7 : Fuselage de l'avion CHIRAD	37
Figure III-8 : Les vue de l'avion CHIRAD	40
	43
Figure VI-1: Dessin des nervure sur papier millimétré	43

Figure VI-2: Traçage des nervure sur le bois	43
Figure VI-3 : Découpage des nervure	44
Figure VI-4 : Finition des nervure	45
Figure VI-5 : Réalisation du longeron principal	45
Figure VI-6 : Montage des nervure sure les longerons	46
Figure VI-7 : Fixation entre les nervure et longeron	47
Figure VI-8 : l'aile en montage primaire	47
Figure VI-9 : le montage des raidisseurs en bois	48
Figure VI-10: le montage des raidisseurs métalliques	48
Figure VI-11: réalisation de ferrure d'attache	49
Figure VI-12: ferrure d'attache principale	49
Figure VI-13: ferrure d'attache secondaire	49
Figure VI-14: charnière d'articulation	50
Figure VI-15: système de commande du volet	50
Figure VI-16: les empennages	51
Figure VI-17: la ferrure d'attache	51
Figure VI-18: efforts appliqués	51

ملخص

تناولنا في هذا العمل التفاصيل المتعلقة بانجاز طائرة خفيفة ذات مقعد واحد ومحرك أمامي وقد ركزنا في عملنا هذا على الأجنحة وحاولنا إبراز الطرق المتبعة في تصميمها وكذا جميع الدراسات المتعلقة بها من حسابات ومخططات وصولا إلى كيفية التصنيع والتجميع مع ذكر كل الوسائل والمواد المستعملة.

Résumé

Dans ce travail, nous avons traité les différentes parties pour la réalisation d'un avion léger en bois à revêtement métallique, mono-place et mono-moteur. Notre participation est centrée sur la voilure et les stabilisateurs en suivant les méthodes de fabrication et de montage utilisées dans les bureaux d'étude afin de respecter les consignes établis par les constructeurs.

Summary

In this work, we treated the various parts for the realization a light plane in wooden with metal, single-seat conting and the single-engined aircraft. Our participation is centred on the aerofil and the stabilizers while following the manuaacturin methods and of assembly used in the offices study in order to respect the instructins establish by the manufacturers.

Introduction :

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

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

L'avion est un engin volant, d'une masse ultra lourde que l'air, propulsé par des réacteurs à grande puissance. Il se construit d'un fuselage, des ailes, des empennages, des propulseurs et d'atterrisseurs.

Pour que cet engin puisse voler, il lui a fallut une force de sustentation, cette force d'origine aérodynamique, satisfaite à la notion de vol, est induite par la différence de pression créée dans l'air. En parlant de cette dernière, c'est l'aile par sa forme de profil, qui joue ce rôle; donc elle est l'élément principal qui assure la sustentation de l'avion en vol.

En plus, elle supporte la structure entière de l'avion et subit des différentes contraintes, au sol ou en vol, ce qui a poussé les constructeurs à développer sa forme et sa structure.

Dans notre modeste travail, nous allons citer, dans les premiers chapitres, les caractéristiques de l'aile et d'empennage ainsi que les contraintes appliquées sur eux.

Puis, nous présenterons dans le troisième et le quatrième chapitre la conception et les procédés de réalisation et de montages de l'avion. Et nous terminons ce travail par une conclusion.

En fin, nous allons compléter notre document par des annexes, qui concernent les caractéristiques du profil utilisé.

Chapitre I

*Définitions relatives à la voilure
et à l'empennage*

I- 1 Généralité sur les surfaces portantes :

L'aile et les empennages de l'avion sont des corps profilés étudiés spécialement pour développer dans l'air les forces capables de soutenir l'avion et de contrôler ces mouvements, on les appelle surfaces portantes. L'aile peut fournir une portance, et c'est elle qui supporte la grande charge, les empennages aussi peuvent jouer ce rôle (cas des empennages horizontaux) selon la forme, on peut compter plusieurs types d'ailes et d'empennages.

Sur les ailes on trouve beaucoup de parties mobiles ; les spoilers, les ailerons les bords de fuite et les volets, avec un certain nombre de portes d'accès qui permettent d'aller vérifier ou régler les principaux points des diverses installations électriques, hydrauliques ou mécaniques. Tandis que l'empennage il est équipé par des parties mobiles comme les gouvernes de direction et les gouvernes de profondeur.

Entre toutes ses voilures (empennage, aile ...) il y a de différentes caractéristiques communes entre eux, c'est pour cette raison qu'on peut les assembler sous le nom des (voilures).

I-2 Les ailes :

I-2-1 Définitions d'une aile :

Les ailes sont les éléments de la cellule qui produisent la portance, en vol, elles sont soumises à des contraintes en flexion et en torsion. Dans le domaine des constructions aéronautiques on distingue différentes formes d'ailes.

Ces formes en plan et en coupe sont conçues par le constructeur en fonction du poids, de taille, de l'utilisation de l'avion, des performances de vitesse désirées (en croisière, au décollage et en approche).



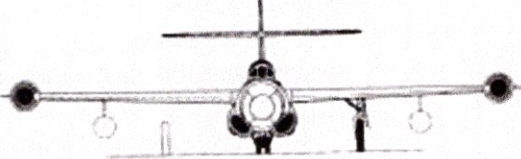
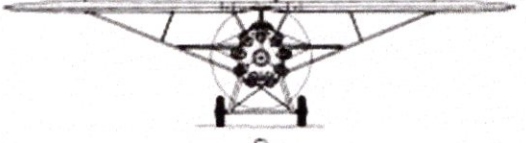

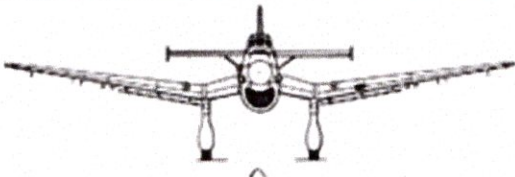
I-2-2 Les différents types et formes des ailes :

On peut classer les ailes selon les formes, leur position par rapport au fuselage et leur fixation.

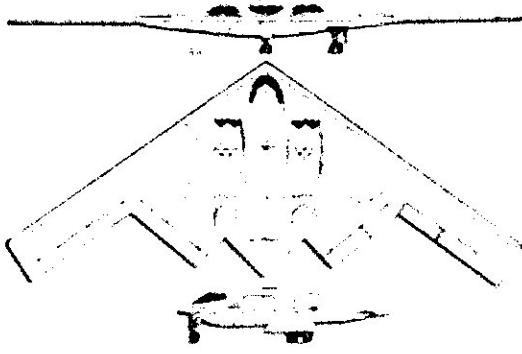
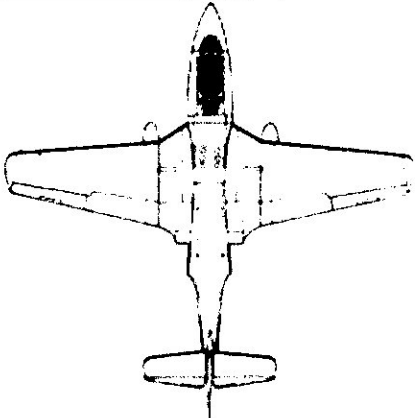
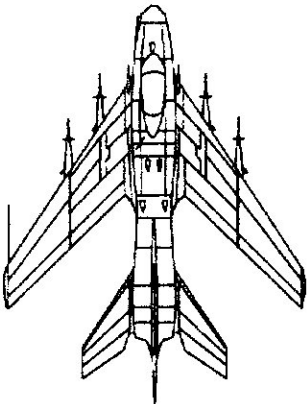
Selon la position par rapport au fuselage on a des ailes hautes, basses et médianes, voir (Tab-1)

Et selon la forme on trouve des ailes : droite, delta, en flèche, trapézoïdale etc.... voir (Tab-2)

Tableau(I-1) : Différents types d'ailes suivant l'emplacement

<p>L'aile basse</p> <p>L'aile monoplan est implantée en bas du fuselage de l'avion. Cela permet de dégager le champ de vision du pilote et de concevoir un train d'atterrissage plus court et donc plus léger. Par contre dans une configuration bimoteur, les moteurs étant dans les ailes, le diamètre des hélices doit être réduit. C'est la configuration la plus courante des monomoteurs, qui n'ont pas ce problème.</p>	 <p>Yak-18</p>
<p>L'aile haute</p> <p>L'implantation de l'aile est placée sur la partie supérieure du fuselage. Cette configuration gêne la visibilité de l'équipage vers le haut mais l'améliore pour l'observation. L'inconvénient est de concevoir un train d'atterrissage allongé quand il est monté sous les ailes. Ce type d'aile est plus courant sur les multimoteurs.</p>	 <p>Pzl-m28</p>
<p>L'aile médiane</p> <p>L'aile est implanté au milieu du fuselage, dans une position intermédiaire entre l'aile haute et l'aile basse. Cette configuration est fréquente chez les bombardiers de la WW2 et par la suite chez les chasseurs à réaction à aile droite.</p>	 <p>F-89</p>
<p>L'aile parasol</p> <p>Les avions à aile parasol étaient tous des monoplans, dont l'aile était fixée non pas directement au fuselage au dessus, sur des haubants, eux-mêmes reliés au fuselage. Cette configuration disparue au fur et mesure durant l'entre-deux-guerres et très peu de modèles avaient encore cette configuration au début de la WW2.</p>	 <p>LGL-32</p>
<p>L'aile en mouette</p> <p>L'aile à profil de mouette comporte, au lieu d'être droite, une "brisure". L'aile présente alors un changement d'orientation. Elle peut être montante entre le fuselage et la brisure et parallèle au sol ou légèrement descendante, ensuite.</p>	 <p>Figure d'exemple</p>
<p>L'aile de mouette inversée</p> <p>A l'inverse du profil de mouette, la partie de cette aile implantée dans le fuselage descend fortement puis se redresse après la "brisure". Cette configuration permettait de réduire la hauteur du train d'atterrissage tout en donnant un avantage aérodynamique au moment de la ressources, au terme d'un piqué.</p>	 <p>Ju-78</p>

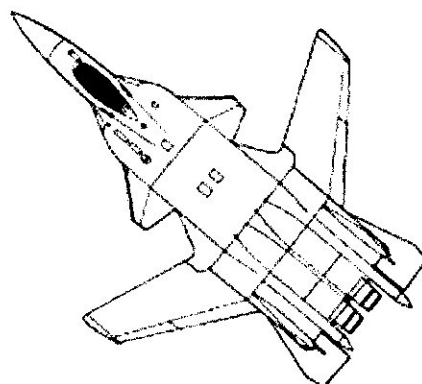
Tableau(I-2) : Différents types d'ailes suivant la forme

<p>L'aile volante</p> <p>Sur ce type d'appareil, l'aile est le seul élément de l'avion, qui englobe le fuselage. Dans leur forme extrême, les ailes volantes sont également des avions sans plans horizontaux arrière. Jack Northrop sera le pionnier de ce concept, qui ne donnera aucun avion opérationnel pendant la WW2. Après-guerre, cette forme d'avion est oublié durant plusieurs décennies, avant de réapparaître dans les années 80 pour la conception d'avions furtifs</p>	
<p>L'aile droite</p> <p>Dans cette configuration, l'aile forme un parfait angle droit avec la ligne centrale du fuselage. Ce type d'aile est utilisé quasiment exclusivement jusqu'à l'apparition de chasseurs à réaction qui adopteront, dans les années 50, l'aile en flèche pour des raisons d'aérodynamisme.</p>	
<p>L'aile en flèche</p> <p>Avec la suprématie des chasseurs à réaction, tout d'abord à aile droite, ces derniers optent pour cette configuration qui assurent à l'appareil une traînée moins important et l'accès à des vitesses plus importantes. Dans ce cas l'aile forme un angle inférieur à 90° avec la ligne centrale du fuselage.</p>	
	<p>B-2</p>
	<p>Hawker sea hawk</p>
	<p>MiG-19</p>

Définitions relatives à la voilure et à l'empennage

L'aile en flèche inversée

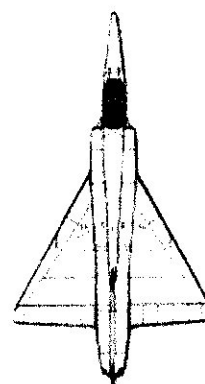
Cette forme d'aile encore peu commune de nos jours, se caractérise par une flèche dont les saumons par vers l'avant de l'appareil. Les appareils qui utilisent cette forme, comportent généralement des plans "canard". Cette configuration permet d'avoir une manœuvrabilité sans égale à toute les vitesses : subsonique et supersonique.



Su-47

L'aile delta

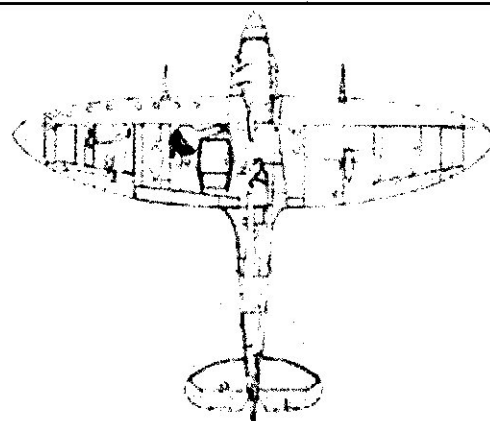
Dans cette configuration, l'aile forme quasiment un triangle isocèle dont le sommet se trouve à l'avant de l'avion et la base correspond au bord de fuite de l'aile. Du coup les plans fixes de l'empennage disparaissent. Cette forme a été privilégiée sur de nombreux chasseurs supersoniques car elle garantit peu de remous et assure une bonne résistance structurelle pour un poids léger.



Mirage III

L'aile elliptique

Cette forme caractéristique du Spitfire présente une aile dont les bords de fuite, mais aussi d'attaque forme une ellipse pour se rejoindre directement en bout d'aile. Cette configuration améliore la finesse d'une aile en augmentant son allongement. Elle permet également de limiter au maximum la traînée produite par les tourbillons résultants de l'écoulement de l'air autour de l'aile. Ce sont les premières ailes dotées d'un profil dit "laminaire", en raison de leur finesse.

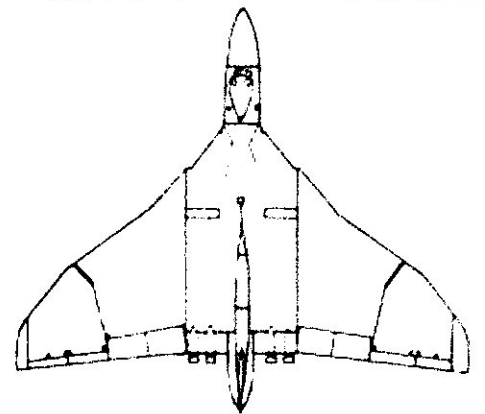


Super marine spitfire

L'aile gothique ou en ogive

Il s'agit en réalité d'une aile delta qui offre une allure différente du bord d'attaque. L'aile delta classique propose des bords d'attaque et de fuite, tandis que l'aile gothique présente une forme "en vague" du bord d'attaque, celui-ci ayant un angle de plus en plus prononcé en partant de la racine de l'aile.

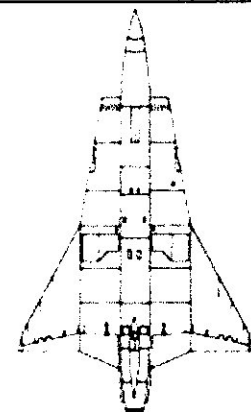
Cette configuration, utilisée par le Concorde, permet de créer un vortex hypersustentateur et permet une vitesse d'atterrissage acceptable.



Avro vulcan

L'aile brisée ou double delta

Cette configuration, offre quasiment les mêmes conditions de vols que l'aile gothique. Mais son aspect est moins esthétique, car l'aile delta est "brisée" en deux sections offrant une flèche d'un angle différent.



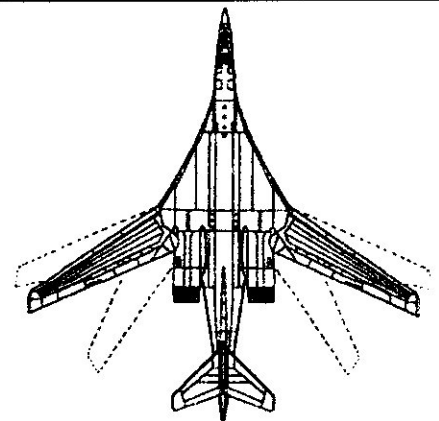
Saab j-35

L'aile à géométrie variable

Cette aile a pour principe d'avoir un angle de flèche variable permettant ainsi de flexibiliser le domaine de vol, et donc de rendre les appareils plus polyvalents.

L'appareil peut replier ses ailes vers l'arrière grâce à un point de pivot, sa configuration tend vers celle de l'aile delta, le bord de fuite de l'aile venant pratiquement au contact de l'empennage. Ainsi il peut accéder aux vitesses supersoniques.

Il peut également avancer ses ailes pour profiter d'une portance et une maniabilité maximale à vitesse subsonique, comme pour un atterrissage.

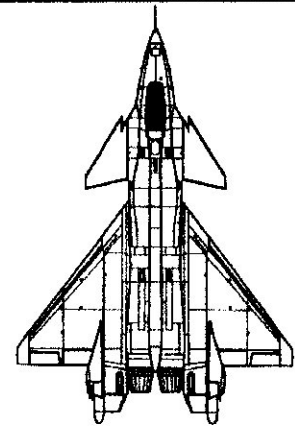


Tu-160

L'aile trapézoïdale

Cette aile reprend le même principe que l'aile elliptique mais avec une forme géométrique au lignes plus radicales.

Plusieurs types d'ailes précédentes peuvent être considérées également comme des ailes trapézoïdales, mais les plus caractéristiques sont celles qui sont associés à un fuselage furtif. Le trapèze y est alors plus évident.



MiG-MFI

I-2-3) Structure des ailes :

a) Les grandes parties d'une aile :

En générale, une voilure se compose de trois parties :

-Partie avant :

La partie avant de l'aile, généralement est aménagée pour le passage de commande des câblages électriques, des dispositifs appelées volets des conduites diverses (chauffer contre le givrage).

-Partie centrale :

La partie centrale assure la plus grande partie de résistance de l'aile, elle est chargée de transmettre les efforts les plus importants vers le fuselage et sert généralement pour le réservoir du carburant.

-Partie arrière :

La partie arrière de la structure de voilure, termine le profil et comporte, en générale des surfaces mobiles comme les ailerons, les spoilers et les volets (internes et externes).

b) Les parties mobiles d'une aile :

Les ailes sont munies par des composants mobiles comme :

-Les ailerons :

Les ailerons sont des surfaces mobiles. Elles assurent la maniabilité transversale (relies) de l'avion, elles sont placées aux extrémités des ailes.

-Les volets :

Les volets changent la forme de l'aile, en se déplaçant ces dispositifs augmentent la corde moyenne de l'aile et par conséquent augmente la portance .

-Les spoilers (aérofreins) :

Les spoilers sont des structures de portance situées sur la face supérieure de l'aile, pivotent vers le haut afin de favoriser la descente de l'avion et jouent le rôle d'aérofreins

c) Les longerons :

Le longeron est l'élément le plus important de l'aile. Il supporte la majorité des contraintes de flexion, traction et compression, il assure la rigidité globale.

Dans certains ailes les constructeurs placent un faux longerons, semblable au longeron principale, il assure plus de rigidité. **fig.(I-1)**

Les différents types de longerons sont :

-Longerons simples :

Pour des raisons de faciliter la construction, on utilise comme longerons, des tubes de différente forme profilée du V, U, I et L.

-Longerons composés :

Les constructions des composés consistent à utiliser chaque endroit, des pinces adaptées à la fonction auxquelles doivent remplir, aussi on aura une économie de poids appréciable pour les longerons composés on a :

-les longerons composés à semelle et à âme unique.

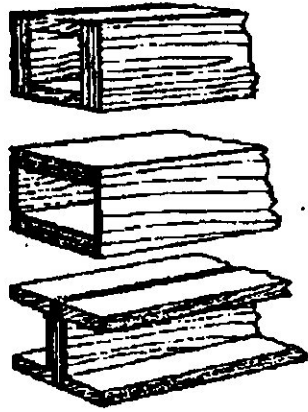
-les longerons à semelle et à âme double ou longerons caissons.

Les âmes sont toujours à partir de la racine.

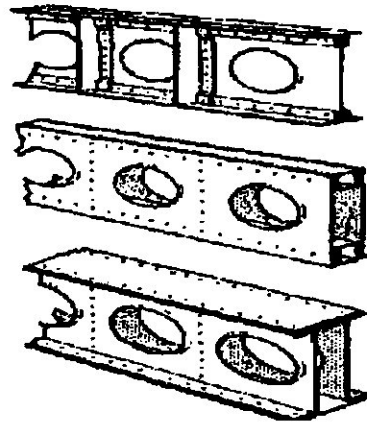
Les semelles sont les pièces de la structure où passent les efforts concentrés les plus élevés.

-Longerons monoblocs :

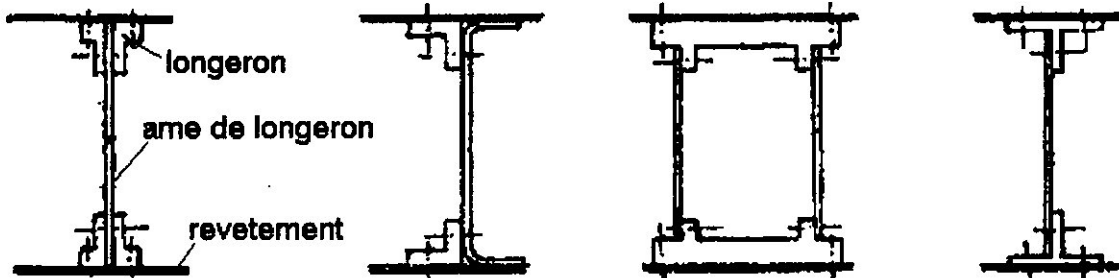
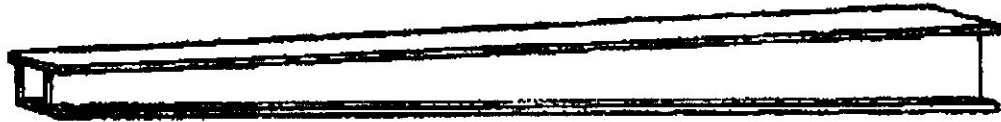
Ces formes sont forgées ou usinées. Ils peuvent avoir une épaisseur continuellement décroissant vers l'extrémité de l'aile.



longerons en bois



longerons métalliques



longerons simple

longerons caisson

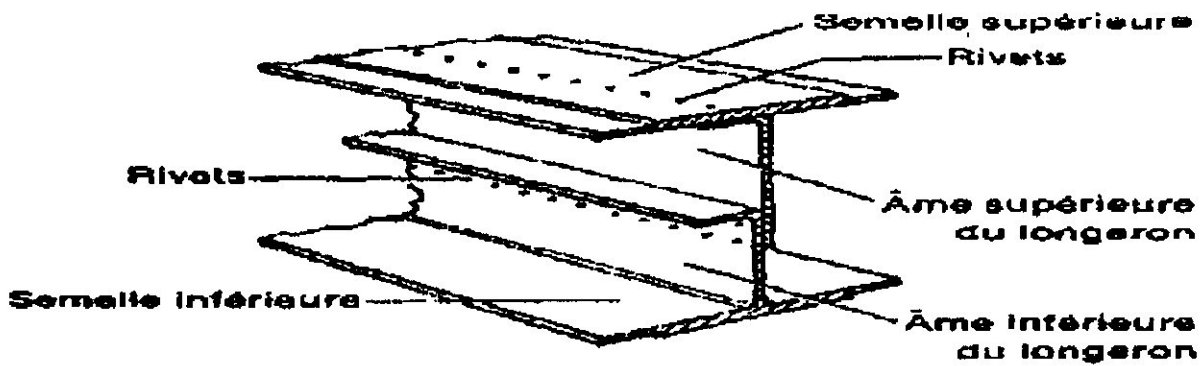


Fig. (I-1) les longerons

d) Les nervures :

Ce sont des éléments transversaux de la structure de l'aile et de l'empennage. Ces nervures lui donnent le profil désiré. Elles maintiennent le revêtement et transmettent les efforts locaux jusqu'aux longerons.

Elles sont constituées par deux semelles ou chapeaux chargés d'encaisser la torsion ou la compression résultant du moment fléchissant. Elles sont réunies par une âme destinée qui résiste aux efforts tranchants. **fig. (I-2)**

Comme les nervures supportent des efforts locaux importantes, on distingue deux catégories de nervures :

Les nervures fortes placées aux points d'introductions d'efforts locaux :

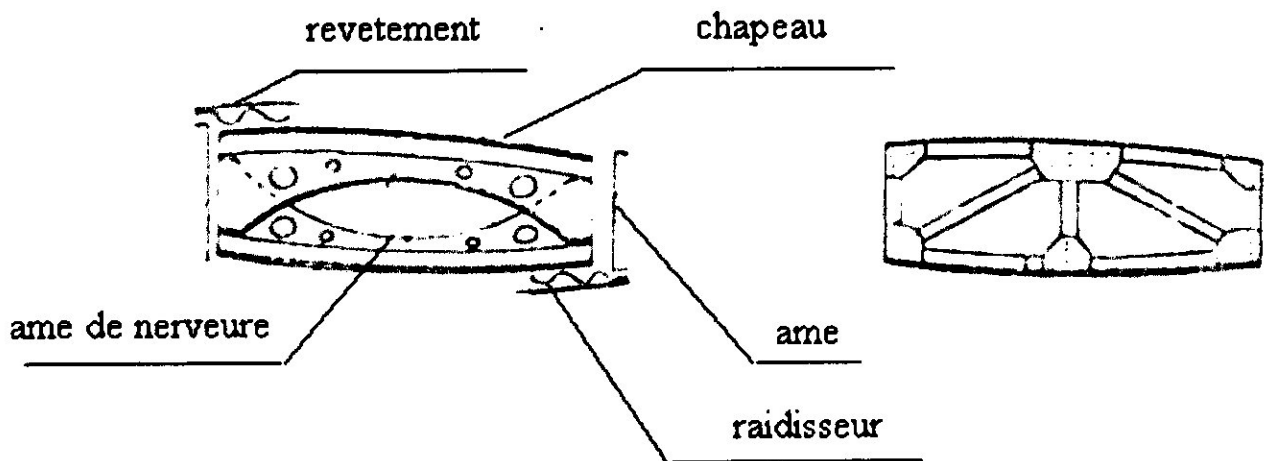
Les nervures fortes sont des semelles usinées ou forgées avec une âme en tôle raidie ou forgée.

Les nervures courantes assurant le maintien du profil et la rigidité générale :

Elles sont constituées des deux semelles ou chapeaux nervures et d'une âme tôle emboutie, équipé quelque fois par un raidisseur transversalement.



a) Nervure courante



b) Nervure forte



c) Nervure raidie

Fig. (I-2) les nervures

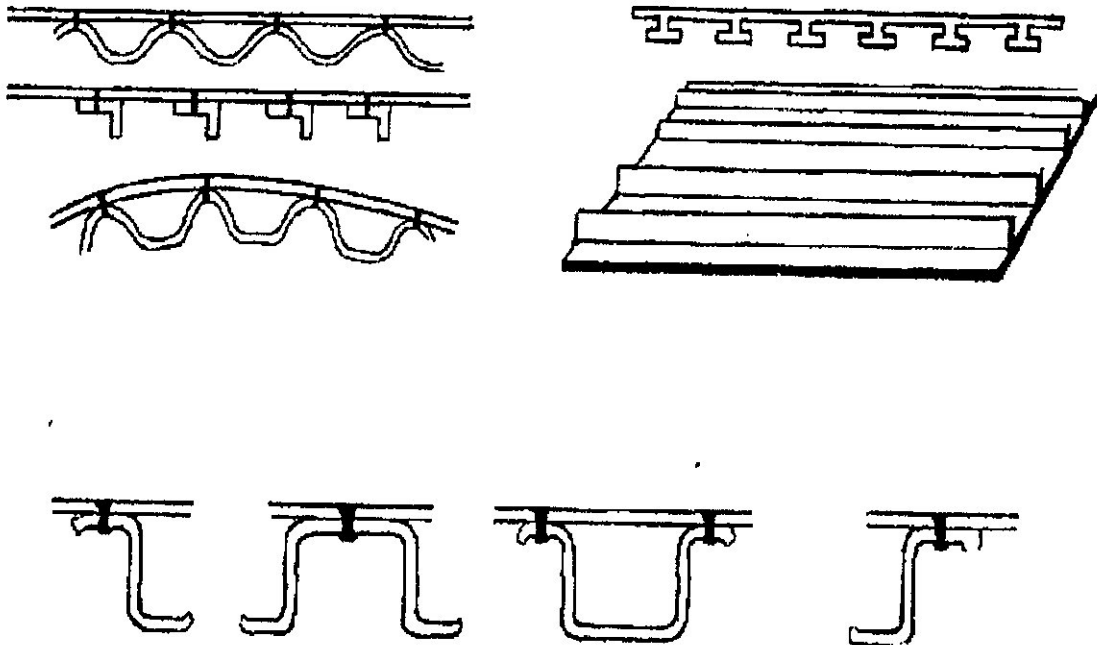
e) Les revêtements :

Ce sont des tôles simples. Ils peuvent résister à des efforts des flexions, torsions ou compressions. Elles présentent l'enveloppe de la surface de l'aile.

f) Les raidisseurs :

Appelés aussi lisses, ce sont des barres profilées, placés longitudinalement à la voilure, logés dans les cornières des nervures.

Ils participent à encaisser les charges de pression sur le revêtement. **Fig. (I-3)**



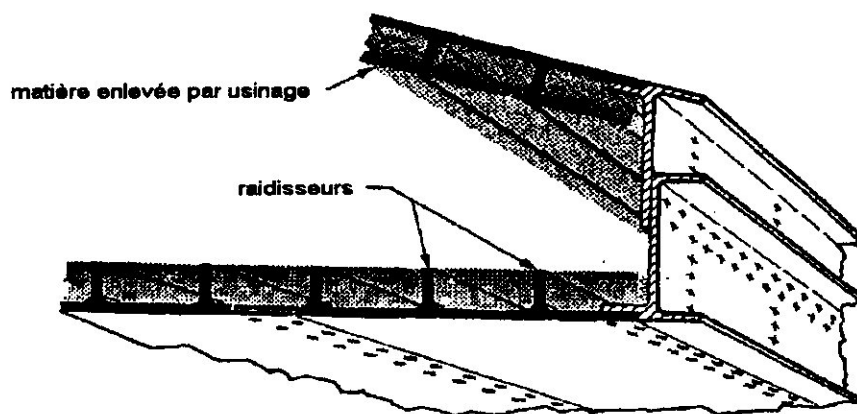


Fig. (I-3) : les lisses.

I-3 Les empennages :

I-3-1 Définition des empennages :

L'empennage est un ensemble de plans fixes et mobiles qui assure la stabilité en tangage (profondeur) et en trajectoire (ou stabilité en lacet) d'un objet soumis à un vent relatif, pouvant être un aérodyne.

Originellement, les flèches et fléchettes étaient stabilisées par des plumes. **fig. (I-4)**

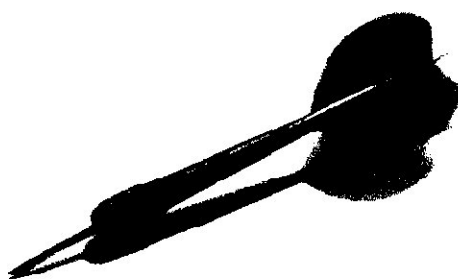


Fig. (I-4) Une fléchette et son empennage

Dans le cas des aérodynes, habituellement placé à l'arrière du fuselage, l'ensemble de plans horizontaux et verticaux développe des forces lorsque l'appareil volant se déplace avec une certaine vitesse minimum au sol ou en vol (efficacité de gouverne)

I-3-2 Les différents types d'empennages :

a) L'empennage classique:

Il se compose généralement d'une dérive verticale fixe munie d'un gouvernail (ou gouverne de direction) et d'un plan horizontal muni d'une gouverne de profondeur. Le plan horizontal peut être réglable en vol pour assurer une meilleure adéquation aux conditions de masse et centrage (trim). **fig. (I-5-A)**

b) Empennage en T:

Pour diverses raisons, comme, dans le cas des planeurs, pour ne pas accrocher la végétation en cas d'atterrissage dans la campagne, le plan de profondeur peut être monté en haut de la dérive. **fig. (I-5-B)**

c) Empennage papillon:

Sur certains modèles, l'empennage n'est composé que de deux gouvernes obliques, réalisant un empennage papillon. **fig. (I-5-C)**

d) Empennage triples:

Sur certains avions, la gouverne de direction est double, voire triple. **fig. (I-5-D)**

e) Empennage d'élevon:

Sur les avions à aile delta, la gouverne de profondeur est intégrée à l'aile, et porte le nom d'élevon. **Fig. (I-5-E)**

f) Empennage type canard:

Certains avions ont un empennage de type canard situé à l'avant.
Plans canards ('juste derrière le poste de pilotage). **fig. (I-5-F)**



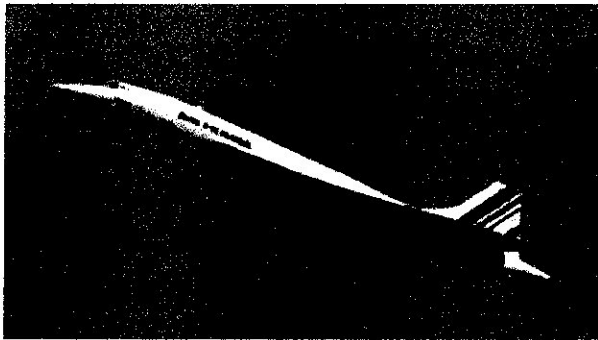
(A) Empennage classique B17-F



(B) Empennage en T Nimbus 2



(C)Empennage papillon Fauga Magister (D)Empennage triple Super Constellation



(E)Empennage d'élevon concorde

(F) Empennage canard surXB-70 valkyrie

Fig. (I-5) Type d'empennages.

I-4 Compensation des gouvernes :

I-4-1 Généralités :

La gouverne est articulée sur une charnière. La sollicitation fait apparaître un effort aérodynamique qui exerce un moment de charnière.

Le maintien de la gouverne dans sa position nécessite de la part du pilote un effort, l'augmentation des vitesses de croisière d'une part, l'accroissement de la taille des gouvernes d'autre part, engendrent une force aérodynamique très importante, donc des moments de charnière à vaincre de plus en plus grands, la force musculaire de pilote, étant limitée, d'où les compensateurs des gouvernes comme remède.

Il existe plusieurs compensateur que sa soit de régime ou d'évolution.

c) Les tabs :

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

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

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

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

Il existe trois sortes de tab tel que :

-*Tab automatique* :

Une bielle relie un point du tab au plan fixe. La cinématique est telle que contre braquage est automatique provoqué lorsque le pilote agit sur le volet.

fig. (I-8).

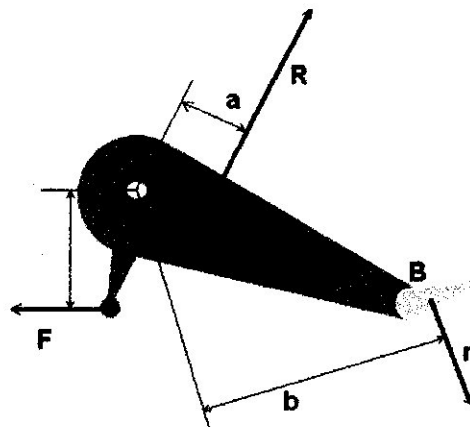
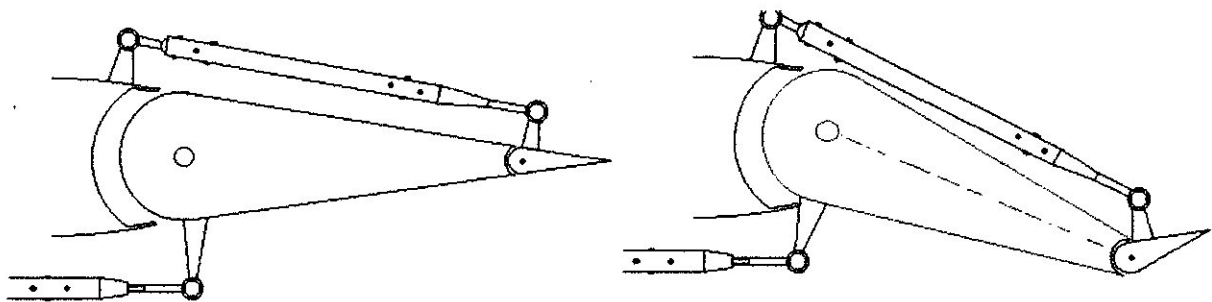


Fig. (I-8) Tab automatique

I-4-2 Compensateurs d'évolution :

Systèmes montés en série sur les commandes, aident le pilote en diminuant ou annulant la force, lorsqu'il déclenche des évolutions autour du centre de gravité.

a) Surface débordante :

La partie déportée (corne déportant lorsqu'elle est en haut) exerce un effort aérodynamique dans le bon sens mais diminue le moment de charnière. **fig.(I-6)**



Fig. (I-6) Surface débordante.

b) Panneau compensateur :

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

Le système ne marche que si les cambres situées de part et d'autre du panneau est isolée. Au neutre "braquage" nul les deux chambres sont reliées par une ouverture "by passe" afin de garder au panneau son rôle de compensateur d'évolution seulement.

Fig. (I-7)

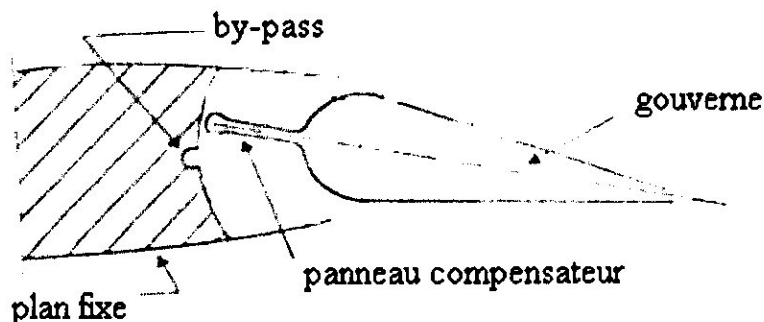


Fig. (I-7) Panneau compensateur

-Servo- tab:

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

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

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

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

Les butées du guignol assurent la sécurité en cas de rupture des bielles, de plus ces butées rendent possible le débattement de la gouverne ou sol. **fig.(I-9)**

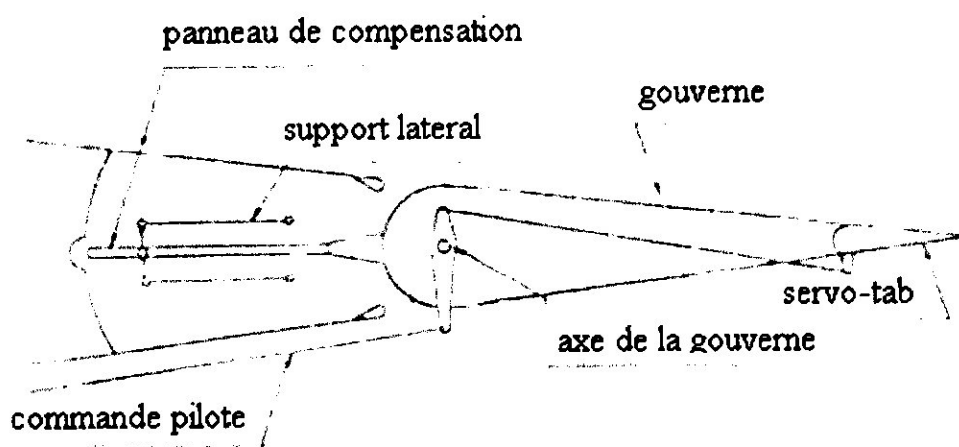


Fig.(I-9) Servo- tab.

-Tab à ressort "spring- tab":

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

Si le moment de charnière produit dans le guignol un effort de tangage inférieur au tarage du ressort, on peut considérer le guignol solidaire à la gouverne ; il y a entraînement si l'effort dans le guignol fait céder le ressort, le mouvement relatif du guignol par rapport à la gouverne provoque le braquage du spring- tab ; Il y a diminution du moment de charnière.

Ce dispositif est sensible pour les faibles braquages, il est également appelé "compensateur à seuil d'effort". **fig.(I-10)**

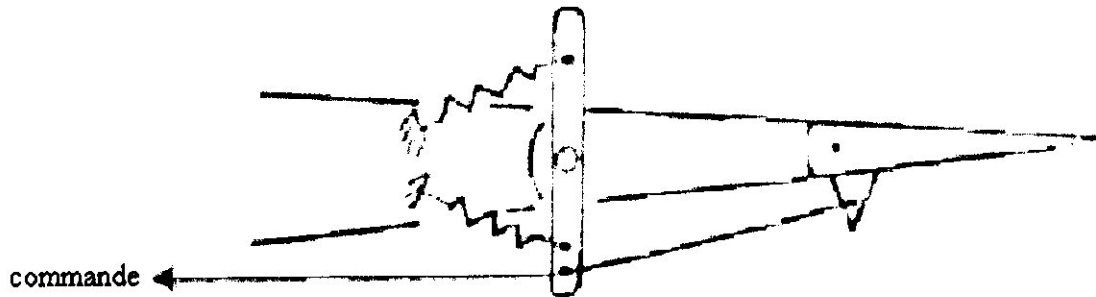


Fig. (I-10) Tab à ressort

I-4-3 Compensateur de régime :

En fonction du chargement et du type du régime stabilisé choisi "monté, palier, descente" le pilote peut être amené exercer des efforts constants et permanents sur les commandes, d'où fatigue et dépendance. Les compensateurs de régime permettent d'annuler ces efforts en recalant les zéros commandes. Ils sont montés en parallèle sur les commandes. Ils permettent de conduire en lâchant les mains.

a) Trim tab :

Lorsque le braquage de la gouverne est nécessaire, le pilote agit sur la commande normale (volant, palonniers, manche...) pour braquer la gouverne. Il agit ensuite sur un volant de trim Jusqu'à ce que l'effort sur la commande soit supprimé.

Les volants de trim sont généralement installés sur pylône.

b) Tab automatique et commandé (tab mixte) :

C'est un compensateur de régime et d'évolution qui constitue une combinaison des deux systèmes étudiés précédemment.

Les commandes de tab sont généralement des vérins électriques, hydrauliques ou mécaniques (vis-écrou). **fig.(I-11)**

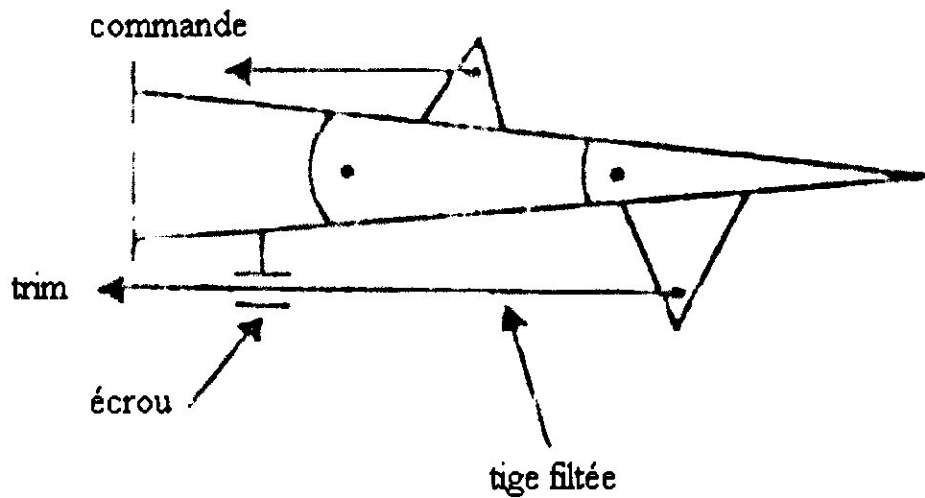


Fig. (I-11) Tab mixte

I-5 Le profil :

C'est la section transversale d'une surface portante (aile ou empennage)

Les formes des profils sont utilisées diverses applications (aile, empennage, hélice...)

Présente des formes élancées.

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 super sonique et modèle réduit) **fig.(I-12)**

I-5-1 Les définitions relatives au profil:

Généralement le profil est défini par :

- Le bord d'attaque.
- Le bord de fuite.
- Extrados.
- Intrados.
- L'épaisseur.
- L'épaisseur relative.
- La flèche relative.

a) Le bord d'attaque (BA):

C'est la partie avant en forme arrondie généralement. Il est aménagé pour le passage des commandes, des diverses conduites des câblages électriques etc....

b) Le bord de fuite (BF):

C'est la partie la plus arrière du profil, où l'aire s'échappe. Il est constitué souvent par les ailerons et les volets pour les ailes et les gouvernes pour les empennages.

c) Extrados :

C'est la partie supérieure de la voilure.

d) Intrados :

C'est la partie inférieure de la voilure.

e) La corde de profil (C):

Est un droit de référence pour le profil. Elle représente le milieu de bord d'attaque ou de bord de fuite (pour les profils biconvexe et plan-convexe) ou qui est tangente à l'intrados (pour le profil concave)

f) La ligne moyenne:

C'est la ligne joignant du milieu des segments perpendiculaires en chaque point de la corde. Si le profil est symétrique la ligne moyenne et la corde sont confondues évidemment.

g) La flèche (F):

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

h) La flèche relative (F/C);

C'est le rapport entre la flèche et sa corde de profil.

i) L'épaisseur (E):

C'est la distance de deux tangentes au profil et parallèle à la corde de profil.

j) L'épaisseur relative (E/C):

C'est le rapport entre l'épaisseur du profil et sa corde de profil.

Il permet de classer les voilures suivant leur épaisseur.

par exemple :

Aile mince: $E/C < 6\%$.

Aile semi-épaisse: $6\% < E/C < 12\%$.

Aile épaisse: $E/C > 12\%$.

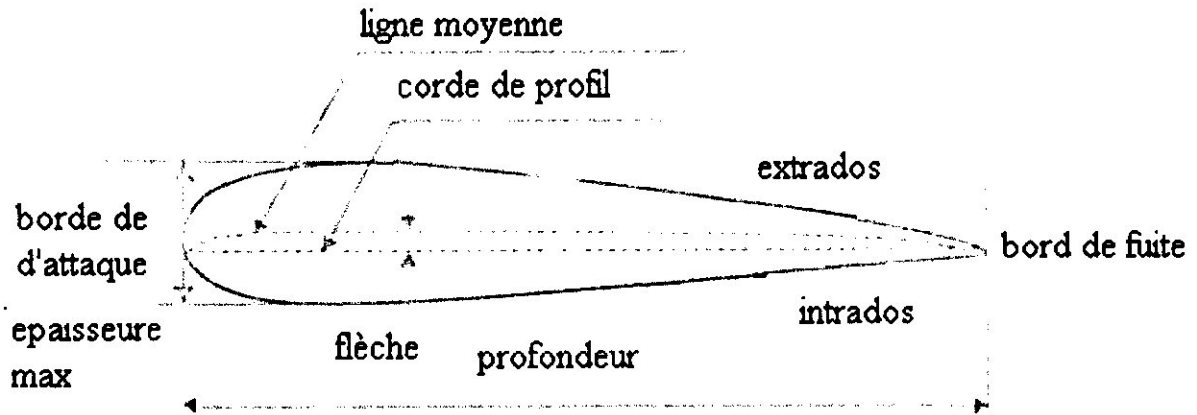


Fig.(I-12) Le profil.

I-5-2 Les angles relatifs au profil :

Sur un angle relatif à un profil on peut définir :

a) L'angle d'incidence " α " :

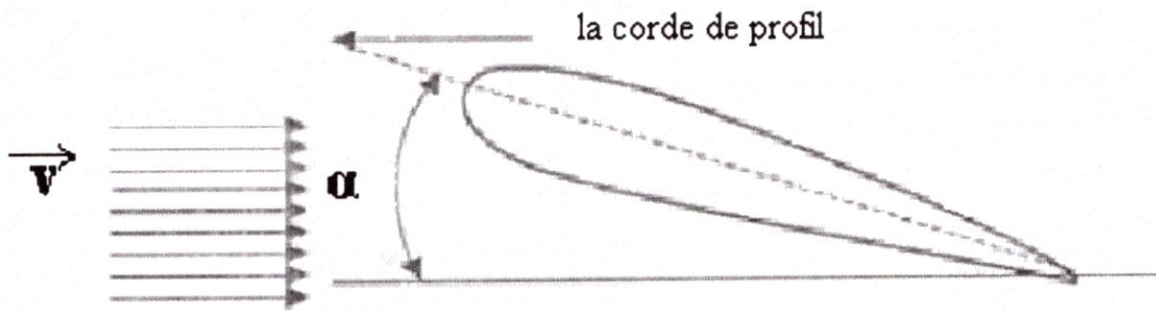
C'est l'angle formé par la corde de profil et le vecteur vitesse relative au déplacement. **fig.(I-13-A)**

b) L'angle de calage " β " :

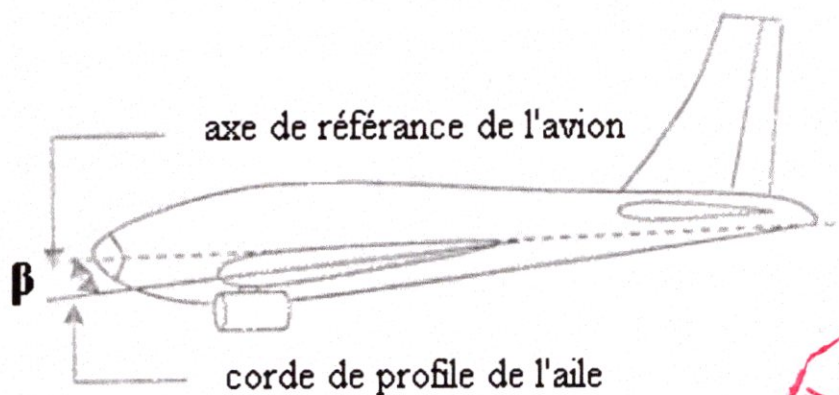
C'est l'angle formé par la corde de profil et une ligne de référence de l'avion. Il est invariable en vol. Il sert au réglage de la cellule. **fig.(I-13-B)**

c) L'angle d'attaque " δ " :

L'écoulement général autour du profil peut générer une vitesse dite induite qui, en se composant à la vitesse relative, donne ce qu'on appelle le vent relatif, attaquant le profil sous un angle nommé "angle d'attaque"



A) L'angle d'incidence



B) l'angle d'attaque

Fig. (I-13) Les angles relatifs au profil.



I-5-3 Les différentes formes de profil :

a) Profil biconvexe symétrique :

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

La ligne moyenne et la corde sont confondues, ce qui implique flèche nulle et courbure relative nulle.

Il est généralement destiné pour les empennages. **fig.(I-14-A)**

b) Profil biconvexe dissymétrique :

La courbe de l'extrados est plus accentuée que celle de l'intrados. Il est très employé pour les ailes. **fig.(I-14-B)**

c) Profil plan convexe :

L'extrados est convexe or l'intrados est plan. **fig.(I-14-C)**

d) Profil creux :

L'intrados est creux alors que l'extrados est convexe. Il est utilisé pour les aubes des turbines et des compresseurs. **fig.(I-14-D)**

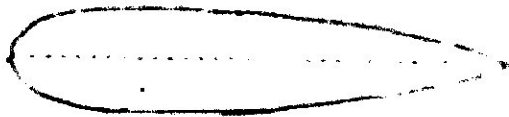
e) Profil à double courbure :

La ligne moyenne coupe la corde de profil. Il est construit de deux profils creux. Le dernier est inversé par rapport à l'autre. **fig.(I-14-E)**

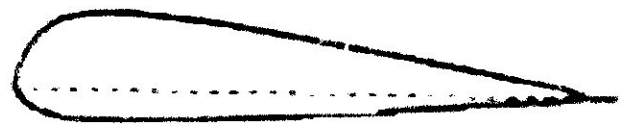
f) Profil mince :

Profil très mince, biconvexe symétrique. Le bord d'attaque est une âme de couteau. **fig.(I-14-F)**

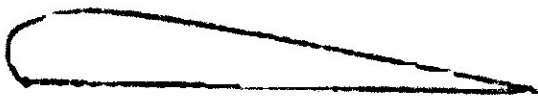
Il est utilisé pour les grandes vitesses "supersonique".



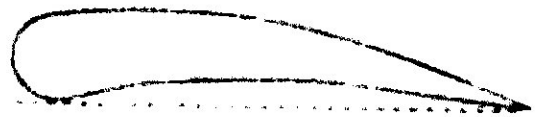
A) Profil biconvexe symétrique



B) profil biconvexe dissymétrique



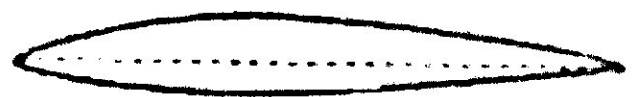
C) profil plan convexe



D) profil creux



E) profil à double courbure



F) profile mince

Fig. (I-14) différents types des profils

Chapitre II

Caractéristiques mécanique et aérodynamique de l'aile

*Caractéristiques mécanique et aérodynamique
de l'aile*

II-1 Caractéristiques mécaniques:

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

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

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

II-1-1 Les charges appliquées a la voilure:

La voilure soumis à des charges aérodynamiques et pesanteur. Ces charges sont dues à la masse propre de la voilure, le carburant, les atterrisseurs et parfois, les réservoirs supplémentaires ainsi que les forces de sustentation et de traînée.

Le tableau suivant, nous indique la nature des contraintes à encaisser, étant donné le cas à étudier (aile tiré ou poussée). **fig. (II-1)**

contrainte dues à M_x	
contrainte dues à T_z	
contrainte dues à M_y	
contrainte dues à M_z	
contrainte dues à T_x	

Fig. (II-1) Contraintes encaissées au niveau du profil.

a) Au sol:

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

Fig. (II-2)

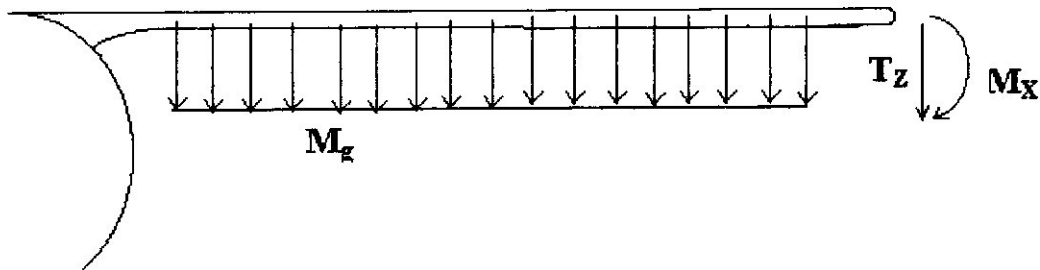


Fig. (II-2) Les charges appliquées a la voilure au sol.

b) Au vol:

En plus de celles appliquées au sol, il y a la force de la portance et de la traînée, ainsi que les moments engendrés. **fig. (II-3)**

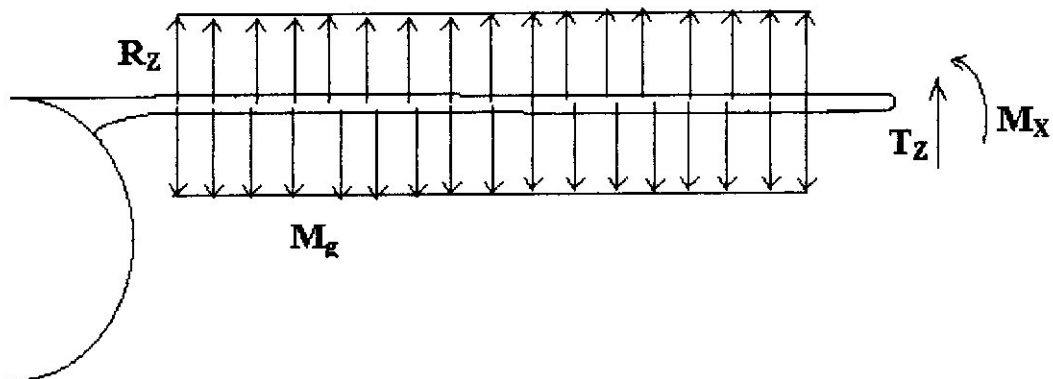


Fig. (II-3) Les charges appliquées a la voilure au vol

II-1-2 Expression pour le calcul des contraintes :

Les contraintes sont comme suivant :

- Facteur de charge.
- Contrainte de flexion

Caractéristiques mécaniques et aérodynamiques de l'aile

- Contrainte de traction compression
- Contrainte de cisaillement
- Contrainte de torsion

a) Facteur de charge :

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

- Normale : N_{za} .
- Longitudinal : N_{xa} .
- Transversale : N_{ya} .

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

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

-Cas de palier :

Quelque soit la vitesse, le facteur de charge est neutre

$$\boxed{N_{za}=1} \dots\dots\dots (II -1)$$

-Cas du virage :

Les forces agissant sont :

- poids
- la force centrifuge donnée par

$$\boxed{F_c=mv^2/R} \dots\dots\dots (II -2)$$

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

$$\boxed{N_{za}=1+V^4/(RG)^2} \dots\dots\dots (II -3)$$

Ou encore :

$$\boxed{N_{za}=1/\cos\Phi} \dots\dots\dots (II -4)$$

Telle que Φ : inclinaison du virage.

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

Il est donné par :

$$\boxed{N_{za}=\cos\phi+(R/g) (d\phi/dt)^2} \dots\dots\dots (II-5)$$

Telle que γ : Angle de ressource.

b) Contrainte de flexion :

Elle est donnée par la relation suivante :

$$\sigma_x = M_z Y / I_z \dots\dots\dots (II -6)$$

Avec I_z = moment d'inertie du longeron.

c) Contrainte de traction compression:

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

Traction: $\sigma_x = M / h S_s \dots\dots\dots (II -7)$

Compression $\sigma_s = -M / H s \dots\dots\dots (II-8)$

d) Contrainte de cisaillement:

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

Elle est donnée par:

$$\tau = (T y A) / (h I) \dots\dots\dots (II -9)$$

f) Contrainte de torsion:

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

II-2 Caractéristiques aérodynamiques:

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

II-2-1 Paramètres:

a) Centre de poussée et son déplacement :

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

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

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

$$\boxed{X_P = (\delta c_{ma} / \delta C_z - \delta C_{m0} / \delta C_z) C} \dots\dots\dots (II - 10)$$

b) Foyer du profil F :

C'est le point auquel le moment de la résultante des forces aérodynamique par rapport à ce point soit indépendant de l'incidence et ne dépend que de la vitesse lorsque l'on passe de l'emplanture au saumon, ce point décrit la ligne des foyers.

$$\boxed{X = (\delta c_{ma} / \delta C_z) C} \dots\dots\dots (II - 11)$$

Pour les ailes droites on incompressible, la ligne des foyers se trouve à (25%) du borde d'attaque sur les cordes de référence.

Pour les ailes en flèche, cette ligne est décalée par rapport à la ligne de (25%).

c) Centre élastique:

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

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

d) Coefficient de portance : C_z

Chaque profil à son propre coefficient de portance. **fig. (II-4)**

Il est évalué pratiquement par la relation suivante:

$$\boxed{F_z = 0.5 P S V^2 C_z \Rightarrow C_z = Mg / 0.5 P s v^2} \dots\dots\dots (II - 12)$$

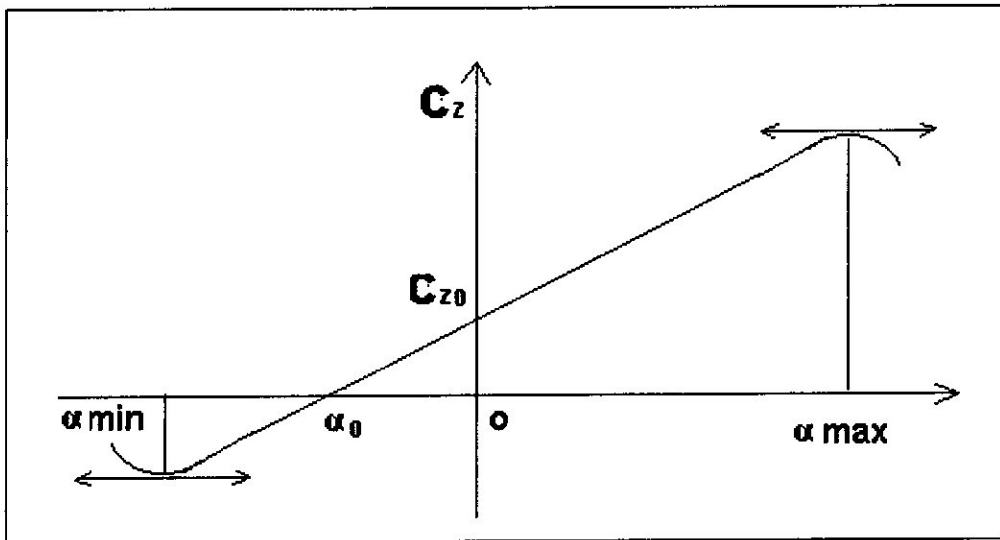


Fig. (II-4) Courbe de $C_z = f(\alpha)$.

e) Coefficient de traînée: "C_x"

Le coefficient de la traînée totale d'un profil est égal à la somme des coefficients de traînée de forme et de frottement de la traînée induite par le déplacement relatif. **fig. (II-5)**

Il est donné par la formule suivante :

$$C_{xa} = C_{x0} + C_{xi} \dots \dots \dots (II - 13)$$

Telle que C_{x0} : coefficient de la traînée de profile (forme+frottement)

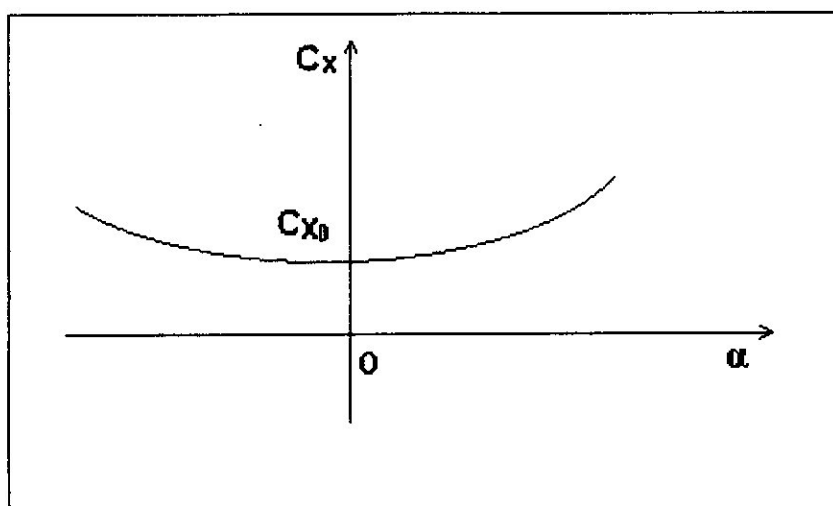


Fig. (II-5) Courbe de $C_x = f(\alpha)$

f) Coefficient de la traînée induite C_{xi}

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

Le coefficient de la traînée induite est donné par :

$$C_{xi} = C_z^2 / \pi \lambda \dots \dots \dots (II -14)$$

g) La polaire de l'aile C_{xa} :

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

La polaire aérodynamique s'évolue par la formule suivante:

$$C_{xa} = C_{x0} + C_z^2 / \pi \lambda \dots \dots \dots (II -15)$$

La courbe suivante **fig. (II-5)** montre cette évolution.

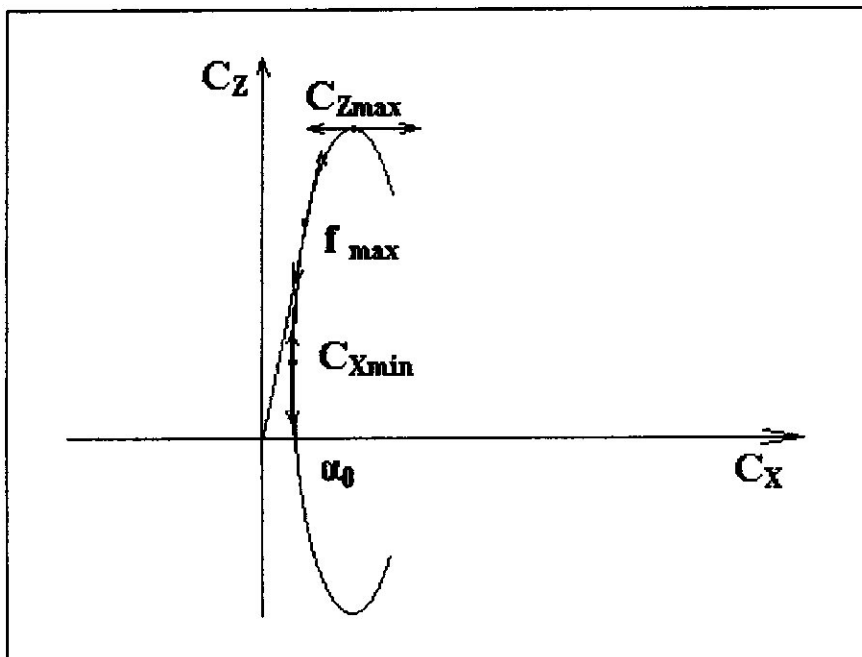


Fig. (II-5) Courbe de la polaire de l'aile.

h) La finesse de l'aile: ϕ

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

$$f = C_z / C_x \dots \dots \dots (II -16)$$

Caractéristiques mécaniques et aérodynamiques de l'aile

Elle est définie graphiquement par la tangente à la polaire passant par l'origine des coordonnées.

II-2-2 Effort aérodynamique:

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

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

$$F_z = 0.5\rho S V^2 C_z \dots\dots\dots (II -17)$$

Les efforts de traîné: même indication:

$$F_x = 0.5\rho S V^2 C_x \dots\dots\dots (II -18)$$

Chapitre III

Conception de l'avion CHIRAD

III-1 Introduction :

Le début de l'idée était de réaliser un drone ou une maquette à l'échelle 1/5, afin d'améliorer les travaux pratiques dans l'atelier, ensuite nous sommes dirigés vers la réalisation d'un avion léger en bois à revêtement métallique et à l'échelle réelle (1/1). A partir de là, nous avons tirés plusieurs fiches techniques et plans des avions comme le Yak 1 , Yak 18a ,Yak18t, Yak 52, T34 ,As-05 ,Z-142, Zodiac-XL et les avions réalisés par les amateurs Baboo -01 , Dieslies et même sur l'hélicoptère As-355 et MiG 21, ainsi que des études pratiques et théoriques sur les avions hors service disponibles Mig-17f, IL-28, Yak18-a et l'hélicoptère l'Alouette- II, afin de nous permettre d'être dans les normes des constructeurs.

Comme première étape, cet avion est destiner vers les travaux d'agricultures; c'est à dire une vitesse faible, une altitude basse et un système d'atterrissage adapté à cette destination.

Les conditions de travail dans nos ateliers, nous ont obligés de travailler avec une envergure faible et une longueur réduite du fuselage, en plus s'ajoutent d'autre contraintes de types financiers qui ne nous donnent pas la possibilité d'avoir un moteur en ligne ou même un moteur puissant. De ce fait, nous avons joué sur les paramètres restants, c'est à dire la surface portante ou plus précisément la corde de profil, la forme de l'aile, le coefficient de portance qui est en fonction du profil choisi, l'angle de calage de l'aile et la masse totale de l'avion.

Les caractéristiques structurales et aérodynamiques commencent à être calculer et modifier à chaque étape de la conception des plans qui a duré environ deux mois (octobre et novembre 2005) fig.(III-1)

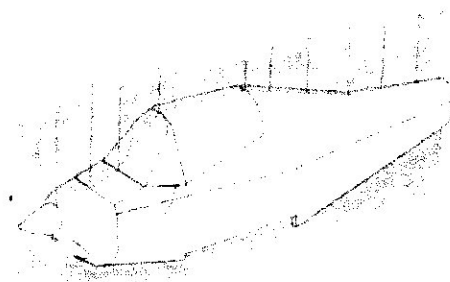


Fig.(III-1) : le plan primaire.

Mais après la réalisation de la maquette nous avons trouvé un défaut aérodynamique dans la forme de la verrière (1) qui nous a obligé de faire une modification dans le plan de base, et de changer la forme du capotage moteur (2), et nous avons constaté qu'une grande partie de la dérive entre dans la zone de sillage du fuselage, d'où nous avons surélevé celle-ci (4) (fig. III-2).

D'autres modifications sont survenues sur le système d'atterrissage qui était prévu escamotable dans les plans primaires mais à cause de manque de moyens et de temps nous l'avons laissé fixe (3).

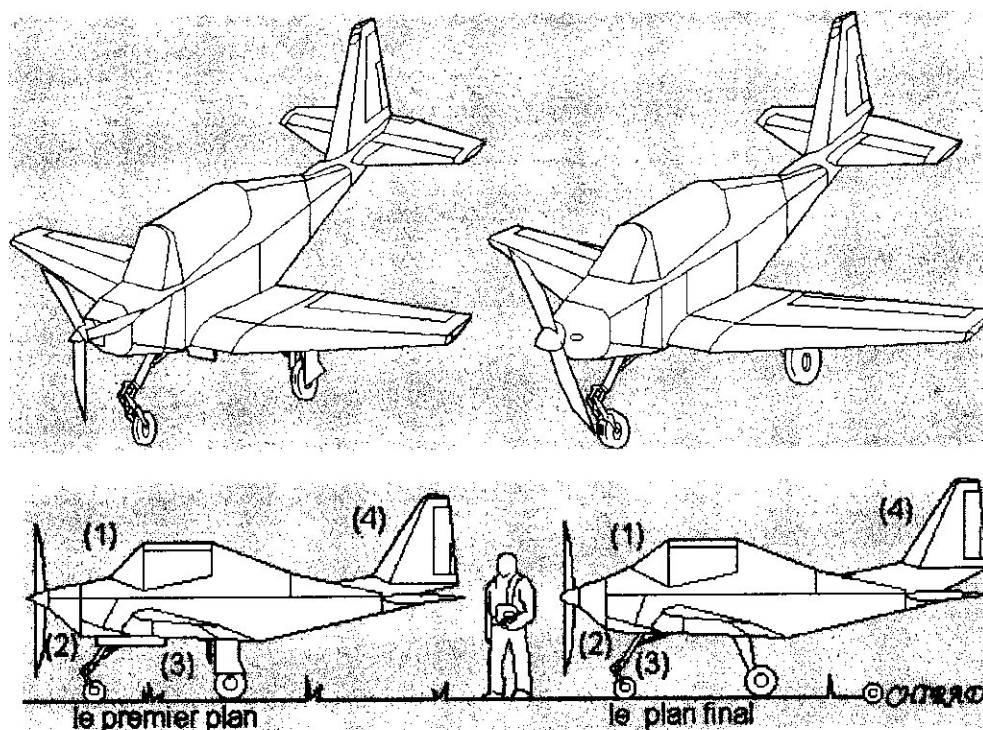
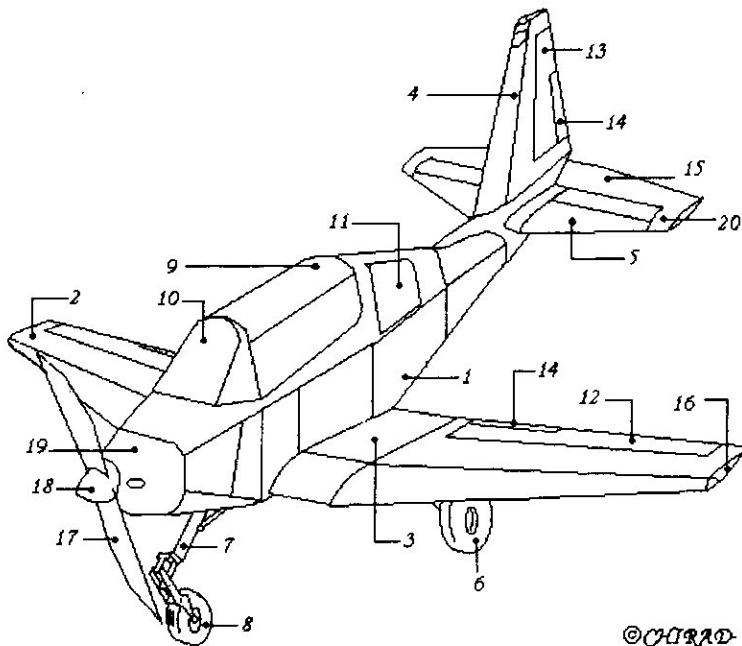


Fig. (III-2) le plan final.

III-2 Les éléments de la cellule d'avion :



- 1 Le fuselage
- 2 L'aile démontable
- 3 L'aile centrale
- 4 La dérive
- 5 L'empennage horizontal
- 6 La roue du train principale
- 7 La jambe avant
- 8 La roue du train avant
- 9 La partie rabattable de la verrière
- 10 Le par brise
- 11 La soute a bagage
- 12 L'aileron (volet)
- 13 La gouverne de direction
- 14 Le tab de compensation
- 15 La gouverne de profondeur
- 16 Le saumon d'aile
- 17 L'hélice
- 18 La casserole
- 19 Le capotage moteur
- 20 La surface sustentatrice

©CHIRAD

Fig.(III-3) Les parties principales de l'avion CHIRAD.

III-3 Destination :

L'avion CHIRAD1 est destiné vers trois principaux rôles :

CHIRAD1-A : avion destiné pour l'étude pratique dans l'institut (Fig.III-4)

CHIRAD1-B : avion destiné vers les travaux d'agricultures.

CHIRAD1-C : avion destiné pour la photo aérienne.

a) CHIRAD 1-B:

- La soute a bagage (2) devient un récipient pour le liquide à éjecter (4)
- Montage des injecteurs dans l'intrados du bord de fuit de l'aile centrale avec leur tuyauterie (5).
- L'aile présente un angle de calage plus grand afin de :
 - L'adapter aux travaux d'agricultures,
 - Améliorer les performances aérodynamiques de l'aile. (Fig. III-5)

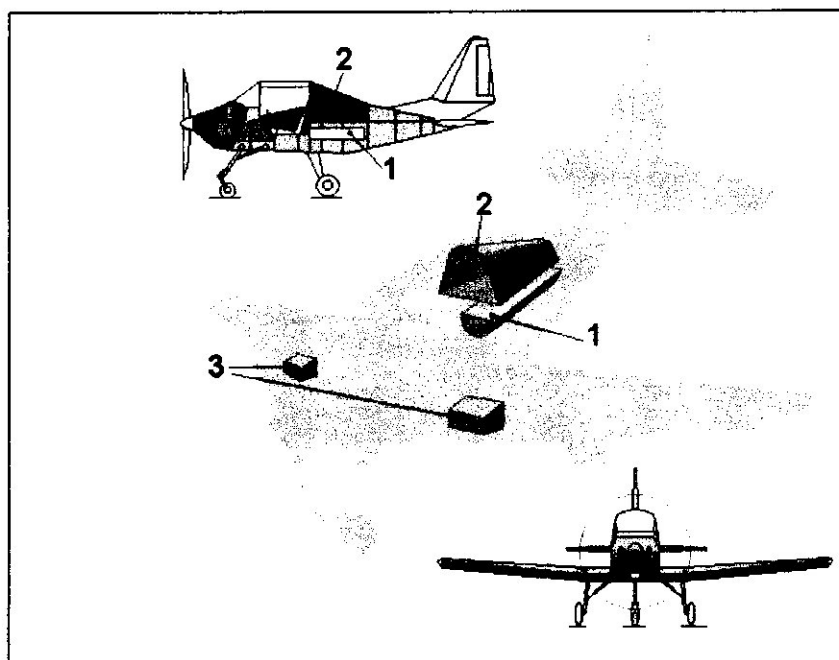


Fig. (III-4) L'avion CHIRAD 1-A.

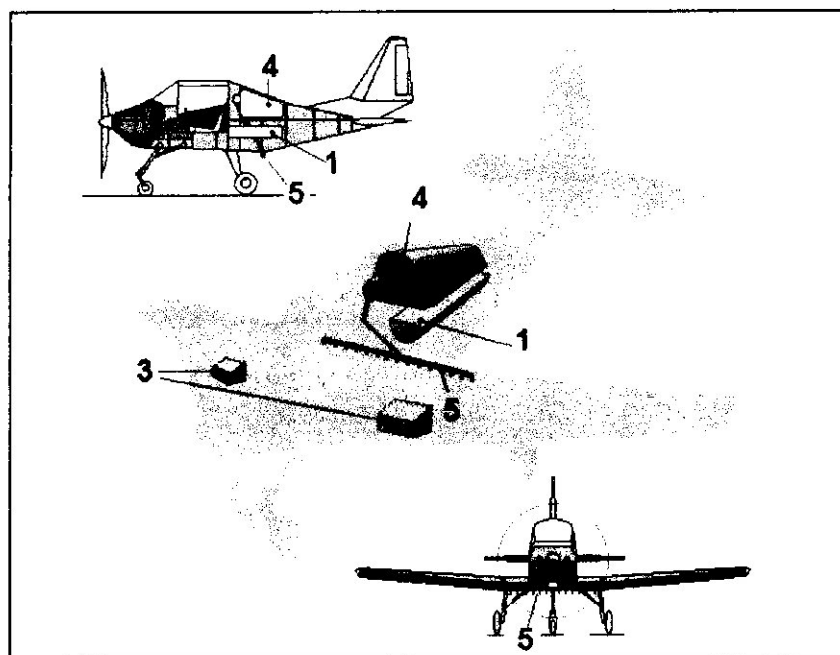


Fig.(III-5) Avion CHIRAD 1-B

b) CHIRAD 1-C:

- La modification intervient au niveau de la soute à bagage (2) qui se transforme en un réservoir auxiliaire avec le réservoir initial (1) de CHIRAD1-A et devient un grand réservoir de carburant (7).
- Fixation d'une camera (8), sous le fuselage à la place des fars, avec son câblage et montage de l'écran sur le tableau de bord.
- Le far va prendre lieu au bord d'attaque de l'aile droite (9).
- Les ailes démontables présentent une grande envergure (10).
- La dérive plus grande que celle de (A) afin de l'éloigner de la zone de sillage de fuselage (11).

Afin de :

- L'adapter aux travaux des photos aériennes.
- Améliorer les performances aérodynamiques de l'aile.
- Lui donner une durée de vol plus grande et plus de maniabilité. **fig.(III-6)**

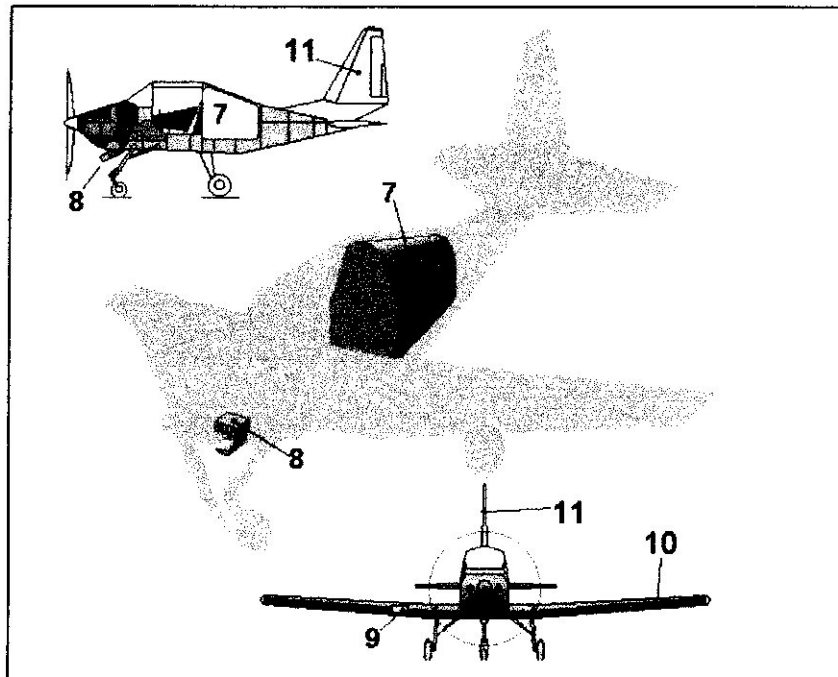


Fig.(III-6) : avion CHIRAD1-C

III-4 Le fuselage :

L'avion CHIRAD1 présente un fuselage semi-monocoque en bois renforcé avec une charpente métallique en acier. **fig.(III-7)**

Ce fuselage a onze (11) cadres en bois multipliés d'épaisseur ($e=8\text{mm}$) nommés de B jusqu'à L, de dix (10) longerons dont deux (2) en bois rouge de section rectangulaire $102 \times 22 \text{ mm}^2$ et huit (8) en bois blanc de section rectangulaire $60 \times 30 \text{ mm}^2$ nommés de Lf1 jusqu'à Lf6. Ainsi que douze (12) paires de lisses dont cinq (5) sur les flancs de cockpit et les restes sur la queue. Les lisses sont de deux types, en bois de section $12 \times 16 \text{ mm}^2$ et en aluminium de section L $25 \times 25 \text{ mm}^2$.

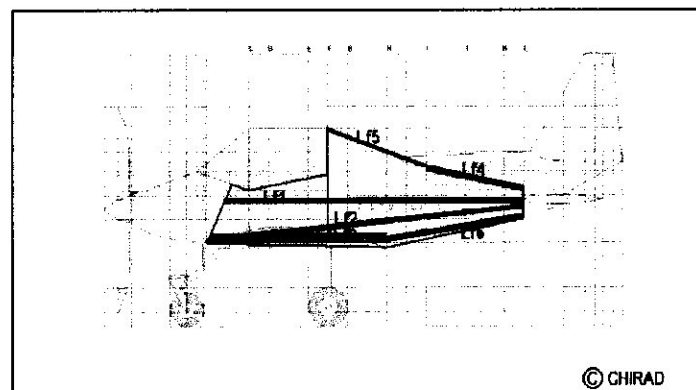
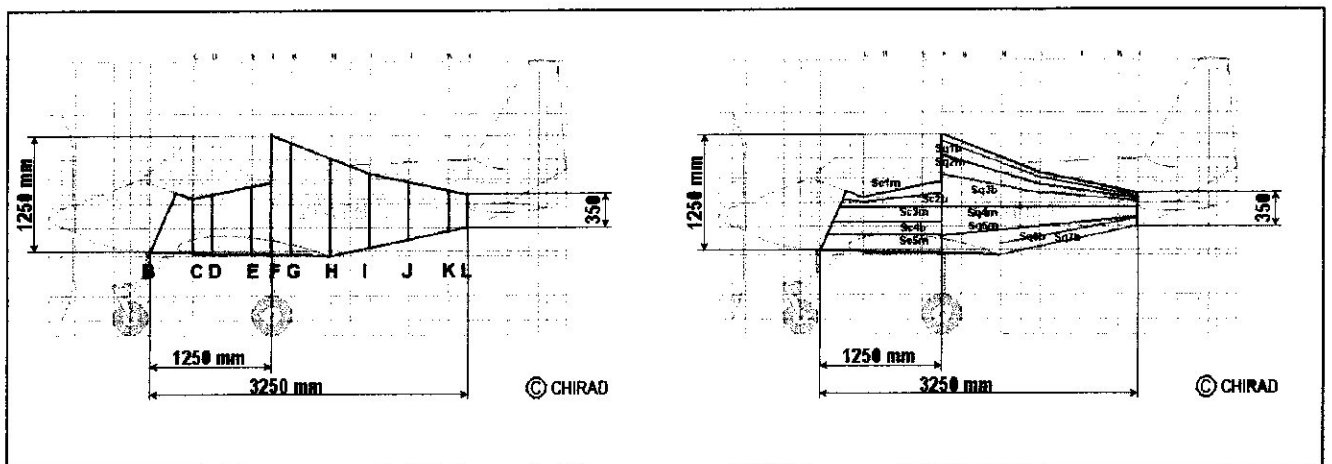


Fig.(III-7) : Fuselage de l'avion CHIRAD1

III-5 La structure de l'aile de l'avion CHIRAD :

IV-5-1 L'aile centrale :

C'est la partie fixe de l'aile avec une envergure de 1600 mm et une surface portante de 2.56m^2 .

Elle se compose de :

- Deux (02) longerons en bois rouge de section $(34 \times 102)\text{ mm}^2$ renforcés par deux (02) longerons métalliques de section rectangulaire.
- Huit (08) marches pieds sur l'extrados en section rectangulaire en bois blanc, au niveau de l'extrémité de l'aile centrale.
- Deux (02) nervures en aluminium d'épaisseur de 2.5mm, au niveau de la jonction de l'aile rabattable.

III-5-2 L'aile démontable :

Elle est en forme trapézoïdale, de surface portante de 3.22m^2 et une envergure de 2220mm.

Elle se compose de :

- Huit (08) nervures, la première et la dernière en bois multiplié de 20mm et les restes en bois contre plaqué d'épaisseur 8mm.
- Deux longerons, le principal est de forme caisson en bois rouge et en bois multiplié et le faux longeron en bois blanc d'épaisseur 22 mm.
- Treize (13) lisses, dont dix (10) en bois rouge répartis entre l'intrados et l'extrados équitablement et les trois (03) restantes en aluminium de section L (deux sur l'extrados et une sur l'intrados) destinés à la fixation du revêtement métallique.

III-5-3 fiche technique de l'aile :

a) l'aile centrale :

Profil	Naca4412
Corde	1600 mm
Envergure	1600 mm
Calage	4°
Cz₀	0.8
Dièdre	0°
Flèche	0°
Surface	2.56 m²

b) l'aile démontable :

Profil	NACA 4412	
Corde à l'implanture	1600 mm	
Corde à l'extrémité	1200 mm	
Corde Moyenne Géométrique	1400 mm	
Longueur	2300 mm	
Calage	4°	
Cz₀	0.8	
Dièdre	+ 6°	
Flèche	BA	2.5°
	BF	-7.4°
Surfaces (droite et gauche)	2 x 3.22 m²	

III-5-4 Les volets et les ailerons:

A cause des problèmes techniques, nous avons adopté un jumelage entre l'aileron et le volet qui sont réalisées en une seule partie. Leur fonctionnement dépendra des commandes de vol.

III-6 Les empennages :

Les empennages de l'avion CHIRAD1 sont de type standard \perp avec un profil NACA 0012.

La dérive contient :

- Six (06) nervures en bois multiplié de 8 mm où la deuxième et l'avant dernière nervures supportent la gouverne de direction.

- Deux longerons en bois rouge d'épaisseur 22mm.
- Deux (02) lisses métalliques sur chaque coté de la dérive et une lisse en bois.

L'empennage horizontal contient :

- Neuf (09) nervures dans la partie fixe et treize (13) nervures dans la gouverne de profondeur en bois multiplié de 8mm.
- Deux (02) longerons en parallèle en bois rouge de 22mm d'épaisseur.

III-7 Avion CHIRAD en trois dimensions:

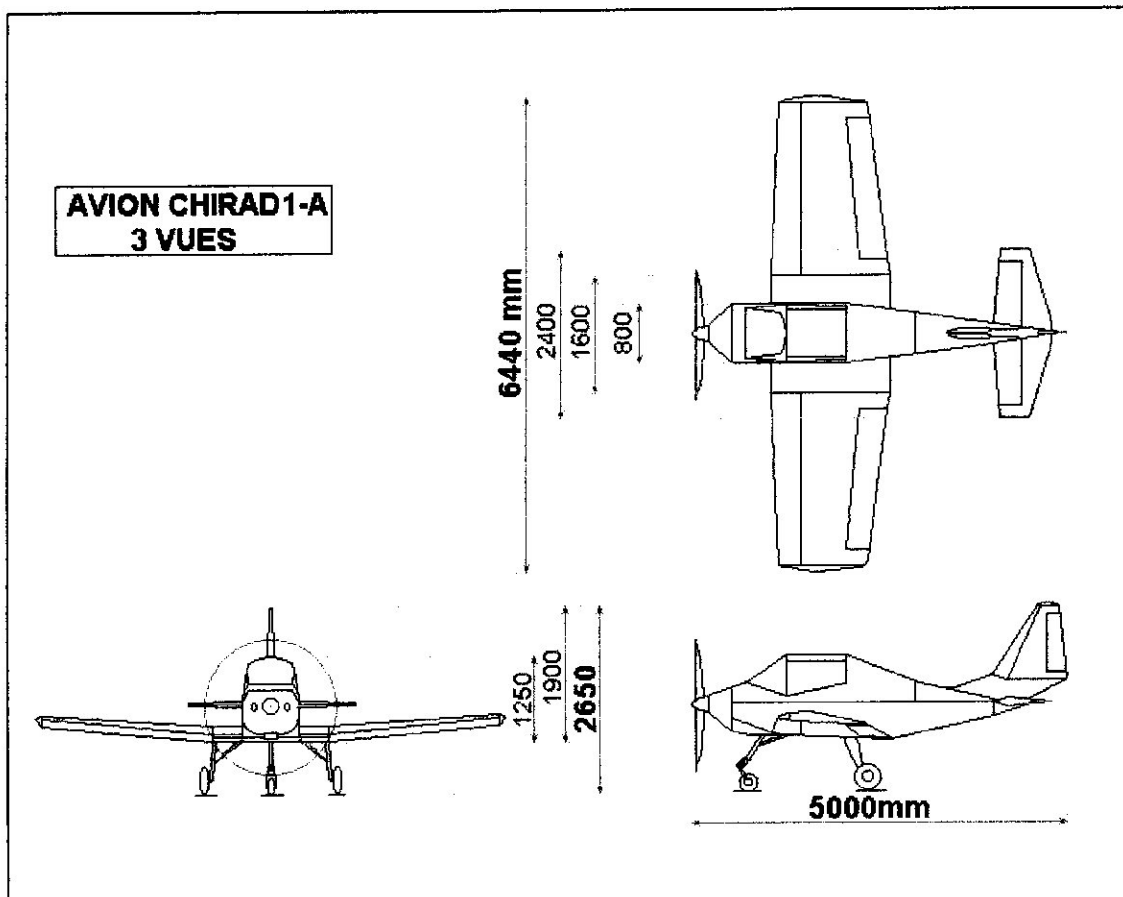


Fig.(III-8) Les vue de l'avion CHIRAD

III-8 La motorisation :

Notre avion va être équipé par un moteur de Volkswagen car il est très utilisé dans ce type d'avion et il délivre une puissance capable de voler ainsi que sa disponibilité. Et nous avons récupéré une hélice d'un avion JODEL hors service,

Conception de l'avion CHIRAD

qui a été étudié et adapté au moteur par l'étudiant en propulsion dans le cadre de la troisième partie de la réalisation de cet avion.

Sachant que l'hélice de l'avion JODEL D140 est équipée d'un moteur Lycoming qui tourne à une vitesse de rotation de 2300 tr/min et que notre moteur délivre une vitesse de rotation de 3900 tr/min, nous obligeons d'utiliser un réducteur de vitesse dans cette partie là.

Chapitre IV

La réalisation de l'avion CHIRAD

IV-1 Introduction :

Notre travail se consacre à la réalisation d'une voilure d'un avion léger en bois mono place mono moteur ; en forme trapézoïdale de type bi-longeron et d'un profil type N A C A 4412 avec envergure 6440mm.

L'aile de l'avion CHIRAD est divisée en deux parties, une aile centrale avec aile démontable.

IV-2 La matière première :

La matière utilisée dans la construction de cet avion est comme suit :

- Le bois contre plaqué d'épaisseur 8mm,
- Le bois multiplie d'épaisseur 20mm,
- Le bois rouge (différente dimension),
- Cornières d'aluminium en forme L et U d'épaisseur 2mm,
- Tube d'acier $\Phi = 16\text{mm}$,
- Fer plat $e = 6\text{mm}$,
- La colle pour le bois.

IV-3 Les outils de travail :

Il est déjà prévu que notre travail soit exécuté d'une façon traditionnelle (atelier de fabrication), dont la réalisation demande des machines et des outils nécessaires tels que :

- La perceuse sensitive,
- La scie-sauteuse,
- Perceuse manuelle,
- Tronçonneuse,
- Riveteuse,
- Machine à meule,
- Machine à brosse métallique,
- Limes manuelle, scie à métaux, cisaille ...

IV-4 Plan et méthode de travail :

IV-4-1 Réalisation des nervures de l'aile :

Les matériaux et les outils étant présents, le bois sur table ; a l'aide de traceur et d'un papier millimétré (le profil est déjà dessiné sur le papier), on recopie le model sur le bois, d'un nombre de nervure déjà déterminé, on trace aussi les repères d'ajourage des nervures, les emplacements des longerons et ceux des raidisseurs. **Fig. (VI-1) et fig. (VI-2)**

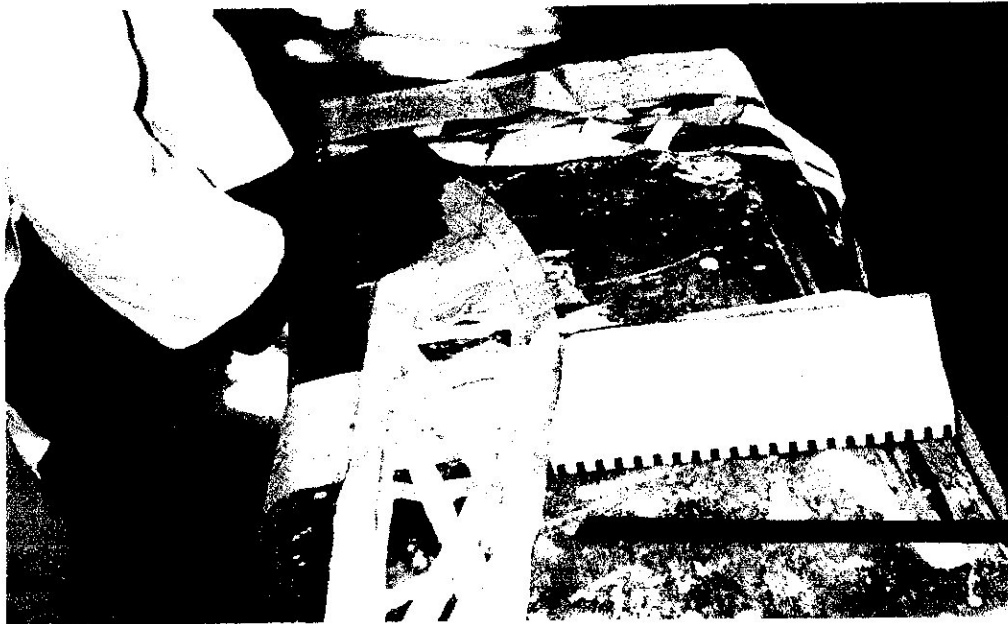


Fig. (VI-1) dessin des nervures sur papier millimétré.



Fig. (VI-2) traçage des nervure sur le bois.

La réalisation de l'avion CHIRAD

A l'aide de la scie-sauteuse, on coupe les nervures soigneusement, en choisissant le couteau convenable et la meilleure position de fixation du bois sur table ; les résultats seront acceptables, ce qui conduirait à éliminer les opérations de correction ou de refus de la nervure.

Des qu'on termine l'opération de coupe, on contrôle toutes les pièces à l'œil, puis on passe à la finition du périphérique du profil. Cette étape consiste à faire exposer les bordures des nervures à la machine a meule, soigneusement et avec prudence.

Ce travail exige une précision très importante, on l'exécute d'une nervure à l'autre.

Les évidements pour les longerons et des raidisseurs sont à exécuter à partir de la scie-sauteuse et la lime, on réalise les évidements, à partir des dimensions, légèrement inférieures à celles des longerons, cette procédure a pour but, le serrage des longerons dans les nervures. **fig.(VI-3) et fig.(VI-4)**



fig .(VI-3) découpage des nervures.

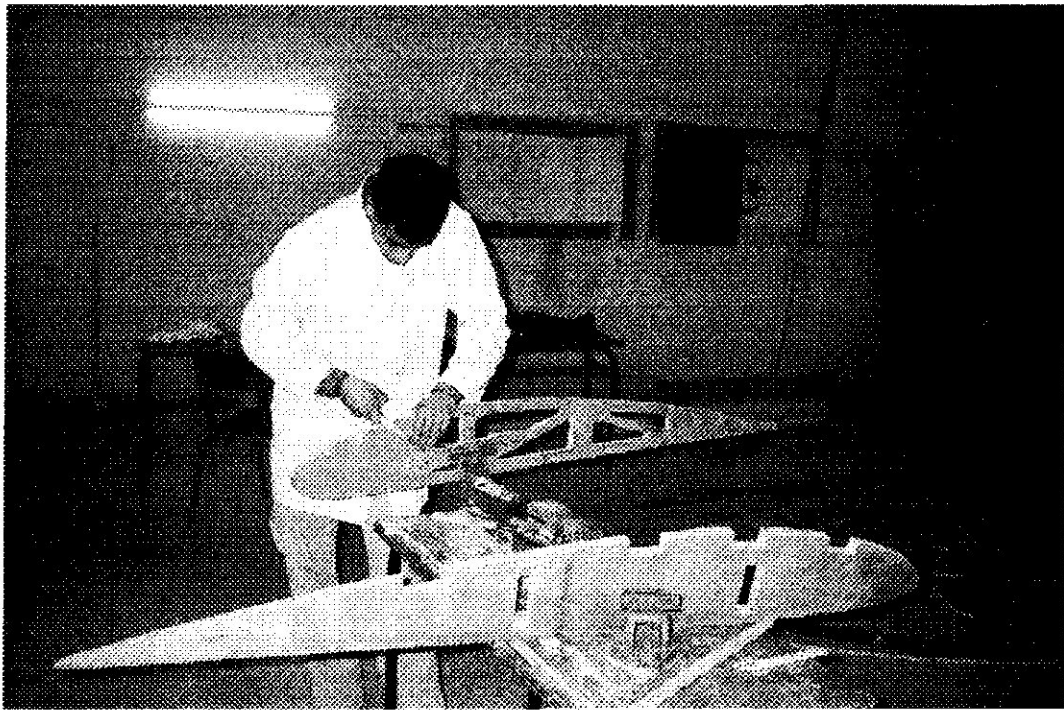


fig. (VI-4) finition des nervures.

VI-4-2 Réalisations des longerons :

Cette fois en trace directement sur le bois les dimensions du longeron principal de section caisson et les dimensions du faux longeron de section rectangulaire et on procède à la découpe par la scie- sauteuse des différents éléments le constituant, dont le montage s'effectue par collage et des clous



Fig. (VI-5) réalisation du longeron principal

IV-5 Le montage :

Dans cette partie nous allons décrire la méthode que nous avons adapté pour réunir les éléments structuraux de la voilure et de l'empennage, en tenant compte des moyens présents et possibles afin de faciliter l'assemblage tout en respectant les conditions de sécurité et de résistance présent en charge.

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

VI-5-1 Montage des ailes:

- Traçage sur les longerons des repères des nervures et des ferrures d'attaches de l'aile,
- Logement des nervures un par un soigneusement dans le longeron,
- Fixation les uns aux autres par boulonnage à l'aide d'équerre en forme de L, voir les figures (VI-6), (VI-7) et (VI-9) .

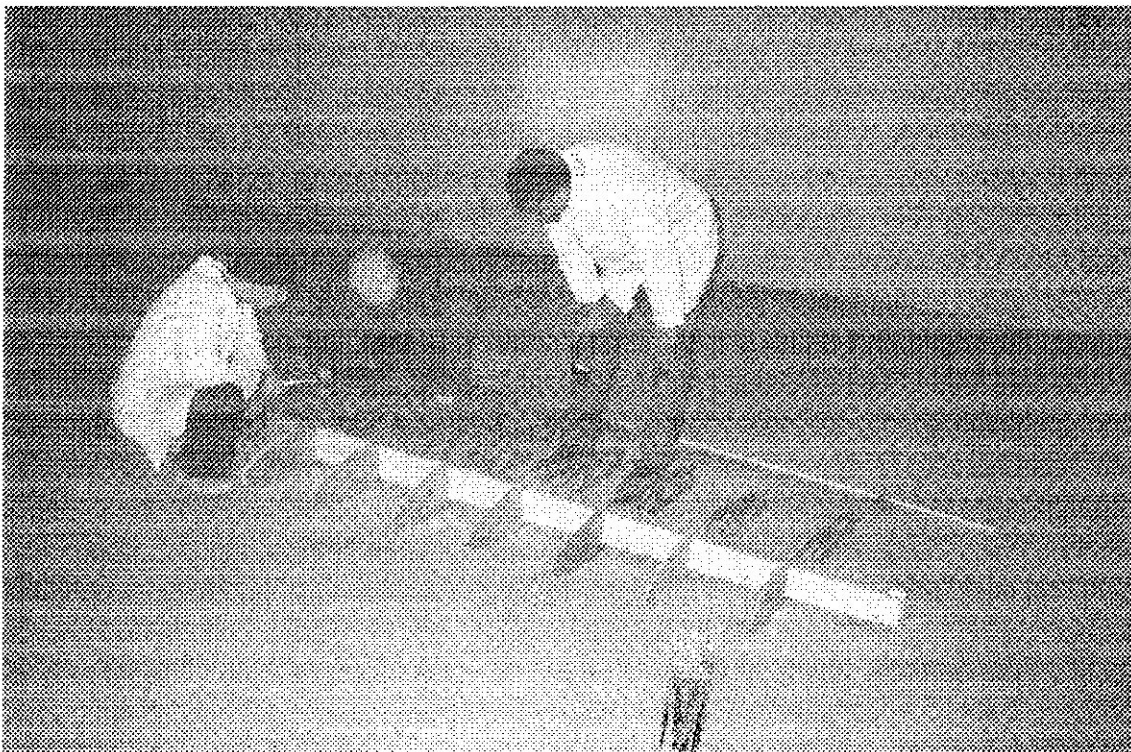


Fig. (VI-6) Montage des nervures sur les longerons.

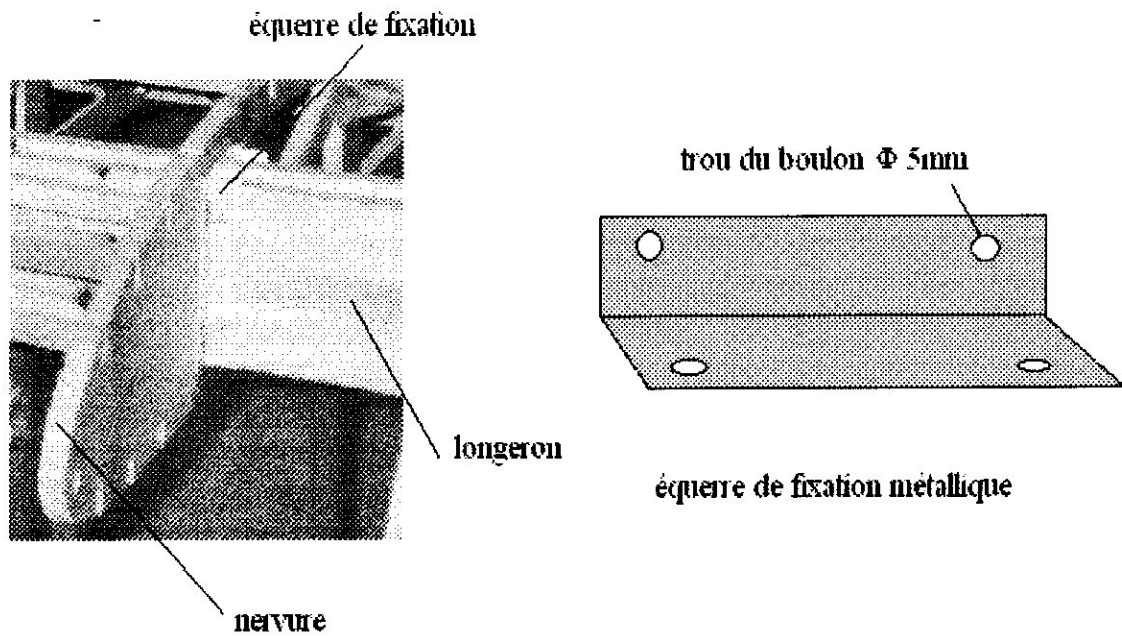


Fig. (VI-7) : Fixation entre les nervures et longeron.

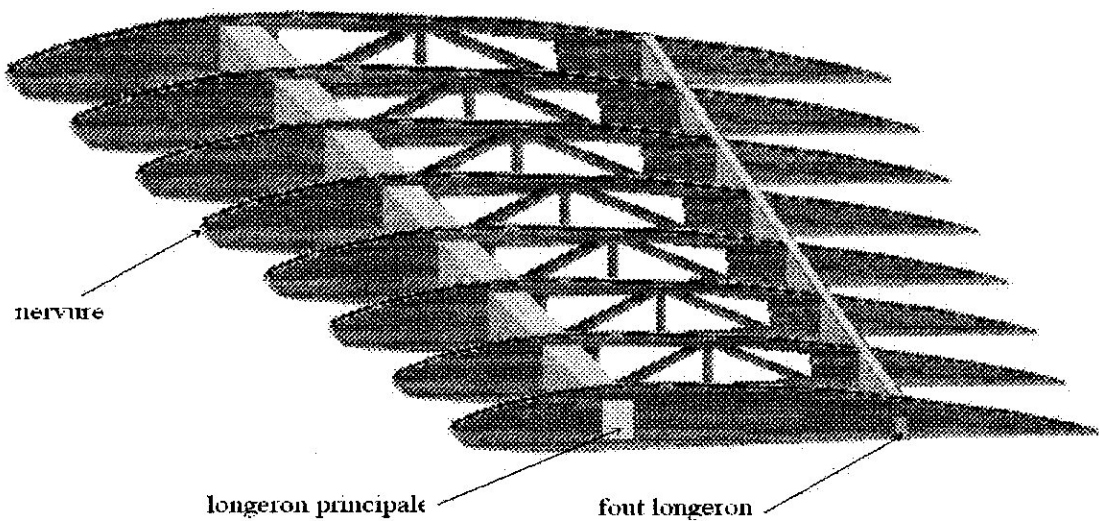


Fig. (VI-8) L'aile en montage primaire.

VI-5-2) Montage des raidisseurs :

- On place les raidisseurs sur les nervures au moyen de collage pour le bois et par rivetage pour le métal, voir Fig. (VI-9) et fig. (VI-10)

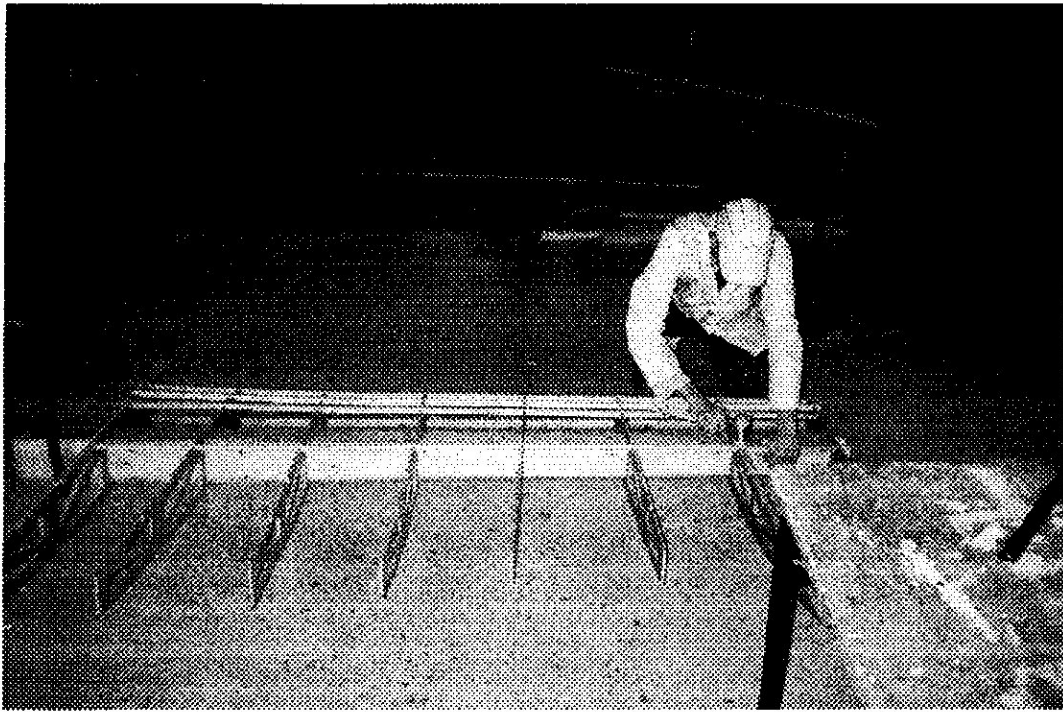


Fig. (VI-9) le montage des raidisseurs en bois.

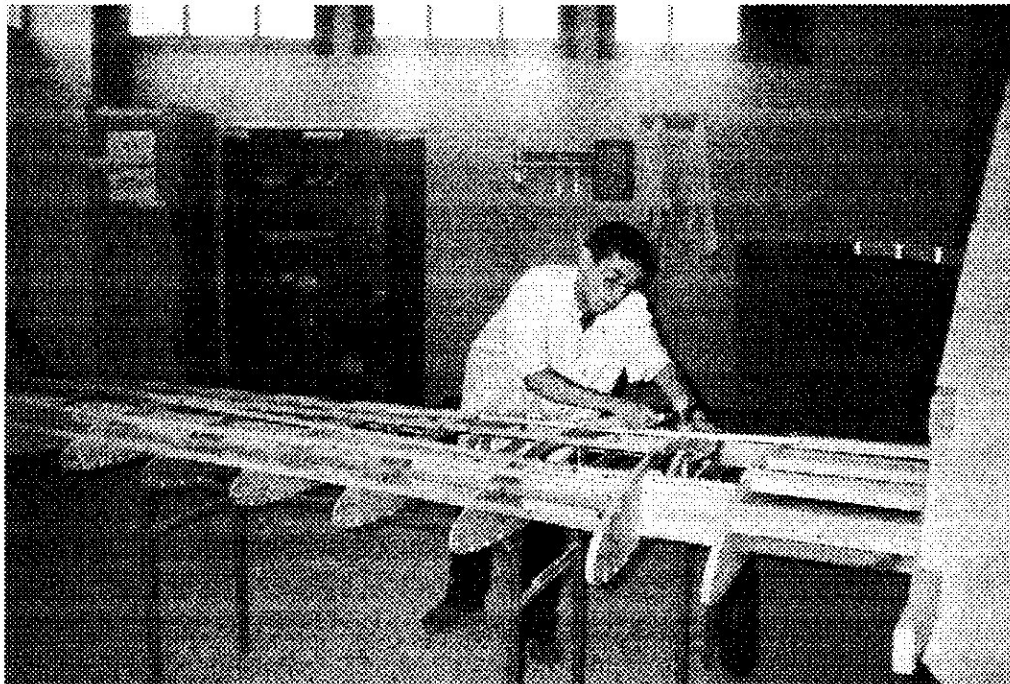


Fig. (VI-10) le montage des raidisseurs métallique

VI-5-3 Assemblage des parties de l'aile :

- Fixation des ferrures d'attaches par boulonnage de l'aile centrale avec les parties démontables droite et gauche, voir fig. (VI-11), fig.(VI-12) et fig.(VI-13)

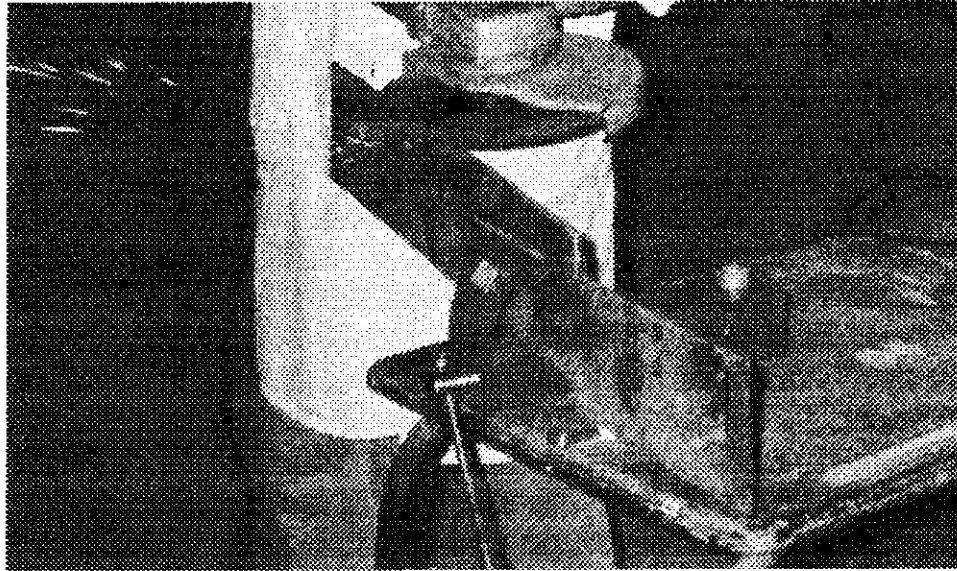


Fig. (VI-11) Réalisation de ferrure d'attache

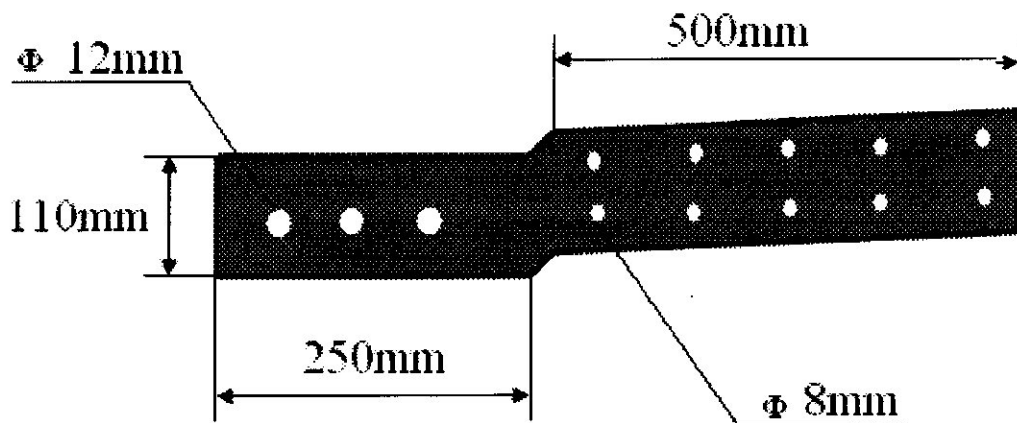


Fig. (VI-12) ferrure d'attache principale.

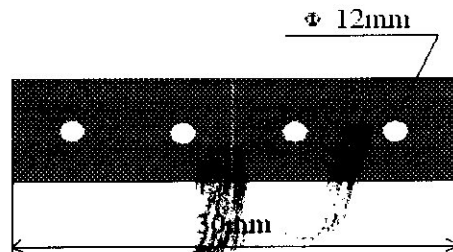


Fig. (VI-13) ferrure d'attache secondaire.

VI-5-4) Montage des volets et système de commande :

- Fixation des volets à l'extrémité de l'aile à partir des charnières métalliques, par rivetage (charnière-volet) et par boulonnage (charnière-faux longeron), au nombre de trois. Fig. (VI-14)

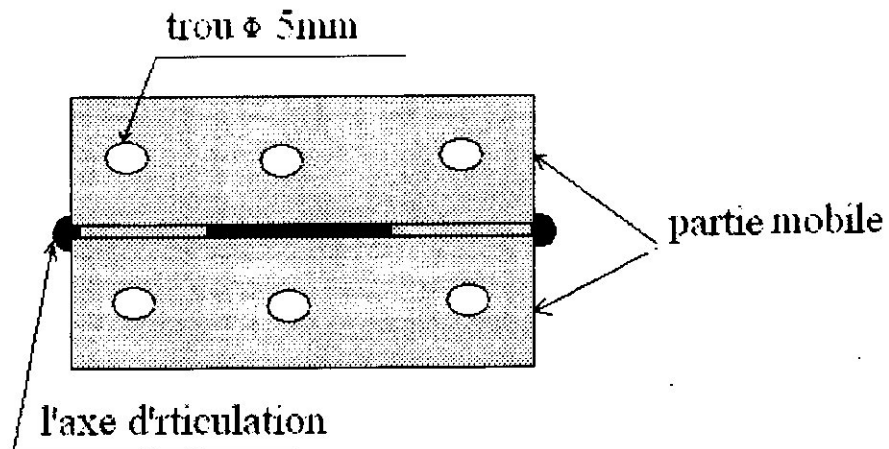


Fig. (VI-14) Charnière d'articulation.

- Réalisation des biellettes et des guignols au nombre de deux pour chaque Volet, voir fig. (VI-15)

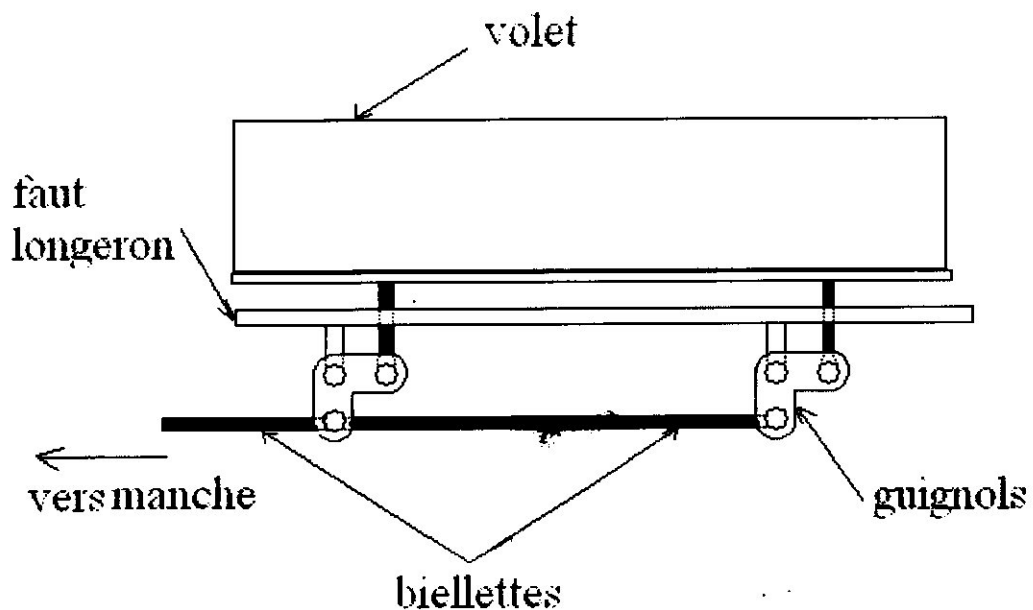


Fig. (VI-15) Système de commande du volet.

VI-5-5) Montage des empennages:

Suivant les même étapes que précédemment, on va faire le montage des empennages (nervures, longerons et raidisseur...), voir fig.(VI-16)

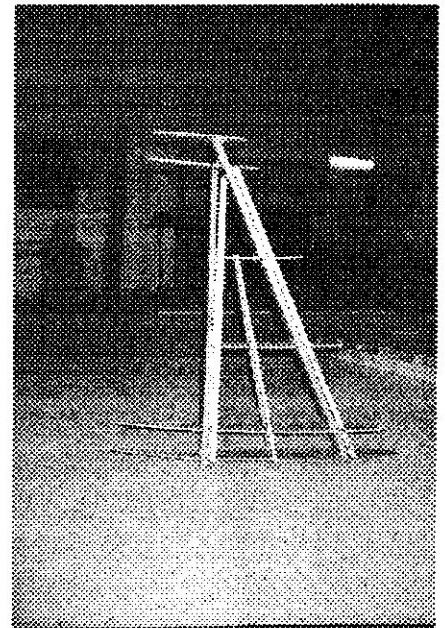
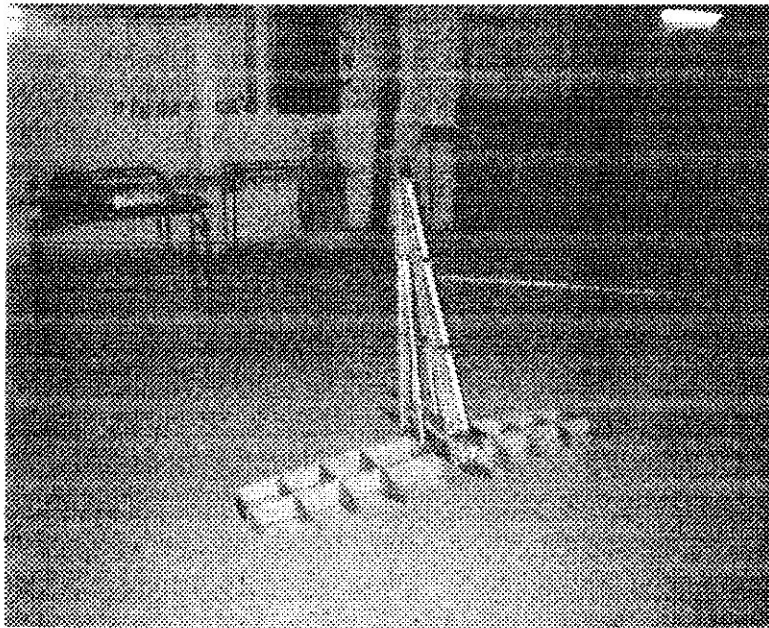


Fig. (VI-16) Les empennages

Remarque:

Durant l'étape de montage, nous avons rencontré plusieurs obstacles, comme par exemple, le manque en matière première (tôle aluminium) et les moyens de fabrication qui nous ont contraints de ne pas finir la réalisation complètement

IV-6 Calcule de la résistance des boulons :

Nous avons choisi une ferrure d'attache en acier $e = 6 \text{ mm}$ pour l'assemblage entre l'aile centrale et l'aile démontable. Fig. (IV-17)

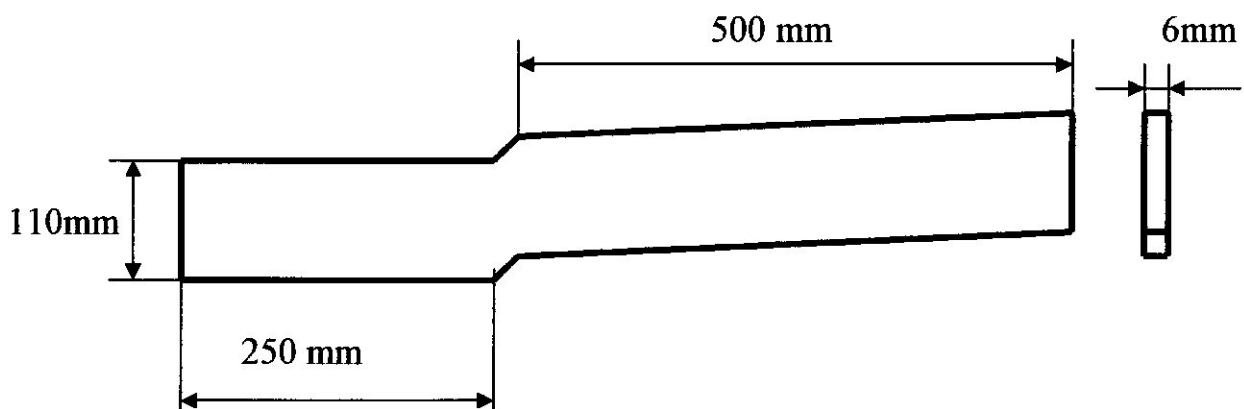


Fig. (IV-17) : La ferrure d'attache.

Les efforts appliqués sur notre voilure sont :

- *Au sol* : nous avons le poids propre de l'aile.
- *Au vol* : nous avons la portance et le poids de l'aile

On dimensionne les boulons en vol qui vont satisfaire les deux cas, sachant que la portance est plus importante par rapport au poids de l'aile. Pour cela, on suppose que l'aile est assimilable à une poutre encastree, voir **fig. (IV-18)**

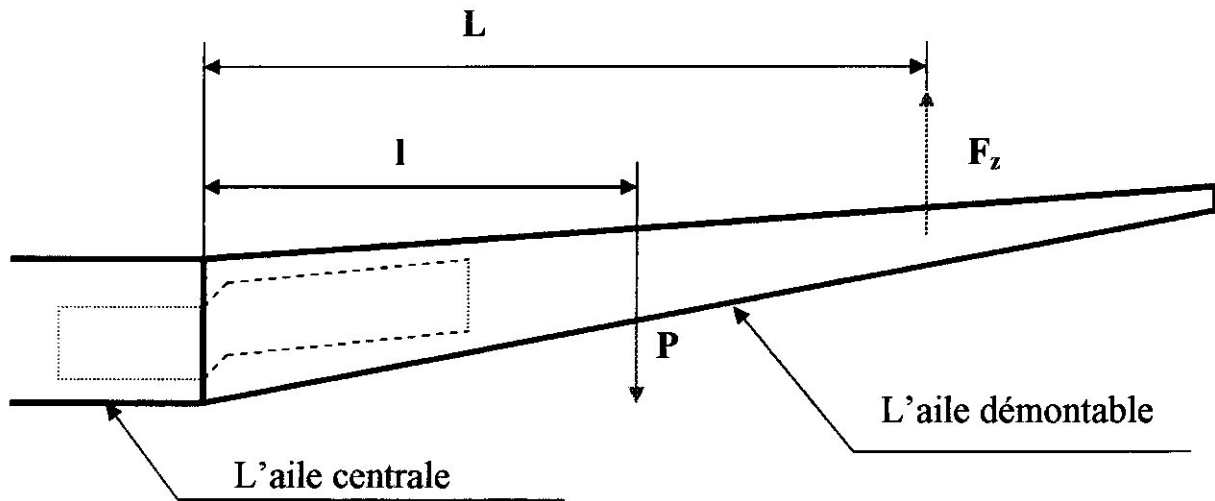
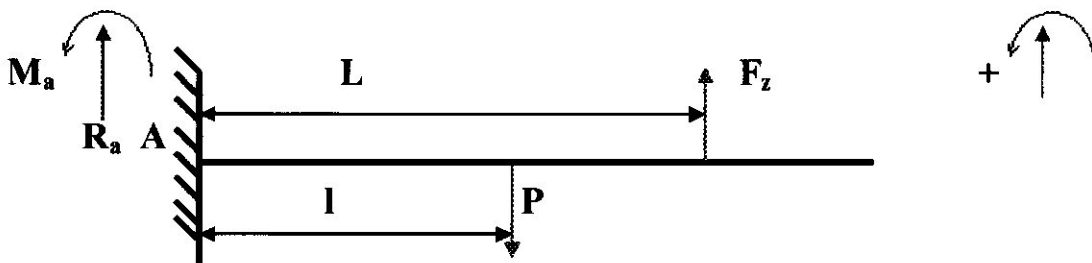


Fig. (IV-18) : Efforts appliqués

F_z : La portance.

P : poids.

On commence par le calcul des réactions et le moment d'encastrement :



$F_z = 2146 \text{ N}$ et $P = 400 \text{ N}$

$L = 1610 \text{ mm}$ et $l = 1533 \text{ mm}$

On applique le premier principe de l'équilibre :

$$\sum \vec{F}_{\text{ext}} = \vec{0} \tag{VI-1}$$

$$\sum \vec{M}_{/a} = \vec{0} \tag{VI-2}$$

$$(VI-1) \Rightarrow \vec{F}_z + \vec{P} + \vec{R}_a = 0$$

$$\Rightarrow F_z - P + R_a = 0$$

$$\Rightarrow R_a = P - F_z$$

A.N :

$$R_a = 400 - 2146$$

$$R_a = - 1746 \text{ N}$$

On prend Ra positive tout en changeant le sens choisi.

$$\boxed{R_a = 1750 \text{ N}}$$

$$(VI-2) \Rightarrow \vec{M}_a + \vec{F}_z \cdot \vec{L} + \vec{P} \cdot \vec{l} = 0$$

$$\Rightarrow M_a + F_z \cdot L - P \cdot l = 0$$

$$\Rightarrow M_a = P \cdot l - F_z \cdot L$$

A.N :

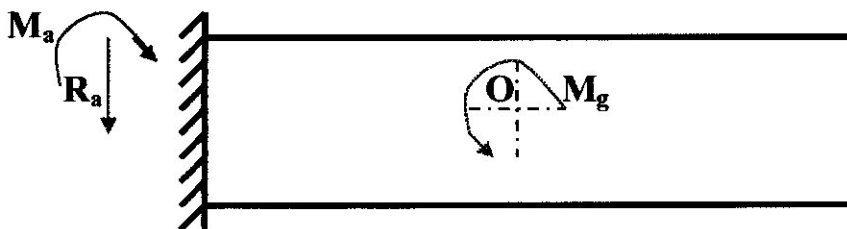
$$M_a = 400 \cdot 1533 - 2146 \cdot 1610$$

$$M_a = -2842922.6 \text{ N.mm}$$

On prend Ma positive tout en changeant le sens choisi.

$$\boxed{M_a = 2842922.6 \text{ N.mm}}$$

Donc les efforts appliqués sur la pièce d'attache sont indiqués sur la figure si dessous :



M_g : le moment du couple.

O : le centre de gravite de la pièce.

calcul du moment de couple par rapport au barycentre de la plaque M_g :

$$\Sigma M/O = M_a + M_g + R_a \cdot l_0 = 0 \quad (VI-3)$$

$$(VI-3) \Rightarrow - M_a + R_a \cdot l_0 + M_g = 0$$

$$\Rightarrow M_g = M_a - R_a \cdot l_0$$

A.N :

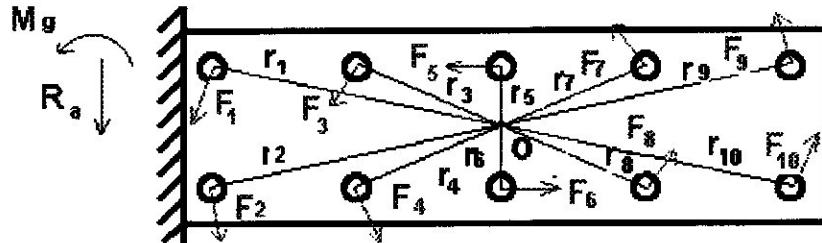
$$M_g = 2842922.6 - 1750 \cdot 250$$

d'où

$$\boxed{M_g = 2500 \text{ N}}$$

On a choisi 10 boulons de fixation pour distribuer les charge, donc le moment du couple M_g est égale à la somme des moments des 10 forces $F_1, F_2, F_3, \dots, F_{10}$, dont la ligne d'action passe par l'axe des boulons et perpendiculaire aux droites joignant ces axes au barycentre.

Les intensités de ces forces sont proportionnelles à leurs distances barycentre O .



On a donc :

$$F_1 \cdot r_1 + F_2 \cdot r_2 + F_3 \cdot r_3 + F_4 \cdot r_4 + F_5 \cdot r_5 + F_6 \cdot r_6 + F_7 \cdot r_7 + F_8 \cdot r_8 + F_9 \cdot r_9 + F_{10} \cdot r_{10} = M_g \quad (VI-4)$$

$$F_1/r_1 = F_2/r_2 = F_3/r_3 = F_4/r_4 = F_5/r_5 = F_6/r_6 = F_7/r_7 = F_8/r_8 = F_9/r_9 = F_{10}/r_{10} \quad (VI-5)$$

Comme :

$$r_1 = r_2 = r_9 = r_{10} \Rightarrow F_1 = F_2 = F_9 = F_{10} \quad (VI-6)$$

$$r_3 = r_4 = r_7 = r_8 \Rightarrow F_3 = F_4 = F_7 = F_8 \quad (VI-7)$$

$$r_5 = r_6 \Rightarrow F_5 = F_6 \quad (VI-8)$$

Dans ce cas :

$$(VI-4) \Rightarrow 4F_1 \cdot r_1 + 4F_3 \cdot r_3 + 2F_5 \cdot r_5 = M_g \quad (VI-9)$$

$$(VI-5) \Rightarrow F_1/r_1 = F_3/r_3 = F_5/r_5$$

$$\Rightarrow F_3 = (F_1/r_1) \cdot r_3 \quad (VI-10)$$

$$\Rightarrow F_5 = (F_1/r_1) \cdot r_5 \quad (VI-11)$$

On remplace les équations (VI-10), (VI-11) dans (VI-9) est on obtient :

$$(VI-9) \Rightarrow 4 F_1 \cdot r_1 + 4 (F_1/r_1) \cdot (r_3)^2 + 2 (F_1/r_1) \cdot (r_5)^2 = M_g$$

$$\Rightarrow F_1 [4r_1 + (4/r_1) \cdot (r_3)^2 + (2/r_1) \cdot (r_5)^2] = M_g$$

$$\Rightarrow F_1 = M_g / [4r_1 + (4/r_1) \cdot (r_3)^2 + (2/r_1) \cdot (r_5)^2]$$

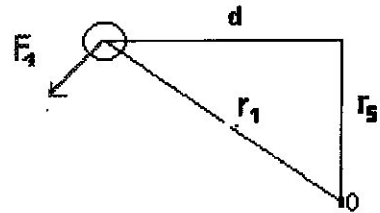
Calculs des rayons :

Pour le rayon r_1 :

$$d = 200\text{mm.}$$

$$r_5 = r_6 = 35\text{mm.}$$

$$r_1 = \sqrt{(r_5)^2 + (d)^2}$$



A.N:

$$r_1 = \sqrt{(35)^2 + (200)^2}$$

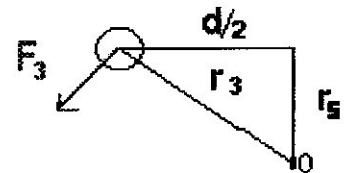
$$\boxed{r_1 = 203\text{mm}}$$

Pour le rayon r_3 :

$$r_3 = \sqrt{(r_5)^2 + (d/2)^2}$$

A.N:

$$\boxed{r_3 = 106\text{mm}}$$



Suivant Les équations (VI-6), (VI-7) et (VI-8) on a :

$$r_3 = r_4 = r_7 = r_8 = 106 \text{ mm}$$

$$r_1 = r_2 = r_9 = r_{10} = 203 \text{ mm}$$

$$r_5 = r_6 = 35 \text{ mm}$$

Après on remplace les valeurs de r_1 , r_3 , et r_5 dans l'équation (VI-9) :

$$(VI-9) \Rightarrow F_1 = M_g / [4r_1 + (4/r_1) \cdot (r_3)^2 + (2/r_1) \cdot (r_5)^2]$$

A.N:

$$F_1 = 2500 / [4 \cdot 203 + (4/203) \cdot (106)^2 + (2/203) \cdot (35)^2]$$

$$\boxed{F_1 = 2400 \text{ N}}$$

Et on remplace la valeur de F_1 dans les équations (VI-10) et (VI-11) :

$$(VI-10) \Rightarrow F_3 = (F_1/r_1) \cdot r_3$$

A.N :

$$F_3 = (2400/203) \cdot 106$$

$$\boxed{F_3 = 1253 \text{ N}}$$

$$(VI-11) \Rightarrow F_5 = (F_1/r_1) \cdot r_5$$

A.N:

$$F_5 = (2400/203) \cdot 35$$

$$F_5 = 414 \text{ N}$$

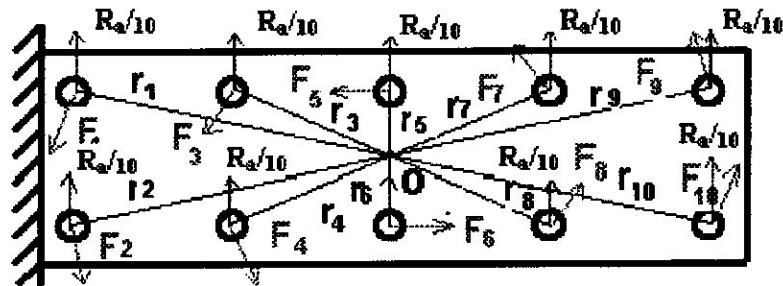
A partir des équations (VI-6), (VI-7) et (VI-8) on a :

$$F_1 = F_2 = F_9 = F_{10} = 2400 \text{ N}$$

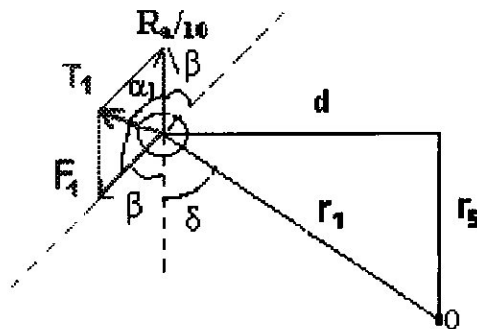
$$F_3 = F_4 = F_7 = F_8 = 1253 \text{ N}$$

$$F_5 = F_6 = 414 \text{ N}$$

Après, on calcul les forces résultantes sur chaque boulon. On définit les forces exercées par chacun des boulons sur la plaque sont les résultantes des forces F et $R_{a/10}$ ($R_{a/10}$ est la force de réaction exercée sur chaque boulon).



Pour le boulon 1:



$$T_1 = \sqrt{(F_1)^2 + (R_{a/10})^2 + 2 \cdot F_1 \cdot R_{a/10} \cdot \cos \alpha_1} \quad (VI-12)$$

Calcul de α_1 :

$$\alpha_1 + \beta = 180^\circ \quad (VI-13)$$

$$\beta + \delta = 90^\circ \quad (VI-14)$$

$$\sin \delta = d/r_1$$

A.N : $\sin \delta = 200 / 203$ d'où $\sin \delta = 0,98$ donc $\delta = 80^\circ$

On remplace la valeur de δ dans l'équation (VI-14) :

$$\beta + 80 = 90 \Rightarrow \beta = 10^\circ$$

On remplace la valeur de β dans l'équation (VI-13) :

$$\alpha_1 + 10 = 180 \Rightarrow \alpha_1 = 170^\circ$$

Donc : $\cos \alpha_1 = -0,98$

On remplace la valeur de α_1 dans l'équation (VI-12) :

$$T_1 = \sqrt{(F_1)^2 + (R_a/10)^2 + 2 \cdot F_1 \cdot R_a/10 \cdot \cos \alpha_1}$$

A.N :

$$T_1 = \sqrt{(2400)^2 + (1750/10)^2 + 2 \cdot 2400 \cdot (1750/10) \cdot (-0,98)}$$

$$\boxed{T_1 = 2228 \text{ N}}$$

De même manière on fait les calculs de chaque boulon et on obtient les résultats suivants :

$$T_1 = 2228 \text{ N} \quad T_2 = 2435 \text{ N}$$

$$T_3 = 1080 \text{ N} \quad T_4 = 1320 \text{ N}$$

$$T_5 = 450 \text{ N} \quad T_6 = 450 \text{ N}$$

$$T_7 = 1415 \text{ N} \quad T_8 = 1420 \text{ N}$$

$$T_9 = 2300 \text{ N} \quad T_{10} = 2500 \text{ N}$$

Après ces calculs, on remarque que le boulon n°=10 est le boulon encaissant la plus grande force résultante, d'où notre choix se porte sur lui pour le calcul du diamètre.

Réciproquement chacun des boulons, est sollicité au double cisaillement.

$$\tau = T_{\max}/S \Rightarrow \tau = T_{10}/(\pi d^2/4) \tag{VI-15}$$

$$(15) \Rightarrow d^2 = T_{10} \cdot 2 / \tau \cdot \pi$$

A.N : $d = (2400 \cdot 2 / 3,14 \cdot 160)^{1/2}$ $d = 7.84 \text{ mm}$

On s'est porté sur un diamètre du boulon normalisé $d = 8 \text{ mm}$

Conclusion

L'objectif de ce travail était de procéder à l'étude et la construction d'une voilure et d'un empennage de l'avion CHIRAD 1.

Ce projet nous a permis d'acquérir des connaissances sur la construction des ailes et des empennages d'un avion et les différentes techniques utilisées tel que le découpage, l'assemblage, rivetage, soudage, le traçage etc..., aussi que l'organisation et la méthode de travail.

Nous tenons à mentionner que la longue durée allouée 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'aile (découpe des profils, la réalisation des longerons, les pièces de système de commandes etc...); Néanmoins l'objectif tracé est entièrement atteint à savoir la réalisation des ailes et des empennages sans revêtement qui nécessite un travail considérable comme les développés de toute la voilure et ces parties sustentatrices, ainsi que les stabilisateurs.

Nous constatons aussi que le bois a une densité importante par rapport aux alliages d'aluminium, aux alliages de magnésium, ainsi que les matériaux composites utilisés dans la construction des avions qui nous imposera une puissance moteur conséquente.

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 le calcul de structure pour faire des réalisations plus compliquées et réalistes.

Annexe A

A-1 Génération des profils NACA :

Le NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), prédécesseur de la NASA, a étudié différentes familles de profils répondant à diverses applications. Parmi celles ci, on peut distinguer la famille de profils à quatre chiffres, celle à cinq chiffres et les profils laminaires portant la désignation NLF. Dans ce rapport, nous allons principalement nous intéresser à ceux à quatre chiffres.

A-2 Famille de profils à quatre chiffres :

Dans cette famille, un profil est représenté par quatre chiffres. Le premier indique la cambrure maximale relative en pourcentage de la corde ; le deuxième représente la position de cette cambrure en pourcentage de la corde et les deux derniers spécifient l'épaisseur relative maximale en pourcentage de la corde.

Par exemple dans le cas du profil 4412 :

- Le 4 indique la cambrure maximale (4%)
- Le deuxième 4 indique la position de la cambrure maximale (40%)
- Le 12 indique l'épaisseur relative maximale (12%)

A-3 Famille de profils à cinq chiffres :

Dans cette famille, cinq chiffres caractérisent les profils. Le premier représente le coefficient de portance caractéristique, les deux suivants indiquent la position de la cambrure maximale et les deux derniers spécifient l'épaisseur relative maximale.

Exemple :

Dans le cas d'un profil NACA 23012 :

- (2) indique la courbure relative.
- (30) double de la position de la cambrure 15%.
- (12) l'épaisseur relative 12%.

A-4 Famille de profils à six chiffres :

NACA 6t {u}-{A} vzt

Par exemple : NACA 63,2-412, NACA 63A410.

- T est la position de 1/10 de la corde, du minimum de pression
- U facultatif donne la page de traînée minimum en 1110 de C_z

La présence de la lettre A identique que la partie postérieure de l'extrados est rectiligne.

- V est le C_z optimum en 1/10 donne l'épaisseur relative.

A-5 Famille de profils laminaires :

Par exemple pour le NACA 66₂ – 215 :

- Le premier 6 représente la désignation de la série (profil laminaire)
- Le deuxième 6 représente la position de la pression minimale (60%)
- L'indice 2 est la marge au-dessus et au-dessous du coefficient de portance caractéristique pour laquelle il existe un gradient de pression favorable (0,2)
- Le 2 représente le coefficient de portance caractéristique (0,2)
- Le 15 représente l'épaisseur relative maximale (15%)

Les tableaux de l'empennage horizontal :

C=80

X	Y
0.000	0.000
0400
1	1.894
2	2.424
4	3.247
6	4.550
8	5.376
12	5.994
16	6.841
20	7.343
24	7.604
32	4.801
40	4.642
48	4.235
89.6	3.650
115.2	2.883
121.6	1.680
125.2	0.645
128	0.100

C=53.3

X	Y
0.000	0.000
0.266
0.666	1.009
1.332	1.393
2.665	1.894
3.995	2.238
5.330	2.496
7.995	2.848
10.660	3.057
13.325	3.166
15.990	3.199
21.320	3.092
26.650	2.821
31.980	2.432
37.310	1.920
42.640	1.398
47.970	0.771
50.635	0.430
53.3	0.067

C=71.1

X	Y
0.000	0.000
0.355
0.888	1.772
1.777	2.447
3.555	3.327
5.332	3.931
7.110	4.383
10.656	5.002
14.220	5.369
17.775	5.560
21.330	5.167
28.440	5.431
35.550	5.955
42.660	4.270
49.770	3.373
56.880	2.455
63.990	1.355
68.150	0.573
71.100	0.089

C=44.4

X	Y
0.000	0.000
0.222
0.555	0.840
1.110	1.161
2.220	1.578
3.330	1.864
4.440	2.079
6.660	2.373
8.880	2.547
11.100	2.637
13.320	2.664
17.760	2.576
22.200	2.350
26.640	2.025
31.080	1.600
35.520	1.164
39.960	0.642
42.180	0.358
44.440	0.550

C=62.2

X	Y
0.000	0.000
0.311
0.777	1.178
1.555	1.337
3.110	1.626
4.665	2.208
6.220	2.612
9.330	2.912
12.440	3.324
15.55	3.568
18.660	3.695
24.880	3.733
31.100	3.609
37.320	3.292
43.450	2.838
49.760	2.241
55.980	1.631
59.090	0.900
62.200	0.078

C=40

X	Y
0.000	0.000
0.200
0.500	0.757
1	1.046
2	1.420
3	1.680
4	1.873
5	2.136
6	2.294
8	2.376
10	2.400
12	2.321
16	2.117
20	1.825
24	1.441
28	1.049
32	0.579
38	0.332
40	0.050

Les tableaux de l'empennage vertical :

C = 100

X	Y
0.000	0.000
0.500
1.25	1.894
2.5	2.615
5.00	3.555
7.5	4.200
10	4.683
15	5.345
20	5.737
25	5.941
30	6.002
40	5.803
50	5.294
60	4.563
70	3.604
80	2.623
90	1.448
95	0.807
100	0.126

C = 36.4

X	Y
0.000	0.000
0.182
0.445	0.689
0.910	0.223
1.820	1.294
2.730	1.582
3.640	1.704
5.460	1.945
7.280	2.088
9.100	2.162
10.920	2.184
14.560	2.112
18.200	1.927
21.840	1.660
25.480	1.312
29.120	0.954
32.760	0.527
34.580	0.293
36.400	0.045

C = 93.6

X	Y
0.000	0.000
0.468
1.170	1.772
2.340	2.447
4.680	3.327
7.020	3.931
9.360	4.383
14.040	5.002
18.720	5.369
23.400	5.560
28.080	5.167
37.440	5.431
46.800	5.955
56.160	4.270
65.520	3.373
74.880	2.455
84.240	1.355
88.920	0.755
93.6	0.117

C = 74.6

X	Y
0.000	0.000
0.373
0.932	1.412
1.865	1.950
3.730	2.652
5.595	3.133
7.460	3.493
11.190	3.987
14.920	4.276
18.650	4.431
22.380	4.477
29.840	4.329
37.300	3.949
44.760	3.403
52.220	2.688
59.680	1.956
67.140	1.080
70.870	0.602
74.600	0.093

C = 30

X	Y
0.000	0.000
0.150
0.375	0.689
0.750	0.223
1.500	1.294
2.250	1.582
3.000	1.704
4.500	1.945
6.000	2.088
7.500	2.162
9.000	2.184
15.000	2.112
18.000	1.927
21.000	1.660
24.000	1.312
26.500	0.954
27.000	0.527
28.500	0.293
30.000	0.045

C = 55.5

X	Y
0.000	0.000
0.277
0.693	1.051
1.387	1.451
2.775	1.973
4.162	2.331
5.550	2.599
8.325	2.966
11.10	3.184
13.875	3.227
16.650	3.331
22.200	3.220
27.750	2.921
33.300	2.532
38.850	2.000
44.400	1.455
49.950	0.803
52.725	0.447
55.500	0.069

Intrados	extrados	C=146,1
0	0	0
2,1	3,6	1,8
2,8	5	3,7
3,6	6,9	7,3
4	8,4	11
4,2	9,6	14,6
4,2	11,5	21,9
4	12,9	29,2
3,7	13,7	36,5
3,3	14,3	43,8
2,6	14,3	58,4
2	13,4	73,1
1,5	11,9	87,7
0,9	9,8	102,3
0,6	7,1	116,9
0,3	4	131,5
0,2	2,1	138,8
0	0	146,1

Intrados	extrados	C=151,3
0	0	0
2,2	3,7	1,9
3,0	5,1	3,8
3,8	7,2	7,6
4,1	8,7	11,3
4,3	10	15,1
4,4	11,9	22,7
4,1	13,3	30,3
3,8	14,2	37,8
3,4	14,8	45,4
2,7	14,8	60,5
2,1	13,9	75,7
1,5	12,3	90,8
1	10,1	105,9
0,6	7,4	121,0
0,3	4,1	136,2
0,2	2,2	143,7
0	0	151,3

Intrados	Extrado	C=156,5
0	0	0
2,2	3,8	2
3,1	5,3	3,9
3,9	7,4	7,8
4,3	9,0	11,7
4,5	10,3	15,7
4,5	12,3	23,5
4,3	13,8	31,3
3,9	14,7	39,1
3,5	15,3	47
2,8	15,3	62,6
2,2	14,4	78,3
1,6	12,7	93,9
1	10,5	109,6
0,6	7,7	125,2
0,3	4,2	140,9
0,3	2,3	148,7
0	0	156,5

Intrados	extrados	C=1600
0	0	0
2,3	3,9	2
3,1	5,4	4
4,0	7,6	8
4,4	9,2	12
4,6	10,5	16
4,6	12,6	24
4,4	14,1	32
4	15,1	40
3,6	15,6	48
2,9	15,7	64
2,2	14,7	80
1,6	13	96
1	10,7	112
0,6	7,8	118
0,4	4,3	144
0,3	2,4	152
0	0	160

Intrados	extrados	C=125,2
0	0	0
1,8	3,1	1,6
2,4	4,2	3,1
3,1	5,9	6,3
3,4	7,2	9,4
3,6	8,3	12,5
3,6	9,9	18,8
3,4	11	25
3,1	11,8	31,3
2,8	12,2	37,6
2,3	12,3	50,1
1,8	11,5	62,6
1,3	10,2	75,1
0,8	8,4	87,6
0,5	6,1	100,2
0,3	3,4	112,7
0,2	1,8	118,9
0	0	152,2

Intrados	extrados	C=130,4
0	0	0
1,9	3,2	1,6
2,5	4,4	3,3
3,2	6,2	6,5
3,6	7,5	9,8
3,7	8,6	13
3,8	10,3	19,6
3,6	11,5	26,1
3,3	12,3	32,6
2,9	12,7	39,1
2,3	12,8	52,2
1,8	12	65,2
1,3	10,06	78,2
0,8	8,7	91,3
0,5	6,4	104,3
0,3	3,5	117,4
0,2	1,9	123,9
0	0	130,4

Intrados	extrados	C=135,7
0	0	0
1,9	3,3	1,7
2,6	4,6	3,4
3,4	6,4	6,87
3,7	7,8	10,2
3,9	8,9	10,6
3,9	10,7	13,6
3,7	11,9	20,4
3,4	12,8	27,1
3,1	13,2	53,9
2,4	13,3	40,7
1,9	12,5	54,3
1,4	11	67,9
0,9	9,1	81,4
0,5	6,6	90
0,3	3,7	100
0,2	2	122,1
0	0	128,1

Intrados	extrados	C=140,9
0	0	0
2	3,4	1,8
2,7	4,8	3,5
3,5	6,7	7
3,9	8,1	10,6
4	3,9	14,1
4,1	11,1	21,1
3,9	12,4	28,2
3,5	13,3	35,2
3,2	13,8	42,3
2,5	13,8	56,4
2	12,9	70,5
1,4	11,5	84,5
0,9	9,4	98,6
0,5	6,9	112,7
0,3	3,8	126,8
0,2	2,1	133,9
0	0	140,9

Intrados	extrados	C=120
0	0	0
1,7	2,9	1,5
2,3	4,1	3
3	5,7	6
3,3	6,9	9
3,4	7,9	12
3,5	9,5	18
3,3	10,6	24
3	11,3	30
2,7	11,7	36
2,2	11,8	48
1,7	11	60
1,2	9,8	72
0,8	8	84
0,5	5,9	96
0,3	3,3	108
0,2	1,8	114
0	0	120

Annexe B

Bibliographie

➤ [1]. **CELLULE et SYSTEMES : A – PAUJADE.**
Institut aéronautique Jean Mermoz. Edition 1991.

➤ [2]. **CELLULE et CERCUIT : J-C-Ripoll.**
Edition 1990. ENAC.

➤ [3]. Thèse " **Réalisation d'une aile d'avion léger de reconnaissance (DRONE)**"
Edition 2003.

➤ [4]. Thèse " **Etude et réalisation d'un empennage en V modéré en métal**"
" "
Edition 2002.

➤ [5]. Site Internet : [www. Wikipédia.com](http://www.Wikipédia.com)

➤ [6]. Site Internet : www. Avions légendaires.net

➤ [7]. **Problème des résistances des matériaux tome (1)**

Edition .1995